ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ
«ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИОННОГО МОТОРОСТРОЕНИЯ ИМЕНИ П.И. БАРАНОВА»
(ЦИАМ)

СБОРНИК ТЕЗИСОВ ДОКЛАДОВ

ВСЕРОССИЙСКАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ

«АВИАДВИГАТЕЛИ XXI ВЕКА»

Москва, ЦИАМ имени П.И. Баранова
24-27 ноября 2015 г.

УДК 621.45«313»:061.3

ББК 39.55

Н.76

АВИАДВИГАТЕЛИ XXI ВЕКА. Москва 24-27 ноября 2015 г. Сборник тезисов докладов. – м.: ЦИАМ, 2015. – 1133 с.

ISBN 978-5-94049-039-5

Сборник включает тезисы докладов, представленных на Всероссийской научно-технической конференции «АВИАДВИГАТЕЛИ XXI ВЕКА», проведенной 24-27 ноября 2015 года в ЦИАМ. В рамках семнадцати тематических секций рассмотрены как фундаментальные, так и прикладные проблемы создания перспективных авиационных двигателей.

Ответственность за содержание и редактирование тезисов докладов лежит на их авторах.

ISBN 978-5-94049-039-5

© ЦИАМ, 2015

Конференция проводится при финансовой поддержке:

Российского Фонда Фундаментальных Исследований
(проект № 15-01-20986 г)



Научно-производственной фирмы ООО «Мелитэк»



ОРГАНИЗАТОРЫ КОНФЕРЕНЦИИ

Федеральное государственное унитарное предприятие
«Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова»

СОПРЕДСЕДАТЕЛИ КОНФЕРЕНЦИИ

Мантуров Д.В.	Минпромторг России
Бабкин В.И.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Фаворский О.Н.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

Алёшин Б.С.	ПАО «ОАК»
Артюхов А.В.	АО «ОДК»
Бабкин В.И.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Богинский А.И.	Минпромторг России
Гейкин В.А.	АО «ОДК»
Горбунов Е.А.	НП «Союз авиапроизводителей»
Дзапшба Ф.З.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Дутов А.В.	ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е.Жуковского»
Емельянов С.В.	Минпромторг России
Каблов Е.Н.	ФГУП «ВИАМ»
Коптев Ю.Н.	ГК «Ростехнологии»
Ланшин А.И.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Новиков А.С.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Скибин В.А.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Слюсарь Ю.Б.	ПАО «ОАК»
Чернышев С.Л.	ФГУП «ЦАГИ»
Чуйко В.М	АССАД

ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

Агульник А.Б.	ФГБОУ ВПО МАИ (НИУ)
Ватажин А.Б.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Ведешкин Г.К.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Волков С.А.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Вышинский В.В.	ФГАОУ ВПО МФТИ (ГУ)
Гуревич О.С.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Григорьев А.В.	ОАО «Климов»
Долгополов И.Н.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Иноземцев А.А.	ОАО «Авиадвигатель»
Крайко А.Н.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Крашенинников С.Ю.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Левин В.А.	НИИ Механики МГУ
Липатов И.И.	ФГУП «ЦАГИ»
Луковников А.В.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Люсов О.Н.	ОАО «Кузнецов»
Ляшенко А.И.	Минпромторг России
Марков В.Г.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Марчуков Е.Ю.	ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО»
Милешин В.И.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Ножницкий Ю.А.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Ольховский Г.Г.	ОАО «ВТИ»
Оспенникова О.Г.	ФГУП «ВИАМ»
Полев А.С.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Прохоров А.Н.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Селиванов О.Д.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Солонин В.И.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Старик А.М.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Сухоросов С.А.	ОАО «НПП «Аэросила»
Темис Ю.М.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Харьковский С.В.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»
Чевагин А.Ф.	ФГУП «ЦАГИ»
Шмотин Ю.Н.	ОАО «НПО «Сатурн»
Яновский Л.С.	ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ 1А – ВРД И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ 42

Н.К. Аксенов, Т.Н. Аксенова, Н.А. Мордовин и др. РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ТЕПЛОПОДВОДА К МАСЛУ ПО ТЕПЛОИЗОЛИРОВАННОМУ ВАЛУ 42

В.А. Алтунин, К.В. Алтунин, В.М. Гуреев и др. РАЗРАБОТКА НОВЫХ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ СМАЗКИ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗЛИЧНОГО ПРИМЕНЕНИЯ.....43

Д.Л. Астановский, Л.З. Астановский ТЕПЛООБМЕННЫЕ АППАРАТЫ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ДЛЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК 46

А.З. Багерман, А.В. Конопатова, И.П. Леонова ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В МОРСКИХ УСЛОВИЯХ И ВОЗМОЖНОСТИ ИХ ИМИТАЦИИ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА СТЕНДЕ.....48

И.С. Вербанов, А.Л. Светлаков, Д.В. Маслова и др. ПРИМЕНЕНИЕ 3D МОДЕЛИРОВАНИЯ В РАЗРАБОТКЕ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ТЕПЛООБМЕННЫХ АППАРАТОВ.....50

М.Ю. Вовк, Е.Ю. Марчуков, А.С. Дрыгин и др. ТРЕТИЙ КОНТУР – АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ, ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ.....52

В.С. Голубкин РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПАЛЬЧИКОВОГО УПЛОТНЕНИЯ В СИСТЕМЕ COMSOL MULTIPHYSICS 53

С.С. Гумеров МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО РАЗБРОСА ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЯ.....54

А.С. Дрыгин, И.С. Кизеев, Ю.А. Эзрохи и др. ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ ТРЕТЬЕГО КОНТУРА ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ КРЕЙСЕРСКОЙ ТОПЛИВНОЙ ЭКОНОМИЧНОСТИ МНОГОРЕЖИМНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ 57

М.Я. Иванов, В.К. Мамаев ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ДОКАЗАТЕЛЬСТВА ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ LENR С ТЕОРЕТИЧЕСКИМ ОБОСНОВАНИЕМ И ПРИМЕНЕНИЕМ К АВИАЦИОННЫМ ГТД 58

С.М. Каленский, Т.А. Морзеева, Ю.А. Эзрохи и др. ИССЛЕДОВАНИЕ ПУТЕЙ ПОВЫШЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ ЭКОНОМИЧНОСТИ СУ САМОЛЕТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ 2030 ГОДОВ ЗА СЧЕТ ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНОГО СХЕМНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА ДВИГАТЕЛЕЙ НЕТРАДИЦИОННЫХ СХЕМ.....59

С.С. Каюков, В.А. Звягинцев, Ю.Д. Лысенко ПОВЫШЕНИЕ БЫСТРОДЕЙСТВИЯ ТОПЛИВНЫХ ФОРСУНОК ПОРШНЕВЫХ ДВС 61

А.Н. Костюченков, В.П. Минин РАБОТЫ ЦИАМ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ НТЗ В ОБЛАСТИ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....64

В.М. Кофман МЕТОДИКА И ПРОГРАММА НА ЭВМ ДЛЯ ИДЕНТИФИКАЦИИ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ КОМПРЕССОРОВ И ВЕНТИЛЯТОРОВ ПРИ ИХ РАБОТЕ В СИСТЕМЕ ГТД 66

В.М. Кофман МЕТОДИКА И ПРОГРАММА НА ЭВМ ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО –РАСЧЕТНОЙ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ГТД С ИЗМЕРЕНИЕМ ПАРАМЕТРОВ НЕРАВНОМЕРНОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА В СЕЧЕНИИ ЗА ТУРБИНОЙ.....69

И.Н. Крупенич, Е.П. Филинов, Я.А. Остапюк СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ТУРБОКОМПРЕССОРОВ ГТД НА ЭТАПЕ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ.....71

Д.В. Лазарев, Билаш Золтан КОНСТРУКЦИЯ И ПРИМЕНЕНИЕ КОНВЕРТИРОВАННЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД В ПЕРЕДВИЖНЫХ ЭЛЕКТРОАГРЕГАТАХ ТМ 2500 73

А.Р. Лепешкин, К.Д. Каримбаев, Д.В. Сапронов ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ НА ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ РАБОЧИХ ЛОПАТОК АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С УЧЕТОМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ 76

И.А. Лещенко, Ю.Н. Шмотин, К.С. Федечкин и др. ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ НЕЗАВИСИМО УПРАВЛЯЕМОГО 3-ГО КОНТУРА В СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЕТА 77

И.А. Лещенко, Е.Ю. Марчуков, М.Ю. Вовк и др. ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС UNI_MM ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ ТРДД. ОПЫТ РАЗРАБОТКИ И ИСПОЛЬЗОВАНИЯ 80

А.В. Луковников, А.С. Полев, Л.И. Швец и др. ВЫБОР И ОБОСНОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ДАЛЬНЕГО САМОЛЕТА С ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ 81

В.Е. Макаров, С.П. Андреев, Н.В. Берсенева и др. МНОГОУРОВНЕВАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТРДД БОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ, ОБЪЕДИНЯЮЩАЯ 3D МОДЕЛИ УЗЛОВ СИСТЕМЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ И 1D МОДЕЛЬ ДВИГАТЕЛЯ 83

И.Б. Медведев, В.М. Ширманов МГТД – СОВРЕМЕННЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ РЕШЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ 85

И.В. Михеев, К.В. Отряхина, Г.В. Кретинин СИСТЕМА ПРОВЕДЕНИЯ ОПТИМИЗАЦИОННЫХ РАСЧЕТОВ НА КЛАСТЕРНОМ КОМПЛЕКСЕ (JSCRIPT, UNIX SHELL, IBM LOADLEVELER, IOSO, NUMECA, ANSYS CFX) 86

М.А. Мураева, И.М. Горюнов, В.Ф. Харитонов АНАЛИЗ ЦИКЛА ГТД С ИЗОТЕРМИЧЕСКИМ РАСШИРЕНИЕМ В ТУРБИНЕ 87

В.Ю. Николенко СИСТЕМНО-ИНЖЕНЕРНЫЙ ПОДХОД ПРИ СОЗДАНИИ МГТД 89

А.В. Нискороднов, Т.Ф. Имаев, Л.И. Швец РАЗРАБОТКА ОБЛИКА ПЕРСПЕКТИВНОГО БАЗОВОГО ТУРБОВИНТОВЕНТИЛЯТОРНОГО ДВИГАТЕЛЯ («ОТКРЫТЫЙ РОТОР») И ФОРМИРОВАНИЕ КОНЦЕПЦИИ ПОЛНОРАЗМЕРНОГО ДВИГАТЕЛЯ-ДЕМОНСТРАТОРА ТВВД НА БАЗЕ СУЩЕСТВУЮЩЕГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА 90

Н.И. Олесова, Л.С. Яновский, А.В. Байков ИССЛЕДОВАНИЕ НОВЫХ СПОСОБОВ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ КАМЕННОГО УГЛЯ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕГО СОЗДАНИЕ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ ЭЛЕКТРОСТАНЦИЙ С ВЫСОКИМИ ЭКОЛОГИЧЕСКИМИ ПОКАЗАТЕЛЯМИ 92

А.Г. Ососков, Л.Е. Плахов, В.В. Баранов и др. РАЗРАБОТКА ГАЗОГЕНЕРАТОРА БОРТОВОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ И ГАЗОТУРБИННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА МОЩНОСТЬ 1000…1200 кВт 93

Я.А. Остапюк, В.С. Кузьмичев, А.Ю. Ткаченко и др. СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ CAE-СИСТЕМ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 94

А.С. Полев, А.И. Ланшин ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ДВИГАТЕЛЕЙ И СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ МАГИСТРАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ 2030-Х ГГ 95

В.А. Пономарев, М.Н. Буров К ВОПРОСУ О ПОТРЕБНЫХ ТЯГАХ И РАЗМЕРНОСТИ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ ТРДД БУДУЩИХ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ 96

В.Н. Речкин, А.А. Рябов, А.Ю. Кудрявцев и др. СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ЗАДНЕГО СТОЕЧНОГО УЗЛА ГТД 97

М.А. Рогожин, Л.Е. Плахов, В.В. Баранов и др. МОДЕРНИЗАЦИЯ ВГТД ТА18-200 ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОТРЕБНОСТЕЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ 99

В.Н. Рыбаков МЕТОДОЛОГИЯ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА УНИФИЦИРОВАННОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА ДЛЯ СЕМЕЙСТВА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 100

О.С. Серпинский РАСЧЁТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ РАЦИОНАЛЬНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПРЯМОТОЧНЫХ ВРД 102

М.Б. Слинко, А.С. Полев, Т.Ф. Имаев и др. РАЗРАБОТКА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОРЫВНЫХ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ЛЕГКОГО СДС 103

А.Н. Старцев СОВРЕМЕННЫЙ КВД 105

А.А. Струков, В.С. Голубкин РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ УПЛОТНЕНИЙ С УПРУГИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГТД 106

А.В. Сударев, В.Г. Конаков БЛИЖАЙШЕЕ БУДУЩЕЕ АВИАЦИИ – ЛЕГКИЕ НЕОХЛАЖДАЕМЫЕ КЕРАМИЧЕСКИЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ 108

М.Ю. Темис, Ю.М. Темис, А.М. Егоров и др. ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ «СУХОГО» МАЛОРАЗМЕРНОГО ГТД НА ГАЗОВЫХ ОПОРАХ 110

В.Н. Федякин, А.И. Ланшин, В.Д. Николаева ПРОГНОЗ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДО 2030 Г 112

Е.П. Филинов, И.Н. Крупенич, Я.А. Остапюк ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ МАКСИМАЛЬНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГТД ТРАДИЦИОННЫХ СХЕМ НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ 114

Л.А. Финкельберг, В.А. Замышляев МЕТОДОЛОГИЯ РАЗРАБОТКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ПРИМЕРЕ СОЗДАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ-ДЕМОНСТРАТОРА ПД-1400 МОЩНОСТЬЮ 90 Л.С. 115

Ю.В. Фокин, И.В. Осипов, В.С. Ломазов и др. «ПРОРЫВНЫЕ» ТЕХНОЛОГИИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГТД ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ 117

М.С. Французов, Н.В. Кукшинов ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ТЕПЛООБМЕНА В РЕГЕНЕРАТИВНОЙ СИСТЕМЕ ОХЛАЖДЕНИЯ ПВРД НА ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ 118

А.В. Челомбитько, А.И. Ланшин, Л.И. Швец РАБОТЫ ЦИАМ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ БАЗОВОГО ДВИГАТЕЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ПД-14 120

В.М. Ширманов, И.И. Грищенко, И.Б. Медведев и др. МАЛОГАБАРИТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ АО «ТЕХНОДИНАМИКА» 122

Б.И. Ширяев, В.И. Винокуров, В.А. Страшелюк БЫСТРОДЕЙСТВУЮЩАЯ (НА ОСНОВЕ ПИРОАВТОМАТИКИ) СИСТЕМА АВАРИЙНОЙ МЕХАНИЧЕСКОЙ ЗАЩИТЫ СИЛОВОЙ ТУРБИНЫ ГТП ПРИ РАЗРУШЕНИЯХ В ГВТ ГАЗОГЕНЕРАТОРА 124

В.Н. Ширяев КОНСТРУКЦИЯ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ LMS100 ДЛЯ СОВРЕМЕННОЙ ЭНЕРГЕТИКИ 126

Ю.М. Шихман, В.Е. Шлякотин, К.Е. Митрофанов и др. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОГО РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ПРОТОЧНОГО ТРАКТА ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ВРД С ТОПЛИВНЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ 129

В.В. Ясинский ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ АЛ31Ф И СОЗДАНИЕ ЗАДЕЛА НА БУДУЩЕЕ 131

СЕКЦИЯ 1Б – ИНТЕГРАЦИЯ, ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА И ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛА 133

Д.Л. Астановский, Л.З. Астановский, С.А. Григорьев ВЫСОКОЭФФЕКТИВНАЯ УСТАНОВКА ПОЛУЧЕНИЯ ВОДОРОДА ИЗ УГЛЕВОДОРОДНОГО СЫРЬЯ ДЛЯ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИХ ГЕНЕРАТОРОВ НА ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТАХ 133

А.В. Байков, Л.С. Яновский, В.В. Разносчиков и др. УСЛОВИЯ ЭФФЕКТИВНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТРДД НА ОСНОВЕ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТАХ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ 135

Д.Б. Бекурин, Е.В. Архангельский СОПОСТАВЛЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ МЕТОДОВ СРАВНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВОК САМОЛЕТА, ОТЛИЧАЮЩИХСЯ ВНЕШНИМИ ОБВОДАМИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ 136

А.Л. Болсуновский, А.Л. Бирюк, Ю.Н. Чернавских и др. ВЛИЯНИЕ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО БСМС ПРИ РАСПОЛОЖЕНИИ ДВИГАТЕЛЕЙ ПОД КРЫЛОМ И НАД ВЕРХНЕЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ КРЫЛА 138

В.А. Виноградов, А.Ю. Макаров, Я.А. Мельников и др. РАЗРАБОТКА, РАСЧЕТНОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НЕРЕГУЛИРУЕМОГО ПРОСТРАНСТВЕННОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА СВЕРХЗВУКОВОГО ДЕЛОВОГО САМОЛЕТА 138

Б.И. Гуревич РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ РОССИЙСКОГО ДАЛЬНЕГО МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА 140

Ю.А. Добровольский НОВЫЕ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИЕ ИСТОЧНИКИ ТОКА ДЛЯ АВИАЦИИ 141

А.И. Дунаевский, К.Г. Косушкин ФОРМИРОВАНИЕ ТИПОРАЗМЕРНОГО РЯДА ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ МАЛОЙ И РЕГИОНАЛЬНОЙ АВИАЦИИ 142

В.С. Захарченко, П.С. Сунцов, Д.Я. Рахманкулов РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО СКОРОСТНОГО ВЕРТОЛЕТА 143

В.С. Захарченко, П.С. Сунцов, Д.Я. Рахманкулов СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ВЕРТОЛЕТА 144

А.М. Исянов ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ РАСПРЕДЕЛЁННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ 144

А.В. Кажан, В.С. Горбовской, В.Г. Кажан и др. ИССЛЕДОВАНИЯ НАДКРЫЛЬЕВОГО ДОЗВУКОВОГО ТУННЕЛЬНОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА 145

О.М. Колесников, О.В. Волощенко, С.А. Зосимов и др. ВЛИЯНИЕ КОНФИГУРАЦИИ ПРОТОЧНОГО ТРАКТА МОДЕЛЬНОГО ДВУМЕРНОГО ПВРД НА ХАРАКТЕРИСТИКИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА 146

А.Б. Корнилов, В.В. Шалашов ИССЛЕДОВАНИЕ ВКЛАДА ДВИГАТЕЛЯ В ИК ЗАМЕТНОСТЬ ЗАРУБЕЖНЫХ ЛА И СРЕДСТВ СНИЖЕНИЯ ИХ ИЗЛУЧЕНИЯ 147

С.В. Коробцев, О.К. Алексеева, Н.К. Жеваго ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СИСТЕМЫ ХРАНЕНИЯ ВОДОРОДА ДЛЯ АВИАЦИИ 148

Д.А. Кудерко, К.А. Шестаков, А.Ю. Перетокин и др. РАБОТЫ АО «ТЕХНОДИНАМИКА» ПО ИНТЕГРАЦИИ СИСТЕМ ДЛЯ БОЛЕЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО САМОЛЕТА 150

М.К. Курьянский СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ПРОЕКТА «САМОЛЁТ 2020», ПРОБЛЕМЫ И ПУТИ РЕШЕНИЯ 151

И.К. Ландграф ОПЫТ РАЗРАБОТОК ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ ЭНЕРГОУСТАНОВОК НА ОСНОВЕ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В ФГУП «КРЫЛОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНЫЙ ЦЕНТР 151

О.П. Минин, Н.Ю. Юрлова ОПТИМИЗАЦИЯ ГЕОМЕТРИИ КАНАЛА ВОЗДУХОЗАБОРНИКА СЛОЖНОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ КОНФИГУРАЦИИ, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ДОЗВУКОВОГО ЛА 155

О.П. Минин, Д.А. Олишевский ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ СОПЛА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДОЗВУКОВОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА ИНТЕГРАЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ 156

А.А. Мирзоян, А.М. Исянов СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ КОНЦЕПЦИЙ ПРОПУЛЬСИВНОГО ФЮЗЕЛЯЖА И ГИБРИДНОГО ЛЕТАЮЩЕГО КРЫЛА В ПРОЕКТЕ DISPURSAL 159

А.А. Мирзоян, А.А. Евстигнеев ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ УНИФИКАЦИИ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ МАЛОГО И СРЕДНЕГО СПС 160

С.М. Михалев РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ МОТОГОНДОЛ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДАЛЬНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА ТИПА «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО» 162

А.С. Новиков, О.Д. Селиванов, В.С. Захарченко и др. ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ И ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ СОЗДАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗЛИЧНЫХ КЛАССОВ НА ОСНОВЕ СУЩЕСТВУЮЩИХ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ В РАМКАХ ПРОГРАММЫ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ 163

П.А. Рябов, С.М. Каленский, Ю.А. Эзрохи ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ГИБРИДНЫХ МАРШЕВЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ 165

Е.Б. Скворцов, В.Ф. Брагазин, А.Л. Болсуновский и др. РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЁТА С ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ, ИСПОЛЬЗУЮЩЕЙ ОТКЛОНЯЕМЫЙ ВЕКТОР ТЯГИ ТРДД 166

Е.Б. Скворцов, В.И. Бирюк, Н.П. Бузоверя и др. ИССЛЕДОВАНИЕ КОНЦЕПЦИИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА ИНТЕГРАЛЬНОЙ СХЕМЫ С РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ В КОНСТРУКЦИИ КРЫЛА 168

Н.Н. Староверов, Д.П. Хитрых, А.Л. Павлевич АСПЕКТЫ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВИНТОМОТОРНОЙ ГРУППЫ БПЛА С ПОМОЩЬЮ РАСЧЕТНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS 170

В.А. Степанов, В.А. Виноградов, А.Ю. Макаров и др. РАСЧЕТНОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ВХОДНЫХ УСТРОЙСТВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ 172

В.А. Талызин, Н.В. Воеводенко, А.А. Губанов ИССЛЕДОВАНИЯ ЦАГИ ПО СКООРДИНИРОВАННОМУ МЕЖДУНАРОДНОМУ ПРОЕКТУ HEXAFLY-INT 172

В.А. Талызин, Г.Н. Лаврухин МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СОПЛА ТРДД 174

С.Н. Фетисов, А.Н. Мухин, А.В. Сетуха и др. УЧЁТ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИ ФОРМИРОВАНИИ ОБЛИКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ 174

А.В. Шустов, М.В. Анимица, В.И. Бузулук и др. КОНЦЕПЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С АЛЬТЕРНАТИВНЫМИ ИСТОЧНИКАМИ ЭНЕРГИИ 177

В.Г. Юдин, В.Ф. Самохин, А.В. Шенкин ИНТЕГРАЦИЯ ПЛАНЕРА И СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО СДС/СПС 179

СЕКЦИЯ 2А – ВЕНТИЛЯТОРЫ И КОМПРЕССОРЫ 181

Д.В. Архипов РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТАНГЕНЦИАЛЬНОГО НАКЛОНА И КОСОГО ОБТЕКАНИЯ ЛОПАТОК НАПРАВЛЯЮЩЕГО АППАРАТА НАСОГЛАСОВАНИЕ РАБОТЫ СТУПЕНЕЙ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА 181

В.С. Бакланов, Р.Н. Галяутдинов ВИБРОАКУСТИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ НА ПЛАНЕР СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ДВИГАТЕЛЯМИ БОЛЬШОЙ И СВЕРХБОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ 182

Д.В. Ворошнин, О.В. Маракуева, А.С. Муравейко ИДЕНТИФИКАЦИЯ И ОСОБЕННОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЦК С ВЫСОКОЙ СТЕПЕНЬЮ СЖАТИЯ 183

Ю.Б. Галеркин, А.Ф. Рекстин, К.В. Солдатова и др. ОПЫТ ЧИСЛЕННОГО АНАЛИЗА ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОСЕВЫХ И ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРНЫХ СТУПЕНЕЙ 185

А.А. Гомберг, А.В. Ефимов К ВОПРОСУ О ПОВЫШЕНИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СТУПЕНИ ДЛЯ ГТД СЛОЖНОГО ЦИКЛА 188

Е.С. Горячкин, О.В. Батурин, Г.М. Попов и др. МОДЕРНИЗАЦИЯ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ 190

Г.А. Губанов, М.А. Архангельская, В.Д. Вермель и др. ОПЫТ ФРЕЗЕРНОЙ ОБРАБОТКИ КОМПРЕССОРНЫХ ЛОПАТОК МАЛОЙ ЖЕСТКОСТИ И ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ 193

И.Ю. Дзева, Ю.М. Темис, А.В. Селиванов и др. БЕСКОНТАКТНЫЕ ПАЛЬЧИКОВЫЕ УПЛОТНЕНИЯ: КОНСТРУКЦИЯ, РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ 194

Я.М. Дружинин, В.И. Милешин ВЛИЯНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ЭФФЕКТОВ НА ЛОКАЛЬНЫЕ И ИНТЕГРАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ БИРОТАТИВНЫХ ВЕНТИЛЯТОРОВ 196

Г.Г. Еникеев, А.Я. Абдулин ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ТВЕРДЫХ ЧАСТИЦ В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ГТД С ВОЗДУХООЧИСТИТЕЛЕМ И ЛОПАТКАМИ КОМПРЕССОРА С ФУНКЦИОНАЛЬНЫМИ ПОКРЫТИЯМИ 198

А.В. Ефимов РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ЯВЛЕНИЙ В ВЫСОКОНАПОРНОМ ЦЕНТРОБЕЖНОМ КОЛЕСЕ 200

В.В. Жданов, В.И. Милешин ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАДРОТОРНЫХ УСТРОЙСТВ ЛАБИРИНТНОГО ТИПА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОСЛЕДНЕЙ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА 202

Б.С. Замтфорт АКТИВНОЕ СНИЖЕНИЕ ШУМА ВРД 204

И.Н. Клочков, М.Г. Михеев, М.Л. Дынкин ПЕРЕПРОЕКТИРОВАНИЕ ЗАКРЫТОГО ИМПЕЛЛЕРА С УЧЕТОМ ИЗМЕНЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ ЕГО ИЗГОТОВЛЕНИЯ. ПРИМЕР ПРИМЕНЕНИЯ СКВОЗНОЙ СИСТЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ CONCEPTS NREC (CAE/CAM) ОТ ЭТАПА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВКЛЮЧАЯ ИЗГОТОВЛЕНИЕ 205

Р.Н. Колегов, А.А. Синер LES-МОДЕЛИРОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ РЕЗОНАНСНЫХ ЯВЛЕНИЙ В КАНАЛАХ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ 207

В.Ф. Копьев, И.В. Беляев, С.А. Величко и др. ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СТРУИ ТРДД И МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА НА СЕРТИФИКАЦИОННЫЕ УРОВНИ ШУМА САМОЛЕТА НА МЕСТНОСТИ 208

В.Н. Коржнев, В.И. Милешин, Р.Ю. Гатин и др. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ВХОДНОЙ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОТОКА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОДНОРЯДНЫХ И БИРОТАТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ВЕНТИЛЯТОРОВ 209

Е.В. Коромыслов, М.В. Усанин, Л.Ю. Гомзиков и др. РАСЧЁТ ГЕНЕРАЦИИ ШУМА ВЕНТИЛЯТОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДАМИ ВЫСОКОГО ПОРЯДКА ТОЧНОСТИ 211

И.А. Кривошеев, К.Е. Рожков, Н.Б. Симонов РАЗВИТИЕ МЕТОДОВ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК РЕШЕТОК, ЛОПАТОЧНЫХ ВЕНЦОВ, СТУПЕНЕЙ И КОМПРЕССОРОВ НА ОСНОВЕ ОБОБЩЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ 213

Н.Н. Ледовская ИССЛЕДОВАНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ НЕСТАЦИОНАРНОЙ СТРУКТУРЫ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ В КОМПРЕССОРЕ ПРЕДШЕСТВУЮЩЕЕ НАРУШЕНИЮ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ. ЭКСПЕРИМЕНТ 215

В.Е. Макаров, В.А. Шорстов, С.П. Андреев и др. ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕЧЕНИЯ В КНД ТРДД БОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ НА РЕЖИМАХ, БЛИЗКИХ К ПОТЕРЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ, ПРИ РАЗНЫХ УСЛОВИЯХ НА ВХОДЕ 218

О.В. Маракуева, Д.В. Ворошнин, А.С. Муравейко ИДЕНТИФИКАЦИЯ И РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В МНОГОСТУПЕНЧАТОМ ОСЕВОМ КОМПРЕССОРЕ ВЕРТОЛЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВ3-117 221

О.В. Маракуева, Д.В. Ворошнин, И.Н. Клочков и др. СОВРЕМЕННЫЕ ТЕНДЕНЦИИ В ПРОЕКТИРОВАНИИ ТУРБОМАШИН. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДОВ ОПТИМИЗАЦИИ В ЦИКЛЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТУРБОМАШИН 223

Е.В. Мехоношина, В.Я. Модорский АЭРОУПРУГОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОВЕДЕНИЯ ЛОПАТКИ КОМПРЕССОРА В ПОТОКЕ 225

В.И. Милешин, И.К. Орехов РАСЧЁТНЫЙ АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ ПОТОКА В ШЕСТИ-СТУПЕНЧАТОМ КВД И СРАВНЕНИЕ ИНТЕГРАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТДЕЛЬНЫХ СТУПЕНЕЙ И ВСЕГО КВД С ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМИ ДАННЫМИ 228

В.И. Милешин, П.Г. Кожемяко, В.А. Фатеев и др. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ СОЗДАНИЯ ДЕСЯТИСТУПЕНЧАТОГО КВД НА $\pi^*_К$=27 228

В.И. Милешин, П.Г. Кожемяко, В.А. Фатеев МОДЕРНИЗАЦИЯ ДЕВЯТИ-СТУПЕНЧАТОГО КВД ГТУ-25 С ЦЕЛЬЮ СОЗДАНИЯ КВД ДЛЯ ГТУ-35 231

В.И. Милешин, С.К. Щипин, И.К. Орехов МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ ЛОПАТОК ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ 3D ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ 232

М.Г. Михеев ПРОБЛЕМЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЕНТИЛЯТОРНОГО КОНТУРА ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРДД С РЕДУКТОРОМ 234

М.Г. Михеев АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЫДЕЛЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТДЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПРИ ДОВОДКЕ И ПРОЕКТИРОВАНИИ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ ГТД 235

Б.Б. Новицкий ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА ЗАМКНУТОЙ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ ОСОБО МАЛОЙ МОЩНОСТИ 237

Н.И. Огарко, В.И. Милешин, В.А. Фатеев и др. ОПЫТ РАЗАБОТКИ СТЕНДОВОГО ВАРИАНТА ВЫСОКОНАПОРНОГО 2-Х СТУПЕНЧАТОГО ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА 239

Н.И. Огарко ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВДУВА ЗА РК НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СТУПЕНИ 240

С.В. Павлик, А.В. Лысенков ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ДЕМОНСТРАТОРА ТРДД СВЕРХБОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ В ПРИСУТСТВИИ БИРОТАТИВНОГО ВИНТОВЕНТИЛЯТОРА 241

С.В. Панков, В.И. Милешин, И.К. Орехов и др. РАЗРАБОТКА МОДЕЛЬНОЙ СТУПЕНИ ВЕНТИЛЯТОРА С УЛЬТРАНИЗКОЙ СКОРОСТЬЮ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА 242

М.В. Пивоварова, В.А. Бессчетнов СНИЖЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ НАПРЯЖЕНИЙ В РАБОЧИХ ЛОПАТКАХ КВД С КОЛЬЦЕВЫМ ЗАМКОМ ЗА СЧЕТ ИЗМЕНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ 245

А.Н. Поткин, Р.Ю. Старков, Е.А. Шохина ПРОБЛЕМЫ ДОВОДКИ ГТД ПО ОСЕВОМУ УСИЛИЮ НА РОТОР ТУРБОКОМПРЕССОРА 247

К.Р. Пятунин, Н.В. Архарова ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ШУМА ВЕНТИЛЯТОРА ТРДД С УЧЕТОМ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ КОНСТРУКЦИЙ ВО ВХОДНОМ КАНАЛЕ 248

А.А. Россихин, И.А. Браилко, В.И. Милешин РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БИРОТАТИВНЫХ ОТКРЫТЫХ РОТОРОВ 250

А.А. Россихин, С.В. Панков, Я.М. Дружинин и др. ЧИСЛЕННЫЙ МЕТОД 3D РАСЧЕТА ТОНАЛЬНОГО ШУМА ЛОПАТОЧНЫХ МАШИН 252

Н.М. Савин, В.И. Милешин, Я.М. Дружинин и др. РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ РАДИАЛЬНЫХ ЗАЗОРОВ НА КЛОКИНГ-ЭФФЕКТЫ РОТОРОВ И СТАТОРОВ НА ПРИМЕРЕ МОДЕЛЬНОГО ВЫСОКОНАГРУЖЕННОГО ДВУХСТУПЕНЧАТОГО КОМПРЕССОРА 253

В.Э. Сарен НЕКОТОРЫЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ТЕЧЕНИЯ В ТУРБОМАШИНАХ 255

В.Ф. Самохин ИССЛЕДОВАНИЕ И ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ШУМА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С БИРОТАТИВНЫМИ ВОЗДУШНЫМИ ВИНТАМИ 257

А.В. Селиванов, Ю.М. Темис, И.Ю. Дзева ПРИНЦИПЫ РАСЧЕТА И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ «ПЛАВАЮЩИХ» УПЛОТНЕНИЙ 259

А.Н. Старцев, И.А. Браилко, И.К. Орехов СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ВЫХОДНОЙ СИСТЕМЫ ВЫСОКОНАПОРНЫХ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРОВ В ПРОЕКТЕ ESPOSA 261

С.В. Сухинин, А.А. Алексенцев, А.Н. Саженков и др. АЭРОАКУСТИЧЕСКИЕ РЕЗОНАНСНЫЕ ЯВЛЕНИЯ В КАНАЛАХ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА ЗА КОМПРЕССОРОМ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ГТД 262

А.В. Степанов, Я.М. Дружинин, В.И. Милешин и др. РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КЛОГИНГ-ЭФФЕКТА В 2.5- СТУПЕНЧАТОМ КОМПРЕССОРЕ 264

К.С. Федечкин, И.А. Лещенко, Н.В. Кикоть НЕКОТОРЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ КНД 3-Х КОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ 266

К.С. Федечкин, И.Р. Каминский ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИКИ КОМПРЕССОРА НА СТЕПЕНЬ ПОВЫШЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ 23...25 268

К.С. Федечкин, Ф.А. Фаррахов, И.Н. Егоров и др. ОПТИМИЗАЦИИ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ДИАГОНАЛЬНОГО КОМПРЕССОРА 270

К.С. Федечкин, Ф.А. Фаррахов, И.Р. Каминский ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ ДЛЯ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК ВЫСОКОНАПОРНЫХ ДИАГОНАЛЬНЫХ И ЦЕНТРОБЕЖНЫХ СТУПЕНЕЙ 272

Ю.Д. Халецкий, Я.С. Почкин, В.Н. Коржнев ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ ВТОРОГО ПОРЯДКА НА ШУМ МОДЕЛИ ВЕНТИЛЯТОРА 274

Ю.Д. Халецкий, В.И. Милешин ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ СНИЖЕНИЯ ШУМА ВЕНТИЛЯТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 275

Н.В. Шуваев РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ К ФЛАТТЕРУ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА ДВИГАТЕЛЯ SAM146 276

В.С. Юрковский, С.В. Сухинин ГЕЛИКОИДАЛЬНЫЙ АЭРОАКУСТИЧЕСКИЙ РЕЗОНАНС КАК ПРЕКУРСОР ВРАЩАЮЩЕГОСЯ СРЫВА В КОМПРЕССОРНЫХ РЕШЕТКАХ ГТД 278

Г.Г. Юрченко, Ю.М. Темис, А.В. Селиванов и др. ОЦЕНКА КИНЕТИКИ РАДИАЛЬНЫХ ЗАЗОРОВ С УЧЕТОМ НЕОСЕСИММЕТРИЧНЫХ НАГРУЖЕНИЙ 281

Р.А. Юсупов, Ю.М. Циркунов ИССЛЕДОВАНИЕ КРУПНОМАСШТАБНЫХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР В ЦЕНТРОБЕЖНОМ КОМПРЕССОРЕ 282

СЕКЦИЯ 2Б – ГАЗОВЫЕ ТУРБИНЫ 285

О.В. Батурин, А.Ю. Горшков, Г.М. Попов и др. СРАВНЕНИЕ МОДЕЛЕЙ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПРОФИЛЬНЫХ ПОТЕРЬ В ОСЕВЫХ ТУРБИНАХ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ СТАТИСТКИ 285

С.В.Белов, Е.В. Щербакова, А.В. Морозов и др. РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛООБМЕНА В ОХЛАЖДАЕМЫХ ЛОПАТКАХ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТУРБИН 287

А.В. Викулин, Н.Л. Ярославцев ДОВОДКА ПО ТЕПЛОВОМУ СОСТОЯНИЮ ОХЛАЖДАЕМЫХ ЛОПАТОК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ГАЗОВЫХ ТУРБИН 289

К.А. Виноградов, К.В. Отряхина, К.Р. Пятунин и др. МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВУХКОНТУРНОЙ РЕВЕРСИВНОЙ ТУРБИНЫ СУДОВОГО ГТД С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ ПОТЕРЬ МОЩНОСТИ НА РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ 291

Ю.Г. Горелов, К.В. Тюльков СРАВНИТЕЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЛЕНОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ С ЦИЛИНДРИЧЕСКИМИ И ПРОФИЛИРОВАННЫМИ ОТВЕРСТИЯМИ 293

Г.Б. Жестков, С.В. Харьковский, С.В. Белов и др. МОДЕЛИРОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ВНЕШНЕГО ТЕПЛООБМЕНА ПРИ КОНВЕКТИВНО-ПЛЕНОЧНОМ ОХЛАЖДЕНИИ ЭЛЕМЕНТОВ ЛОПАТОК ТВД 295

В.Г. Крупа, С.В. Руденко ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО, ВЯЗКОГО ТЕЧЕНИЯ В ТВД И ТНД ТРДД 297

А.М. Лапин ВЛИЯНИЕ РАБОТЫ СИЛ ВНУТРЕННЕГО ТРЕНИЯ ВОЗДУХА НА ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ГТД, ФОРМИРУЮЩИХ ОКОЛОДИСКОВЫЕ ПОЛОСТИ 299

О.Н. Левитова, И.Г. Бухалов ПРИНЦИПЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ МОДУЛЯ ПЕРЕПУСКА РЕВЕРСИВНОЙ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ НА ПРИМЕРЕ ТУРБИНЫ М70ФРУ РЕВЕРС 301

А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРОПРОВОДНОСТИ МАТЕРИАЛОВ ДЕТАЛЕЙ ТУРБИН ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ УСКОРЕНИЙ И ВИБРОУСКОРЕНИЙ 303

А.С. Матвеев, М.В. Лаврушин, М.В. Сухов и др. ОБОБЩЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ ПО ТЕПЛОВОМУ СОСТОЯНИЮ ТУРБИНЫ ТРЁХВАЛЬНОГО ГТД И МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ПЕРВОЙ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ 305

М.А. Мураева, И.М. Горюнов, В.Ф. Харитонов МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА СЖИГАНИЯ ТОПЛИВА В МЕЖЛОПАТОЧНОМ КАНАЛЕ ТУРБИНЫ 306

В.В. Нестеренко, В.Г. Нестеренко ИССЛЕДОВАНИЕ И АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ И КОНСТРУКЦИЙ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ТУРБИН ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ТВД И ТВлД 308

В.Г. Нестеренко, Ле Тиен Зыонг, В.В. Нестеренко и др. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОХЛАЖДАЕМЫХ ЛОПАТОК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТУРБИН ВРД С БАНДАЖНОЙ ПОЛКОЙ 309

Р.З. Нигматуллин, В.В. Баранов ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА В ЦЕНТРОСТРЕМИТЕЛЬНОЙ ТУРБИНЕ 309

Г.М. Попов, О.В. Батурин, Е.С. Горячкин ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЧЕТЫРЕХСТУПЕНЧАТОЙ ОСЕВОЙ ТУРБИНЫ 312

А.В. Сальников, М. А. Данилов МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ МОНОКОЛЕСА ТУРБИНЫ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ТУРБОВАЛЬНОГО ГТД СЛОЖНОГО ЦИКЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНЫХ МОДЕЛЕЙ ВЫСОКОГО УРОВНЯ 314

С.И. Сендюрев, А.С. Тихонов, Н.Ю. Самохвалов и др. СОЗДАНИЕ, АПРОБАЦИЯ И ВНЕДРЕНИЕ ТРЕХПОЛОСТНОЙ СХЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ СОПЛОВОЙ ЛОПАТКИ ДЛЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТУРБИН ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 316

А.Р. Терегулов ИСПЫТАНИЯ ТУРБИНЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ПД-14 318

Л.В. Терентьева, Р.З. Нигматуллин РАСЧЕТ ГЕНЕРАЦИИ ТОНАЛЬНОГО ШУМА И ТУРБИНЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕЧЕНИЯ ГАЗОВОГО ПОТОКА 319

В.Т. Хайрулин, А.С. Тихонов, Н.Ю. Самохвалов ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ДОВОДКА СОВРЕМЕННЫХ ГАЗОВЫХ ТУРБИН МЕТОДАМИ ТРЕХМЕРНОГО ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ 321

С.В. Харьковский, А.А. Мухин ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАЗЛИЧНЫХ СХЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТУРБИН 322

СЕКЦИЯ 3А – ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ И ПРИКЛАДНАЯ ГАЗОВАЯ ДИНАМИКА 324

О.А. Азарова МОДЕЛИРОВАНИЕ МИКРОВОЛНОВЫХ И ЛАЗЕРНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ ПО УПРАВЛЕНИЮ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОМПЛЕКСНО КОНСЕРВАТИВНЫХ РАЗНОСТНЫХ СХЕМ 324

А.И. Алексюк, В.П. Шкадова, В.Я. Шкадов О ПЕРЕХОДЕ К ТРЕХМЕРНОСТИ В СЛЕДЕ ЗА ТЕЛОМ ПРИ МАЛЫХ И УМЕРЕННЫХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА 326

Е.В. Архангельский, А.П. Падучев, С.М. Заболотских ПРОЕКТИРОВАНИЕ «ЕСТЕСТВЕННОЙ» ЛАМИНАРНОЙ МОТОГОНДОЛЫ ИЗОЛИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГЕНЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА 327

Н.Е. Афонина, В.Г. Громов РАСЧЕТ ТЕЧЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА НА ПОВЕРХНОСТИ МОДЕЛИ В КАНАЛЕ ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНОЙ ИМПУЛЬСНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ ИТ-2М ЦАГИ 329

М.М. Буляккулов, П.В. Никитин МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОБТЕКАНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫМ НЕИЗОТЕРМИЧЕСКИМ ГЕТЕРОГЕННЫМ ПОТОКОМ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА 330

Х.Ф. Валиев, А.Н. Крайко РАЗЛЁТ ИДЕАЛЬНОГО ГАЗА ИЗ ТОЧКИ В ПУСТОТУ И НОВАЯ МОДЕЛЬ БОЛЬШОГО ВЗРЫВА И РАСШИРЕНИЯ ВСЕЛЕННОЙ 331

В.Л. Варсегов, А.С. Шабалин ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В УСТРОЙСТВАХ РЕВЕРСИРОВАНИЯ ТЯГИ НАРУЖНОГО КОНТУРА ТРДД 333

В.А. Виноградов, А.Ю. Макаров, И.В. Потехина и др. РАСЧЕТНОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МАССОПОДВОДА ВО ВХОДНОМ УСТРОЙСТВЕ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ВРД 335

Л.Г. Гвоздева, А.Ю. Чулюнин ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ ПРИ АНОМАЛЬНОМ ПОВЕДЕНИИ УДАРНЫХ ВОЛН ПРИ ВЫХОДЕ ИЗ СОПЛА 337

Ю.П. Гунько, И.И. Мажуль ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИКИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛОБОВЫХ ВОРОНКООБРАЗНЫХ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ 340

А.Д. Егорян МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕТОНАЦИОННЫХ ВОЛН В ВОДОРОДО-ВОЗДУШНОЙ ГОРЮЧЕЙ СМЕСИ 342

М.Ф. Иванов, А.Д. Киверин, И.С. Яковенко О БЕСКОНТАКТНОМ МЕТОДЕ ПРЯМОГО ИНИЦИИРОВАНИЯ ДЕТОНАЦИИ В ГАЗООБРАЗНЫХ СМЕСЯХ С РАСПРЕДЕЛЕННЫМИ МИКРОЧАСТИЦАМИ 344

А.Д. Киверин, И.С. Яковенко, М.Ф. Иванов СВЕРХЗВУКОВОЕ И ДЕТОНАЦИОННОПОДОБНОЕ ГОРЕНИЕ В КАНАЛЕ: СТРУКТУРА, УСТОЙЧИВОСТЬ И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ 345

В.В. Козлов, Г.Р. Грек, О.П. Коробейничев и др. ГОРЕНИЕ ИСТЕКАЮЩЕЙ В ВОЗДУХ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ МИКРОСТРУИ ВОДОРОДА 347

А.П. Королева, М.С. Французов РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ И ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИКИК КАУПЕРНОГО ПОДОГРЕВАТЕЛЯ С ПОРИСТЫМ НАПОЛНИТЕЛЕМ 348

В.М. Кофман СИСТЕМА МЕТОДИК И ПРОГРАММ ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО – РАСЧЕТНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ УЗЛОВ ГТД ПО ПАРАМЕТРАМ НЕРАВНОМЕРНЫХ ВОЗДУШНЫХ И ГАЗОВЫХ ПОТОКОВ 349

А.Н. Крайко, А.В. Грачев, С.А. Таковицкий НОВЫЙ ПРЯМОЙ МЕТОД ОПТИМАЛЬНОГО ПРОФИЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ФОРМ, ОБТЕКАЕМЫХ ДО-, ТРАНС- И СВЕРХЗВУКОВЫМИ ПОТОКАМИ И ДЕМОНСТРАЦИЯ ЕГО ВОЗМОЖНОСТЕЙ 351

А.А. Крайко, К.С. Пьянков, Н.И. Тилляева НОВАЯ КОНЦЕПЦИЯ ПРОФИЛИРОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО МЕЖТУРБИННОГО КАНАЛА И СОПЛОВОГО АППАРАТА ТУРБИНЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ 353

С.Ю. Крашенинников, Л.А. Бендерский ИССЛЕДОВАНИЕ ШУМООБРАЗОВАНИЯ В ТУРБУЛЕНТНОЙ СТРУЕ НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННЫХ РАСЧЕТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ LES ТЕХНОЛОГИИ 354

И.А. Курсаков, К.С. Анисимов, Е.В. Кажан и др. РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ УСТРОЙСТВ УПРАВЛЕНИЯ ПОТОКОМ ДЛЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА ТРДД С НИЗКИМ СОПРОТИВЛЕНИЕМ НА РЕЖИМАХ БОКОВОГО ВЕТРА 356

Д.А Лапинский, Н.В Гурылева, М.А. Иванькин и др. ИССЛЕДОВАНИЯ ПСЕВДОСКАЧКА В КОРОТКОМ КАНАЛЕ С РАЗДЕЛИТЕЛЬНЫМИ ПЕРЕГОРОДКАМИ РАЗЛИЧНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ 358

В.В. Марков, В.А. Левин, Н.Е. Афонина и др. ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ЛАМИНАРНЫХ ТЕЧЕНИЙ ГАЗА В КОЛЬЦЕВОМ СОПЛЕ 359

А.В. Лысенков, Е.В. Кажан РАСЧЕТ ТЕЧЕНИЙ ВО ВРАЩАЮЩЕЙСЯ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ В РАМКАХ EWT-ЦАГИ 360

Д.А. Любимов, Л.А. Бендерский, И.В. Потехина и др. ЭФФЕКТИВНАЯ RANS/ILES ТЕХНОЛОГИЯ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СЛОЖНЫХ ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ В ЭЛЕМЕНТАХ ТРД 363

А.П. Мазуров ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ВЯЗКОГО ГАЗА ОКОЛО ХВОСТОВОЙ ЧАСТИ ГОНДОЛЫ ВРД С ОТКЛОНЕНИЕМ ВЕКТОРА ТЯГИ 364

А.Ю. Макаров, А.Б. Ватажин, Д.А. Любимов и др. ПРИМЕНЕНИЕ АКТИВНЫХ ЗАВИХРИТЕЛЕЙ ПОТОКА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИНТЕТИЧЕСКИХ СТРУЙ И ДИЭЛЕКТРИЧЕСКОГО БАРЬЕРНОГО РАЗРЯДА ДЛЯ УМЕНЬШЕНИЯ ПОТЕРЬ В «АГРЕССИВНЫХ» ДИФФУЗОРАХ ТРДД 365

А.К. Миронов, С.Ю. Крашенинников ОЦЕНКА АКУСТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ШЕВРОНОВ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ШУМА ВЫХЛОПНОЙ СТРУИ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ РАЗЛИЧНОЙ РАЗМЕРНОСТИ 368

А.А. Николаев, О.М. Колесников, О.В. Волощенко и др. ВЛИЯНИЕ СПОСОБА ДРОССЕЛИРОВАНИЯ КАНАЛА НА ВОСПЛАМЕНЕНИЕ УГЛЕВОДОРОДНОГО ГОРЮЧЕГО В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ 370

А.Л. Павлевич, Н.Н. Староверов, Д.П. Хитрых ОРГАНИЗАЦИЯ ЕДИНОЙ РАСЧЕТНОЙ СРЕДЫ НА БАЗЕ ПЛАТФОРМЫ ANSYS 371

О.А. Пашков МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССОВ ТЕРМО-ГАЗОДИНАМИКИ И ТЕПЛОМАССООБМЕНА ПРИ ОБТЕКАНИИ ЗАТУПЛЕННЫХ ТЕЛ ГИПЕРЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ 373

А.В. Пивушков, П.Д. Токталиев, С.И. Мартыненко и др. ПРОБЛЕМЫ ПЕРЕСТРОЕНИЯ РАСЧЕТНОЙ СЕТКИ В ЗАДАЧЕ ВЫГОРАНИЯ ТВЕРДОГО ГОРЮЧЕГО 374

А.Г. Прудников, В.В. Северинова, А.М. Подвальный МНОГОМЕРНЫЕ УРАВНЕНИЯ РЕЙНОЛЬДСА ПРИКЛАДНОЙ ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ КАМЕР СГОРАНИЯ ВРД 375

А.В. Родионов, И.Ю. Тагирова О ПРИМЕНЕНИИ ИСКУССТВЕННОЙ ВЯЗКОСТИ В СХЕМАХ ТИПА ГОДУНОВА ДЛЯ БОРЬБЫ С «КАРБУНКУЛ»-НЕУСТОЙЧИВОСТЬЮ 376

Д.Б. Сафонова, М.С. Французов РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА ЛУЧИСТОЙ ПРИРОДЫ В КАМЕРАХ ПВРД 377

С.И. Скоморохов, Н.Н. Брагин, В.И. Ковалев и др. ВЛИЯНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ ВЫСОКОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПОНОВКИ СКОРОСТНОГО ДОЗВУКОВОГО АДМИНИСТРАТИВНОГО САМОЛЕТА 379

Ф.А. Слободкина ИССЛЕДОВАНИЕ ИНТЕГРАЦИИ ЛЕТАЮЩЕГО КРЫЛА С СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ МЕТОДАМИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ 379

Н.И. Тилляева, А.А. Крайко, К.С. Пьянков ПРОФИЛИРОВАНИЕ НЕСИММЕТРИЧНЫХ ПЛОСКИХ СОПЕЛ МАКСИМАЛЬНОЙ ТЯГИ 380

П.Д. Токталиев, С.Ю. Крашенинников, В.П. Маслов и др. ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ ТЕЧЕНИЯ И ТОНАЛЬНОГО АКУСТИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ТУРБУЛЕНТНОЙ ЗАКРУЧЕННОЙ СТРУИ 382

К.Е. Улыбышев, А.Б. Ватажин, Д.А. Голенцов и др. МОДЕЛЬ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЗАРЯДКИ МИКРОЧАСТИЦ, ОБРАЗУЮЩИХСЯ ПРИ РАЗРУШЕНИИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ТЕЛ 384

Г.А. Фараносов, В.Ф. Копьев, И.В. Беляев и др. ИССЛЕДОВАНИЕ АЗИМУТАЛЬНЫХ КОМПОНЕНТ ШУМА СТРУИ И ЛОКАЛИЗАЦИЯ ИСТОЧНИКОВ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЯ ПС-90 НА ОТКРЫТОМ СТЕНДЕ ОС-5 385

Ю.Д. Чашечкин ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНАЯ МЕХАНИКА ЖИДКОСТЕЙ – РАЦИОНАЛЬНАЯ ОСНОВА РАСЧЕТА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 387

С.А. Чепрасов ОТРАБОТКА МЕТОДИКИ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕРМОАКУСТИЧЕСКИХ ЯВЛЕНИЙ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ 390

СЕКЦИЯ 3Б – КАМЕРЫ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД 392

В.М. Анисимов, М.Ю. Орлов, И.А. Зубрилин РАСЧЁТ ДЕФОРМАЦИЙ СТЕНОК ЖАРОВОЙ ТРУБЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ 392

А.Ю. Васильев, С.А. Волков, В.М. Сильверстов и др. РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С НИЗКОЙ ЭМИССИЕЙ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ И ВЫСОКОЙ РАВНОМЕРНОСТЬЮ ПОЛЕЙ ТЕМПЕРАТУР НА ВЫХОДЕ 393

С.А. Волков, Е.Б. Жесткова ДЕЙСТВУЮЩИЕ И ПЛАНИРУЕМЫЕ МЕЖДУНАРОДНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К ГТД ПО ОГРАНИЧЕНИЮ ЭМИССИИ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ 395

В.Ф. Гольцев, И.И. Гомзякова, С.А. Щепин ПРОБЛЕМЫ ВЫПОЛНЕНИЯ ДЕЙСТВУЮЩИХ НОРМ И ЦЕЛЕВЫХ УРОВНЕЙ ИКАО НА ЭМИССИЮ NOx КАМЕРАМИ СГОРАНИЯ ПРИ ПОВЫШЕННЫХ ПАРАМЕТРАХ ЦИКЛА ТРДД 398

А.А. Диденко, С.В. Лукачев, А.М. Цыганов ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО, ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО И ЭКОЛОГИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД И ИХ КАМЕР СГОРАНИЯ 399

А.А. Диденко, С.Ю. Мишенков, А.В. Ахтеряков и др. ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ДВУХФАЗНОЙ ТУРБУЛЕНТНОЙ СТРУИ ВОЗДУХА ИЗ СУЖИВАЮЩЕГОСЯ СОПЛА С ПРИМЕНЕНИЕМ ЛАЗЕРНОЙ ДИАГНОСТИКИ И ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ 401

Ю.А. Кныш МИКРОВИХРЕВАЯ МАТРИЧНАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ ДЛЯ КРАТКОРЕСУРСНОГО ВРД 402

П.А. Коломенцев, Е.В. Суриков, М.С. Шаров ОСОБЕННОСТИ ОТРАБОТКИ КОМБИНИРОВАННЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК НА ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ТВЕРДЫХ ГОРЮЧИХ НА ОГНЕВЫХ НАЗЕМНЫХ СТЕНДАХ 403

В.М. Кофман МЕТОДОЛОГИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-РАСЧЕТНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИХ АВТОНОМНЫХ ИСПЫТАНИЙ 404

В.М. Кофман МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И ПРОГРАММА НА ЭВМ ДЛЯ РАСЧЕТА ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ КОЛЬЦЕВЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД СО СТРУЙНЫМ КОМБИНИРОВАННЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ 407

А.М. Ланский, С.В. Лукачев, С.Г. Матвеев и др. ОПЫТ ИССЛЕДОВАНИЙ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КАМЕР СГОРАНИЯ МГТД И ПЕРСПЕКТИВЫ ИХ РАЗВИТИЯ 409

А.А. Мануйлов, С.А. Федоров ОПЫТ ДОВОДКИ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ 410

С.С. Матвеев, М.Ю. Орлов РАСЧЁТ ХАРАКТЕРИСТИК РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ С УЧЁТОМ КОМПРЕССОРА 411

С.В. Мингалев, Л.Ю. Гомзиков, Т.В. Абрамчук МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭВОЛЮЦИИ ОБЛАКА КАПЕЛЬ В НИЗКОПЕРЕПАДНОЙ ФОРСУНКЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА БАЛАНСА ПОПУЛЯЦИЙ 412

В.Л. Попов, В.Ю. Алексеенко, Л.В. Гончарова РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ СЕГМЕНТНОЙ ЖАРОВОЙ ТРУБЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ГТД 415

А.А. Свириденков, В.В. Третьяков МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПАДА ЖИДКОЙ СТРУИ И КАПЛЕОБРАЗОВАНИЯ В НЕСТАЦИОНАРНЫХ ВОЗДУШНЫХ ПОТОКАХ 416

А.М. Сипатов, В.В. Цатиашвили, Н.А. Андрюков и др. РЕЗУЛЬТАТЫ СТЕНДОВОЙ ДОВОДКИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРДД 417

А.Б. Соколов, С.Г. Матвеев, А.А. Диденко и др. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ В ОДНОГОРЕЛОЧНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГТД С ПРИМЕНЕНИЕМ ЛАЗЕРНОЙ ДИАГНОСТИКИ, ХИМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА И ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ 418

В.М. Сильверстов, А.Ю. Васильев, В.П. Ляшенко и др. РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОТОТИПА НАКЛОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДЛЯ МГТД НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ 421

В.Н. Строкин ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ СОЗДАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД (ОБЗОР ЗАРУБЕЖНЫХ РАЗРАБОТОК) 422

В.Н. Строкин, С.А. Волков, В.П. Ляшенко и др. РАЗРАБОТКА ОБЛИКА УКОРОЧЕННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ, ИНТЕГРИРОВАННОЙ С КОМПРЕССОРОМ И ТУРБИНОЙ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРДД 423

В.Н. Строкин, С.А. Волков, Т.В. Шилова и др. РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННОГО ФРОНТОВОГО УСТРОЙСТВА МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРДД 425

В.Н. Строкин, С.А. Волков, В.С. Фалалеев и др. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПЛАЗМЕННЫХ СИСТЕМ ЗАЖИГАНИЯ В ВЫСОТНЫХ УСЛОВИЯХ И СРАВНЕНИЕ ИХ С ДРУГИМИ СИСТЕМАМИ ЗАЖИГАНИЯ 426

Р.В. Стяжкин, С.В. Заикин, К.Ю. Арефьев ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОЦЕССОВ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ В МОДЕЛЬНОЙ ПРЯМОТОЧНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ ФОРСУНОК 427

П.Д. Токталиев, В.Н. Строкин, Ю.В. Беликов и др. АНАЛИЗ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ РАЗЛИЧНЫХ СХЕМ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ПЕРСПЕКТИВНОГО САМОЛЕТА 428

В.В. Третьяков, А.А Свириденков ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ И РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РАСПЫЛИВАНИЯ И РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТОПЛИВА В ПРЕЦЕССИРУЮЩИХ ВОЗДУШНЫХ ПОТОКАХ 429

В.И. Фурлетов, В.П. Ляшенко, С.А. Щепин и др. КАМЕРЫ СГОРАНИЯ С ДВУХЗОННЫМИ ФРОНТОВЫМИ МОДУЛЯМИ 430

В.И. Фурлетов, Н.В. Шеина, Г.С. Ханян ИЗМЕРЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ КОЛЕБАНИЙ ДАВЛЕНИЯ ГАЗА ПРИ ДИАГНОСТИКЕ ВИБРАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ 432

М.С. Шаров, Л.С. Яновский, Е.В. Суриков ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И РЕЖИМОВ РАБОТЫ КАМЕР ДОЖИГАНИЯ КОМБИНИРОВАННЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК НА ПОЛНОТУ СГОРАНИЯ ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ТВЁРДЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ 434

А.П. Ширин, Е.В. Суриков, М.С. Шаров АВТОНОМНАЯ ОТРАБОТКА ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ С НИЗКОЙ СКОРОСТЬЮ ГОРЕНИЯ ДЛЯ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ..... 437

С.А. Щепин, В.Ф. Гольцев, И.И. Гомзякова ИССЛЕДОВАНИЕ ВКЛАДА ГОМОГЕННЫХ ФРОНТОВ ПЛАМЕНИ В ОБРАЗОВАНИЕ NOX В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ТРДД С ПЕРСПЕКТИВНЫМИ СХЕМАМИ ОРГАНИЗАЦИИ СЖИГАНИЯ ТОПЛИВА 438

СЕКЦИЯ 3В – МАЛОЭМИССИОННЫЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТУ 439

Л.З. Астановский, Д.Л. Астановский, П.В. Кустов ЭФФЕКТИВНОЕ ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТОЕ СЖИГАНИЕ ТОПЛИВА НА БЕСПЛАМЕННЫХ ГОРЕЛКАХ КОНСТРУКЦИИ «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ»..... 439

А.В. Бадерников, Р.А. Диденко, Д.С. Ханталин и др. РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ANSYS CFX ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ ГАЗООБРАЗНОГО И ЖИДКОГО ТОПЛИВА 441

В.Д. Васильев, Л.А. Булысова, А.Л. Берне ПРОБЛЕМЫ ВОЗНИКНОВЕНИЯ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ГОРЕНИЯ В МЭКС ГТУ И СПОСОБЫ ИХ РЕШЕНИЯ 442

Г.К. Ведешкин, Е.Д. Свердлов, А.Н. Дубовицкий и др. РАЗРАБОТКА МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДЛЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ ГТД-110..... 445

М.В. Дробыш, А.Н. Дубовицкий ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГТУ С ГОРЕНИЕМ БЕДНЫХ СМЕСЕЙ, БЕЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЗАКРУТКИ ПОТОКА 446

А.Н. Дубовицкий ПОДАВЛЕНИЕ РЕЖИМОВ ВИБРОГОРЕНИЯ В МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГТУ НА ПРИРОДНОМ ГАЗЕ..... 447

А.Н. Дубовицкий, М.В. Дробыш, К.И. Спиридонов РАСЧЕТНОЕ СОПРОВОЖДЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ДОВОДКИ МЭКС ГТУ-110 449

А.Р. Кутлумухамедов, Д.В. Морозов, Н.И. Фокин ОПЫТ ЭВОЛЮЦИОННОЙ ДОВОДКИ АВИАЦИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ, ПРЕДНАЗНАЧЕННОЙ ДЛЯ РАБОТЫ В СОСТАВЕ НАЗЕМНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ 450

А.В. Лебедев, Е.Д. Свердлов, К.И. Спиридонов РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ СХЕМЫ ОРГАНИЗАЦИИ НИЗКОЭМИССИОННОГО СЖИГАНИЯ КЕРОСИНА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ МНОГОФОРСУНОЧНОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ТОПЛИВА 452

А**.С. Лобасов, Д.К. Шараборин, В.М. Дулин и др.** ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕНОСА ЗА ФРОНТОВЫМ УСТРОЙСТВОМ МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТУ..... 454

В.А. Назукин ОЦЕНКА РАЗЛИЧНЫХ ПОДХОДОВ К МОДЕЛИРОВАНИЮ ЗАКРУЧЕННЫХ ПОТОКОВ, ПРИМЕНИТЕЛЬНО К УСТРОЙСТВАМ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ПОДГОТОВКИ ТОПЛИВОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГТД 455

А.А. Пчеляков, В.Е. Николаев, В.Н. Лавров ДОВОДКА МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ НА РЕСУРС 457

Е.Д. Свердлов, Г.К. Ведешкин, А.Н. Дубовицкий и др. РАЗРАБОТКА НИЗКОЭМИССИОННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ ДЛЯ ГПА ГТУ-16 И ГТУ-25 ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ» 458

А.Н. Секундов, С.А. Чепрасов, К.Я. Якубовский и др. ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ RANS И LES ПРИ ГОРЕНИИ СМЕСИ ТОПЛИВА И ОКИСЛИТЕЛЯ 458

А.М. Сипатов, В.В. Цатиашвили, И.У. Фагалов и др. РАЗРАБОТКА МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ С МНОГОМОДУЛЬНЫМ ФРОНТОВЫМ УСТРОЙСТВОМ ДЛЯ ГТУ МОЩНОСТЬЮ 25 МВТ 460

Ю.И. Цыбизов, Ю.С. Елисеев, Д.Г. Федорченко и др. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИНТЕЗ-ГАЗА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ГТУ 461

Ю.И. Цыбизов, Ю.С. Елисеев, Д.Г. Федорченко и др. РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОГРАММЫ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ НА ОАО «МЕТАЛЛИСТ-САМАРА» 462

СЕКЦИЯ 4 – ПРОЧНОСТЬ, НАДЁЖНОСТЬ, НОВЫЕ КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ 463

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ 463

Г.С. Гарибов ДИСКОВЫЕ СПЛАВЫ XXI ВЕКА 463

В.В. Ильин СОВРЕМЕННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СВОЙСТВ МАТЕРИАЛОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 465

М.Е. Колотников, В.В. Веденеев, П.В. Макаров ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА И КОМПРЕССОРА СОВРЕМЕННЫХ ГТД НА СТАДИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ 465

Н.А. Махутов, М.М. Гаденин, А.Н. Романов ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ОСНОВЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОЧНОСТИ, РЕСУРСА, ЖИВУЧЕСТИ И БЕЗОПАСНОСТИ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ 467

С.Т. Милейко НОВЫЕ ЖАРОПРОЧНЫЕ КОМПОЗИТЫ 470

Р.Р. Мулюков ОБЪЕМНЫЕ НАНОСТРУКТУРНЫЕ МЕТАЛЛЫ И СПЛАВЫ 473

Г.И. Нестеренко РИСК-ВЕРОЯТНОСТНАЯ МЕТОДИКА РАСЧЁТА БЕЗОПАСНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ САМОЛЁТОВ 473

Ю.А. Ножницкий, Ю.М. Темис, Б.Ф. Шорр НАУЧНАЯ ШКОЛА ЦИАМ ПО ПРОЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 474

С.В. Овсепян, Б.С. Ломберг, М.В. Ахмедзянов и др. ВЫСОКОЖАРОПРОЧНЫЕ, СВАРИВАЕМЫЕ, УПРОЧНЯЕМЫЕ ВНУТРЕННИМ АЗОТИРОВАНИЕМ СПЛАВЫ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГТД 475

В.Н. Самаров ГОРЯЧЕЕ ИЗОСТАТИЧЕСКОЕ ПРЕССОВАНИЕ ПОРОШКОВЫХ МАТЕРИАЛОВ - КРИТИЧЕСКАЯ НАУКОЕМКАЯ ТЕХНОЛОГИЯ В КОНСТРУКЦИЯХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ XXI ВЕКА - НОВЫЕ РАЗРАБОТКИ 477

Р.В. Сафиуллин, Р.Р. Мулюков, В.Г. Трифонов и др. РАЗРАБОТКА ОПЫТНОЙ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПОЛОЙ ШИРОКОХОРДНОЙ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ 479

СЕКЦИЯ 4А - ДИНАМИКА, ПРОЧНОСТЬ, НАДЁЖНОСТЬ 1 482

В.В. Авруцкий, Н.Г. Бычков, А.В. Першин СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ УСТАНОВКИ П926 ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ МАТЕРИАЛОВ НА ТЕРМОУСТАЛОСТЬ ПРИ НАЛОЖЕНИИ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ВИБРАЦИОННЫХ НАГРУЗОК 482

Х.Х. Азметов, Ю.М. Темис ПРОБЛЕМЫ МАЛОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ ВЫСОКОНАГРУЖЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ ТУРБОМАШИН 483

А.В. Алексейчик ИССЛЕДОВАНИЕ НОВЫХ МАТЕРИАЛОВ 484

М.А. Артамонов, Н.И. Демкина, С.Д. Потапов и др. ИССЛЕДОВАНИЕ ДЕФЕКТНОСТИ ГРАНУЛИРУЕМЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД 486

О.Ю. Бондарев VOLUME GRAPHICS. ОБРАБОТКА ДАННЫХ В ПРОМЫШЛЕННОЙ ТОМОГРАФИИ 487

Н.Г. Бычков, А.В. Першин АНАЛИЗ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ОБОРВАВШЕЙСЯ ЛОПАТКИ 1-Й СТУПЕНИ КНД С КОРПУСОМ ПРИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ПРОВЕРКЕ ЕГО НЕПРОБИВАЕМОСТИ НА РАЗГОННОМ СТЕНДЕ И РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПРОЕКТИРОВАНИЮ ЛЕГКИХ НЕПРОБИВАЕМЫХ КОРПУСОВ ЛОПАТОЧНЫХ МАШИН 489

Б.Е. Васильев ПРОГНОЗИРОВАНИЕ РАСЧЁТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ЛОПАТОК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТУРБИН С УЧЁТОМ СЛОЖНОГО НАПРЯЖЁННОГО СОСТОЯНИЯ 490

Н.П. Великанова, Н.А. Протасова ВЛИЯНИЕ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИН АВИАЦИОННЫХ ГТД 493

М.Е. Волков, Е.Р. Голубовский МАЛОЦИКЛОВАЯ УСТАЛОСТЬ МОНОКРИСТАЛЛОВ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ ВЖМ-5 И ВЖМ-4 ПРИ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ 494

Л.Б. Гецов, А.С. Семенов, С.Г. Семенов РАСЧЕТНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДОЛГОВЕЧНОСТИ И ЖИВУЧЕСТИ ЛОПАТОК ГТД ИЗ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ СПЛАВОВ 495

П.И. Гнусин, П.С. Тундыков, Н.Е. Чупрунов СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДЫ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ 497

Л.А. Костырева, В.В. Баландин, А.М. Брагов и др. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ МЕТОД ИССЕЛЕДОВАНИЯ ПРОБИВАЕМОСТИ КОРПУСОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД 498

Е.Е. Кочерова ОЦЕНКА МАЛОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ УРАВНЕНИЯ МЭНСОНА–КОФФИНА НА БАЗЕ СТАТИСТИКИ ИСПЫТАНИЙ СТАНДАРТНЫХ ОБРАЗЦОВ ПРИ ОТНУЛЕВОМ ЦИКЛЕ «МЯГКОГО» НАГРУЖЕНИЯ 500

И.И. Кудинов, Н.В. Цыкунов, С.П. Якубин ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗМЕРОВ ВЫЯВЛЯЕМЫХ ТРЕЩИН В ДИСКАХ ТУРБИНЫ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ КАПИЛЛЯРНОГО КОНТРОЛЯ 502

М.В. Лебедев, Н.В. Кикоть, Р.Ю. Старков ПОДШИПНИКОВЫЕ ОПОРЫ ГТД НА КОНСИСТЕНТНОЙ СМАЗКЕ 504

Н.Г. Логинова, С.В. Сарычев СОПРОВОЖДЕНИЕ ПО НАДЕЖНОСТИ ГТД. РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОЦЕДУРЫ FRACAS. ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС «НАДЕЖНОСТЬ» ОАО «НПО «САТУРН» 505

В.С. Мацаренко, Б.Ф. Шорр, А.В. Горячев и др. РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕЭФФЕКТИВНОСТИ ЗАЩИТЫ ВЕРТОЛЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ОТ ПОПАДАНИЯ ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ 507

К.Г. Непеин МОДЕЛИРОВАНИЕ СТОЛКНОВЕНИЯ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА С БИОМАССОЙ 509

Ю.А. Ножницкий, В.К. Куевда, А.И. Божков РАЗВИТИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ОБЕСПЕЧЕНИЮ ПРОЧНОСТНОЙ НАДЕЖНОСТИ ПРИ СЕРТИФИКАЦИИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 510

Д.Д. Перепелица, С.Д. Потапов, М.Е. Волков и др. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЫДЕРЖКИ В ЦИКЛЕ НАГРУЖЕНИЯ НА СКОРОСТЬ РОСТА ТРЕЩИН В МАТЕРИАЛАХ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД 511

А.В. Першин, Н.Г. Бычков, А.Ш. Хамидуллин и др. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕРМОУСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ НАТУРНЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД И ИХ МОДЕЛЕЙ, ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СПЛАВОВ 512

Е.В. Петров ОЦЕНКА ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЦИКЛИЧЕСКИ СТАБИЛИЗИРУЮЩИХСЯ МАТЕРИАЛОВ ПРИ МЯГКОМ НАГРУЖЕНИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ УРАВНЕНИЯ УНИВЕРСАЛЬНЫХ НАКЛОНОВ, МОДИФИЦИРОВАННОГО ВВЕДЕНИЕМ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ ПРИ ОДНОСТОРОННЕ НАКОПЛЕННОЙ ДЕФОРМАЦИИ 514

Н.И. Петров, В.А. Карасев, Г.М. Назаренко и др. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ПРИЗНАКОВ И БЕЗОПАСНОЙ НАРАБОТКИ НЕРАЗБОРНЫХ ПОДШИПНИКОВ КАЧЕНИЯ С ПОГРАНИЧНЫМИ ПОВРЕЖДЕНИЯМИ В УСЛОВИЯХ ВЫСОКИХ НАГРУЗКИ И СКОРОСТИ ВРАЩЕНИЯ 516

А.Н. Петухов ФРЕТТИНГ И ФРЕТТИНГ-УСТАЛОСТЬ В МАЛОПОДВИЖНЫХ СОЕДИНЕНИЯХ ГТД И ЭУ 517

А.Л. Полянин, А.Н. Саженков ВОЗМОЖНОСТИ УВЕЛИЧЕНИЯ МЕЖРЕМОНТНОГО РЕСУРСА ПРОМЫШЛЕННЫХ ГТУ ДЛЯ СОВРЕМЕННЫХ ГПА 519

А.М. Портер, Д.П. Лешин, М.В. Васильчук ОПЫТ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ РАБОТ ПО УСТАНОВЛЕНИЮ ПЕРИОДИЧНОСТИ КОНТРОЛЕЙ ДИСКОВ В ЭКСПЛУАТАЦИИ 522

Ю.А. Равикович, Ю.И. Ермилов, Д.П. Холобцев и др. РАЗВИТИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ БАЗЫ МАИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЛЕПЕСТКОВЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПОДШИПНИКОВ 524

М.А. Розанов ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДОВ РЕНТГЕНОСТРУКТУРНОГО АНАЛИЗА ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ОБРАЗЦОВ И ДЕТАЛЕЙ ГТД 525

В.С. Рузанов ТЕХНОЛОГИЯ СОЗДАНИЯ ИНТЕГРИРОВАННОГО ПОДШИПНИКА 527

О.В. Самсонова РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА РЕСУРСНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ДИСКА ВЫСОКОНАГРУЖЕННОЙ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ В РАМКАХ КОНЦЕПЦИИ БЕЗОПАСНОГО РАЗВИТИЯ ДЕФЕКТА 528

С.В. Сарычев, Н.Г. Логинова, А.А. Охотников К ВОПРОСУ О СОПРОВОЖДЕНИИ БЕЗОТКАЗНОСТИ ПАРКА ГТД ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ МЕТОДОЛОГИИ RCM 529

А.С. Семенова, А.Р. Кирсанов ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВНУТРЕННЕГО КОЛЬЦА СЕГМЕНТНОГО КЕРАМИЧЕСКОГО ПОДШИПНИКА НА ЕГО ПРОЧНОСТЬ 531

А.С. Семенова, А.Р. Кирсанов ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВРАЩЕНИЯ МЕЖРОТОРНОГО ПОДШИПНИКА С ИМИТАЦИЕЙ РЕАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ РАБОТЫ 532

Н.В. Туманов, М.А. Лаврентьева, Н.А. Воробьева и др. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЦИКЛИЧЕСКОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ДИСКОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД НА ОСНОВЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ КИНЕТИКИ ТРЕЩИН МАЛОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ 533

Н.В. Туманов, М.А. Лаврентьева, Н.А. Воробьева и др. КОМПЛЕКСНАЯ ФРАКТОДИАГНОСТИКА ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ГТД 535

М.С. Реймерс, Д.П. Хитрых, А.Л. Павлевич и др. АВТОМАТИЗАЦИЯ РАСЧЕТОВ ХАРАКТЕРИСТИК МАСЛЯНЫХ ПОДШИПНИКОВ СКОЛЬЖЕНИЯ ГТУ С УЧЕТОМ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ЭФФЕКТОВ И ДЕФОРМАЦИЙ В РАСЧЕТНОМ КОМПЛЕКСЕ ANSYS 538

Н.В. Цыкунов НЕРАЗРУШАЮЩИЙ КОНТРОЛЬ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ РЕСУРСОМ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ГТД 540

В.Е. Чижиков, И.В. Тищенко РАЗРАБОТКА УНИВЕРСАЛЬНОГО СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ РАДИАЛЬНЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ОПОР 541

П.С. Шушпанников, Е.И. Шифрин О МЕТОДЕ ИДЕНТИФИКАЦИИ ДЕФЕКТОВ В ЛИНЕЙНО УПРУГИХ ТЕЛАХ ПО ДАННЫМ СТАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ, ОСНОВАННОМ НА ПРИМЕНЕНИИ ФУНКЦИОНАЛА ВЗАИМНОСТИ 542

Н.А. Яблокова ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ РЕМОНТНЫХ ДИСКОВ КОМПРЕССОРОВ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ3-1 НЕРАЗРУШАЮЩИМИ МЕТОДАМИ РЕНТГЕНОСТРУКТУРНОГО АНАЛИЗА 544

Н.А. Яблокова, Н.А. Симурзин СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО АНАЛИЗА РЕНТГЕНОДИФРАКЦИОННЫХ ДАННЫХ РЕМОНТНЫХ ЛОПАТОК ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ 546

СЕКЦИЯ 4Б - ДИНАМИКА, ПРОЧНОСТЬ, НАДЁЖНОСТЬ 2 549

Ф.А. Абдухакимов, В.В. Веденеев, М.Е. Колотников и др. РАСЧЕТ АМПЛИТУДЫ РЕЗОНАНСНЫХ КОЛЕБАНИЙ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ КОМПРЕССОРА 549

Д.Н. Алексеев, А.В. Высотский РЕШЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ КОНТАКТНОЙ ЗАДАЧИ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ДЕМПФИРОВАНИЯ РЕЗОНАНСНЫХ КОЛЕБАНИЙ ШЕСТЕРНИ 550

С.А. Безбородов, А.И. Жужукин ВЕРИФИКАЦИЯ РАСЧЁТНЫХ МОДЕЛЕЙ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА И ТУРБИНЫ 551

А.С. Виноградов, Р.Р. Бадыков ИССЛЕДОВАНИЕ ДЕФОРМАЦИЙ УПЛОТНИТЕЛЬНЫХ КОЛЕЦ ОПОРЫ КОМПРЕССОРА НА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ 552

И.Л. Гладкий, И.Л. Андрейченко, С.В. Санчелова и др. РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЖЕСТКОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БОЛТОВОГО РОТОРА ГТД 554

А.В. Давыдов, В.В. Романов, А.Н. Климов и др. МОДЕЛИРОВАНИЕ И ПУТИ УЛУЧШЕНИЯ ВИБРАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГТЭ-110 556

С.Ю. Данилкин, А.А. Хориков ДИАГНОСТИКА АВТОКОЛЕБАНИЙ И СРЫВНЫХ КОЛЕБАНИЙ РАБОЧИХ ЛОПАТОК В ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРАХ 558

С.Ю. Данилкин, А.А. Хориков, Т.И. Мазикина РАННЯЯ ДИАГНОСТИКА ПРЕДПОМПАЖНОГО СОСТОЯНИЯ МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ ПРИ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ПО ТРАКТУ КОМПРЕССОРА 559

С.А. Дегтярев, М.К. Леонтьев СОВРЕМЕННОЕ СПЕЦИАЛЬНОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ЗАДАЧ РОТОРНОЙ ДИНАМИКИ ТУРБОМАШИН 561

С.А. Дегтярев, М.К. Леонтьев МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ В УСЛОВИЯХ СЕЙСМИЧЕСКОГО ВОЗБУЖДЕНИЯ 564

В.Л. Дорофеев, В.В. Голованов, С.Г. Гукасян и др. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ТЕОРИИ И ПРАКТИКИ ЗУБЧАТЫХ ПЕРЕДАЧ, РЕШЕНИЕ КОТОРЫХ НЕОБХОДИМО ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПРОИЗВОДСТВА РЕДУКТОРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 566

Д.Ю. Дьянов, В.Ф. Спиридонов, А.А. Рябов и др. ВОЗМОЖНОСТИ ПАКЕТА ПРОГРАММ ЛОГОС ДЛЯ РАСЧЕТНОГО АНАЛИЗА ПРОЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ 568

Д.А. Елизаров ПРОЧНОСТНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ШИРОКОХОРДНОЙ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА 570

А.И. Ермаков, Д.П. Давыдов, Г.В. Лазуткин ПРИМЕНЕНИЕ УПРУГОДЕМПФИРУЮЩЕГО ПОРИСТОГО ПРОВОЛОЧНОГО МАТЕРИАЛА МР В АВИА ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ 571

А.С. Злобин КРИТЕРИИ ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНОЙ СХЕМЫ ПОДВЕШИВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ 573

Д.В. Калинин НЕЛИНЕЙНЫЕ КОЛЕБАНИЯ В ПЛАНЕТАРНЫХ РЕДУКТОРАХ ТРДД 574

Д.В. Калинин, П.А. Тусов, Я.В. Калинин и др. БЕССТУПЕНЧАТАЯ МЕХАНИЧЕСКАЯ ТРАНСМИССИЯ ВЕРТОЛЕТА С ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИМ РЕГУЛИРУЕМЫМ ПРИВОДОМ 576

А.К. Карачалов, Н.В. Огородникова, А.В. Собуль МЕТОДОЛОГИЯ НОРМИРОВАНИЯ ДОПУСТИМЫХ ЗАЧИСТОК ДЛЯ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ГТД НАЗЕМНОГО И МОРСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ 577

К.Д. Каримбаев УСТОЙЧИВОСТЬ СОСТАВНЫХ СТЕРЖНЕЙ «В» И «ЗА» ПРЕДЕЛАМИ УПРУГОСТИ 578

О.В. Корепанова, И.Г. Габов СТАТИСТИЧЕСКОЕ ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ВИБРАЦИОННЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ЛОПАТКАХ ГТД 579

А.Р. Лепешкин, С.Ю. Данилкин МЕТОД ИССЛЕДОВАНИЯ СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ КОЛЕБАНИЙ ЛОПАТОК ГТД 581

А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков, А.В. Першин и др. МЕТОДИКА РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕПЛОВОГО И ТЕРМОНАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ ОХЛАЖДАЕМЫХ ЛОПАТОК ГТД С КЕРАМИЧЕСКИМИ ТЗП В УСЛОВИЯХ ВЧ ИНДУКЦИОННОГО НАГРЕВА ПРИ ИСПЫТАНИЯХ 582

О.С. Лимонова, С.С. Двойников ОПТИМИЗАЦИЯ ШЛИЦЕВОГО СОЕДИНЕНИЯ ВАЛОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ 583

Д.С. Лисовенко, В.А. Городцов, Р.В. Гольдштейн ОБ ОТРИЦАТЕЛЬНОСТИ КОЭФФИЦИЕНТА ПУАССОНА ДЛЯ КУБИЧЕСКИХ И ГЕКСАГОНАЛЬНЫХ КРИСТАЛЛОВ 584

В.К. Ляшенко, И.А. Селиванов РАСЧЕТ ДИНАМИКИ РОТОРНОЙ СИСТЕМЫ ГТД С УЧЕТОМ НЕЛИНЕЙНОСТИ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕМПФЕРОВ В ОПОРАХ 585

Т.И. Мазикина, А.А. Хориков ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВИБРАЦИОННОГО СОСТОЯНИЯ РАБОЧИХ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРОВ ПРИ ИХ КАСАНИИ О ПРИРАБАТЫВАЕМОЕ ПОКРЫТИЕ 586

Е.А. Матвеев, С.А. Чепига РАСЧЁТ ДИНАМИКИ СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЫ РОТОРОВ ГТД В ПАКЕТЕ MSC.NASTRAN 587

А.С. Миленин, И.Г. Габов ИССЛЕДОВАНИЕ СЛУЧАЙНЫХ КОЛЕБАНИЙ ЛОПАТОК ТУРБОКОМПРЕССОРА 588

М. Ш. Нихамкин, А.Ю. Головкин, И.П. Конев ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МОДАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭЛЕМЕНТОВ ГТД 590

Н.В. Осадчий, В.Т. Шепель ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ РАСЧЕТА ПАНЕЛЕЙ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ КОНСТРУКЦИЙ НА СТАТИЧЕСКУЮ И ДИНАМИЧЕСКУЮ ПРОЧНОСТЬ 591

Е.Р. Пак, С.И. Бугреева, И.В. Карпман и др. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗГОННЫХ ИСПЫТАНИЙ ДИСКОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КРИТЕРИЕВ РАЗРУШЕНИЯ 594

Н.А. Саженков, М.Ш. Нихамкин, И.П. Конев и др. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПАРЫ СУХОГО ТРЕНИЯ РАБОЧАЯ ЛОПАТКА ТУРБИНЫ-ДЕМПФЕР 595

А.В. Сальников ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ СВАРНЫХ ФРАГМЕНТОВ РОТОРОВ КВД С ЦЕЛЬЮ УЛУЧШЕНИЯ ИХ МАССОВЫХ, ПРОЧНОСТНЫХ И ЖЕСТКОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК 598

Д.В. Сапронов, М.А. Мезенцев, А.Н. Серветник и др. РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КРАТКОВРЕМЕННОЙ ПРОЧНОСТИ ЗАМКОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ КЕРАМИЧЕСКИХ ЛОПАТОК И МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ДИСКОВ РАБОЧИХ КОЛЁС ГАЗОВЫХ ТУРБИН 599

И.А. Селиванов ОСОБЕННОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ И РАСЧЕТА СВЯЗАННЫХ КОЛЕБАНИЙ МНОГОВАЛЬНЫХ РОТОРОВ ГТД 600

А.Н. Серветник УСЛОВИЯ ПЛАСТИЧЕСКОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ И КРИТЕРИИ ПОТЕРИ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ДИСКОВ ГТД, ИЗГОТОВЛЕННЫХ ИЗ ТИТАНОВЫХ И НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ 601

С.М. Скирта, Е.Г. Тихонов, С.М. Пиотух и др. АНАЛИЗ ПРИЧИН ВОЗНИКНОВЕНИЯ ДЕФЕКТОВ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ГТД БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ 602

А.П. Худяков, Ю.М. Темис МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОПЕРАЦИЙ СВЕРХПЛАСТИЧЕСКОЙ ФОРМОВКИ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ 604

Д.А. Якушев, Ю.М. Темис СИСТЕМА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ РОТОРОВ ГТД 606

СЕКЦИЯ 4В - МАТЕРИАЛЫ (СПЛАВЫ) И ТЕХНОЛОГИЯ 608

А.Г. Аксенов, Ю.В. Самусина, Р.Н. Фасхутдинов ОПЫТ ВНЕДРЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ» 608

А.Х. Ахунова, В.А. Валитов, Э.В. Галиева и др. ФИЗИЧЕСКОЕ И КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВАРКИ ДАВЛЕНИЕМ ОБРАЗЦОВ С РЕЛЬЕФНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ 609

И.Х. Бадамшин ОБЪЕДИНЁННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВОЙСТВ КОНСТРУИРУЕМЫХ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ ЛОПАТОК ТУРБИН И ТЕХНОЛОГИИ ИХ ИЗГОТОВЛЕНИЯ 611

В.Н. Бутрим, А.Г. Береснев, И.М. Разумовский ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ СВЕРХЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ: СПЛАВЫ НА ОСНОВЕ ХРОМА 613

В.А. Валитов, О.А. Базылева, К.Б. Поварова и др. ВЛИЯНИЕ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СВАРКИ ДАВЛЕНИЕМ НА СТРУКТУРУ И СВОЙСТВА ТВЕРДОФАЗНЫХ СОЕДИНЕНИЙ ИНТЕРМЕТАЛЛИДНЫХ СПЛАВОВ НА ОСНОВЕ NI_3AL С ЖАРОПРОЧНЫМ СПЛАВОМ ЭП975 615

Э.В. Галиева, Э.Г. Аргинбаева, А.А. Дроздов и др. ВЛИЯНИЕ ДЕФОРМАЦИИ И ОТЖИГА НА МИКРОСТРУКТУРУ И МИКРОТВЕРДОСТЬ ИНТЕРЕМЕТАЛЛИДНЫХ СПЛАВОВ НА ОСНОВЕ NI3AL 617

Э.В. Галиева, Р.Я. Лутфуллин, В.А. Валитов и др. ВЛИЯНИЕ ДЕФОРМАЦИИ И ОТЖИГА НА МИКРОСТРУКТУРУ И ПРОЧНОСТЬ ТВЕРДОФАЗНЫХ СОЕДИНЕНИЙ НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА ЭП975 С ИНТЕРМЕТАЛЛИДНЫМИ СПЛАВАМИ ТИПА ВКНА 618

А.К. Галимов, А.Г. Тюрганов, Г.Р. Хабирьянова и др. ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДДЕРЖКА СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА ИЗДЕЛИЙ, ПОЛУЧЕННЫХ МЕТОДОМ СВЕРХПЛАСТИЧЕСКОЙ СВАРКИ ДАВЛЕНИЕМ 619

И.Л. Гладкий, С.В. Санчелова, М.В. Морозова ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗБРОСА ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ ВАЛОВ ИЗ МАТЕРИАЛА ЭП517-Ш 620

В.А. Головешкин, А.В. Бочков, Ю.М. Козырев и др. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛО-МАССО-ПЕРЕНОСА ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ИЗ ПОРОШКОВЫХ ЖАРОПРОЧНЫХ И ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ НА ОСНОВЕ ГИП КРУПНОГАБАРИТНЫХ ДЕТАЛЕЙ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ, БЛИЗКИХ ПО ФОРМЕ К ОКОНЧАТЕЛЬНОЙ 622

Д.П. Давыдов РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ВИБРО- УДАРОЗАЩИТЫ, ФИЛЬТРАЦИИ ЖИДКОСТЕЙ И ГАЗОВ НА ОСНОВЕ УПРУГОДЕМПФИРУЮЩЕГО ПОРИСТОГО МАТЕРИАЛА МР 624

Д.В. Данилов, Ю.Н. Шмотин, А.В. Логунов и др. РАЗРАБОТКА ЖАРОПРОЧНОГО НИКЕЛЕВОГО СУПЕРСПЛАВА, СТОЙКОГО К ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СОЛЕВОЙ КОРРОЗИИ 626

С.С. Даутов, А.М. Смыслов К ВОПРОСУ О ПОВЫШЕНИИ ЖАРОСТОЙКОСТИ ИНТЕРМЕТАЛЛИДНОГО СПЛАВА НА ОСНОВЕ АЛЮМИНИДОВ ТИТАНА 628

С.С. Двойников, А.А. Иноземцев, И.Г. Габов и др. ОРГАНИЗАЦИЯ ЭЛЕКТРОННОГО БАНКА ДАННЫХ ПО СВОЙСТВАМ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА БАЗЕ СИСТЕМЫ GRANTA MI 629

В.С. Денисова, С.С. Солнцев, В.А. Розененкова и др. ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ КЕРАМИЧЕСКИЕ ПОКРЫТИЯ ДЛЯ ЗАЩИТЫ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 631

В.А. Дьяконов, Б.Ф. Пронин, А.Д. Камалов и др. ЭЛАСТИЧНЫЕ ТЕПЛОЗАЩИТНЫЕ ПОКРЫТИЯ ДЛЯ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 633

А.С. Ермолаев, В.С. Бабиков, А.М. Иванов и др. ПРИМЕНЕНИЕ ЛАЗЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ И РЕМОНТЕ ДЕТАЛЕЙ ГТД В ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ» 634

Н.Г. Зайцев, И.В. Мазилин, Л.Х. Балдаев и др. ЛАЗЕРНАЯ ОБРАБОТКА КЕРАМИЧЕСКОГО СЛОЯ ТЗП 635

Т.А. Ильинкова, А.Т. Тагиров, Е.А. Барсукова РАЗРАБОТКА КРИТЕРИЕВ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПЛАЗМЕННЫХ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ ИЗУЧЕНИЯ ТРАНСФОРМАЦИЙ СТРУКТУРЫ ПРИ ТЕРМОЦИКЛИРОВАНИИ 637

В.В. Исаков, И.А. Бурлаков АДДИТИВНЫЕ ЛАЗЕРНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ПРОИЗВОДСТВЕ ГТД. ТЕОРИЯ И ПРАКТИКА 639

А.В. Колпаков ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ УЛУЧШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК АВИАЦИОННЫХ И РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОСОБЕННОСТЕЙ РАДИАЦИОННОГО ПЕРЕНОСА В МАТЕРИАЛАХ И СРЕДАХ, СОДЕРЖАЩИХ СФЕРИЧЕСКИЕ И НИТЕВИДНЫЕ НАНОЧАСТИЦЫ 641

А.Н. Котельников, И.Г. Габов СОПРОТИВЛЕНИЕ МНОГОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ ТИТАНОВЫХ И НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ С УЧЕТОМ АСИММЕТРИИ ЦИКЛА НАГРУЖЕНИЯ 643

В.П. Кузнецов, В.П. Лесников, Н.А. Попов СТРУКТУРА, ФАЗОВЫЙ СОСТАВ И ПРОЧНОСТНЫЕ СВОЙСТВА МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ, ЛЕГИРОВАННЫХ ТАНТАЛОМ, РЕНИЕМ И РУТЕНИЕМ 644

С.А. Кунавин, В.Н. Скоробогатых, И.А. Щенкова ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ЖАРОПРОЧНЫХ СТАЛЕЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПРИ СТАТИЧЕСКОМ И ЦИКЛИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ 645

А.Р. Лепешкин РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ИСПЫТАНИЙ ДЕТАЛЕЙ ГТД НА РАЗГОННЫХ СТЕНДАХ 647

А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков, А.В. Першин и др. РАСЧЕТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НДС КЕРАМИЧЕСКИХ ТЗП СТОЛБЧАТОЙ СТРУКТУРЫ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ И ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ 650

А.Р. Лепешкин МЕТОДИКА АВТОФРЕТИРОВАНИЯ ДИСКОВ ТУРБИН ГТД НА РАЗГОННОМ СТЕНДЕ 651

А.В. Логунов, Ю.Н. Шмотин, И.А. Лещенко и др. РАЗРАБОТКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ЭКОНОМНО ЛЕГИРОВАННОГО ЖАРОПРОЧНОГО НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА ДЛЯ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИН АВИАЦИОННЫХ ГТД 652

Р.Я. Лутфуллин, А.А. Круглов, А.В. Сисанбаев ДЕФОРМАЦИОННЫЙ РЕЛЬЕФ В ПОЛЫХ КОНСТРУКЦИЯХ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ6 ПОСЛЕ СВЕРХПЛАСТИЧЕСКОЙ ФОРМОВКИ 654

М.А. Ляховецкий, Л.Н. Лесневский ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ФРЕТТИНГА АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ С ПОКРЫТИЯМИ 656

Л.А. Магеррамова, Б.Е. Васильев ВЫЧИТАНИЕ И СЛОЖЕНИЕ В СОЗДАНИИ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 658

И.В. Мазилин, Н.Г. Зайцев, Л.Х. Балдаев и др. СВОЙСТВА ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ ЦИРКОНАТОВ РЕДКОЗЕМЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ 660

П.Г. Мин, Д.Е. Каблов, В.В. Сидоров и др. ВЛИЯНИЕ ПРИМЕСЕЙ НА СТРУКТУРУ И СВОЙСТВА МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ЖАРОПРОЧНЫХ ЛИТЕЙНЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ И РАЗРАБОТКА ЭФФЕКТИВНЫХ МЕТОДОВ ИХ РАФИНИРОВАНИЯ 662

Ю.А. Ножницкий, Б.А. Балуев, Ю.А. Федина ОТРАСЛЕВАЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ БАЗА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРОЧНОСТНОЙ НАДЕЖНОСТИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 664

Г.А. Прибытков, В.А. Богомолов, П.Б. Гринберг МНОГОКОМПОНЕНТНЫЕ ИОННОПЛАЗМЕННЫЕ ПОКРЫТИЯ НА ИЗНАШИВАЕМЫЕ ДЕТАЛИ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ 665

Г.А. Прибытков, М.Г. Криницын, В.Г. Дураков ИЗНОСОСТОЙКИЕ ПОКРЫТИЯ НА ТИТАНЕ, ПОЛУЧЕННЫЕ ЭЛЕКТРОННОЛУЧЕВОЙ НАПЛАВКОЙ КОМПОЗИЦИОННЫХ ПОРОШКОВ «TiC+Ti»..... 667

Н.А.Протасова, Т.П. Захарова, М.А. Розанов и др. РЕЛАКСАЦИЯ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ, ПОВРЕЖДАЕМОСТЬ И РЕГЕНЕРАЦИЯ СТРУКТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН ГТД ИЗ МОНОКРИСТАЛЬНЫХ ЖАРОПРОЧНЫХ NI СПЛАВОВ 670

И.И. Резчикова, Е.Н. Каблов, О.Г. Оспенникова и др. ВЛИЯНИЕ ГАДОЛИНИЯ НА СВОЙСТВА МАТЕРИАЛОВ СИСТЕМЫ PR-DY-FE-CO-B 672

В.Н. Титов БЗОРНАЯ ИНФОРМАЦИЯ ПО ПРОГРЕССИВНЫМ ВИДАМ ИСПЫТАНИЙ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ..... 673

П.А. Трусов, М.Н. Гусев 3D ТЕХНОЛОГИИ В ПРОМЫШЛЕННОСТИ.(ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО ПЛАВЛЕНИЯ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПОРОШКОВЫХ МАТЕРИАЛОВ В МАШИНОСТРОЕНИИ) 673

Р.Н. Фасхутдинов, А.С. Дубровская, К.А. Донгаузер ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ 676

А.Ш. Хамидуллин, Н.Г. Бычков ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОЧНОСТНЫХ И ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ОТДЕЛЬНЫХ СЛОЕВ КЕРАМИЧЕСКИХ ТЗП..... 678

А.Ш. Хамидуллин, Н.Г. Бычков ИССЛЕДОВАНИЯ ДОЛГОВЕЧНОСТИ КЕРАМИЧЕСКОГО ТЗП НА МОДЕЛЯХ ЛОПАТОК ТУРБИН В УСЛОВИЯХ ИХ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ В РАЗГОННОЙ КАМЕРЕ 680

А.В. Шапеев ПОСТРОЕНИЕ ТОЧНЫХ И ЭФФЕКТИВНЫХ МЕЖАТОМНЫХ ПОТЕНЦИАЛОВ 681

Б.И. Ширяев СПОСОБ КРЕПЛЕНИЯ ПАРЫ ДЕТАЛЕЙ ИЗ МАТЕРИАЛОВ, РАЗРАБОТАННЫХ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ 5 ПОКОЛЕНИЯ, ОБРАЗУЮЩИХ ПРИРАБАТЫВАЕМОЕ НАДРОТОРНОЕ УПЛОТНЕНИЕ..... 682

СЕКЦИЯ 4Г - КОМПОЗИТЫ («ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ, ПРОИЗВОДСТВА И ИСПЫТАНИЙ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ИЗ СОВРЕМЕННЫХ И ПЕРСПЕТКИВНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ»).....685

Г.А. Анищенко, С.В. Кулаков МНОГОПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПКМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗЛИЧНЫХ СИСТЕМ ИНЖЕНЕРНОГО АНАЛИЗА..... 685

К.Р. Ахмадиева, Е.В. Долгова, Р.Р. Мухаметов и др. ПОЛИФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ЦИАНОВЫЕ ЭФИРЫ ДЛЯ ТЕРМОУСТОЙЧИВЫХ ПЛАСТИКОВ..... 687

А.М. Ахметов, Т.Д. Каримбаев, С.Н. Никитин ОПЫТ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ВХОДНОГО НАПРАВЛЯЮЩЕГО АППАРАТА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ..... 688

А.П. Белоглазов, А.В. Габов, В.И. Елистратов и др. ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КАРКАСОВ ИЗ УГЛЕРОДНОГО ВОЛОКНА ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА ПКМ И УУКМ 690

И.Н. Воробьев, Г.А. Анищенко ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПКМ В ИНТЕГРИРОВАННОЙ СРЕДЕ SIEMENS NX SAMCEF..... 691

С.В. Воробьев, Д.В. Матюхин ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕПЛОВИЗИОННОЙ ТЕХНИКИ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ УСТАЛОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ 693

В.В. Геров, P.B.S. Bailey, C. Cowan УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИК ПРОВЕДЕНИЯ УСТАЛОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ПОЛИМЕРНОЙ ОСНОВЕ 694

С.К. Гордеев, С.Б. Корчагина, Т.Д. Каримбаев и др. АЛМАЗ-КАРБИДОКРЕМНИЕВЫЙ кОМПОЗИТ «СКЕЛЕТОН»: СТРУКТУРА, СВОЙСТВА, ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ В АВИАЦИОННОМ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ 698

М.А. Гринев, В.В. Субботин, А.В. Торопицина РЕЗУЛЬТАТЫ КВАЛИФИКАЦИИ ПКМ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К УЗЛАМ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК 699

И.В. Гулевский, И.С. Набатова, М.А. Савелова НЕРАЗРУШАЮЩИЙ КОНТРОЛЬ КОМПОЗИТНЫХ ПРОТОТИПОВ КЕССОНОВ КРЫЛА СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА 701

Т.Д. Каримбаев, К.А. Даньшин ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ ТЕПЛОВОМУ УДАРУ 703

Т.Д. Каримбаев, Д.В. Матюхин, Д.С. Пальчиков МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ПРЕДСКАЗАНИЯ ОСТАТОЧНОЙ ПРОЧНОСТИ КМ ПРИ УСТАЛОСТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ 704

А.В. Кепман, А.В. Бабкин, В.В. Авдеев СОВРЕМЕННЫЕ ПОДХОДЫ К РАЗРАБОТКЕ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ВЫСОКИМИ УДАРНЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ 704

А.О. Курносов, И.И. Соколов, К.С. Мишуров и др. ПКМ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ДЛЯ МОТОГОНДОЛЫ ДВИГАТЕЛЯ ПД-14 706

А.И. Кучеровский, И.В. Зеленина, И.Н. Гуляев ОСОБЕННОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТЕРМОСТОЙКИХ УГЛЕПЛАСТИКОВ И ИЗДЕЛИЙ ИЗ НИХ 707

А.А. Луппов, М.П. Николаева, Е.А. Макаева КОНСТРУКТИВНЫЙ ОБЛИК ЛОПАСТЕЙ ВИНТОВЕНТИЛЯТОРОВ 709

М.Д. Зайцев, И.В. Гулевский, А.В. Панков ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПТОВОЛОКОННЫХ ДАТЧИКОВ ДЕФОРМАЦИИ В ИСПЫТАНИЯХ КОМПОЗИТНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НА ПРОЧНОСТЬ 709

И.В. Магнитский, К.А. Пономарев, С.В. Тащилов РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ УПРУГИХ СВОЙСТВ КОМПОНЕНТОВ ПРОСТРАНСТВЕННО АРМИРОВАННОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА 711

Д.В. Матюхин ПРОБЛЕМЫ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ ОБРАЗЦОВ И ЛОПАТОК ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА УСТАЛОСТЬ 712

Д.В. Матюхин, С.М. Николаев ПРИМЕНЕНИЕ АЛГОРИТМОВ ИДЕНТИФИКАЦИИ МОДАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДЛЯ УТОЧНЕНИЯ РАСЧЁТНЫХ МОДЕЛЕЙ ИЗДЕЛИЙ, ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ 713

М.А. Мезенцев, Т.Д. Каримбаев, А.Ю. Ежов КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ОБЛИК И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РАБОЧЕГО КОЛЕСА ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА ИЗ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА 715

Р.Р. Мухаметов, К.Р. Ахмадиева ФТАЛОНИТРИЛЬНОЕ СВЯЗУЮЩЕЕ ДЛЯ ТЕРМОСТОЙКИХ КОМПОЗИТОВ 716

Б. Мыктыбеков, Т.Д. Каримбаев, А.А. Луппов и др. ПРОГРАММА КВАЛИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЕЕ СЕРТИФИКАЦИИ 718

Г.П. Окатова, В.С. Урбанович, Д.В. Куис и др. ВЫСОКОТВЕРДЫЙ УГЛЕРОДНЫЙ АМОРФНО-НАНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИЙ КОМПОЗИТ КАК ОСНОВА ДЛЯ РАЗРАБОТКИ МАТЕРИАЛА ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ 719

М.А. Орлов, Д.В. Афанасьев, А.Д. Новиков РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ВЫКЛАДКИ СУХОЙ ПРЕФОРМЫ ЛОПАТКИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДОМ НАШИВКИ РОВИНГА 722

Д.С. Пальчиков, Д.В. Афанасьев ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ (ДЕФЕКТОВ) НА ХАРАКТРИСТИКИ ЖЕСТКОСТИ И ПРОЧНОСТИ УГЛЕПЛАСТИКОВ 724

А.М. Першин, И.Л. Гладкий, А.В. Торопицина ОТРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПКМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНТЕРФЕЙСОВ МЕЖДУ СРЕДАМИ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО АНАЛИЗА ANSYS И ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПОЗИТОВ FIBERSIM 725

А.И. Петухов, Ing. Peter Mäckel, Julien Noel ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ РЕНТГЕНОВСКОЙ КОМПЬЮТЕРНОЙ ТОМОГРАФИИ И ШИРОГРАФИИ ДЛЯ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПКМ 726

К.А. Пономарев, А.А. Бакулин, В.П. Вагин и др. ИССЛЕДОВАНИЕ УПРУГИХ И ДЕФОРМАТИВНЫХ СВОЙСТВ СОВРЕМЕННЫХ ВЫСОКОПЛОТНЫХ МЛЕКОЯЧЕИСТЫХ ПРОСТРАНСТВЕННО АРМИРОВАННЫХ УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ТЕМПЕРАТУРАХ ДО 2600 °С 729

Б.В. Пономаренко ОБОРУДОВАНИЕ, ОСНАСТКА,ПРИБОРЫ И АППАРАТУРА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИЗЫСКАНИЙ. 730

Д.И. Савельев, А.Г. Попов, Н.В. Матюшевский ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОЧНОСТИ ПРИ ОСЕВОМ СЖАТИИ ВЫСОКОМОДУЛЬНЫХ УГЛЕПЛАСТИКОВ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ СТАНДАРТОВ, ПРЕДУСМАТРИВАЮЩИХ НАГРУЖЕНИЕ ОБРАЗЦОВ ПО ТОРЦАМ 731

С.С. Солнцев, В.А. Розененкова, Н.А. Миронова и др. ТРЕЩИНОСТОЙКИЕ КЕРАМОМАТРИЧНЫЕ КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ 732

А.А. Стром ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА, ПОЛУЧЕННОГО НА ОСНОВЕ 3D ТКАЧЕСТВА УГОЛЬНОЙ НИТИ 733

Г.С. Ханян, Д.В. Матюхин ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЕКРЕМЕНТА КОЛЕБАНИЙ ДЕТАЛЕЙ ГТД ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНО-ФАЗОВЫМ МЕТОДОМ ФУРЬЕ-АНАЛИЗА 735

М.А. Хоробрых, В.Н. Вякин ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КРЫЛЬЧАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ 737

М.А. Хоробрых, В.Н. Вякин, Е.И. Куркин и др. МОДЕРНИЗАЦИЯ КРЫЛЬЧАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА С ЦЕЛЬЮ ПОВЫШЕНИЯ ЕГО ЭФФЕКТИВНОСТИ 739

А.А. Чернышов, Т.Д. Каримбаев, А.Ю. Ежов МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ПРИ ОБРЫВЕ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА 741

А.А. Чернышов, Т.Д. Каримбаев, А.Ю. Ежов ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СТОЙКОСТИ УДАРУ ПОСТОРОННИМИ ПРЕДМЕТАМИ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРОВ 742

А.А. Чернышов, Т.Д. Каримбаев МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА КОМПАКТИРОВАНИЯ СИЛОВОГО КОЛЬЦА ИЗ МЕТАЛЛИЧЕСКОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА 742

И.О. Шарков, М.А. Мезенцев, А.Ю. Ежов ЭТАП ФОРМИРОВАНИЯ КОНСТРУКТИВНОГО И ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБЛИКА МНОГОСЛОЙНОГО КОРПУСА ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ МГТД 743

П.С. Шушпанников, Р.В. Гольдштейн, Е.И. Шифрин и др. О МЕТОДЕ РАСЧЕТА ОСТАТОЧНОЙ ПРОЧНОСТИ ОБРАЗЦОВ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С УДАРНЫМИ ПОВРЕЖДЕНИЯМИ ПРИ ОДНООСНОМ СЖАТИИ 744

СЕКЦИЯ 5 – МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ИСПЫТАНИЙ И ИХ МЕТРОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ 746

Е.В. Акимов ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ДАТЧИКОВ И СКАНЕРОВ ДАВЛЕНИЯ В ОБЛАСТИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ 746

В.В. Бурмистров, Ю.С. Марков, А.В. Гребенников и др. ПРОБЛЕМЫ ХОС ВКС НА СОВРЕМЕННОМ ЭТАПЕ. ПУТИ И МЕТОДЫ ИХ РЕШЕНИЯ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ ПО ПРОИЗВОДСТВУ ИСКУССТВЕННОГО ХОЛОДА ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ КЛИМАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ 748

С.Л. Вавировская, М.В. Корнеев, Д.Л. Захаров ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТНЫХ И ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДАТЧИКОВ ТЕМПЕРАТУРЫ 750

А.Г. Гимадиев, Е.С. Дягилева, Н.Д. Быстров РАЗРАБОТКА СРЕДСТВ ИЗМЕРЕНИЯ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ГТД 751

А.А. Говоров, А.Н. Букреев, Д.С. Старшинов и др. ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ БАРОРЕЗИСТОРОВ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ТУРБОМАШИН 753

Д.А. Голенцов, А.Б. Ватажин, В.А. Лихтер и др. МЕТОД ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ РАЗРУШЕНИЯ ТЕЛ (ЭЛЕМЕНТОВ ГТД) 754

А.М. Горбачев, Д.Л. Захаров РАСЧЕТ ТЕПЛОВЫХ ПОТЕРЬ В КОНТАКТНЫЕ ЭЛЕКТРОДЫ ТОНКОПРОВОЛОЧНЫХ ТЕРМОМЕТРОВ СОПРОТИВЛЕНИЯ 756

П.А. Горячев, В.Г. Жулин, В.В. Савенков и др. МОДЕЛИРОВАНИЕ АТМОСФЕРНОГО ОБЛАКА, СОДЕРЖАЩЕГО ЛЕДЯНЫЕ КРИСТАЛЛЫ 757

П.А. Горячев, В.Г. Жулин, В.В. Савенков и др. КАЛИБРОВОЧНЫЕ ИСПЫТАНИЯ СИСТЕМЫ ОБВОДНЕНИЯ ПОТОКА В АДТ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СТЕНДОВЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ 759

С.А. Гребеньков, П.А. Горячев, В.В. Савенков и др. РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ ЗАЩИТ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ 760

Н.Ю. Гребешков СОВРЕМЕННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ И КОМПОНЕНТОВ 761

В.Т. Дедеш, В.Д. Мокеев, С.Н. Киосе и др. ОБЛЕДЕНЕНИЕ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ В КРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ОБЛАКАХ 762

В.В. Дячук, С.В. Чиванов, А.В. Харламов и др. РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ В УСЛОВИЯХ НЕРАВНОМЕРНО ОБВОДНЁННОГО ПОТОКА 764

П.М. Егоров, Ю.С. Марков, Е.А. Тихонов и др. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАКОНОВ РЕГУЛИРОВАНИЯ РЕЖИМНЫХ И ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ СТЕНДА Ц-5/2 ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИСПЫТАНИЙ КАМЕР СГОРАНИЯ 766

С.А. Жгун, В.А. Гречихин, А.С. Швецов и др. ПРИМЕНЕНИЕ БЕСПРОВОДНЫХ ЭНЕРГОНЕЗАВИСИМЫХ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НА ПОВЕРХНОСТНЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЛНАХ (ПАВ) ДЛЯ ДИСТАНЦИОННОГО ИЗМЕРЕНИЯ СТАТИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ИСПЫТЫВАЕМЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ УЗЛОВ 767

А.И. Жужукин ПРИМЕНЕНИЕ СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВИБРАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 769

С.Н. Зайченко НОВОЕ ПОКОЛЕНИЕ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ СИСТЕМ НА ОСНОВЕ ОТКРЫТЫХ СТАНДАРТОВ VXI, LXI, AXIe 770

С.В. Иванов, С.Л. Вавировская РАЗРАБОТКА ПИРОМЕТРА НА ОСНОВЕ ЭМИССИОННО-АБСОРБЦИОННОГО МЕТОДА ДЛЯ ТЕРМОМЕТРИРОВАНИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ (ДО 2500 К) ГАЗОВЫХ ПОТОКОВ 772

Б.М. Клинский СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ ИСПЫТАНИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТРДД ВЫСОКОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ С РАЗДЕЛЬНЫМИ КОНТУРАМИ И ДЕМОНСТРАТОРОВ-ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ 774

А.А. Кобцева, М.Р. Мирная, А.С. Сорожкин и др. РАЗРАБОТКА МЕТОДА ФОРМИРОВАНИЯ СОВОКУПНОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ИЗ ФРАГМЕНТОВ ИЗОБРАЖЕНИЙ И РАСШИФРОВКИ ТЕРМОПОКРЫТИЙ 776

В.И. Ковалев, С.Г. Зароченцев, А.А. Пастухов ОПЫТ ВНЕДРЕНИЯ ВЫСОКИХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПРАКТИКУ СТЕНДОВОЙ ОТРАБОТКИ РАЗЛИЧНЫХ ЭУ И СИСТЕМ 777

О.М. Колесников, О.В. Волощенко, А.В.Сысоев и др. ПРИМЕНЕНИЕ ДИОДНОЙ ЛАЗЕРНОЙ АБСОРБЦИОННОЙ СПЕКТРОМЕТРИИ ДЛЯ НЕКОНТАКТНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО РЕАГИРУЮЩЕГО ПОТОКА 779

А.О. Коскин, В.Г. Селезнев АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ РАБОЧИХ КОЛЕС ТУРБОМАШИН С УЧЕТОМ РОТОР СТАТОРНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ 780

Н.С. Кюрегян, В.С. Фланден, Д.А. Голенцов МЕТОД И СРЕДСТВА ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ РАЗРЯДА СВЕЧЕЙ ЗАЖИГАНИЯ ГТД 782

А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков, А.В. Першин МЕТОДЫ И УСТАНОВКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРОПРОВОДНОСТИ МАТЕРИАЛОВ ДЕТАЛЕЙ С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ 783

А.А. Логинова, Д.Л. Захаров, В.П. Маслов и др. ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ PIV ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ ТЕЧЕНИЙ ХАРАКТЕРНЫХ ДЛЯ ЭЛЕМЕНТОВ ГТД 784

Ю.П. Лянзберг, М.В. Крупник, А.А. Денисов и др. РАЗРАБОТКА ЭКОНОМИЧНОЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ СХЕМЫ ПОДАЧИ ВОЗДУХА НА ВЫСОТНЫЙ СТЕНД В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ ПОС ЭЛЕМЕНТОВ ЛА И ИХ МОДЕЛЕЙ В ИМИТИРУЕМЫХ УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ НА МАЛЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЕТА 786

М.И. Меркулов, Ю.С. Марков, А.В. Гребенников и др. РАСЧЕТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ОПТИМИЗАЦИИ ПРОЦЕССА УПРАВЛЕНИЯ ХОЛОДИЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ НА ОСНОВАНИИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБОРУДОВАНИЯ ХОС ВКС В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОВЕДЕНИЯ КЛИМАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ АД И ИХ УЗЛОВ. 788

М.И. Меркулов, Ю.С. Марков, А.В. Гребенников и др. ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКАЯ ПРОРАБОТКА В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ НОВОЙ ХОЛОДИЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ БЕЗОПАСНЫХ ХЛАДАГЕНТАХ И ХЛАДОНОСИТЕЛЯХ 789

А.Н. Маслов, С.Н. Щукин, Л.Д. Киряков и др. ПРОВЕДЕНИЕ СРАВНИТЕЛЬНЫХ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ И ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОГНЕЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ 791

А.В. Микишев, А.А. Ширинкин, М.В. Ширяев ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФАКТИЧЕСКОЙ ПЛОЩАДИ ПРОХОДНОГО СЕЧЕНИЯ МЕЖЛОПАТОЧНЫХ КАНАЛОВ ПО ДАННЫМ ОЦИФРОВКИ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ ИЗМЕРЕНИЯ 793

М.Р. Мирная, К.А. Иванов, А.А. Кобцева и др. РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТЕРМОИНДИКАТОРНЫХ КРАСОК 794

В.П. Могильников, А.В. Ионов МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ ЧИСТОТЫ ВОЗДУХА, ОТБИРАЕМОГО ОТ АВИАЦИОННЫХ ГТД ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИСПЫТАНИЙ НА ЛЕТАЮЩИХ ЛАБОРАТОРИЯХ 795

В.П. Могильников, Т.Б. Белопотапова, Е.С. Ковалёва ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ МЕТОДОВ АНАЛИЗА ВОЗДУХА, ОТБИРАЕМОГО ОТ ГТД 797

К.В. Моргачев ПРИМЕНЕНИЕ СРЕД ГРАФИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ СТЕНДОВ НИЦ ЦИАМ НА ПРИМЕРЕ NI LABVIEW 799

С.Н. Панов СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ИСПЫТАНИЙ В СТРУКТУРНОЙ И ГАЗОВОЙ ДИНАМИКЕ 801

М.И. Перцовский СТРАТЕГИЯ РАЗВИТИЯ И МОДЕРНИЗАЦИИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ИСПЫТАТЕЛЬНОЙ БАЗЫ ПРЕДПРИЯТИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ 803

Д.С. Петров, В.В. Кулаков, А.В. Горячев и др. РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ГЕНЕРИРОВАНИЯ И ПОДАЧИ ЛЕДЯНЫХ КРИСТАЛЛОВ В АДТ ДЛЯ ВЫСОТНО КЛИМАТИЧЕСКОГО СТЕНДА Ц-1А 805

Д.С. Петров, А.Н. Прохоров, В.В. Кулаков и др. СОЗДАНИЕ НОВОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ГАЗООБРАЗНОГО КИСЛОРОДА НА ГИПЕРЗВУКОВОЙ СТЕНД Ц16ВК 807

И.В. Пучковский, М.С. Шаров СОЗДАНИЕ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ АНАЛИЗА ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ВИДОВ ТОПЛИВА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ РАЗЛИЧНОГО ТИПА ДВИГАТЕЛЯХ 809

А.Н. Саженков, Т.П. Андреева, И.Т. Губайдуллин РАЗРАБОТКА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ 811

В.Б. Сахаров, М.А. Садовин, А.Ю. Поройков ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЫСОКОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВОГО ПОТОКА ПИРОМЕТРОМ СПЕКТРАЛЬНОГО ОТНОШЕНИЯ 813

В.Б. Сахаров, А.Ю. Поройков ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЙ КОМПЛЕКС ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОГРЕШНОСТИ МЕТОДА КОРРЕЛЯЦИИ ФОНОВЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ ДЛЯ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ИЗМЕРЕНИЯ ДЕФОРМАЦИЙ 815

В.Г. Селезнев, О.И. Ильинская РЕЗОНАНСНАЯ ДИАГРАММА И ДИАГРАММА КЭМПБЕЛЛА ПРИ АНАЛИЗЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ТЕНЗОМЕТРИРОВАНИЯ РАБОЧИХ КОЛЕС ТУРБОМАШИН 817

С.В. Семенов, Г.В. Мехоношин, М.Ш. Нихамкин МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ВЕРИФИКАЦИИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВУХВАЛЬНОЙ РОТОРНОЙ СИСТЕМЫ 820

В.Я. Смирнов, А.В. Орлов ПОГРЕШНОСТЬ ИЗМЕРЕНИЯ МОДУЛЯ ВЕКТОРА ВИБРОУСКОРЕНИЯ И НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПОВЕРКИ ТРЕХКОМПОНЕНТНЫХ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ВИБРОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ 821

В.Я. Смирнов, А.В. Орлов ТРЕХКОМПОНЕНТНЫЙ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ ВИБРОУСКОРЕНИЯ С СИСТЕМОЙ ВСТРОЕННОГО КОНТРОЛЯ 823

Е.М. Таран РАЗВИТИЕ ЭНЕРГОСБЕРЕГАЮЩИХ МЕТОДОВ ИСПЫТАНИЙ ГТД НА ВЫСОТНЫХ СТЕНДАХ 825

Е.А. Тихонов, Ю.С. Марков, Н.Д. Захаров и др. РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО МОДЕРНИЗАЦИИ АСУ ТП ГВК СТЕНДА Ц-4Н В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБУЕМОГО КАЧЕСТВА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИСПЫТАНИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ УЗЛОВ 827

Е.А. Тихонов, Ю.С. Марков, Н.Д. Захаров и др. РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО МОДЕРНИЗАЦИИ АСУ ТП ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ СТЕНДА Ц-4Н В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБУЕМОГО КАЧЕСТВА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИСПЫТАНИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ УЗЛОВ 829

Е.А. Тихонов, Ю.С. Марков, Н.Д. Захаров и др. РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО МОДЕРНИЗАЦИИ АСУ ТП ГВК СТЕНДА Ц-4Н В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБУЕМОГО КАЧЕСТВА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИСПЫТАНИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ УЗЛОВ 831

Ю.А. Туктамышева, В.Р. Туктамышев ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРОМЫВКИ МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ АВИАЦИОННОГО ГТД 833

А.А. Ширинкин, П.А. Журавлев ПРИМЕНЕНИЕ БЕСКОНТАКТНЫХ СИСТЕМ ИЗМЕРЕНИЯ ДЛЯ ЗАДАЧ КОНТРОЛЯ И ИНЖЕНЕРНОГО АНАЛИЗА 834

СЕКЦИЯ 6А – СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ 836

Ю.В. Афанасьев ДАТЧИК ДАВЛЕНИЯ АДАПТИВНЫЙ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЙ МАЛОГАБАРИТНЫЙ ДДА-ВТМ 836

А.А. Борисенко, О.Б. Слотин, Н.М. Сахибгареев и др. СОВРЕМЕННЫЕ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ ОАО «ОМКБ» ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ 838

А.И. Власов, С.Н. Вишневский, Е.В. Волокитина и др. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРОПРИВОДА ТОПЛИВНОГО НАСОСА ДЛЯ МИНИМИЗАЦИИ ЕГО МАССЫ 840

В.Е. Волков, Ф.Д. Гольберг, О.С. Гуревич ИНТЕРФЕЙС И ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ КОМПЛЕКСНОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ «ДВИГАТЕЛЬ – САУ» ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ УПРАВЛЕНИЯ 843

Ф.Д. Гольберг, О.С. Гуревич ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ САУ НА БАЗЕ ВИРТУАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ 845

Ф.Д. Гольберг, Л.Г. Близнюков, С.А. Зуев и др. ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБОВ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ ЗАЩИТЫ ГТД ОТ РАСКРУТКИ РОТОРОВ 847

В.В. Горбатенко ОБЛАСТИ УСТОЙЧИВОСТИ В ПЛОСКОСТИ ДВУХ МОДУЛЕЙ ВЕКТОРОВ НАСТРОЕЧНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДЛЯ МНОГОКАНАЛЬНЫХ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ 849

И.Н. Грибков, Ю.А. Трубников, А.И. Полулях РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИСПЫТАНИЯМИ ГАЗОГЕНЕРАТОРА 850

А.И. Гулиенко, О.С. Гуревич КОНЦЕПЦИЯ ЭЛЕКТРИФИКАЦИИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ 852

А.И. Гулиенко, О.С. Гуревич МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ СИСТЕМ ТОПЛИВОПИТАНИЯ С ЭЛЕКТРОПРИВОДНЫМИ НАСОСАМИ 854

А.И. Гулиенко К ОПРЕДЕЛЕНИЮ МОЩНОСТИ ШЕСТЕРЁННЫХ НАСОСОВ ПРИ ПРОКАЧКЕ МЕЛКОДИСПЕРСНОЙ МАСЛОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В СИСТЕМАХ СМАЗКИ ГТД 857

О.С. Гуревич ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ САУ ГТД В РАБОТАХ ГНЦ ЦИАМ 859

Е.В. Денисова, М.А. Черникова МЕТОДИКА КОРРЕКЦИИ ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ С УЧЕТОМ ДИНАМИКИ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ 861

С.А. Жарикова, И.К. Коваленко, И.В. Осипов ОСОБЕННОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ МГТД С РЕГЕНЕРАЦИЕЙ ТЕПЛА И ИССЛЕДОВАНИЕ ЕГО ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК 863

Д.И. Зверев, Б.М. Конторович, А.Н. Громов и др. СИСТЕМА ТОПЛИВОПИТАНИЯ, УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ ПД-14 (БЕЗ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКОГО РЕЗЕРВА) 865

А.В. Иванов, В.В. Баранов, В.И. Хилько и др. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ И РЕГУЛЯТОРОВ НА СТЕНДЕ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ 867

Д.В. Иванов НПП «ТЕМП» ИМ. Ф.КОРОТКОВА: ВЧЕРА, СЕГОДНЯ, ЗАВТРА 870

Ю.А. Канунников, П.А. Иванов, Н.В. Вологодский ПНЕВМАТИЧЕСКИЕ АГРЕГАТЫ УПРАВЛЕНИЯ ГЕОМЕТРИЕЙ КОМПРЕССОРА И ОТБОРАМИ ВОЗДУХА, РАЗРАБАТЫВАЕМЫЕ В ОАО «ОМКБ» 872

М.Г. Кессельман, Ю.В. Афанасьев РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОТОТИПА ПРОМЫШЛЕННОГО ОБРАЗЦА БЕСПРОВОДНОГО ДАТЧИКА ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ САУ ГТД 873

М.Г. Кессельман, А.С. Трофимов, В.И. Чернышов ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ АВТОНОМНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ДЛЯ БЕСПРОВОДНЫХ ДАТЧИКОВ САУ ГТД 876

В.И. Клепиков, Н.А. Захаров, Д.С. Подхватилин СИНХРОННО-ВРЕМЕННОЙ ПРОТОКОЛ ДЛЯ РАСПРЕДЕЛЕННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ 878

И.К. Коваленко, А.И. Гулиенко, Л.Г. Близнюков и др. ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПРИВОДА РУЛЕВОГО ВИНТА В СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ ВЕРТОЛЕТА 880

И.К. Коваленко, О.С. Гуревич, А.И. Гулиенко и др. ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ В СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ ВЕРТОЛЕТА 883

В.В. Котунов, А.И. Гулиенко, М.Н. Буров и др. РАЗРАБОТКА ДЕМОНСТРАТОРА МАГНИТНОГО ПОДВЕСА РОТОРОВ ГТД 885

П.А. Львов, С.А. Кузин АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА КАЛИБРОВКИ И ИСПЫТАНИЯ ДАТЧИКОВ ДАВЛЕНИЯ 887

Г.М. Макарьянц, А.Г. Гимадиев, И.М. Дудниченко НАСТРОЙКА БЫСТРОДЕЙСТвИЯ АГРЕГАТА УПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕПУСКОМ ВОЗДУХА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ 889

А.Ш. Назаров, Е.В. Распопов, Р.З. Юсупов и др. УНИФИЦИРОВАННАЯ ЭЛЕКТРОННАЯ АППАРАТУРА УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД 891

В.И. Петунин, А.И. Фрид ЛОГИКО-ДИНАМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОГРАНИЧЕНИЯ ВЫХОДНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГТД И ЛА 893

А.А. Петухов, Ф.Д. Гольберг ИДЕНТИФИКАЦИЯ ВСТРОЕННОЙ В САУ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ГТД В ПРОЦЕССЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ 895

С.Г. Савельев ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ ДАТЧИКИ С МИЛИВОЛЬТОВЫМ ВЫХОДОМ И ПАССИВНОЙ СХЕМОЙ КОМПЕНСАЦИИ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ 896

Н.М. Сахибгареев ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВ В САУ ГТД И В ТОПЛИВНЫХ СИСТЕМАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ 897

С.А. Сметанин, Ф.Д. Гольберг, О.С. Гуревич и др. АДАПТИВНОЕ МНОГОФАКТОРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ОРГАНАМИ МЕХАНИЗАЦИИ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ГТД ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ РЕСУРСА И ЭКОНОМИЧНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ 899

В.Н. Сучков, Ю.Г. Панов, И.В. Потапчик и др. ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС БОЛЕЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО САМОЛЁТА И СТЕНДОВАЯ БАЗА ДЛЯ ЕГО ОТРАБОТКИ И ИСПЫТАНИЙ 901

А.С. Трофимов, В.И. Чернышов, М.Г. Кессельман ОЦЕНКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ОБРАЗЦОВ БЕСПРОВОДНЫХ ДАТЧИКОВ САУ НА ДВИГАТЕЛЬНОМ СТЕНДЕ С ЭЛЕКТРОПРИВОДНОЙ САУ 903

А.Н. Удодов, А.Н. Белевич, А.Г. Яблонский ПРИНЦИПЫ РЕАЛИЗАЦИИ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБМЕНА МЕЖДУ БЛОКОМ УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ И КОНТРОЛЬНО-ПРОВЕРОЧНОЙ АППАРАТУРОЙ ПО БЕСПРОВОДНОМУ КАНАЛУ СВЯЗИ 905

В.И. Чернышов, А.С Трофимов, М.Г. Кессельман и др. ПРОБЛЕМА ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СОВМЕСТИМОСТИ В ДВУХКАНАЛЬНОЙ БЕСПРОВОДНОЙ СЕНСОРНОЙ СЕТИ САУ ГТД 906

Е.В. Чичерова, В.С. Блохин, С.А. Конашков РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ ТЕСТИРОВАНИЯ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭЛЕКТРОННОЙ САУ ГТД И ОБРАБОТКИ МАТЕРИАЛОВ ИСПЫТАНИЙ В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ 908

Ю.М. Щуровский, А.И. Гулиенко ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕМОНСТРАЦИОННОЙ ЭЛЕКТРОПРИВОДНОЙ СИСТЕМЫ СМАЗКИ ГТД 911

Ю.М. Щуровский, А.И. Гулиенко ОСОБЕННОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ СИСТЕМ СМАЗКИ ГТД 913

А.П. Якушев РАЗРАБОТКА БОРТОВОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ САУ ГТД 915

СЕКЦИЯ 6Б – КОНТРОЛЬ И ДИАГНОСТИКА 918

В.А. Алтунин, К.В. Алтунин, Ю.Ф. Гортышов О НЕОБХОДИМОСТИ УЧЁТА АНОМАЛЬНЫХ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В ТОПЛИВНО-ОХЛАЖДАЮЩИХ И СМАЗОЧНЫХ СИСТЕМАХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГТД, ЖРД НАЗЕМНОГО, ВОЗДУШНОГО, АЭРОКОСМИЧЕСКОГО И КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ ПРИ РАЗРАБОТКЕ НОВЫХ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ 918

Т.П. Андреева, И.Т. Губайдуллин, А.Р. Гумеров и др. КОМПЛЕКС ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ДЛЯ МОНИТОРИНГА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ 920

А.В. Блинов, Ф.И. Мухутдинов ОПЫТ ВНЕДРЕНИЯ СИСТЕМЫ НЕПРЕРЫВНОГО КОНТРОЛЯ ЧАСТИЦ ИЗНАШИВАНИЯ METALSCAN НА ИСПЫТАТЕЛЬНОМ СТЕНДЕ ДВИГАТЕЛЕЙ СЕМЕЙСТВА ПД-14 И ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВАНИИ ДАННЫХ СИСТЕМЫ 922

П.И. Гнусин, П.С. Тундыков, Н.Е. Чупрунов ПЕРСПЕКТИВНАЯ РАСПРЕДЕЛЕННАЯ СИСТЕМА МОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ ДВИГАТЕЛЯ НА БАЗЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ 924

С.А. Гришин, В.В. Климентовский, Н.С. Недвецкий и др. СИСТЕМА БЕСКОНТАКТНОГО КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ И СИЛОВЫХ УСТАНОВОК 926

А.С. Данилович, Ю.Л. Соболев, А.С. Смыслов-Алексеев НОВЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ И ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ РЕШЕНИЯ ПРИ РАЗРАБОТКЕ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА БАЗЕ БЛОКА МОНИТОРИНГА БМ-14 927

В.Г. Дроков СОСТОЯНИЕ И ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТРИБОДИАГНОСТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ УЗЛОВ ТРЕНИЯ ГТД 930

С.Ю. Дудников, В.Н. Осадчий, И.М. Косьмин и др. ФАЗОВЫЙ СВЧ-ДАТЧИК ДИНАМИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ ОТКЛОНЕНИЙ, ВИБРАЦИЙ И БИЕНИЙ ТУРБИННЫХ ЛОПАТОК ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК 933

А.А. Земсков РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТКИ АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ АВИАЦИОННЫХ ЗУБЧАТЫХ ПЕРЕДАЧ И РЕДУКТОРОВ ДЛЯ ВСЕХ ЭТАПОВ ИХ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА 934

А.И. Зубко, Г.К. Герман ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОМПЛЕКСНОЙ МЕТОДИКИ ВИБРОДИАГНОСТИКИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ РОТОРНЫХ СИСТЕМ ГТД 935

В.А. Карасев, Н.И. Петров, Г.М. Назаренко и др. ВИБРОДИАГНОСТИКА И ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ПОДШИПНИКОВ КАЧЕНИЯ В АВИАДВИГАТЕЛЯХ: ПРОБЛЕМЫ И ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ 937

Д.В. Корнилин, И.А. Кудрявцев УСТРОЙСТВО КОНТРОЛЯ ЧИСТОТЫ РАБОЧИХ ЖИДКОСТЕЙ ГИДРОСИСТЕМ С РАСШИРЕННЫМ ДИАПАЗОНОМ РАЗМЕРНЫХ ГРУПП ЧАСТИЦ 939

В.В. Лучинин, А.В. Корляков, А.Н. Сергушичев МИКРОМЕХАНИЧЕСКИЕ ДАТЧИКИ ДЛЯ ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ 941

А.В. Масловский, М.Г. Бакулин ПЕРСПЕКТИВЫ МИКРОВОЛНОВЫХ СИСТЕМ ИЗМЕРЕНИЯ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В ГОРЯЧЕЙ ЧАСТИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 942

А.В. Мигачев ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ КРИПТОГРАФИИ ДЛЯ ЗАЩИТЫ ДАННЫХ В СИСТЕМЕ УДАЛЕННОГО ДИАГНОСТИЧЕСКОГО ЦЕНТРА 944

В.В. Мурыщенко, В.В. Дроков, В.Г. Дроков и др. КОМПЛЕКСНАЯ МЕТОДИКА ПОУЗЛОВОЙ ДИАГНОСТИКИ АВИАЦИОННЫХ ГТД ПО ПАРАМЕТРАМ ЧАСТИЦ ИЗНАШИВАНИЯ 945

Ф.И. Мухутдинов, В.В. Дроков, В.Г. Дроков и др. РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ СОСТОЯНИЯ УЗЛОВ МАСЛОСИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ ПС-90А ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЧАСТИЦ ИЗНАШИВАНИЯ С ЛЕНТЫ DIRTALERT 948

Н.М. Скорнякова, В.А. Паршин, Д.Г. Сычев КОМПЛЕКСНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ ДИАГНОСТИКА ПОТОКОВ В АВИАДВИГАТЕЛЕ И НА ВЫХОДЕ ИЗ НЕГО 950

М.П. Соколов АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ ДВИГАТЕЛЕЙ В ЭКСПЛУАТАЦИИ 952

А.Г. Соколова, Ф.Я. Балицкий, М.А. Иванова РАННЕЕ ОБНАРУЖЕНИЕ И ЛОКАЛИЗАЦИЯ СКРЫТЫХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ УЗЛОВ ГТД ПО ДАННЫМ ИЗМЕРЕНИЯ ВИБРАЦИИ НА КОРПУСЕ 953

М.П. Соколов, Ф.Д. Гольберг, С.А. Зуев ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ В СОСТАВЕ САУ ДЛЯ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ ГТД 955

Л.Ю. Ткаченко МЕТОД КОНТРОЛЯ РАБОТЫ РВНА КСД ТРЕХВАЛЬНОГО АВИАЦИОННОГО ГТД ПО ПАРАМЕТРАМ, РЕГИСТРИРУЕМЫМ В ПОЛЕТЕ 956

Л.Ю. Ткаченко, М.П. Соколов РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКСПЕРТНОГО АНАЛИЗА ТЕПЛОВИЗИОННЫХ ДАННЫХ И РЕЗУЛЬТАТЫ ЕГО ПРИМЕНЕНИЯ В ЗАДАЧАХ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ ГТД 957

Л.Ю. Ткаченко ИССЛЕДОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА СТРУКТУРЫ ИНТЕГРИРОВАННОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЖИЗНЕННЫМ ЦИКЛОМ АВИАЦИОННЫХ ГТД 958

Н.В. Туманов, В.М. Сачин, А.Г. Шатохин и др. ДИАГНОСТИКА ФЛАТТЕРА РАБОЧИХ КОЛЕС КОМПРЕССОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД 960

А.Н. Удодов, В.В. Александров ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТЬ ПРИЕМА СВЕРХШИРОКОПОЛОСНЫХ СИГНАЛОВ С ВРЕМЯПОЗИЦИОННОЙ МОДУЛЯЦИЕЙ В УСЛОВИЯХ ДЕЙСТВИЯ МОЩНЫХ СВЕРХВЫСОКОЧАСТОТНЫХ ПОМЕХ 963

А.Ю. Ходунаев РАЗАРАБОТКА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО СПОСОБА ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАРКИ СПЛАВА ЧАСТИЦ ИЗНОСА УЗЛОВ ТРЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД ПО РЕЗУЛЬТАТАМ РЕНТГЕНОСПЕКТРАЛЬНОГО АНАЛИЗА 964

И.С. Шелемба, А.А. Оглезнев ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИЕ ДАТЧИКИ И СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА ДЛЯ АВИАЦИОННЫХ ПРИМЕНЕНИЙ 965

СЕКЦИЯ 7 – АВИАЦИОННАЯ ХИММОТОЛОГИЯ 967

И.С. Аверьков, Л.С. Яновский, А.В. Байков МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПОЛНОТЫ СГОРАНИЯ В ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ РАСЧЕТАХ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 967

И.С. Аверьков, Л.С. Яновский, А.В. Байков ПЕРСПЕКТИВЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ТВЕРДООКСИДНЫХ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В НАТУРНЫХ УСЛОВИЯХ 967

М.М. Алексеева, В.В. Разносчиков, И.С. Аверьков РЕЗУЛЬТАТЫ ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТВЕРДЫХ ТОПЛИВ В РАКЕТНО – ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ (РПДТ) В СОСТАВЕ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА (ГЛА) 968

В.А. Алтунин, К.В. Алтунин, Е.Н. Платонов и др. ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЯХ В СУЩЕСТВУЮЩИХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ И ЭНЕРГОУСТАНОВКАХ НАЗЕМНОГО, ВОЗДУШНОГО, АЭРОКОСМИЧЕСКОГО И КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ 969

В.А. Алтунин, К.В. Алтунин, Е.Н. Платонов и др. ГРАНИЦЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ В УСЛОВИЯХ ЕСТЕСТВЕНОЙ И ВЫНУЖДЕННОЙ КОНВЕКЦИИ ГАЗООБРАЗНОГО МЕТАНА 971

В.А. Алтунин, К.В. Алтунин, Е.Н. Платонов и др. ВЛИЯНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЯХ НА РАЗРАБОТКУ НОВЫХ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ ДВИГАТЕЛЕЙ, ЭНЕРГОУСТАНОВОК И ТЕХНОСИСТЕМ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ И БАЗИРОВАНИЯ 974

Д.И. Анисимов, В.А. Астафьев, Л.Н. Козинова и др. ХИМИЧЕСКАЯ СТАБИЛЬНОСТЬ АВИАКЕРОСИНОВ И ХИММОТОЛОГИЧЕСКАЯ НАДЕЖНОСТЬ АВИАЦИОННЫХ ГТД ВВС РФ НА СОВРЕМЕННОМ ЭТАПЕ 976

В.А. Астафьев, Д.И. Анисимов, Л.Н. Козинова и др. ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ДОСТОВЕРНОСТИ ОЦЕНКИ ТЕРМООКИСЛИТЕЛЬНОЙ СТАБИЛЬНОСТИ АВИАКЕРОСИНОВ В СТАТИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ 978

А.В. Байков, В.А. Струнин, А.В. Пешкова и др. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРЕОБРАЗОВАНИЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА НА ОСНОВЕ ЦИКЛИЧЕСКИХ НИТРОАМИНОВ ПРИ ЕГО ГОРЕНИИ 980

А.В. Байков, Д.С. Мосеев, В.Л. Семенов ОЦЕНКА НЕОБХОДИМОЙ ВЕЛИЧИНЫ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ХЛАДОРЕСУРСА ПРИМЕНЯЕМОГО ТОПЛИВА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СКОРОСТИ ПОЛЕТА ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА 981

П.В. Бородако, Н.И. Варламова, И.М. Попов и др. ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ТОПЛИВ ДЛЯ АВИАТЕХНИКИ С ГАЗОТУРБИННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ 982

И.А. Демская, В.В. Разносчиков, И.С. Аверьков и др. ВЫБОР ТВЕРДОГО ТОПЛИВА ДЛЯ РАКЕТНО –ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ (РПДТ) С СИСТЕМОЙ АКТИВНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ 983

М.Д. Дмитриева, К.В. Шаталов, В.В. Сузиков НОВЫЙ МЕТОД ОЦЕНКИ КОРРОЗИОННОЙ АКТИВНОСТИ ТОПЛИВ ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ДИНАМИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ 984

С.О. Дорофеенко, П.Д. Токталиев, Л.С. Яновский ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ФОРМИРОВАНИЯ ТВЕРДЫХ ОТЛОЖЕНИЙ НА СТЕНКАХ ГАЗОГЕНЕРАТОРА 986

В.М. Ежов, Л.С. Яновский, А.В. Хурумова и др. НОВЫЕ СИНТЕТИЧЕСКИЕ СМАЗОЧНЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ 987

В.П. Зайцев, Л.С. Яновский, А.В. Шустов ГАЗОМОТОРНОЕ ТОПЛИВО ДЛЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ 988

С.С. Каюков, В.А. Звягинцев, Ю.Д. Лысенко ПОВЫШЕНИЕ БЫСТРОДЕЙСТВИЯ ТОПЛИВНЫХ ФОРСУНОК ПОРШНЕВЫХ ДВС 989

Н.А. Климов, М.А. Ершов, В.Е. Емельянов РАЗРАБОТКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ БЕНЗИНОВ 992

В.В. Кондратенко, В.В. Сузиков, И.М. Никитин НОВЫЙ ЛАБОРАТОРНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ОЦЕНКИ ПРОТИВОИЗНОСНЫХ СВОЙСТВ ТОПЛИВ ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 993

А.Л. Куранов, А.В. Корабельников, А.М. Михайлов и др. КОНВЕРСИЯ УГЛЕВОДОРОДНОГО ТОПЛИВА В ЭЛЕМЕНТАХ ТЕПЛОЗАЩИТЫ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА 995

Н.М. Лихтерова, К.В. Шаталов, Е.П. Серегин НАПРАВЛЕНИЯ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ ТОПЛИВ ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 996

Н.**М. Лихтерова, К.В. Шаталов, Д.Ф. Баевский** ТОПЛИВО ДЛЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ, ЭКСПЛУАТИРУЕМОЙ В АРКТИЧЕСКОЙ ЗОНЕ 998

С.И. Мартыненко, П.Д. Токталиев, А.В. Байков К ВОПРОСУ О ПОСТРОЕНИИ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ СИСТЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ ПРЯМОТОЧНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЭНДОТЕРМИЧЕСКИХ ТОПЛИВАХ 1001

А.А. Мойкин, В.А. Середа, Т.И. Назарова и др. РАЗРАБОТКА И ОПЫТ ЭКСПЛУАТАЦИИ МАСЛА КА-7,5 ДЛЯ АВИАЦИОННЫХ ТУРБОВИНТОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 1003

А.А. Молоканов, А.В. Яковлева, О.О. Вовк и др. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОТИВОИЗНОСНЫХ СВОЙСТВ ТОПЛИВ ДЛЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РАСТИТЕЛЬНО-МИНЕРАЛЬНОЙ ОСНОВЕ 1005

А.А. Молоканов, Л.С. Яновский, А.И. Гулиенко и др. ВЛИЯНИЕ ВСПЕНИВАЕМОСТИ МАСЕЛ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ СМАЗКИ АВИАЦИОННЫХ ГТД 1007

В.А. Молоканов, Д.С. Колыбельский, Я.В. Порфирьев и др. ПРОИЗВОДСТВО АВИАЦИОННЫХ СМАЗОЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ В ПАО «НК «РОСНЕФТЬ» - МЗ «НЕФТЕПРОДУКТ» 1008

А.П. Ощенко, О.А. Бурмистров, Е.А. Шарин ОПРЕДЕЛЕНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ПРОТИВОВОДОКРИСТАЛЛИЗАЦИОННОЙ ЖИДКОСТИ В ТОПЛИВАХ ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ВОЕННОЙ АВИАЦИИ КРИОСКОПИЧЕСКИМ МЕТОДОМ 1010

С.Ю. Поляков, А.Е. Скрябина, А.А. Мухин НОВОЕ ПОКОЛЕНИЕ СМАЗОЧНЫХ МАСЕЛ ДЛЯ ТЕПЛОНАПРЯЖЕННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В КАЧЕСТВЕ ПРИВОДОВ ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ АГРЕГАТОВ 1012

И.М. Попов, П.В. Бородако, Е.П. Федоров и др. ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ТОПЛИВ ДЛЯ АВИАТЕХНИКИ С ПОРШНЕВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ 1014

Г.А. Поскрёбышев, В.Л. Тальрозе ХИМИЧЕСКИЙ СОСТАВ МОДЕЛЬНОГО БИОМАСЛА ДЛЯ РАСЧЁТА И ОПТИМИЗАЦИИ ПРОИЗВОДСТВА БИОТОПЛИВ 1016

В.П. Прохоров, В.А. Брусков НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ПРАКТИЧЕСКОЙ ТРИБОДИАГНОСТИКИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 1017

Б.Л. Психа, В.В. Харитонов, Л.В. Петров КИНЕТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОЦЕНКИ ОКИСЛИТЕЛЬНОЙ СТАБИЛЬНОСТИ ГОРЮЧЕ-СМАЗОЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ 1019

В.В. Разносчиков, И.А. Шкильнюк, С.В. Бойченко ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МИКРОБИОЛОГИЧЕСКОГО ЗАГРЯЗНЕНИЯ НА КИСЛОТНОСТЬ ТРАДИЦИОННЫХ И АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ТОПЛИВ 1020

В.В. Разносчиков, Л.С. Яновский, С.В. Бойченко и др. МОДИФИКАЦИЯ СОСТАВА АВИАЦИОННЫХ БЕНЗИНОВ АЛИФАТИЧЕСКИМИ СПИРТАМИ 1023

В.В. Разносчиков ПРОБЛЕМЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТОПЛИВ В АВИАЦИОННОЙ ЭНЕРГЕТИКЕ 1025

А.Е. Скрябина, С.Ю. Поляков, А.А. Мухин СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ СВОЙСТВ СМАЗОЧНЫХ МАСЕЛ ДЛЯ ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ АГРЕГАТОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В ОАО «ГАЗПРОМ» 1026

В.А. Струнин, Л.И. Николаева, Л.С. Яновский МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГАЗОВОГО ПОТОКА, СОДЕРЖАЩЕГО ОКИСЛИТЕЛЬ, НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ГОРЕНИЯ ТВЕРДОГО РАКЕТНОГО ТОПЛИВА 1028

И.Р. Урмеев ПЕРСПЕКТИВЫ СЛОЖНЫХ ЭФИРОВ ДЛЯ БАЗОВЫХ ОСНОВ В СМАЗОЧНЫХ МАТЕРИАЛАХ И ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ЖИДКОСТЯХ 1029

А.А. Усанов, Н.Н. Шкилевич, О.В. Толмачева и др. ПОЛУСИНТЕТИЧЕСКОЕ ТРАНСМИССИОННОЕ МАСЛО 1031

В.А. Хавкин, А.И. Белоусов, Л.А. Гуляева ПРОИЗВОДСТВО РЕАКТИВНЫХ ТОПЛИВ ДЛЯ АВИАЦИИ 1032

О.Н. Цветков, Н.Л. Розанова, О.В. Зверев МАСЛА ДЛЯ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ РОССИИ, НОВЫЕ МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ПОДХОДЫ К ОЦЕНКЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ СВОЙСТВ 1033

К.В. Шаталов, Е.П. Серегин, Н.М. Лихтерова СОСТАВ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ТОПЛИВ ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 1035

К.В. Шаталов, Н.М. Лихтерова, Л.А. Власенкова ИССЛЕДОВАНИЕ КИНЕТИКИ ПОГЛОЩЕНИЯ КИСЛОРОДА АВИАКЕРОСИНОМ 1037

СЕКЦИЯ 8А – НЕРАВНОВЕСНЫЕ ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В ГАЗОВЫХ ПОТОКАХ И ГОРЕНИЕ 1 1040

Т.В. Абрамчук, А.А. Иноземцев, А.Н. Саженков и др. ФРАКЦИОННЫЙ И ХИМИЧЕСКИЙ СОСТАВ НЕЛЕТУЧИХ ЧАСТИЦ В ПРОДУКТАХ ЭМИССИИ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 1040

В.В. Азатян, Г.К. Ведешкин, Т.Р. Тимербулатов РОЛЬ ЦЕПНО-ТЕПЛОВОГО ВЗРЫВА В ПЕРЕХОДЕ ДЕФЛАГРАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ В ДЕТОНАЦИЮ 1042

Е.М. Анохин, В.Р. Соловьев, Д.Н. Кузьменко и др. ВОСПЛАМЕНЕНИЕ УГЛЕВОДОРОДО-ВОЗДУШНЫХ СМЕСЕЙ С ПОМОЩЬЮ НАНОСЕКУНДНОГО ПОВЕРХНОСТНОГО БАРЬЕРНОГО РАЗРЯДА 1044

И.М. Верещагин, Ш.А. Пиралишвили ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ В ПВРД ВИХРЕВЫМ АКУСТИЧЕСКИМ ГЕНЕРАТОРОМ 1046

В.В. Власенко, О.В. Волощенко, В.А. Талызин и др. МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ И ПОЛНОМ ТРАКТЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛА В 2.5-МЕРНОМ ПРИБЛИЖЕНИИ 1047

М.В. Загидуллин, М.С. Малышев ГЕНЕРАЦИЯ МОЛЕКУЛ СИНГЛЕТНОГО КИСЛОРОДА $O_2(^1\Delta)$ ПОСРЕДСТВОМ ОПТИЧЕСКОЙ НАКАЧКИ АТОМОВ ЙОДА 1050

Г.И. Змиевская, А.Л. Бондарева ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ПОРИСТОСТИ И ИЗМЕНЕНИЕ СВОЙСТВ МАТЕРИАЛОВ 1051

А.Р. Иванова К ВОПРОСУ О РОЛИ АВИАЦИИ В ИЗМЕНЕНИИ КЛИМАТА 1053

В.С. Иванов, С.М. Фролов, В.С. Аксенов, и др. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ОБРАЗЕЦ МЕТАНО-КИСЛОРОДНОГО ЖРД 1054

И.Н. Кадочников, А.М. Старик ДЕТАЛЬНЫЕ И РЕДУЦИРОВАННЫЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОПИСАНИЯ ТЕРМИЧЕСКИ НЕРАВНОВЕСНЫХ ПРОЦЕССОВ В ПЛАЗМЕ, ОБРАЗУЮЩЕЙСЯ ЗА СИЛЬНЫМИ УДАРНЫМИ ВОЛНАМИ 1056

В.Д. Кобцев, Д.Н. Козлов, С.А. Кострица и др. ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВ ПРИ ДИССОЦИАЦИИ МОЛЕКУЛ O_2 РЕЗОНАНСНЫМ ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ 1058

В.Е. Козлов, Н.С. Титова, А.М. Старик АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ АКТИВАЦИИ МОЛЕКУЛ O_2 ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ С КОМПРЕССИОННЫМ ВОСПЛАМЕНЕНИЕМ 1060

В.Е. Козлов, И.В. Чечет, С.Г. Матвеев и др. НЕСТАЦИОНАРНЫЕ ПРОЦЕССЫ В МОДЕЛЬНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПРИ ФОТОДИССОЦИАЦИИ МОЛЕКУЛ O_2 РЕЗОНАНСНЫМ ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ 1060

Е.А. Козлов, А.С. Жуков, А.С. Ткаченко и др. МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ТОКСИЧНЫХ АЭРОЗОЛЬНЫХ ОБРАЗОВАНИЙ В АТМОСФЕРЕ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ 1061

В.И. Копченов, Д.И. Бабушенко, А.С. Полев и др. О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ДЕТОНАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ В ГТД 1063

П.С. Кулешов, А.М. Старик, Н.С. Титова ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ СМЕСИ $Al\text{-}CO_2\text{-}H_2O$ 1064

П.С. Кулешов, А.М. Старик, Н.С. Титова ВЛИЯНИЕ ВОЗБУЖДЕНИЯ МОЛЕКУЛ O_2 В СОСТОЯНИЕ $a^1\Delta_g$ НА СКОРОСТЬ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ПЛАМЕНИ В СМЕСИ СИНТЕЗ ГАЗА С ВОЗДУХОМ 1065

А.Л. Куранов, А.Б. Никитенко, С.В. Колосенок и др. ИНИЦИАЦИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ ГОРЕНИЯ В ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ТОПЛИВОВОЗДУШНЫХ ПОТОКАХ ИНЖЕКЦИЕЙ ПЛАЗМЫ 1066

В.В. Лукашов, В.В. Терехов ОСОБЕННОСТИ ГОРЕНИЯ ОБРАЩЕННОГО ДИФФУЗИОННОГО ВОДОРОДО-ВОЗДУШНОГО ФАКЕЛА 1068

Б.И. Луховицкий, А.С. Шарипов, С.А. Торохов и др. АЛГОРИТМ ПОИСКА СТРУКТУР ИЗОМЕРОВ МАЛЫХ КОВАЛЕНТНЫХ КЛАСТЕРОВ НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ КВАНТОВОЙ ХИМИИ 1070

Д.М. Маркович, В.М. Дулин НЕСТАЦИОНАРНАЯ ДИНАМИКА ЗАКРУЧЕННЫХ ПОТОКОВ С ГОРЕНИЕМ. РОЛЬ КОГЕРЕНТНЫХ СТРУКТУР 1071

С.Н. Мартюшов ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНЕИЕ ТЕЧЕНИЙ РЕАГИРУЮЩИХ ГАЗОВЫХ СМЕСЕЙ В ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ 1072

Е.А. Маслов, В.А. Архипов, И.К. Жарова и др. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА В МОДЕЛЬНЫХ РПД 1074

Д.В. Маслова, А.М. Молчанов РАСЧЕТ НЕРАВНОВЕСНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ГОРЯЧИХ ГАЗОВЫХ ПОТОКОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОДЕЛИ k-РАСПРЕДЕЛЕНИЯ 1076

А.Б. Миллер, И.А. Амелюшкин, Э.С. Гринац и др. К ПРОБЛЕМЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ДУ ЛА В ВОЗДУШНО-КАПЕЛЬНО-КРИСТАЛЛИЧЕСКОМ ПОТОКЕ (ОБЗОР ТЕОРЕТИЧЕСКИХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЦАГИ) 1078

П.М. Мурашев ВОСПЛАМЕНЕНИЕ ТОПЛИВОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В ЦИЛИНДРЕ ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ В ПРИСУТСТВИИ ВОЗБУЖДЕННЫХ МОЛЕКУЛ КИСЛОРОДА 1080

Л.В. Петров, Н.М. Корценштейн ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОБЪЕМНОЙ КОНДЕНСАЦИИ ПРИ ИСТЕЧЕНИИ ПАРОГАЗОВОЙ СМЕСИ ЧЕРЕЗ СОПЛО 1081

Г.А. Поскрёбышев МЕХАНИЗМ МОНОМОЛЕКУЛЯРНОГО РАСПАДА 2-ФУРИЛ РАДИКАЛА 1083

А.М. Савельев, А.С. Шарипов, Б.И. Луховицкий и др. ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КЛАСТЕРОВ ALN И ALNCM В КОМБИНИРОВАННЫХ ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ТОПЛИВАХ 1085

А.М. Савельев, А.М. Старик ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ АЭРОЗОЛЬНЫХ ЧАСТИЦ В СТРУЯХ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 1085

И.В. Семенов ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕТОНАЦИОННЫХ ПРОЦЕССОВ В СМЕСЯХ МЕТАНА И ВОДОРОДА С ВОЗДУХОМ 1087

Е.В. Симонов НЕПРЕРЫВНАЯ ДЕТОНАЦИЯ В РЕЖИМЕ ЭЖЕКЦИИ ОКИСЛИТЕЛЯ. ОКИСЛИТЕЛЬ - КИСЛОРОД 1089

А.А. Собур, Д.И. Бабушенко, В.И. Копченов и др. ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ФОРМИРОВАНИЯ И РАСПРОСТРАНЕНИЯ ДЕТОНАЦИОННОЙ ВОЛНЫ В КАНАЛЕ С ПОМОЩЬЮ АКТИВАЦИИ МОЛЕКУЛ O_2 ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ 1091

А.Ю. Стариковский МЕХАНИЗМЫ ПЛАЗМЕННО-СТИМУЛИРОВАННОГО ГОРЕНИЯ ДЛЯ ВОДОРОДА И МАЛЫХ УГЛЕВОДОРОДОВ 1093

Ю.В. Соловьева-Соколова, И.В. Чечет, В.А. Алексеев и др. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НОРМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ПЛАМЕНИ СУРРОГАТА КЕРОСИНА (БЕНЗОЛ/Н-ДЕКАН) 1095

Н.С. Титова, В.Е. Козлов, И.В. Чечет и др. ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ГОРЕНИЯ СИНТЕТИЧЕСКИХ ТОПЛИВ В ЦИЛИНДРЕ ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ С КОМПРЕССИОННЫМ ВОСПЛАМЕНЕНИЕМ 1096

Н.С. Титова, А.М. Старик, А.М. Савельев и др. ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ОКИСЛЕНИЯ H_2S ПРИ ВОЗБУЖДЕНИИ МОЛЕКУЛ КИСЛОРОДА В СИНГЛЕТНОЕ СОСТОЯНИЕ 1097

Н.С. Титова, А.М. Старик КИНЕТИКА ОКИСЛЕНИЯ УГЛЕВОДОРОДНЫХ И СМЕСЕВЫХ ТОПЛИВ И ПРИЛОЖЕНИЯ К ПРОЦЕССАМ ГОРЕНИЯ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ 1098

Ю.В. Туник, М.А. Зубин ВОЗМОЖНОСТИ И ПРОБЛЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ДЕТОНАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ ВОДОРОДА В КОНВЕРГЕНТНО-ДИВЕРГЕНТНОМ СОПЛЕ 1099

И.И. Файрушин, Г.Ю. Даутов НАРУШЕНИЕ ИОНИЗАЦИОННОГО РАВНОВЕСИЯ У ПОВЕРХНОСТИ КОНДЕНСИРОВАННОЙ ЧАСТИЦЫ В НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ПЛАЗМЕ 1101

Е.А. Филимонова РАСЧЕТ УРОВНЯ ЭМИССИИ ОКСИДОВ АЗОТА ПРИ ПОДАЧЕ ПАРА С ПРИРОДНЫМ ГАЗОМ В КАМЕРУ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ 1103

С.М. Фролов УПРАВЛЯЕМОЕ ДЕТОНАЦИОННОЕ ГОРЕНИЕ 1105

С.М. Фролов, В.С. Иванов, В.С. Аксенов и др. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ОБРАЗЕЦ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ИМПУЛЬСНО-ДЕТОНАЦИОННОГО ТЯГОВОГО МОДУЛЯ 1107

А.В. Хвостов, Д.И. Бабушенко ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КИНЕТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ НА СТРУКТУРУ ПЛОСКОЙ ДЕТОНАЦИОННОЙ ВОЛНЫ ПРИ ЕЕ РАСПРОСТРАНЕНИИ В КАНАЛЕ ПО ОБЕДНЕННОЙ ВОДОРОДНО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ 1109

А.Ф. Чевагин ИССЛЕДОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПРЯМОТОЧНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ 1111

И.В. Чечет, Ю.В. Соловьева-Соколова, Н.С. Титова и др. МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБРАЗОВАНИЯ ПАУ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГТД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СУРРОГАТА КЕРОСИНА (БЕНЗОЛ/Н-ДЕКАН) 1112

А.С. Шарипов, Б.И. Луховицкий, А.М. Старик ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ФИЗИЧЕСКИХ И ТЕРМОХИМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ КЛАСТЕРОВ AL_NC_M, B_NC_M И AL_NN_M 1113

Д.А. Яранцев, С.Б. Леонов, А.А. Фирсов и др. ГОРЕНИЕ УГЛЕВОДОРОДНОГО ТОПЛИВА, СТИМУЛИРОВАННОЕ ПОВЕРХНОСТНЫМ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ РАЗРЯДОМ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ВОЗДУХА 1114

СЕКЦИЯ 8Б – НЕРАВНОВЕСНЫЕ ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В ГАЗОВЫХ ПОТОКАХ И ГОРЕНИЕ 2 1117

И.С. Аверьков, В.Ю. Александров, К.Ю. Арефьев и др. ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ТЕЛА ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ НЕПОЛНОМ СГОРАНИИ ТОПЛИВА 1117

В.А. Архипов, Н.Н. Золоторев, В.Т. Кузнецов и др. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ ГЕТЕРОГЕННЫХ КОНДЕНСИРОВАННЫХ СИСТЕМ С БИМЕТАЛЛИЧЕСКИМ ГОРЮЧИМ 1118

И.В. Арсентьев, Б.И. Луховицкий, А.М. Старик ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ПРОЦЕССА РЕФОРМИНГА УГЛЕВОДОРОДОВ В СИНТЕЗ-ГАЗ ПРИ АКТИВАЦИИ РЕАГЕНТОВ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ РАЗРЯДОМ 1120

М.Г. Брюков, С.М. Сергеев, В.А. Кудряшов и др. НОРМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ СТЕХИОМЕТРИЧЕСКОЙ СМЕСИ НАФТИЛА С ВОЗДУХОМ 1121

Д.Д. Галдина, И.В. Деревич МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО ВЗРЫВА ГРАНУЛ С ВНУТРЕННИМ ТЕПЛОВЫДЕЛЕНИЕМ В СЛУЧАЙНОМ ПОЛЕ ТЕМПЕРАТУР 1123

И.А. Зубрилин, Р.А. Зубрилин, О.В. Коломзаров и др. МОДЕЛИРОВАНИЕ БЕДНОГО СРЫВА ПЛАМЕНИ В ГОРЕЛОЧНЫХ УСТРОЙСТВАХ В ТРЕХМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ 1125

Д.К. Шараборин, А.С. Лобасов, В.М. Дулин и др. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ И ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ В ГОРЕЛОЧНОМ МОДУЛЕ КС ГТД 1126

Н.Е. Шишкин, М.П. Анисимов, И.С. Бердюгина и др. ЭМПИРИЧЕСКОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТЕЙ НУКЛЕАЦИИ В КАПЛЕ, ОБДУВАЕМОЙ ПОТОКОМ СУХОГО ВОЗДУХА 1127

А.Г. Шмаков, Д.А. Князьков, А.М. Дмитриев и др. ИЗУЧЕНИЕ ХИМИЧЕСКОЙ И ТЕПЛОВОЙ СТРУКТУРЫ ПЛАМЕНИ ПРЕДВАРИТЕЛЬНО ПЕРЕМЕШАННОЙ СМЕСИ $CH_4/O_2/Ar$ ПРИ ДАВЛЕНИЯХ 1-5 АТМ МЕТОДОМ ЗОНДОВОЙ МОЛЕКУЛЯРНО-ПУЧКОВОЙ МАСС-СПЕКТРОМЕТРИИ И МОДЕЛИРОВАНИЯ 1129

Е.Г. Якубовский ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОМПЛЕКСНОГО ПРОСТРАНСТВА ДЛЯ РАСЧЕТА НЕРАВНОВЕСНЫХ ПРОЦЕССОВ 1130

СЕКЦИЯ 1А – ВРД И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ТЕПЛОПОДВОДА К МАСЛУ ПО ТЕПЛОИЗОЛИРОВАННОМУ ВАЛУ

Н.К. Аксенов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, nikenl@ciam.ru
Т.Н. Аксенова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Н.А. Мордовин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.А. Струков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Формирование термодинамических параметров ГТД, увеличение скоростей и времени работы силовой установки вызывают необходимость повышения требований к конструкции подшипниковых узлов ГТД.

Создание надежной конструкции подшипниковых узлов связано с исследованиями теплового баланса подшипниковых узлов и достаточно точной количественной оценки составляющих теплового баланса на всех режимах работы двигателя в различных полетных условиях.

Основными источниками тепла для нагрева масла в масляных полостях подшипниковых узлов $Q_{мп}$ является тепловыделение за счет трения в подшипниках $Q_{тр\ подш}$, в контактных уплотнениях $Q_{тр\ упл}$, тепловой поток к маслу от горячего воздуха, проникающего через уплотнения $Q_в$, тепловой поток через стенки масляных полостей $Q_{ст}$, тепловой поток к наружному кольцу $Q_{нар}$, тепловой поток к внутреннему кольцу $Q_{вн}$.

$$Q_{МП} = Q_{ТР\ ПОДШ} + Q_{ТР\ УПЛ} + Q_В + Q_{СТ} + Q_{НАР} + Q_{ВН}$$

Анализ соотношений теплового баланса подшипникового узла показывает, что одной из составляющих теплового баланса подшипникового узла является тепловой поток к внутреннему кольцу подшипника $Q_{вн}$.

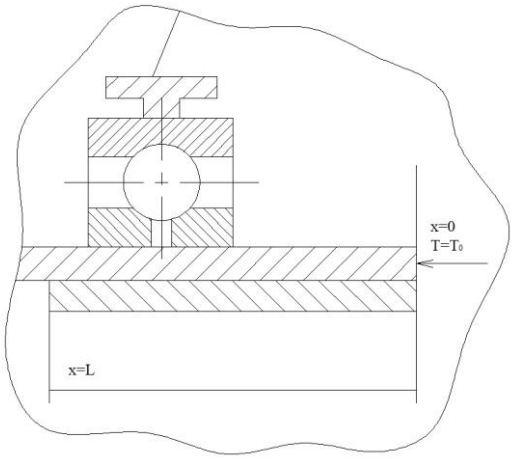


Рис. 1 – Граничные условия для внутреннего кольца подшипника

В качестве простейшей модели для внутреннего кольца подшипника рассматривается ассиметричная задача – вал с равномерным распределением температуры по толщине при наличии теплового стока на конце (рис. 1).

$$\frac{d^2T}{dx^2} = 0 \qquad (1)$$

при граничных условиях:

x = 0 T = 0

x = *l* $-\lambda\frac{dT}{dx}F_2 = \alpha_M F_1[T(x) - T_M],$ (2)

где

F_2 – поперечное сечение вала;

F_1 – боковая поверхность вала;

λ – коэффициент теплопроводности материала вала;

α_M – коэффициент теплоотдачи от внутреннего кольца подшипника в масло;

T(x) – текущая температура вала под внутренним кольцом подшипника;

$T_м$ – средняя температура масла.

$$-\frac{dT(x)}{dx} = \frac{\alpha_M}{\lambda}\frac{F_1}{F_2}[T(x) - T_M] \quad (3)$$

Обозначим:

$$k_э = \frac{\alpha_M F_1}{F_2};\ A_1 = \frac{k_э}{\lambda};\ B = \frac{k_э l}{\lambda}$$

Тогда граничные условия будут имеет вид:

x = 0 T = T_0

x = *l* $-\frac{dT}{dx} = A_1[T(x) - T_M],$ (4)

$$T(x) = T(0) - \frac{k_э}{\lambda}\frac{[T(x)-T_M]x}{1+\frac{k_э}{\lambda}x} \quad (5)$$

при x=*l*:

$$T(l) = T(0) - \frac{B[T(x)-T_M]x}{1+B} \quad (6)$$

Количество тепла, переданного от вала в масло равно

$$Q = \frac{\lambda}{l}F_2(T_0 - T_M)\frac{B}{1+B} \quad (7)$$

Таким образом, на основе одномерной теории стационарной теплопроводности по цилиндрическим элементам конструкции в предположении эквивалентного теплового стока в масло разработана приближенная методика расчета распределения температур по длине вала и теплового потока за счет теплопроводности к внутреннему кольцу подшипника.

РАЗРАБОТКА НОВЫХ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ СМАЗКИ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗЛИЧНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

В.А. Алтунин, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань, altspacevi@yahoo.com
К.В. Алтунин, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань
В.М. Гуреев, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань
Е.Н. Платонов, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань
А.А. Юсупов, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань
А.А. Щиголев, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань
А.А. Терентьев, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань
В.П. Демиденко, МВАА, Санкт-Петербург
М.Л. Яновская, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

При эксплуатации поршневых двигателей внутреннего сгорании (ДВС) различного назначения и применения используются смазочные масла, которые участвуют не только в смазке трущихся деталей, но и в их охлаждении. При работе ДВС смазочные масла

находятся в сложных термодинамических состояниях по температуре, давлению, в условиях естественной и вынужденной конвекции [1-4].

Известно, что одной из проблем нормальной эксплуатации ДВС является негативный процесс осадкообразования [1-3, 5-8], который происходит при нагреве деталей системы смазки и всего двигателя. Частичное закоксовывание маслоподающих и маслоотводящих каналов, расположенных внутри деталей и корпуса ДВС, а также масляных форсунок – приводит к ускоренному выходу из строя масляной системы и всего двигателя. Полное закоксовывание даже только одного канала или форсунки - выведет ДВС из строя ещё быстрее, неожиданно, с дальнейшими аварийными ситуациями и дальнейшим обязательным капитальным ремонтом.

Проблемы закоксовываания масляных форсунок до сих пор существуют и в ВРД, ГДТ и других двигателях, энергоустановках (ЭУ) и техносистемах (ТС) наземного и воздушного базирования и применения. Известно, что масляные форсунки полностью закоксовываются примерно через 800 часов работы [1-3, 5, 6].

В целях увеличения ресурса и надёжности поршневых ДВС, ВРД, ГТД, ЭУ, ТС был проведён обзор и анализ научно-технической и патентно-лицензионной литературы, откуда выявлено, что борьба с осадкообразованием в их масляных системах ведётся недостаточно полно и эффективно.

Проведённые экспериментальные исследования с моторными маслами показали, что: осадкообразование начинается при температуре более 373К; нагреваемая оребрённая поверхность канала (в виде конусных выступов и впадин), полученная при винтовой или кольцевой резьбе или накатке, затормаживает процесс осадкообразования на высоте выступов (новый способ ограничения роста твёрдого осадка в моторном масле [8]).

Эксперименты с магнитными и электростатическими полями в моторном масле показали, что: магнитные поля очень слабо влияют на предотвращение осадка и на интенсификацию теплоотдачи, а электростатические поля, наоборот, оказывают значительное влияние.

Установлено, что при воздействии электростатических полей коэффициент теплоотдачи к моторному маслу в условиях естественной конвекции может увеличиваться до 350%, а предотвращение осадка на рабочем участке осуществляется в зоне прохождения силовых линий (новый способ предотвращения осадкообразования в моторных маслах).

Установлены границы эффективной применимости электростатических полей в моторных маслах.

Кроме того, электростатические поля способствуют: смешению, ионизации и приведению к единым свойствам смесь двух и более различных масел (что очень важно, особенно в экстренных ситуациях), восстановлению используемого масла (с увеличением ресурса применения), обеспечению вынужденной конвекции и распылу масла (при аварийных ситуациях).

На основе результатов исследования для ДВС, ВРД, ГТД, ЭУ, ТС [5-8]:

- разработаны: новые конструктивные схемы маслоподводящих и маслоотводящих каналов, масляных форсунок, масляных фильтров, масляных теплообменников повышенных характеристик - без применения электростатических полей, с их применением, гибридные; датчики и системы контроля за работой системы смазки;
- созданы: алгоритм учёта особенностей тепловых процессов в моторных маслах; методики применения электростатических полей в моторных маслах; способы и методы борьбы с осадкообразованием, необходимые при проектировании, расчёте, создании и эксплуатации новых и перспективных систем смазки.

Применение новых способов борьбы с осадкообразованием позволит увеличить ресурс масляных систем ДВС, ВРД, ГТД, ЭУ, ТС в 2 и более раз.

Использование результатов исследования будет способствовать проектированию и созданию новых систем смазки перспективных отечественных ДВС, ВРД, ГТД, ЭУ, ТС повышенных характеристик по ресурсу, надёжности, безопасности, выживаемости, экономичности и экологичности.

Доклад сопровождается иллюстрационным и запатентованным материалом.

Список литературы

1. Яновский Л.С., Дубовкин Н.Ф., Галимов Ф.М. и др. Горюче-смазочные материалы для авиационных двигателей. - Казань: Изд-во «Мастер Лайн», 2002. - 400 с.
2. Яновский Л.С., Дубовкин Н.Ф., Галимов Ф.М., Шигабиев Т.Н., Гортышов Ю.Ф., Горячев В.В., Кондратьев В.А., Аляев В.А. Инженерные основы авиационной химмотологии. - Казань: Изд-во Казанского университета, 2005. - 714 с.
3. Папок К.К. Химмотология топлив и смазочных масел. – М: Воениздат, 1980. – 192 с.
4. Резников М.Е. Топлива и смазочные материалы для летательных аппаратов. - М: Воениздат, 1973. – 232 с.
5. Алтунин В.А., Шиголев А.А., Яновская М.Л. Проблемы нагрева технических масел в энергоустановках и техносистемах наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования // Тр. 37 Академ. чтений по космонавтике: «Актуальные проблемы Российской космонавтики». РАН. РАКЦ. - М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2013. - С. 495 – 496.
6. Алтунин В.А., Щиголев А.А., Юсупов А.А., Демиденко В.П., Яновская М.Л. Некоторые проблемы систем смазки поршневых двигателей внутреннего сгорания // Матер. докл. 9 Школы-семинара молодых учёных и специалистов академика В.Е. Алемасова: Проблемы тепломассообмена и гидродинамики в энергомашиностроении». РАН. - Казань: Изд-во «Академэнерго», 2014. - С. 205-207.
7. Алтунин В.А., Щиголев А.А., Юсупов А.А., Демиденко В.П., Яновская М.Л. Повышение надёжности систем смазки поршневых двигателей внутреннего сгорания // Матер. докл. Международ. научно-практ. конф. «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». - Самара: Изд-во СГАУ им. акад. С.П. Королёва. 2014. Часть 1. - С. 157.
8. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Кожевников В.П., Щиголев А.А., Демиденко В.П., Платонов Е.Н., Байгалиева Н.И., Яновская М.Л. Способ увеличения ресурса и надёжности поршневых двигателей внутреннего сгорания // Заявка на изобретение РФ №2013137940 от 13.08.2013 г.

ТЕПЛООБМЕННЫЕ АППАРАТЫ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ДЛЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

Д.Л. Астановский, ООО «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ», Москва, femoscow@mail.ru
Л.З. Астановский, ООО «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ», Москва

Созданные ООО «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ» принципиально новые конструкции радиально-спиральных теплообменных аппаратов не имеют аналогов в мире и по технико-экономическим характеристикам значительно превосходят аналогичные по назначению традиционно применяемые аппараты отечественного и зарубежного производства.

Теплообменный аппарат новой конструкции представляет собой цилиндрический корпус, в котором вдоль оси установлены теплообменные блоки с теплообменными поверхностями, сформированными из спиралеобразных теплообменных элементов, образующими щелевые каналы для потоков теплообменных сред – радиально-спиральные и аксиальные. В сечении, перпендикулярном оси аппарата, теплообменные элементы, формирующие теплообменную поверхность, имеют форму спирали Архимеда [1-3].

На рис. 1 представлена схема потоков в теплообменном аппарате конструкции «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ»®.

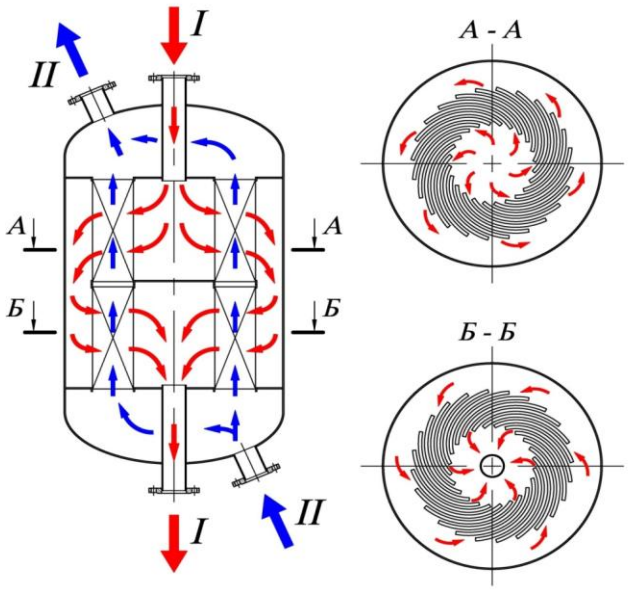


Рис. 1 – Схема потоков в теплообменном аппарате конструкции «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ»

Теплообменные элементы аппаратов новой конструкции полностью исключают проблемы, связанные с температурным линейным расширением металла, не имеют местных концентраций напряжений ни в основном металле, ни в сварных швах. Это обстоятельство повышает надежность работы аппаратов новой конструкции как с точки зрения механических разрушений от местных концентраций напряжений, так и с точки зрения коррозионной устойчивости металла, так как известно, что механические напряжения провоцируют ускорение коррозии. Это особенно важно при работе аппаратов в коррозионных средах.

Гофрированные стенки, формирующие теплообменные элементы, геометрическая форма этих элементов и их размеры, обеспечивают возможность создания теплообменного аппарата для работы на требуемый перепад давлений и температур теплообменных сред, а также на заданный расход теплообменных сред в одном аппарате.

Многолетний опыт эксплуатации теплообменных аппаратов нового поколения в промышленности подтвердил их высокую надежность и преимущества по сравнению традиционно применяемыми теплообменными аппаратами:

- Возможность теплообмена требуемого количества теплообменных сред в одном аппарате. Отпадает необходимость устанавливать параллельно и последовательно батареи аппаратов для выполнения требований по расходу теплообменных сред.
- Равномерное распределение теплообменных сред по теплообменным поверхностям, что полностью исключает застойные зоны и, как следствие, исключает отложение солей жесткости, взвешенных частиц и др. на теплообменных поверхностях. Отпадает необходимость периодической очистки теплообменных поверхностей.
- Возможность проведения теплообмена при требуемых давлениях и температурах, требуемых перепадах давлений и температур теплообменных сред.
- Возможность их использования в качестве нагревателей, охладителей, испарителей, конденсаторов, рекуператоров тепла, аппаратов воздушного охлаждения.
- Возможность совмещения нескольких теплообменных аппаратов в одном аппарате и, при необходимости с сепаратором.
- Компактность конструкции.
- Обеспечение допустимой потери напора теплообменных сред.

Теплообменные аппараты новой конструкции успешно эксплуатируются в различных отраслях промышленности как в России, так и за рубежом.

Ряд машиностроительных заводов России по лицензии ООО «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ» освоили производство теплообменных аппаратов нового поколения.

Список литературы

1. Астановский Д.Л., Астановский Л.З. / Высокоэффективный теплообменный аппарат конструкции «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ»® // Химическая техника. 2005. №10. С.10-13.
2. Астановский Д.Л., Астановский Л.З. / Использование теплообменных аппаратов новой конструкции в теплоэнергетике // Теплоэнергетика. 2007. №7. С.46-51.
3. Астановский Д.Л., Астановский Л.З. / Рекуператоры тепла дымовых газов конструкции «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ»® для газовых турбин // «Авиадвигатели XXI века»: материалы конф. - Электрон. дан. – М.: ЦИАМ, 2010. – CD.

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В МОРСКИХ УСЛОВИЯХ И ВОЗМОЖНОСТИ ИХ ИМИТАЦИИ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА СТЕНДЕ

А.З. Багерман, ФГУП «Крыловский ГНЦ», Санкт-Петербург,
struevvp@krylov.spb.ru
А.В. Конопатова, ФГУП «Крыловский ГНЦ», Санкт-Петербург
И.П. Леонова, ФГУП «Крыловский ГНЦ», Санкт-Петербург

Несмотря на десятилетия прикладных исследований, вопрос о выгорании металла турбинных лопаток остался одним из самых сложных в газовых турбинах. Тем не менее, деградация металла лопаток, по-прежнему, представляет большую часть потерь с точки зрения срока службы и ремонта двигателя.

Наблюдения за эксплуатацией и специальные испытания полноразмерных газотурбинных двигателей и их элементов позволили составить методики проведения испытаний двигателей и их математическую модель с типовыми «морскими» неисправностями, описание которых представлено в настоящей работе.

При эксплуатации в морских условиях, как в море, так и в прибрежной зоне протяженностью в несколько сотен метров и более, соли морской воды попадают в двигатель с воздухом и топливом. При отсутствии воздухоочистительных устройств (ВОУ) солевой занос проточной части ГТД может привести к повышению температуры газа до предельной величины за десятки минут, а для судов на воздушной подушке еще быстрее.

Агрегатное состояние солей может быть: соли растворенные в воде в виде брызг при относительной влажности воздуха более 70 % и сухие аэрозоли при влажности воздуха менее 40%. В первом случае в проточной части компрессора со степенью повышения давления более 3.0 образуются отложения солей и задерживается до 80-90 % солей. При низкой влажности воздуха количество солей, задержанных компрессором, будет менее 30 % и основная масса солей попадет в камеру горения и турбины.

Солевые отложения в осевом компрессоре, независимо от общей степени повышения давления, образуются в зоне температур до 140^0 С. Далее летит сухая соль, практически не образуя отложений в компрессорах.

С помощью специальных методик были получены закономерности изменения характеристик осевых компрессоров при солевом заносе проточной части при различном количестве солей попавших в проточную часть, для различных компрессоров и при наличии и отсутствии систем очистки воздуха.

Наибольшую опасность с точки зрения горячей солевой коррозии представляет сульфат натрия. В морской воде его доля составляет до 8 %, в солевых аэрозолях, витающих над морем до 20 %. В камере сгорания происходит частичная трансформация хлористого натрия в сульфат натрия. При работе ГТД в промышленной зоне дополнительный натрий может поступать в проточную часть с воздухом. В море кроме воздуха натрий и соли морской воды попадают в камеру сгорания с топливом. Среднее содержание натрия в дизельном топливе составило около 0,2 мг/кг топлива.

Соли, поступающие в газ из топлива, более коррозионно опасны, чем соли из воздуха, так как их агрегатное состояние обеспечивает их лучшее сцепление с поверхностью турбинных лопаток. Коэффициент сепарации этих солей почти в два раза выше и составляет до 20 %. Как показали эксперименты, этот коэффициент зависит от температурного режима, «происхождения» солей, геометрии образцов. Исследовались рабочие и сопловые лопатки, цилиндры, пластины, клинья.

Измерения показали, что солевой баланс в проточной части турбин составляет примерно равное количество солей хлористого натрия и сульфата натрия.

Процесс коррозии лопаток турбин идет в условиях постоянного обновления солей на их поверхности. Этот процесс нормируется показателем солевой нагрузки: количеством солей оседающих на единице поверхности в единицу времени. Использование его позволяет получать повторяемость условий испытаний независимо от солесодержания газа, давления в газовом потоке и других параметров. Измерения на двигателе показали значения этого показателя равные приблизительно 1-2 г/м^{2}час.

Испытания другими методами не обеспечивают оценку ресурсных характеристик при коррозионных испытаниях, приводят к получению инкубационного периода различной протяженности.

Для получения объективной картины коррозионного процесса необходимо проводить испытания в газовом потоке. Скорость газового потока может быть различной, если повторяется солевая нагрузка.

При испытании охлаждаемых в процессе эксплуатации элементов скорость коррозии определяется температурой «атакуемой» солями поверхности, а не газового потока.

Опыты показали, что очистка в процессе испытаний исследуемых образцов механическим или химическим способом изменяют характер процесса и искажают результаты опытов. Целесообразна промывка образцов (например, кипячение в дистиллированной воде) от водорастворимых солей, как это делается в эксплуатации при промывках проточной части двигателя.

Для прогнозирования характеристик при эксплуатации в морских условиях была разработана методика формирования математической модели ГТД разных схем. Для этого, наряду с использованием результатов наблюдений в эксплуатации, ресурсных испытаний двигателей, проводились испытания с имитацией на натурном ГТД засолений проточной части компрессоров и турбин, протечек воздуха и газа в различных частях двигателя. Модель ГТД включает и коррозионные повреждения турбин.

На основании этих знаний сформирована и экспериментально проверялась система параметрического диагностирования ГТД, текущей оценки расходования ресурса лопаток ТВД и его прогнозирования с учетом возможного коррозионного повреждения. Все операции выполняются в автоматическом режиме (см. рис. 1).

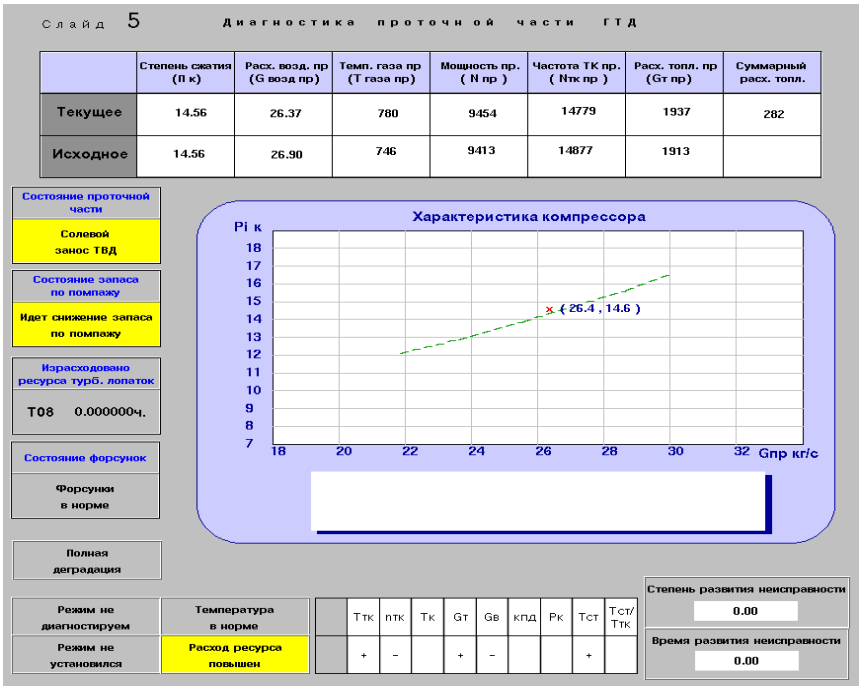


Рис. 1

При адаптации системы параметрического диагностирования к новым или модернизированным двигателям «модернизируется» и математическая модель ГТД и это позволяет отрабатывать наиболее информативные диагностические признаки, способы сравнения параметров и всю систему до постановки на двигатель.

ПРИМЕНЕНИЕ 3D МОДЕЛИРОВАНИЯ В РАЗРАБОТКЕ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ТЕПЛООБМЕННЫХ АППАРАТОВ

И.С. Вербанов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, svetlako@ciam.ru
А.Л. Светлаков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Д.В. Маслова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Ю.Ф. Баранов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.Е. Меньшиков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.В. Дробыш, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Повышение эффективности авиационных двигателей предъявляет максимальные, вплоть до предельных, требования к характеристикам всех их узлов. Теплообменные аппараты (ТА) различного назначения исторически являются неотъемлемым элементом авиационной техники, а их применение распространяется от вспомогательных ТА различных систем двигателя и планера (охлаждения, кондиционирования, топливной, масляной и др.) до «маршевых» ТА, использующих полный внутридвигательный расход воздуха, в перспективных двигателях сложного термодинамического цикла (ТРДДсц). В конкретных специфических условиях эксплуатации стандартные эмпирические методики теплогидравлических расчетов ТА не могут учесть всех особенностей их рабочего процесса, а стандартные конструкции, для которых такие методики применимы, объективно не могут быть максимально эффективными. Использование численного 3D эксперимента вместо и/или вместе с натурным там, где это возможно, является наиболее дешевым решением этой проблемы.

В настоящий момент в ЦИАМ проводится комплексная работа по применению 3D-моделирования для повышения эффективности ТА различного назначения. На данном этапе отработаны методики CFD-расчета двух типов газ-газовых ТА со сложной схемой течения: пластинчато-гофровых ТА (ПГТА) и многосекционных трубчатых ТА (ТТА) с поперечным обтеканием трубного пучка.

Определены основные критические особенности таких ТА, которые не могут быть достаточно точно рассчитаны с помощью существующих эмпирических методик, в частности:

- течение в межгофровом пространстве (Рис.1а), в том числе в многоходовых ТА с управляющими потоком перегородками;
- влияние конструктивной формы гофров на локальные теплогидравлические характеристики;
- взаимовлияние течений в системе коллекторов и матрицы ТА;
- влияние перетекания потока вне трубного пучка в трубчатых ТА секционной конструкции с зазорами, «окнами» и др.

Методическая валидация 3D расчетов на данном этапе проводится на упрощенных рабочих областях с помощью эмпирических или 2-мерных расчетов. Полученные результаты показывают, что учет 3D-эффектов в сложных течениях может существенно изменять локальные и интегральные теплогидравлические характеристики ТА (некоторые

характерные количественные результаты приводятся ниже). Например, рациональное изменение пространственного положения перегородок в 2-ходовой пластине ПГТА-регенератора ТРДДсц как элемента конструкции, управляющего структурой течения, предложенное на основании анализа структуры потока, позволило при сохранении тепловой эффективности уменьшить гидравлические потери в матрице ТА по "холодному" теплоносителю в ~2 раза.

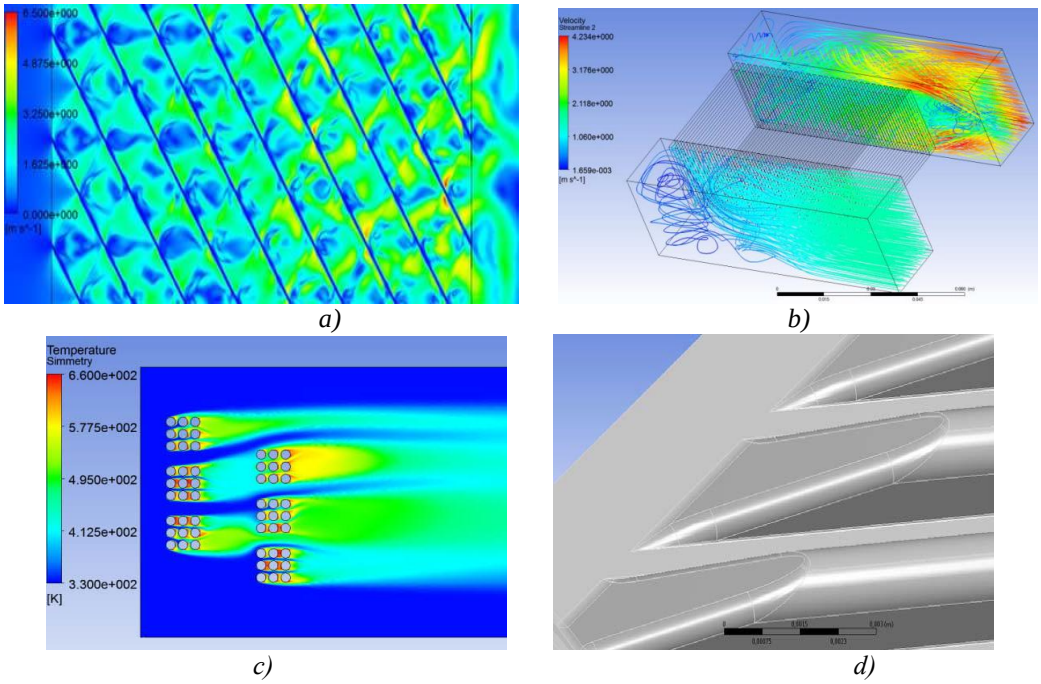


Рис.1 Характерные применения CFD-моделирования в авиационных ТА
a – поле течения в межгофровом пространстве; b – течение в коллекторной системе ПГТА;
c – внешнее обтекание многосекционного ТТА; d – вариант исследованных конфигураций скосов гофров

Применение CFD-моделирования к течению в межтрубном пространстве секционного 2-ходового воздухо-воздушного ТТА системы охлаждения, размещенного в канале фиксированного сечения и выполненного из U-образных трубок со смещением между ходами, показало, что изменение межсекционного зазора приводит к изменению выходной температуры «холодного» газа на 25% и потерь давления в нем на 35% с существованием оптимума по обоим параметрам (Рис.1c). Совместный 3D-расчет коллекторных систем и входных/выходных участков матрицы ПГТА с моделированием ядра матрицы «пористым» телом с заданными теплогидравлическими характеристиками (Рис. 1b) подтвердил данные эмпирических расчетов о том, что для рассматриваемых конструкций ТА ТРДДсц расходная неравномерность в них может достигать 200%. Кроме этого, было показано, что за счет изменения углов гофров и их пространственного «скоса» на входном/выходном участке можно существенно (до 40%) снизить местные гидравлические потери в этих областях (см. рис. 1d).

Вышеуказанные работы по теплогидравлическому совершенствованию ТА при необходимости комбинируются с расчетами влияния изменения их параметров на двигатель в целом, а также оценкой прочностных характеристик критических элементов ТА и отработкой технологии изготовления (прежде всего, это касается менее распространенных в отечественных авиадвигателях ПГТА).

В настоящий момент завершается подготовка к проведению необходимых экспериментальных исследований по верификации расчетных моделей как для локальных характеристик ПГТА, так и многосекционных ТТА. Поверочные 3D расчеты ТА успешно применяются в работах с промышленностью, в частности с ОКБ им. А.Люльки, а также при проектировании стендов и экспериментальных установок для испытаний авиационных ТА.

ТРЕТИЙ КОНТУР – АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ, ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

М.Ю. Вовк, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва, mihail.vovk@okb.umpo.ru,
Е.Ю. Марчуков, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва
А.С. Дрыгин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, 30105@ciam.ru
Ю.А. Эзрохи, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, 30105@ciam.ru

В настоящее время газотурбинные двигатели традиционных схем в своем развитии достигли достаточно высокого уровня совершенства, когда получение каждого процента улучшения основных характеристик двигателя связано с очень высокими временными и материальными затратами. Это связано как с выходом на высокие (близкие к стехиометрическим) уровни основных параметров цикла, так и достижением высокого (близкого к предельному) уровня совершенства узлов. При этом проблема разработки высокоэффективных узлов двигателя особенно обостряется при создании ГТД для ЛА, полетный цикл которых включает в себя как участки дозвукового крейсерского полета с минимально низкими значениями удельного расхода топлива, так и сверхзвукового полета на режимах работы двигателя с максимально возможным уровнем удельной тяги, а также в свете требования по поддержанию высоких параметров двигателя в процессе его эксплуатации в течение достаточно большого для современных и перспективных двигателей ресурса.

Как известно, эффективную тягу летательного аппарата (ЛА) создает его силовая установка (СУ), в состав которой входят воздухозаборник, газотурбинный двигатель и выходное устройство, при этом хорошее согласование режимов совместной работы всех элементов СУ является залогом достаточно высокого уровня ее эффективных параметров. Следует иметь в виду, что полное согласование нерегулируемого сверхзвукового входного устройства и двигателя по расходу воздуха возможно только на одном расчётном (чаще всего максимальном) режиме полета по числу Маха. При существенном рассогласовании входного устройства и двигателя (при изменении скорости полета и/или режима работы двигателя) сверхзвуковой воздухозаборник создает заметное сопротивление по «жидкому контуру», что приводит к падению эффективной тяги и росту эффективного удельного расхода топлива СУ. Одним из путей оптимальной интеграции двигателя и воздухозаборника является разработка двигателя с дополнительным (третьим) контуром для обеспечения лучшего согласования элементов СУ по расходу воздуха в широком диапазоне скоростей полёта и режимов работы двигателя. Такой двигатель по всем существующим критериям может быть отнесен к двигателям изменяемого рабочего процесса (ДИП).

В настоящее время в нашей стране и за рубежом проводятся широкие теоретические исследования потенциальных возможностей трехконтурного двигателя. Так, например, из результатов ряда исследований зарубежных авторов, проведенных для СУ ЛА различного назначения, следует, что применение технологий третьего контура наряду с другими компонентами ДИП (широкое регулирование проточной части, адаптивное охлаждение турбины и так далее) может позволить по сравнению с современным уровнем значительно повысить эффективную экономичность силовой установки и тем самым сократить суммарный расход топлива за полетный цикл на 25…30%.

Полученное достаточно высокое значение прироста топливной эффективности кроме влияния технологий «третьего контура» также связано с повышением уровня

совершенства основных узлов двигателя следующего поколения, которое, в свою очередь, в значительной степени усиливает влияние элементов ДИП.

Для экспериментального подтверждения принципиальных возможностей улучшения топливной экономичности трехконтурного двигателя проработаны направления создания двигателя-демонстратора на базе элементов существующих газотурбинных двигателей.

Список литературы

1. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолетов, Нечаев Ю.Н., Кобельков В.Н., Полев А.С., Москва, Машиностроение, 1988 г.
2. Ronald J. Simmons, M.S., Design and Control of Variable Geometry Turbofan with an Independently Modulated Third Stream. Dissertation. Preserved in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Doctor of Philosophy in the Graduate School of the Ohio State University, 2009.
3. Кулибин А. Ход реализации в США программы создания перспективного авиационного ГТД, Зарубежное военное обозрение №6, 2013, с.64-67.

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПАЛЬЧИКОВОГО УПЛОТНЕНИЯ В СИСТЕМЕ COMSOL MULTIPHYSICS

В.С. Голубкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, golubkin@ciam.ru

В ряду основных требований, предъявляемых к авиационным газотурбинным двигателям, стоит повышение топливной экономичности и, соответственно, снижение эксплуатационных расходов летательного аппарата.

Снижение удельного расхода топлива и удельной массы современного авиадвигателя достигается за счет совершенствования рабочего процесса. Вследствие этого растет степень сжатия компрессора, температура газа перед турбиной, окружные скорости, усложняется кинематическая схема двигателя. Одновременно должны обеспечиваться высокие экологические характеристики двигателя, связанные, помимо прочего, со снижением расхода масла. Одним из путей повышения эффективности газотурбинного двигателя является сокращение внутренних утечек воздуха из его проточной части, особенно из полостей высокого давления, где энергетическая ценность такого воздуха особенно высока.

Совершенствование уплотнений, применяемых для устранения перетечек газа по тракту двигателя, позволяет улучшить экономичность двигателя на 1-2%.

Бесконтактное пальчиковое уплотнение представляет собой сборку из двух тонких кольцевых пластин с прорезями, закрепленных по внешнему диаметру между стенками корпуса. Прорези в пластинах образуют ряд гибких элементов, называемых пальчиками. При сборке уплотнения пластины поворачивают друг относительно друга так, чтобы пальчики последующей пластины с запасом перекрывали прорези предыдущей, что предотвращает прямую утечку газа. На пальчиках задней (по потоку) пластины выполняют специальные подъемные площадки, вытянутые в осевом направлении.

Бесконтактный режим работы уплотнения обеспечивается за счет балансировки пальчиков в потоке газа. Принцип этой балансировки основан на возникновении в зазоре под площадками газодинамических (вызванных вращением ротора) и газостатических (определяемых осевым перепадом давления) подъемных сил, которые уравновешивают

силы реакции при деформировании пальчиков и силы внешнего давления. Перемещения пальчиков независимы друг от друга, что дает возможность уплотнению подстраиваться и реагировать на асимметричность радиального зазора, вызванную прецессией ротора, овализацией корпуса или другими причинами.

Для выдачи рекомендаций по конструкции уплотнения и методике проведения испытаний необходимо исследовать свойства пальчикового уплотнения, провести анализ ключевых факторов, влияющих на расходные характеристики и подобрать оптимальные геометрические параметры изделия.

В данной работе рассмотрена методика расчета взаимодействия газового потока с пальчиковым уплотнением в системе COMSOL Multiphysics.

Основные задачи, которые необходимо решить в процессе исследования пальчиковых уплотнений можно разделить на следующие:

- Расчет газового потока, получение расходных характеристик в зависимости от геометрии уплотнения, перепада давлений и скорости вращения ротора.
- Расчет прочностной задачи: учет влияния перепада давления и возникновения газодинамических сил в зазоре под площадкой.
- Учет контактного взаимодействия передней и задней пластины.
- Расчет теплового взаимодействия потока газа и уплотнения, определение теплового расширения.
- Учет возможного возникновения контакта между ротором и подъемной пластиной в моменты выхода двигателя на крейсерский режим и посадки.

При этом важно учесть, что корректные результаты можно получить только в случае совместного решения всех задач, поскольку они тесно взаимосвязаны между собой. Для этого была выбрана мультидисциплинарная расчетная система COMSOL Multyphisics.

Список литературы

1. Голубкин В.С.: «Применение методов нестационарных сеток при расчете узлов с гибкими элементами», доклад на Международном Форуме Двигателестроения. Научно-технический конгресс по двигателестроению НТКД-2014.
2. COMSOL Multiphysics Reference Manual

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО РАЗБРОСА ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЯ

С.С. Гумеров, УГАТУ, Уфа, Chickipoo@mail.ru
И.М. Горюнов, УГАТУ, Уфа

Наиболее ответственным и трудоемким этапом технологического процесса контрольно-сдаточных (предъявительских) испытаний двигателей является этап отладки основных взаимосвязанных параметров и характеристик двигателя на основных режимах его работы. Необходимость отладки зависит от соотношения между естественным разбросом характеристик серийных двигателей и действующими допусками на них, оговоренными нормативно-технической документацией.

Проблема отладки параметров особенно актуальна для двигателя одноразового применения на беспилотном летательном аппарате (БПЛА), когда она должна быть

решена без проведения «горячих» испытаний, так как необходимость проведения «горячих» испытаний ухудшает параметры проектируемого двигателя.

Для приведения в соответствие параметров действующим нормам необходима разработка методики расчетного определения параметров двигателя по заданной геометрии (прямая задача проектирования). При разработке методики требуется знание исходной информации по естественному разбросу параметров двигателя на режимах отладки.

Проведено исследование разброса контролируемых параметров по данным стендовых испытаний двигателя - прототипа, конструктивная схема и уровень параметров которого, а также технология изготовления деталей близки к двигателю, создаваемому для БПЛА. Полученные результаты по разбросу параметров двигателей до отладки свидетельствуют о сложившихся производственных погрешностях изготовления деталей проточной части двигателя.

Установлено, что при нормальном законе распределения случайных параметров на расчетном режиме работы двигателя они находятся в следующем диапазоне рассеивания относительно номинальных значений: тяга - ±4.26 %, расход топлива - ±4.89 %, температура газа перед турбиной - ±2.7 %, вследствие рассеивания характеристик узлов: КПД компрессора - ±2.13 %, расход воздуха - ±1.14 %, коэффициент сохранения полного давления в камере сгорания - ±1.62 %, КПД турбины - ±1.89 %, коэффициент расхода сопла - ±1.29 %. Тяга двигателя вводится в двухпроцентную норму при постоянной частоте вращения за счет регулирования площади критического сечения реактивного сопла в пределах 3%.

Приведенные количественные данные характеризуют действительныйразброс параметров (учитывают погрешности измерения, приведения,отнесения и т.д.).

Статистическое рассеивание параметров, характеризующих термогазо-динамическую эффективность узлов двигателей прототипов учитывает действительный (технологический) разброс характеристик компрессора, зависящий от режима работы (с учетом приведения параметров компрессора к средней линии рабочих режимов), величины технологического разброса других узлов двигателя практически не зависят от режима работы двигателя.

Для двигателя БПЛА оценивается возможность прогнозирования характеристик узлов (а, следовательно, и параметров двигателя) по фактической геометрии, в связи с чем предлагается исходная версия оценки характеристик узлов двигателя в зависимости от рассеивания геометрических размеров. Методика иллюстрируется на примере прогнозирования характеристик компрессора. Влияние отклонений отдельных размеров, вследствие их независимости, может попросту суммироваться.

Изменение значения КПД компрессора

$$\Delta\eta = \sum_{1}^{n} K_{\eta\phi_i} \cdot \delta\phi_i \qquad (2)$$

Где n – количество контролируемых геометрических факторов ф,

а Кфi – коэффициент влияния фактора Фi на КПД.

Исходное значение Кфi ≈3

В качестве факторов рассматриваются величина радиального зазора в рабочем колесе ($\bar{S}_{ср.}\%$), толщины входных кромок (t1), максимальная толщина ($\bar{C}_{max}$), углы установки (Θ) профилей лопаточных венцов.

Ожидаемый максимальный расход воздуха вычисляется следующим образом:

$$G_{в\,пр.} = \frac{F_{r\,в\,1\,р.к.}}{F_{r\,в\,0\,1\,р.к.}} \cdot G_{в.пр.\,0} \qquad (1)$$

Где $F_{r_B} = \sum_1^z F_{r_{\Sigma^i}}$ - среднеинтегральная площадь горла всех межлопаточных каналов.

При оценке среднеинтегральной площади учитываются такие факторы, как: толщины передней кромки профилей (t1), их максимальной толщины (Cmax), фактических углов установок (Θ) в дисках колес, диаметров периферии (Dп.) и втулки (Dвт.) лопаточных венцов.

Коэффициенты влияния уточняются экспериментальным путем.

Рассматриваемая методика оказалась чрезвычайно трудоемкой и неэффективной, в связи с трудоемкостью получения большого объема исходной информации по геометрическим размерам и недостаточной надежностью методики моделирования рассеивания характеристик. Поэтому рассматривается другой путь решения проблемы. В настоящее время широко применяется методика оценки технического состояния двигателя в эксплуатации по измеряемым параметрам (FADEC- Full Authority Digital Engine Control – система автоматизированного управления параметрами двигателя). В этом случае отладка параметров, в отличие от применяемой на двигателе – прототипе, может осуществляться за счет коррекции частоты вращения ротора двигателя. Для применения этой методики предложены необходимые алгоритмы.

Список литературы

1. Г.П.Гребенюк, Х.С. Гумеров , И.М.Горюнов, В.П. Алаторцев. Определение основных данных изделия без «горячих» испытаний, научно-технический отчет, Тема N 1-38-89, УАИ, НПО "Мотор", Уфа, 1992г.
2. Стенькин Е.Д. Метод оценки влияния радиального зазора на КПД турбокомпрессора на этапе выбора параметров рабочего процесса ТРДД. ИВУЗ, Авиационная техника. N3, 1986.
3. Zeidler V. «Performance assessment of an advance reheated turbo fan engine». – AIAA Paper. 1981, №2447.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ ТРЕТЬЕГО КОНТУРА ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ КРЕЙСЕРСКОЙ ТОПЛИВНОЙ ЭКОНОМИЧНОСТИ МНОГОРЕЖИМНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

А.С. Дрыгин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, 30105@ciam.ru
И.С. Кизеев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Ю.А. Эзрохи, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.Ю. Вовк, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва,
mihail.vovk@okb.umpo.ru

Принципиальная сложность разработки многорежимных двигателей сверхзвуковых самолетов связана с кардинальной противоположностью требований к двигателям на режимах полета со сверхзвуковой скоростью (высокая удельная и максимальная тяга и, как следствие, небольшая степень двухконтурности) и на режимах крейсерского полета с дозвуковой скоростью (относительно низкая потребная тяга, пониженная удельная тяга для повышения полетного к.п.д. двигателя и, как следствие, повышенная степень двухконтурности). В ГТД обычных схем это противоречие разрешается компромиссным выбором расчётных параметров двигателя с учётом назначения ЛА. Альтернативным подходом является применение двигателей изменяемого рабочего процесса (ДИП), в которых имеется возможность независимого управления основными параметрами цикла двигателя, что позволяет получить высокую тягу на сверхзвуковых режимах и высокую экономичность на дозвуковых крейсерских режимах полёта.

Как показали результаты анализа, из рассмотренных вариантов ДИП наиболее перспективным является трехконтурный двигатель с адаптивным вентилятором. Двигатель такой схемы в настоящее время широко прорабатывается передовыми зарубежными двигателестроительными фирмами для маневренного ЛА шестого поколения [1, 2].

В настоящей работе на базе расчётов численными методами элементов силовой установки (СУ) с трехконтурным двигателем разработана математическая модель СУ и выполнена оценка преимуществ одного из возможных вариантов трехконтурного двигателя по сравнению с двигателем обычной схемы. Расчёты показали:

- перепуск в третий контур приводит к увеличению расхода воздуха на входе в двигатель, что на дроссельных режимах работы приводит к снижению сопротивления «по жидкой линии»;
- отбор воздуха от промежуточной ступени вентилятора приводит к смещению максимума КПД на более низкие частоты вращения, при этом также возможно некоторое увеличение самого максимального уровня КПД;
- при дросселировании двигателя перепуск воздуха в третий контур приводит к увеличению суммарной степени двухконтурности, что повышает экономичность двигателя на дозвуковых крейсерских режимах;
- наличие выхлопа из третьего контура незначительно изменяет уровень потерь в выходном устройстве.

Список литературы

1. Flight, 5-11/III, v.182, №5380, p.18, 2013.
2. Кулибин А. Ход реализации в США программы создания перспективного авиационного ГТД, Зарубежное военное обозрение №6, 2013, с.64-67.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ДОКАЗАТЕЛЬСТВА ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ LENR С ТЕОРЕТИЧЕСКИМ ОБОСНОВАНИЕМ И ПРИМЕНЕНИЕМ К АВИАЦИОННЫМ ГТД

М.Я. Иванов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ivanov@ciam.ru,
В.К. Мамаев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mamaev@ciam.ru

LENR-аббревиатура английского выражения «low energy nuclear reaction» широко используется в научно-технической литературе для обозначения низкоэнергетических ядерных реакций, интенсивно изучаемых в последнее время. В целенаправленных научных исследованиях получен существенный прогресс в экспериментальном подтверждении возможностей реализации LENR. Не претендуя на полноту, приведем здесь только последние работы А. Росси [1] и А.Г. Пархомова [2]. В настоящее время в США, Китае и других странах с развитой авиационной индустрией широким фронтом изучается применение LENR в ВРД и СУ другого типа [3].

В представленной работе рассматривается ряд экспериментально-теоретических вопросов по данному направлению исследований [4]. Предложены интегральная и дифференциальная модели LENR, основанные на анализе дефекта массы исходных и конечных продуктов сгорания и применении закона Авогадро. Проанализированы процессы теплообразования в генераторах типа И.С. Филимоненко (на основе электролиза тяжелой воды с использованием катода, содержащего палладий) и в генераторах типа Росси – Пархомова (на основе изменения изотопного состава смеси порошков алюмогидрида лития и никеля при нагревании до температур 1300 – 1500 К). Рассмотрена физика изменения изотопного состава используемых в этих генераторах веществ в соответствии с современными канонами классической ядерной физики. На основе выполненного анализа построена дифференциальная модель реализующегося термодинамического процесса и выполнены соответствующие оценки объемов выделяемой энергии данными теплогенераторами. Развитая модель позволяет рекомендовать другие составы компонент для аналогичных тепло генераторов со сравнительными оценками их тепловой эффективности.

Проиллюстрирована также возможность применения LENR в качестве эффективного экологически чистого источника тепла в аэрокосмических силовых установках. Выполнен анализ использования LENR в перспективных ГТД авиационного и наземного назначения.

Список литературы

1. Focardi S., Rossi A. A new energy source from nuclear fusion.- J. of Nucl. Phys., 2010. -28.
2. Пархомов А.Г. Исследование аналога теплогенератора Росси.-ЖФНН, 2015.-7: 68–72.
3. Wells D.P., Mavris D.N.. The application of LENR to missions. -AIAA Paper 2014-3009.
4. Ivanov M.Ja., Mamaev V.K. Heat Creation Process Modeling in the Filimonenko – Rossi – Parhomov Generators. 14th International Workshop on Magneto-Plasma–Aerodyn,- JIHT RAS, Moscow, Russia, 2015.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПУТЕЙ ПОВЫШЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ ЭКОНОМИЧНОСТИ СУ САМОЛЕТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ 2030 ГОДОВ ЗА СЧЕТ ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНОГО СХЕМНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА ДВИГАТЕЛЕЙ НЕТРАДИЦИОННЫХ СХЕМ

С.М. Каленский, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», Москва, 30105@ciam.ru
Т.А. Морзеева, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», Москва
Ю.А. Эзрохи, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», Москва
П.А. Рябов, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», Москва, ryabovp@ciam.ru

Целевые показатели, прогнозируемые для пассажирских самолетов периода 2025…2030 гг., ориентированы на резкое ужесточение экономических и экологических требований к их силовой установке. Направление на столь существенное повышение экономичности авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) для самолетов 2030 гг. обеспечить только лишь традиционными способами практически невозможно, что стимулировало ведущие зарубежные авиационные компании к исследованиям новых нетрадиционных схем для маршевых двигателей. Можно отметить, что в 2012 г. «Консультативный совет по исследованиям в области авиации в Европе» (Advisory Council for Aeronautics Research in Europe, ACARE) выпустил двухтомное издание «Перечня стратегических исследований и инноваций» (Strategic Research and Innovation Agenda), в котором достижение заданных индикаторов предполагается осуществить с применением новых схем ЛА и СУ, а также новых топлив [1].

Проведенные патентные исследования и анализ известных зарубежных работ по двигателям нетрадиционных схем для пассажирских самолетов нового поколения позволили выделить для дальнейшей проработки такие два вида силовых установок: распределенные СУ (РСУ) и гибридные ГТД (ГГТД). Следует отметить, что работы по РСУ и ГГТД можно рассматривать и как органическую часть работ по прогнозируемому (ACARE [1]) в более отдаленном периоде переходу к электрической СУ.

В отличие от ТРДД традиционной схемы в схемах РСУ от одного газогенератора при помощи механической, газодинамической или электрической связи приводятся во вращение несколько вынесенных вентиляторов. В этом случае удается получить более высокое значение степени двухконтурности при относительно небольших размерах выносных двигательных модулей (вентиляторов). При этом двигательные модули легче скомпоновать с планером.

Под другим рассматриваемым типом нетрадиционной СУ - гибридным двигателем - понимается устройство, в котором привод движителя может осуществляться от различных источников. В данном случае привод вентилятора осуществляется как от газовой турбины, так и от электромотора с питанием от батареи топливных элементов (аккумулятора), что позволяет более эффективно использовать энергию топлива для привода вентилятора.

Проработка материалов по существующим зарубежным концепциям и проведенные расчетные исследования на предыдущих этапах работы позволили выбрать две схемы перспективной РСУ с механическим приводом выносных вентиляторных модулей и сформировать две перспективные схемы ГГТД.

Выбранные схемы РСУ имеют механический привод вентиляторных модулей и принципиально отличаются наличием вынесенного газогенератора в первом случае - РСУ «ВВ+ГГ» и использованием газогенератора в составе ТРДД - РСУ «ВВ+ТРДД». В свою очередь, выбранные схемы ГГТД отличаются питанием электромотора на валу низкого давления либо от внешней для ГТД энергоустановки на топливных элементах (ТЭ) -

ГГТД-1, либо наличием работающего параллельно с традиционной камерой сгорания электрохимического генератора (ЭХГ) на твердооксидных топливных элементах (ТОТЭ) в газотурбинной части двигателя - ГГТД-2.

Так как данные схемы двигателей становятся конструктивно более сложными, то на первый план выдвигаются вопросы согласования работы их элементов, выработки требований к необходимым параметрам газодинамической и электрической части, интеграции систем самолета и силовой установки. Кроме того в связи с перспективами применения ГГТД для ближне - средне магистральных (БСМС), а РСУ для дальнемагистральных самолетов (ДМС) стоит задача выбора области рациональных параметров двигателей под заданные требования со стороны прорабатываемых летательных аппаратов.

Для решения данной задачи (на основе прогнозных данных и проводившихся раннее в ЦИАМ исследований) был оценен возможный уровень параметров термодинамического цикла перспективных РСУ для ДМС на уровне: $\eta^*_{ад.в.}$=0.927, $\eta^*_{пол.КНД+КВД}$=0,91, $\eta^*_{ад.ТВД}$ =0.9, $\eta^*_{ад.\ ТНД}$=0.915, $\eta^*_{ад.\ ТВ}$=0.93, а для ГГТД БСМС с учетом малой «размерность газогенератора» $G_{гг}$≈1…1,1 кг/с, что влияет на уровень эффективности его узлов выбраны: $\eta^*_{ад.КВД}$=0,86, $\eta^*_{ад.\ ТНД}$=0.895.

При поиске рациональной области проектных параметров СУ в качестве расчетного принят крейсерский режим, а требования по обеспечению максимального уровня температуры газа перед турбиной и заданного уровня тяги на взлетном режиме и режиме набора высоты служат в качестве ограничений и используются при анализе результатов параметрических. Параметрические расчеты РСУ проводились с помощью математической модели первого уровня авиационного ГТД. Для расчета ГГТД математическая модель была дополнена блоком формирования характеристик ЭХГ с параметрами перспективных топливных элементов, представленными институтом электрофизики УрО РАН. Основные положения модели ГТД и ЭХГ описаны в работах [2] и [3].

Оценка влияния изменения параметров СУ на величину ее массы определялась на основании математической модели, в основе которой положены корреляционные зависимости массы основных модулей двигателя (вентилятор, газогенератор, турбина вентилятора, выхлопная система и агрегаты) от параметров рабочего процесса двигателя [4].

По результатам проведенных исследований были выбраны следующие основные параметры: РСУ «ВВ+ГГ» - m=22; $\pi^*_В$=1,3; $\pi^*_{К\Sigma}$ =55; $T^*_г$ =1630К, C_R=0,488 кг/(кгс*ч) и РСУ «ВВ+ТРДД» - m=22, $\pi^*_В$=1,3, $\pi^*_{К\Sigma}$ =57, $T^*_г$=1635К, C_R=0,492 кг/(кгс*ч), соответствующие наилучшей экономичности на крейсерском режиме (H = 11км, M = 0,85, R = 3520 кгс) с учетом весовых показателей и принятых ограничений.

При этом выбранные параметры гибридного ГТД составили: ГГТД-1 - m=20, $\pi^*_В$=1,37, $\pi^*_К$=20, $T^*_г$=1265К, $N_э$=1717кВт, C_R=0,285 кг/(кгс*ч) и ГГТД-2 - m=19, $\pi^*_В$=1,413, $\pi^*_К$=20, $T^*_г$ =1265К, m=19, $N_э$=1644 кВт, C_R=0,414 кг/(кгс ч), соответствующие наилучшей экономичности на крейсерском режиме (H = 11км, M = 0,85, R = 1200 кгс), где значения удельного расхода топлива C_R для ГГТД-1 приведены без учета затрат энергоустановки, являющейся в этой схеме внешней.

Проведенные исследования составили основу для дальнейших работ по выбору схемно-технического облика гибридных ГТД на более перспективных для ГГТД видах топлива: сжиженных метане и пропан - бутановой смеси, а на основе предварительного анализа технического облика РСУ и проведенных термодинамических расчетов сформированы технические задания на проработку узлов турбокомпрессора (вентиляторов, компрессоров и турбин).

Список литературы

1. Strategic Research and Innovation Agenda. Value 1. and value 2. ACARE, September 2012.
2. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей. Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. М.: «Машиностроение», 1979, 432с.
3. Thermodynamics of solid oxide fuel cells / Averkov I.S., Baykov A.V., Raznoschikov V.V. // International Scientific Journal for Alternative Energy and Ecology, No. 2, pp. 11-18, 2012.
4. Эзрохи Ю.А., Дрыгин А.С., Каленский С.М., Полев А.С. Предварительное исследование характеристик гибридных ТРДД различных схем для БСМС. "Наука и образование: электронное научное издание", март 2012г., http://texnomag.edu.ru/doc/381537.html

ПОВЫШЕНИЕ БЫСТРОДЕЙСТВИЯ ТОПЛИВНЫХ ФОРСУНОК ПОРШНЕВЫХ ДВС

С.С. Каюков, СГАУ, Самара, street999@mail.ru
В.А. Звягинцев, СГАУ, Самара, victor.vzv@yandex.ru
Ю.Д. Лысенко, СГАУ, Самара

В системах топливоподачи непосредственного впрыска топлива в цилиндр наиболее противоречивыми являются требования обеспечения заданного закона подачи топлива и обеспечение качества распыла топлива. Качественный распыл требует постоянного давления перед отверстиями в распылителе. Обеспечение закона подачи топлива по углу поворота коленвала, при разных режимах ДВС требует широкого диапазона изменения расхода. Однако быстродействие современных форсунок имеет ограничение по минимальной длительности впрыска и минимальному промежутку времени между ними. Следствием недостаточного быстродействия этих устройств является отклонение реализуемых законов подачи от оптимальных, в связи с чем в системах используется переменное давление. Для современных дизельных ДВС уровень давления впрыскивания можно считать 100...220 Мпа [1]. В связи с чем была поставлена задача добиться высокого быстродействия форсунки при её работе на постоянном давлении.

При исследовании электромагнитных форсунок с жёсткой тягой [4] был выполнен подбор тягового электромагнита по результатам согласования характеристик упругой и гидравлической сил, действующих гидравлически разгруженный клапан. В связи с этим для исследования характеристик быстродействия был выполнен подбор проточной части распылителя под заданную тяговую характеристику электромагнитного привода. В качестве электромагнитного привода был выбран привод электромагнитного клапана управления электрогидрофорсунки Bosch 0445110190 с рабочим ходом 0,06 мм. Моделирование форсунок выполнялось в программном пакете LMS Imagine.Lab AMESim [2]. Размеры проточной части распылителя определялись путём изменения диаметра линии контакта запорного элемента и седла распылителя серийной форсунки ЯЗДА 33.1112010-03 исходя из равенства площадей проходного сечения в месте контакта запорного элемента с седлом, а также равенства хода запорного элемента и якоря электромагнита.

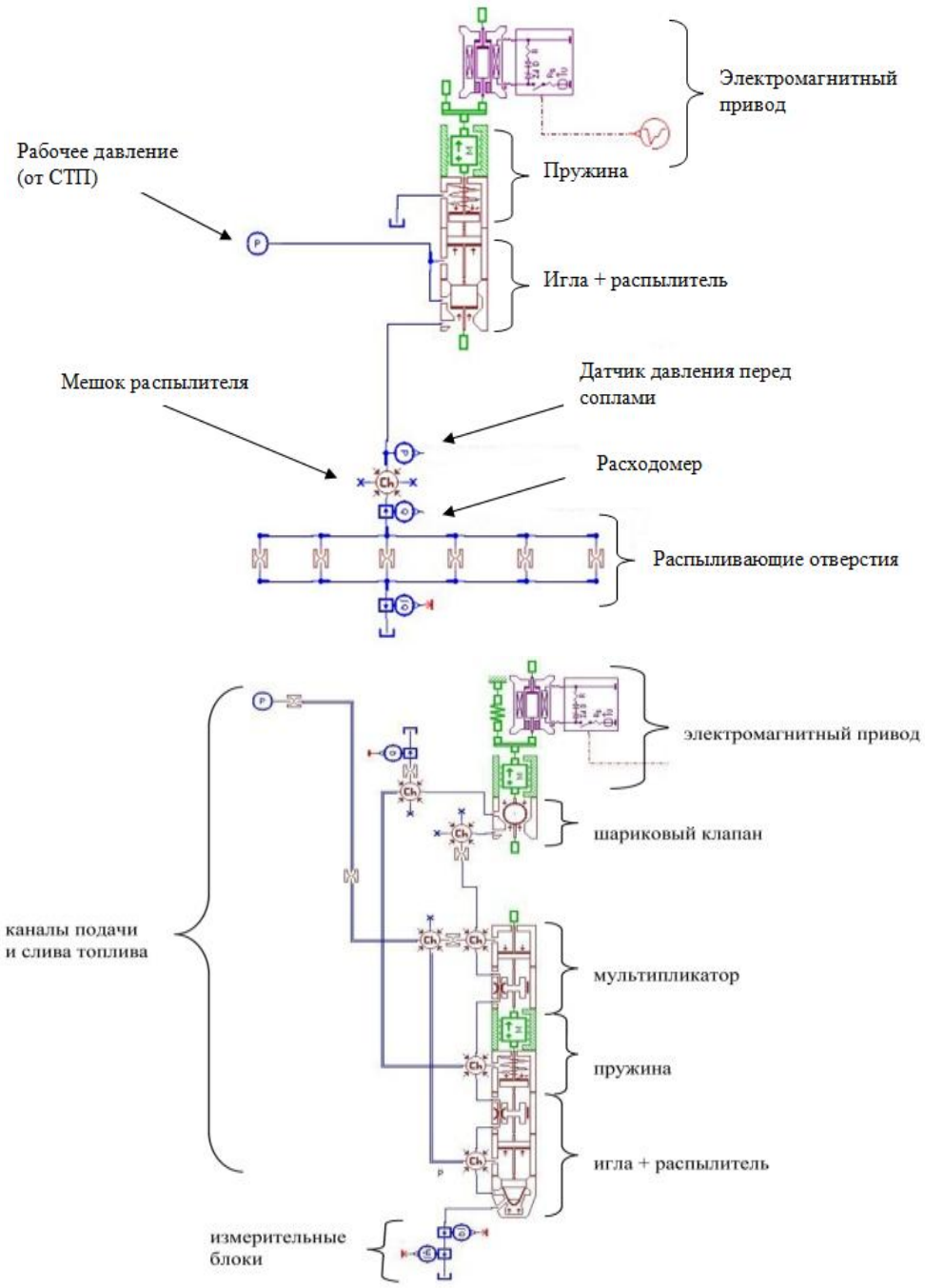


Рис. 1 – Структура моделей исследуемой электромагнитной форсунки прямого действия с жёсткой тягой и электрогидравлической форсунки

Электрогидравлические форсунки (ЭГФ) [3], используемые в настоящее время, имеют в своём составе исполнительное устройство в виде иглы с мультипликатором, представляющим собой гидроцилиндр, рабочая полость которого по диаметру превышает диаметр иглы и является полостью управления, а пружина иглы – устройством обеспечения герметичности при отсутствии рабочего давления, и устройство управления давлением в управляющей полости мультипликатора в виде золотника или клапана с электромагнитным, пьезоэлектрическим приводом.

В ЭГФ уменьшить объём рабочей полости мультипликатора или заменить мультипликатор подобранной соответствующим образом пружиной невозможно. Однако, указанное утверждение не является корректным применительно к ЭГФ, работающей на постоянном высоком давлении. Переход на постоянное давление позволяет рассматривать несколько вариантов повышения быстродействия форсунки, например, увеличение жесткости и натяжения возвратной пружины, что придаёт ей дополнительную функцию

компенсации роста открывающего иглу усилия, действующего на кончик иглы, уменьшение проходных сечений перепускного дросселя и уплотняемого сечения клапана управления с соответствующим дополнительным уменьшением тягового усилия и повышением быстродействия электромагнитного клапана.

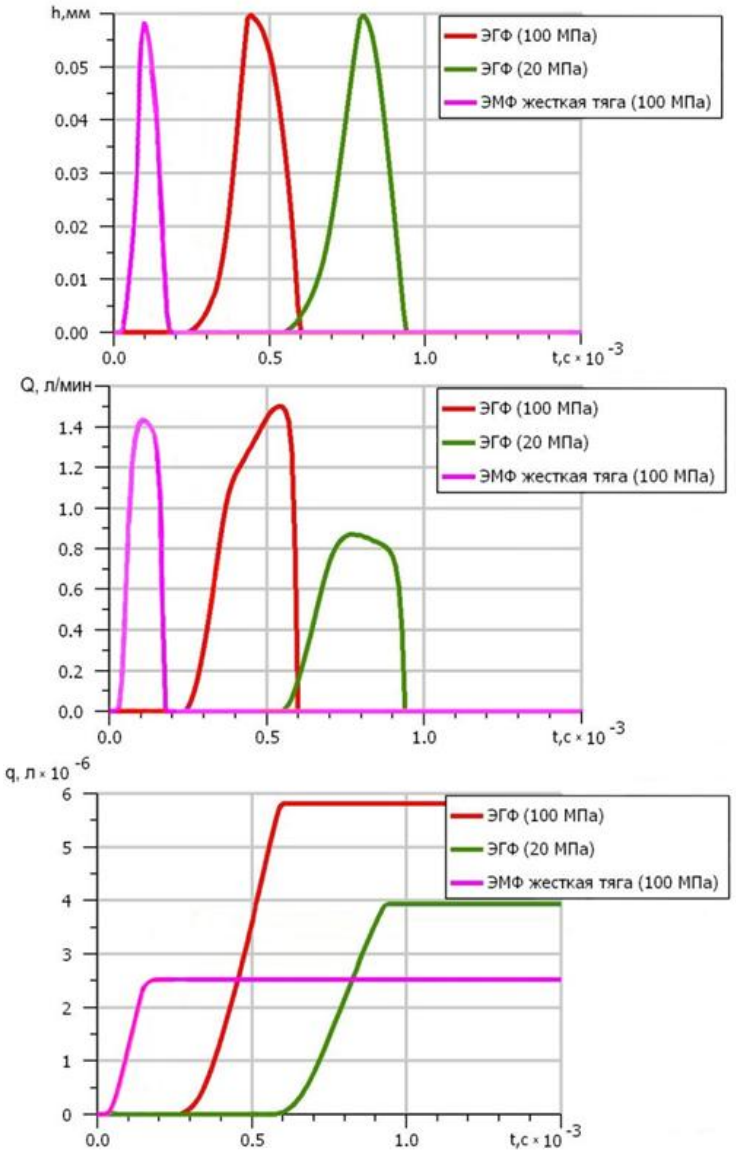


Рис. 2 – Графики зависимости положения иглы, расхода через выпускные отверстия и нарастание дозы от времени

Исследования свойств ЭГФ в программном пакете LMS Imagine.Lab AMESim проводились на моделях, параметры которых соответствуют рабочему давлению на входе, равному 100 МПа и одинаковому сигналу управления. Исходной моделью является ЭГФ Bosch 0445110190 с электромагнитным управляющим клапаном (рис. 1) с размерами седла, контактной части иглы и выпускных отверстий, соответствующими распылителю серийной форсунки ЯЗДА 33.1112010-03.

Для обеспечения возможности сравнения рассматриваемых схемных решений вышеприведенные модели были откорректированы на режим кратковременного полного открытия без удержания запорного элемента в полностью открытом состоянии. При этом для оценки величин минимальной цикловой дозы этого режима использовалась модель ЭГФ с рабочим давлением 20 МПа. Результаты представлены в виде графиков (рис. 2).

Предлагаемый вариант форсунки обеспечивают на режимах кратковременного и полного открытия цикловые дозы меньшие, чем базовая ЭГФ на низком давлении, что подтверждает возможность перехода на высокое постоянное давление с высоким качеством распыления топлива без ухудшения существующих возможностей впрыска по обеспечению минимального объёма управляемой дозы.

Список литературы

1. Марков, В.А. Впрыскивание и распыливание топлива в дизелях / В.А. Марков, С.Н. Девянин, В.И. Мальчук. – М.:Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 360с., ил.
2. LMS Imagine.Lab AMESim. AMESim Rev 13 Tutorial guide, November 2013 – 152 стр.
3. Reif K. (Hrsg.) Dieselmotor-Management im Überblick einschließlich Abgastechnik Vieweg+Teubner Verlag, Springer Fachmedien Wiesbaden GmbH, 2010. 210 S. 172 Abb.
4. Патент RU 2411391, МПК F02M51/06.

РАБОТЫ ЦИАМ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ НТЗ В ОБЛАСТИ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.Н. Костюченков, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», Москва, piston@ciam.ru
В.П. Минин, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», Москва

В настоящее время для пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов взлетной массой до 5000 кг традиционно используются поршневые двигатели с классической схемой кривошипно-шатунного механизма, искровым зажиганием, имеющие воздушное или комбинированное охлаждение цилиндров. Примерами являются одни из наиболее распространенных в мире моторов Lycoming IO-360-L2A и Rotax-912S [1].

На основании проведенных исследований, по определению потребности в авиационных поршневых двигателях, на период до 2035 года, определены основные мощностные ряды это двигатели в классах мощности: 80-100 л.с., 270-300 л.с. и 450-500 л.с. На основании полученных данных и результатов ряда НИР проведенных в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» («Двигатели 2025», «Перспектива», «Пилот», «Пилот-1» и др.) выполнен прогноз по удельным параметрам перспективных двигателей на период 2020-2035 гг:

- удельная масса моноблока (отношение массы двигателя с системами запуска, охлаждения, выхлопа и генератором к максимальной мощности), не более 0,7 кг/л.с.
- удельный расход топлива на крейсерском режиме полета не должен превышать C_e = 0,16кг/л.с.·ч (для бензинового варианта) или C_e = 0,14 кг/л.с.·ч (для дизельного варианта);
- назначенный ресурс – не менее 4000 часов.

В качестве топлива могут быть использованы авиационные или автомобильные бензины с октановым числом не ниже 92 по исследовательскому методу или авиационное топливо ТС-1[2].

На сегодняшний день в России проводиться ОКР по разработке бензинового двигателя мощностью 100 л.с. Работа проводиться в широкой кооперации предприятий авиационной и автомобильной отраслей. Головным исполнителем является ОАО «ГМЗ «АГАТ» г. Гаврилов-Ям. Двигатель с рабочим названием ПД-1400 изготовлен в нескольких экземплярах и проходит испытания на базе предприятия-разработчика и во ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

Большой интерес среди разработчиков ЛА представляют двигатели малой мощности - до 60 л.с. Одной из перспективных конструктивных схем для авиационного применения являются роторно-поршневые двигатели. Достаточно таких АРПД применяется в составе БЛА. В основном это односекционные АРПД с жидкостным охлаждением статора и воздушным или воздушно масляным охлаждением ротора. Наиболее проработанной конструкцией является двигатель AE 50 R Фирмы «Austro Engine GmbH» Австрия. Данный двигатель имеет сертификат летной годности от европейского агентства авиационной безопасности (EASA).

Такая схема двигателя позволяет получить большую мощность с единицы объема двигателя, что приближает его по этим параметрам к ГТД. В то же время осуществление рабочего процесса, идентичного поршневому двигателю обеспечивает получение высокой экономичности, свойственной поршневым двигателям[3].

Анализ реализованных авиационных двигателей показывает, что при одинаковых мощностях и ресурсных показателях роторно-поршневые двигатели на 30-40% легче четырехтактных бензиновых двигателей. Не смотря на сложности механической обработки внутренней поверхности статора, РПД являются более технологичными двигателями за счет наличия меньшего количества деталей. В первую очередь на это влияет отсутствие клапанного механизма газораспределения и меньшее число сопряжений в эксцентриковом механизме, по сравнению с кривошипно-шатунным механизмом классических ДВС

На сегодняшний день во ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» создается двигатель-демонстратор мощностью 100 л.с. В 2015 году запланированы отладочные испытания. Полный комплекс испытаний и доводочных работ будет проведен в течение 2016-2017 гг. На базе этого двигателя будет разработано семейство унифицированных роторно-поршневых двигателей мощностью от 50 до 300 л.с.

Для обеспечения снижения веса двигателя необходимо применение современных легких материалов том числе и композиционных. В ЦИАМ проводиться комплекс работ по исследованию возможности применения различных КМ для узлов и деталей АПД. Интерметалидные сплавы на основе титана были применены для изготовления клапанов газораспределения и шатунов. Применение легких сплавов позволяет значительно снизить вес подвижных деталей и инерционных сил возникающих в элементах газораспределительного и кривошипно-шатунных механизмов. Для снижения массы, инерционных сил и потерь на трение в сопряжениях цилиндропоршневой группы рассматривается возможность применения углеродных и углеродно-кремниевых композиционных материалов. Для изготовления элементов корпусных деталей и крышек возможно применение углерод-углеродных композитов.

Другим путем совершенствования АПД является снижение удельного расхода топлива. Проведенные исследования по модификации рабочих циклов АПД путем введения добавок в топливо-воздушную смесь и использования возбужденных молекул кислорода воздуха позволяют сказать о возможности значительного (на 15-20%) снижения расхода топлива. Для обеспечения длительных полетов, характерных для БЛА, перспективным выглядит применение двигателей с воспламенением от сжатия (дизелей).

Одной из проблем эксплуатации современных АПД в России, является отсутствие производства отечественных высокооктановых авиационных бензинов. Для решения этой проблемы в рамках НИР «Новизна», проведены исследования по применению альтернативных видов топлива для АПД. Расчетно-экспериментальными методами

показана возможность применения топлива на основе углеродов пропан-бутанового ряда типа АСКТ. Данный тип топлива, по ряду физико-химических показателей соответствует авиационному бензину типа Б91/115. Применение такого топлива для АПД представляется экономически выгодным в труднодоступных районах где ведётся добыча энергоносителей (нефть, газ). Для эксплуатации двигателя на АСКТ требуется модификация системы топливоподачи и хранения.

Для обеспечения снижения удельного расхода топлива на режимах крейсерского полета и получения максимальной мощности на взлетном режиме, возможно применение новых методов организации рабочего цикла и применение гибридных и турбокомпаундных схем для обеспечения регенерации тепла.

Применение перспективных схемных решений и способов организации рабочего процесса может позволить снизить расход двигателя на 15-20%, при сохранении вырабатываемой мощности. При этом применение новых конструкционных материалов и технологий позволяет снизить вес на 10-20%.

Список литературы

1. Ланшин А.И. и др. Авиационные двигатели и силовые установки. М.: Торус пресс, 2010
2. «Форсайт развития авиационной науки и технологий авиационных двигателей» . 2011
3. Финкельберг Л.А., Вершинин А.В. Фирумянц М.В., Костюченков А.Н. «Современные поршневые малоразмерные двигатели для авиации общего назначения» «Информконверсия» «Конверсия в машиностроении» №6(67) 2004.

МЕТОДИКА И ПРОГРАММА НА ЭВМ ДЛЯ ИДЕНТИФИКАЦИИ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ КОМПРЕССОРОВ И ВЕНТИЛЯТОРОВ ПРИ ИХ РАБОТЕ В СИСТЕМЕ ГТД

В.М. Кофман**,** УГАТУ, Уфа, stan@ufanet.ru

Процесс доводки компрессоров (вентиляторов) ГТД является сложным и требующим значительных затрат времени и средств. После выполнения проектировочных газодинамических и прочностных расчетов компрессора, выпуска конструкторской документации и изготовления первого экземпляра компрессора производятся его автономные испытания на компрессорных стендах. По результатам этих испытаний получают математическую модель (ММ) компрессора 1 приближения, которая представляет собой функциональные зависимости параметров компрессора от нескольких переменных

$$\pi_{к}^{*} = f_1(G_{в.пр.}, n_{пр}, \mathrm{Re}_{к}, \alpha_{на}), \quad (1)$$

$$\eta_{к}^{*} = f_2(\pi_{к}^{*}, n_{пр}, \mathrm{Re}_{к}, \alpha_{на}). \quad (2)$$

Как правило, при доводке ГТД выявляется необходимость введения конструктивных усовершенствований компрессора с целью достижения более высоких значений КПД и запасов газодинамической устойчивости. Введение изменений в конструкцию и программу регулирования компрессора требует экспериментальной проверки эффективности введенных мероприятий и проведения повторных

дорогостоящих автономных испытаний компрессора или специальных испытаний компрессора в системе ГТД на заводском стенде.

Неотъемлемым частью процесса доводки компрессоров является параметрическая идентификация ММ компрессоров по результатам их испытаний в системе ГТД. Результаты идентификации позволяют оценить изменение ММ 1 приближения и эффективность введенных конструктивных мероприятий, а использование адекватных ММ компрессоров (вентиляторов) позволяет повысить точность расчета высотно-скоростных характеристик ГТД и целенаправленно проводить последующую доводку компрессоров и других узлов двигателя.

Автономные испытания компрессора и испытания компрессора на заводском стенде позволяют получить значительную, но далеко не всю информацию о его характеристиках. При вышеуказанных способах получения ММ компрессора, как правило, не учитывается влияние на характеристики компрессора эксплуатационных факторов (числа $\mathrm{Re}_{\hat{e}}$, упругой раскрутки рабочих лопаток компрессора) и технологических факторов (отклонений размеров деталей проточной части компрессора в пределах допусков на изготовление). В связи с этим идентификацию ММ компрессора целесообразно выполнять по совокупности экспериментальной информации, полученной при испытаниях двигателей последней модификации, как на заводских стендах, так и на высотных стендах, при анализе которой имеется возможность выявить и учесть влияние на характеристики компрессора вышеуказанных факторов.

Алгоритм идентификации ММ компрессора по результатам стендовых испытаний ГТД должен обеспечивать систематизацию полученной при различных видах испытаний экспериментальной информации с уточнением ММ компрессора 1 приближения (уравнений вида (1) и (2)), с выявлением и оценкой различного рода отклонений и ошибок. К ним относятся отклонения величин критерия подобия $n_{\text{їð}}$ при стендовых испытаниях ГТД от соответствующих величин $n_{\text{їð}}$ имеющих место при автономных испытаниях компрессора, отклонения его параметров обусловленные упругой раскруткой рабочих лопаток из-за различной методики проведения эксперимента при автономных испытаниях и при испытаниях ГТД, отклонения параметров, обусловленные влиянием числа $\mathrm{Re}_{\hat{e}}$, ошибки ММ компрессора, обусловленные принятой формой задания его характеристик, технологические отклонения, ошибки измерений.

В настоящей работе изложена разработанная автором методика идентификации ММ компрессора (вентилятора) по результатам стендовых испытаний ГТД. Методика позволяет по всей совокупности экспериментальных точек, полученных в процессе первого автономного испытания компрессора и последующих стендовых испытаний ГТД на заводском и высотном стендах, проводить идентификацию ММ компрессора с оценкой влияния введенных в компрессор конструктивных изменений и вышеуказанных отклонений и ошибок. Для извлечения полезной информации из несистематизированного множества экспериментальных точек, полученных при стендовых испытаниях ГТД и отягченных различного рода ошибками и отклонениями, и для идентификации ММ компрессора в разработанной методике используется полиномиальная форма представления характеристик компрессора [1], измененная по сравнению с [1] для устранения ошибки модели

$$\pi_{\text{к}}^{*} = \sum_{m=0}^{2}\sum_{n=0}^{5} a_{mn}\left(\frac{\overline{\pi_{\text{к}}^{*}}}{G_{\text{в.пр}}}\right)^{m}\left(n_{\text{пр}}\right)^{n}, \tag{3}$$

$$\overline{L}_{\text{к.пр}} = \sum_{m=0}^{2}\sum_{n=0}^{5} b_{mn}\left(\frac{\overline{\pi_{\text{к}}^{*}}}{G_{\text{в.пр}}}\right)^{m}\left(n_{\text{пр}}\right)^{n}, \tag{4}$$

и метод малых отклонений [2], где a_{mn}, b_{mn} – коэффициенты полиномов, которые определяют с помощью метода наименьших квадратов при аппроксимации характеристик полученных при испытании компрессора на компрессорном стенде.

$$\overline{L}_{\text{к.пр}} = \frac{R_{\text{в}} \frac{k}{k-1}(\pi_{\text{к}}^{*\frac{k-1}{k}} - 1)/\eta_{\text{к}}^{*}}{(R_{\text{в}} \frac{k}{k-1})_{\text{расч}}(\pi_{\text{к.расч}}^{*\frac{k_{\text{р}}-1}{k_{\text{р}}}} - 1)/\eta_{\text{к.расч}}^{*}}.$$

Кроме того, что полиномы (3) и (4) аналитически описывают исходные характеристики конкретного экземпляра компрессора, при какой-то методике их получения и при каких-то условиях проведения эксперимента, они также аналитически отражают в «малом» относительную закономерность изменения параметров компрессора, принадлежащего к конструктивно близким экземплярам компрессоров.

Разработанная на основе этих положений методика идентификации ММ компрессора реализована в виде программы на ЭВМ на языке программирования *Compaq Visual Fortran Version 6.6* и апробирована при идентификации ММ компрессоров ГТД «А» и «Б», вентилятора ГТД «Х» по результатам испытаний этих двигателей на заводском и высотном стендах. Учет изменения теплофизических свойств воздуха в ММ выполнен согласно РТМ 1667-83 (ЦИАМ). В результате идентификации получены ММ компрессоров «А», «Б», вентилятора «Х», соответствующие их последним конструктивным компоновкам. Выявлено влияние на параметры компрессоров и вентилятора упругой раскрутки рабочих лопаток и числа $\text{Re}_{\text{к}}$.

Список литературы

1. Гумеров Х.С. Аппроксимация характеристик компрессора двухпараметрическими полиномами и применение их в математических моделях ГТД / Х. С. Гумеров, А. С. Гаврилов, А. Я. Магадеев, Р.Ш. Магадеева, Н. Б. Мустакимова // Некоторые вопросы расчета и экспериментального исследования высотно-скоростных характеристик ГТД. М.: ЦИАМ, 1979. № 839. Вып. 6. С. 183 – 192.
2. Черкез А. Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. М.: Машиностроение, 1975. 380 с.

МЕТОДИКА И ПРОГРАММА НА ЭВМ ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО – РАСЧЕТНОЙ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ГТД С ИЗМЕРЕНИЕМ ПАРАМЕТРОВ НЕРАВНОМЕРНОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА В СЕЧЕНИИ ЗА ТУРБИНОЙ

В.М. Кофман**,** УГАТУ, Уфа, stan@ufanet.ru

Одним из направлений в методологии создания современных ГТД, с целью сокращения финансовых затрат и времени на их проектирование и доводку, является использование базового газогенератора (ГГ). ГГ является наиболее ответственным агрегатом ГТД, непосредственно определяющим его параметры и характеристики. ГГ является также наиболее напряженной частью ГТД в отношении теплового состояния и прочности. Первоначально КПД и характеристики узлов ГГ экспериментально определяются при автономных испытаниях узлов. Далее, достигнутый уровень показателей эффективности узлов ГГ в условиях их газодинамического взаимодействия и реальных нагрузок экспериментально определяется при испытаниях ГГ на наземном или высотном стендах. В связи с этим возникает необходимость разработки обратной термогазодинамической задачи (обратной ТГДЗ) и соответствующей программы на ЭВМ, с помощью которых по величинам измеренных параметров ГГ определяют КПД его узлов и их характеристики (в возможном диапазоне изменения параметров подобия узлов, имеющих место при испытаниях). При этом также возникает необходимость разработки ММ ГГ (прямой ТГДЗ), с помощью которой рассчитываются характеристики ГГ с использованием уточненных в обратной ТГДЗ характеристик узлов ГГ

В случае, если при испытаниях ГГ в сечении за его турбиной измеряются поля полных давлений и температур торможения газа, а также статическое давление, с помощью приемников, расположенных на технологическом вращающемся диффузоре и на его стенке, то при решении обратной ТГДЗ возникает возможность определения характеристик камеры сгорания $\sigma_{кс} = f(\lambda_к)$, $\eta_г = f(\alpha_{кс})$, а также КПД и характеристик турбины. При этом следует особо подчеркнуть, что для повышения информативности результатов испытаний ГГ измерение полей параметров в сечении за турбиной должно сочетаться с применяемым при обработке полученных при испытаниях результатов способом осреднения параметров неравномерного потока газа и учетом при этом на уровне струек и средних параметров газа изменения его теплофизических свойств от температуры, состава смеси и влагосодержания [1]. Как известно, при решении задачи осреднения и при переходе от действительного неравномерного потока к осредненному каноническому возможны потери некоторых свойств действительного потока, что может приводить к погрешностям расчета КПД узлов. Для выбора из числа существующих способов осреднения наиболее обоснованных, при которых не происходит потеря свойств потока, разработана математическая модель (ММ) и программа на ЭВМ для осреднения параметров неравномерных газовых и воздушных потоков по 12 способам [2]. Как показали исследования [2], наиболее обоснованным способом осреднения параметров дозвуковых неравномерных воздушных и газовых потоков для экспериментально-расчетного определения КПД узлов ГТД является способ осреднения по массовому расходу. При этом способе величины интегральных характеристик $G, I, I^*, Ф, S, E$ осредненного потока и его среднее статическое давление равны величинам соответствующих параметров действительного неравномерного потока, где G – массовый

расход, I – поток теплосодержания, I^* – поток полного теплосодержания, Ф – поток полного импульса, S – поток энтропии, E – поток кинетической энергии.

Учитывая все вышеуказанное, разработана модифицированная, (по отношению к обратной ТГДЗ, описанной в [3], с учетом использования, кроме штатно измеряемых параметров, осредненных параметров газа в сечении за турбиной) ММ обратной ТГДЗ применительно к ГГ с охлаждаемой одноступенчатой турбиной и соответствующая программа на ЭВМ, составленная на языке программирования *Compaq Visual Fortran Version 6.6.* Схема турбины ГГ, с указанием потоков подмешиваемого в проточную часть охлаждающего воздуха, приведена на рис. 1, где $G_{т'} = G_{г} + G_{\text{охл.рл.пл}}$.

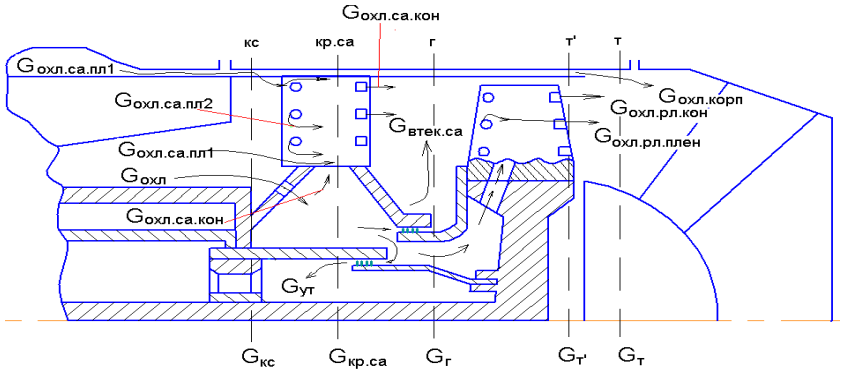


Рис.1 – Схема охлаждения одноступенчатой турбины газогенератора

При решении обратной ТГДЗ в качестве априорно задаваемых параметров используются: $\eta_{м}$ – механический КПД; площадь критического сечения соплового аппарата $F_{\text{кр.са.}}$; $q(\lambda_{\text{кр.са}})$; $\sigma_{\text{са.}}$; ν_i – приведенные расходы охлаждающего воздуха для каждого элемента турбины, величины которых постоянны при изменении режима работы ГГ и на которых сохраняется сверхкритический перепад давления в сопловом аппарате и в системах подвода охлаждающего воздуха. ММ и программа обратной ТГДЗ состоят из 15 блоков. Температура газа в сечениях «т'», «кр.са», «кс» рассчитывается из уравнений сохранения энергии методом последовательных приближений, в сечении «г» – из уравнения работы турбины, коэффициент $\eta_{г}$ – из уравнения баланса теплоты в камере, коэффициент $\sigma_{кс}$ – из уравнения приведенного расхода газа в сечении «кр.са». Первичный КПД турбины рассчитывается по нескольким вариантам формул, в частности, 1) $\eta_{т}^{*} = \dfrac{N_{т}}{G_{г} L_{т.ад}}$, где $L_{т.ад} = \dfrac{k_{г}}{k_{г} - 1} R_{г} T_{г}^{*} (1 - 1 / \pi_{т}^{* \frac{k_{г}-1}{k_{г}}})$, 2) по ГОСТ 23851–79, по формуле $\eta_{т}^{*} = \dfrac{N_{т}}{G_{кс} L_{т.ад}}$, где $L_{т.ад} = \Delta i_{кс}^{*} - \Delta i_{т'.а.}^{*}$, а также 3) $\eta_{т}^{*} = \dfrac{N_{т}}{G_{г} L_{т.ад}}$, где $L_{т.ад} = \Delta i_{г}^{*} - \Delta i_{т'.а.}^{*}$ а также 4) $\eta_{т}^{*} = \dfrac{N_{т}}{G_{\text{кр.са}} L_{т.ад}}$, где $L_{т.ад} = \Delta i_{\text{кр.са}}^{*} - \Delta i_{т'.а.}^{*}$. ММ обратной ТГДЗ апробирована при совместном решении с ММ прямой задачи ГГ ГТД, описанной в [3].

Список литературы

1. Дружинин Л. Н. Метод и подпрограмма расчета термодинамических параметров воздуха и продуктов сгорания углеводородных топлив / Л. Н. Дружинин, Л. И. Швец, Н. С. Малинина // Руководящий технический материал авиационной техники. РТМ 1677–83. Двигатели авиационные и газотурбинные. М., 1983. 68 с.
2. Кофман В. М. Методология и опыт экспериментально-расчетного определения показателей газодинамической эффективности узлов ГТД по параметрам неравномерных воздушных и газовых потоков: монография / В. М. Кофман // Уфа: Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т, 2013. 400 с.
3. Кофман В. М. Методология и опыт параметрической идентификации математических моделей газотурбинных двигателей и их узлов по результатам испытаний: монография / В. М. Кофман // Уфа: Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т, 2014. 182 с.

СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ТУРБОКОМПРЕССОРОВ ГТД НА ЭТАПЕ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

И.Н. Крупенич, СГАУ, Самара, uugn@mail.ru
Е.П. Филинов, СГАУ, Самара, filinov.evg@gmail.com
Я.А. Остапюк, СГАУ, Самара, oya92@mail.ru

Одной из основных задач этапа концептуального проектирования ТРДД является формирование облика его турбокомпрессора.

Задача формирования рационального облика турбокомпрессора является многокритериальной задачей условной структурно-параметрической оптимизации и математически может быть сформулирована следующим образом:

$$\Omega^* = \arg\left\{\min_S\left[\min_X F(X,S)\right]\right\},$$

при условии $q_e(X,C) \le 0, a_f \le x_f \le b_f$,

где $\Omega^* = \{X,S\}$ – множество искомых параметров;

$F(X,S)$ – целевая функция;

$q_e(X,C)$ – заданные функциональные ограничения;

$X = \left(\lambda_{\text{к.j.вх}}, \lambda_{\text{к.j.вых}}, \lambda_{\text{т.j.вх}}, \lambda_{\text{т.j.вых}}, \bar{d}_{\text{к.j.вых}}, \left(\frac{D_{\text{ср}}}{h}\right)_{\text{т.j.вх}}, z_{\text{т.j}}, z_{\text{к.j}}, \ldots\right)$ –вектор оптимизируемых конструктивно-геометрических параметров размерности *n*;

$S = (s_1, s_2, \ldots)$ – множество конструктивно-схемных признаков (число валов, тип компрессора, турбин, КС и т.д.), определяющих *k*-ю схему турбокомпрессора;

$C = (c_1, c_2, \ldots)$ – заданные исходные проектные данные;

a_f, b_f – ограничения на проектные переменные.

Совокупность искомых параметров $\Omega = \{x_1, x_2, \ldots, s_1, s_2, \ldots\}$ представляет собой множество независимых переменных X и схемных признаков S, которые определяют концепцию проекта, характеризуют все конструктивно-геометрические параметры

турбокомпрессора, схему турбокомпрессора и однозначно определяют значения частных критериев эффективности двигателя.

Целевая функция F может формироваться из множества значений частных критериев эффективности $Y = (y_1, y_2, ..., y_i, ...)$ различными способами, например как аддитивная свертка критериев, или на основе минимаксного принципа оптимальности.

Формирование оптимального облика турбокомпрессора можно разбить на три вложенных задачи. Первая заключается в согласовании конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора при заданном векторе оптимизируемых параметров *X*. Суть второй задачи сводится к определению оптимальных конструктивно-геометрических параметров для каждой из выбранных схем турбокомпрессора ТРДД. Третья задача является задачей структурной оптимизации, решение которой осуществляется при целенаправленном переборе возможных конструктивно-схемных решений с оптимальными конструктивно-геометрическими параметрами и выборе наилучшего варианта облика турбокомпрессора на основе комплекса критериев оценки.

Одной из основных сложностей структурной оптимизации является формализация конструктивно-схемных признаков турбокомпрессора и разработка метода выбора рациональной конструктивной схемы, поскольку прямой перебор всех возможных потенциальных вариантов практически невозможен.

На кафедре теории двигателей летательных аппаратов СГАУ разработана автоматизированная подсистема формирования рационального облика турбокомпрессора (АСТРА-ТКО), которая позволяет решать следующие основные задачи:

- формирование схемы турбокомпрессора по заданным конструктивно-схемным признакам;
- согласование конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора;
- определение значений критериев эффективности, характеризующих сформированный вариант турбокомпрессора;
- многокритериальная структурно-параметрическая оптимизация турбокомпрессора ТРДД, включающая оптимизацию конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора заданной схемы и выбор рациональной схемы турбокомпрессора с учетом ограничений, накладываемых на параметры турбокомпрессора;
- исследование влияния параметров на облик турбокомпрессора и критерии его оценки;
- расчет геометрических параметров и формирование схемы проточной части турбокомпрессора.

Список литературы

1. Кулагин, В.В. [и др.] Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Кн. 3. Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД [Текст]: учебник. – М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.
2. Кузьмичев, В.С. Методы оптимального проектирования ГТД на начальном этапе [Текст] / В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин, И.Н. Крупенич, А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков // Электронный журнал «Труды МАИ». Вып. №59. - 2012 - 11 с.

КОНСТРУКЦИЯ И ПРИМЕНЕНИЕ КОНВЕРТИРОВАННЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД В ПЕРЕДВИЖНЫХ ЭЛЕКТРОАГРЕГАТАХ ТМ 2500

Д.В. Лазарев, ООО «ДжиИ Рус», Москва, denis.lazarev@ge.com
Билаш Золтан, ООО «ДжиИ Рус», Москва, Zoltan.Bilacz@ge.com

ГТУ ТМ2500 это передвижной одноагрегатный электроагрегат контейнерного исполнения (рис.1) в котором используется высокоресурсный и надежный ГТД LM2500.

Уникальность

- Быстрый пуск и набор номинальной мощность в течение 10 мин.
- Мобильность.

Новизна

- Быстрый ввод в эксплуатацию – 11 дней от прибытия до начала эксплуатации.

Актуальность

- Широкий диапазон применяемых топлив.
- Концентрация выбросов вредных веществ на 50 % ниже, чем эмиссия ОГ поршневых двигателей работающих на газовом топливе.
- Локализованное энергоснабжение.
- Работа в широком диапазоне частоты сети 47-53 Гц.
- Возможность автономного запуска
- Высокий ресурс ГТД до 1-го кап. ремонта (60.000 час)
- Лучшие показатели наработки на отказ

Установка маневренна и перемещается в самые удаленные места планеты морским, воздушным, железнодорожным или автомобильным транспортом. Трейлер одобрен TUV NORD и допущен к участию в дорожном движении в соответствии с Правилами ƍ 70 StVZO (рис. 2.)

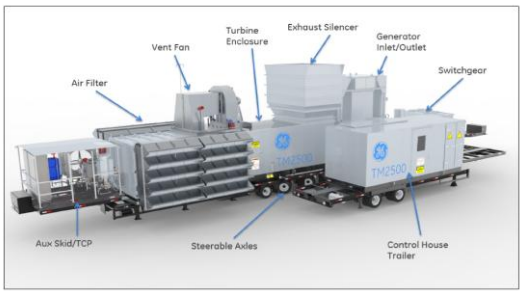


Рис. 1



Рис. 2

Описание изменений в конструкции ГТД

Первичный источник энергии передвижного электроагрегата – ГТД серийного производства, индустриализованная версия авиационного ГТД TF-39 GE- IAD, штаб-квартира в г. Цинциннати США, штат Огайо. LM2500 изготовлен на основе высоко ресурсного газогенератора авиационного двигателя со свободной силовой турбиной.

Основные компоненты ГТД LM 2500 представлены на рис. 3.

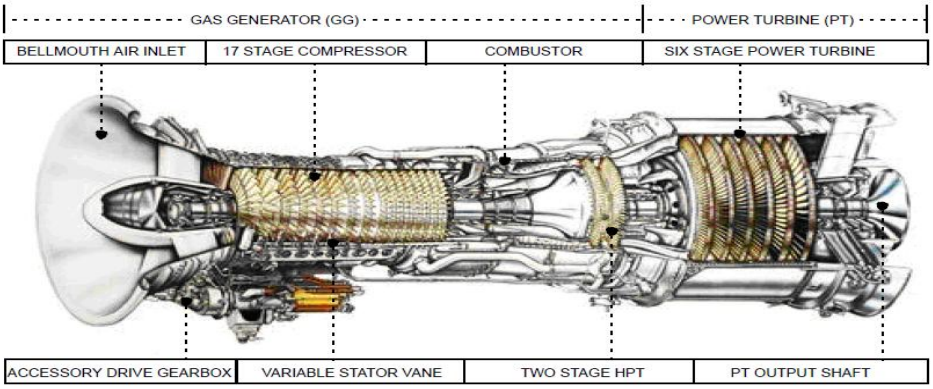


Рис. 3

Усовершенствования были сделаны в части перепрофилирования газо-воздушного тракта, что позволило увеличить напорность компрессора и параметры цикла. В основе последнего поколения LM2500+G4 лежит введение широкохордного моноколеса 1 ст. компрессора изготовленного по технологии БЛИСК и горячей части на основе последних технологий компании, что позволило значительно увеличить выдаваемую мощность.

Стандартизованная конструкция отсека ТМ2500 обеспечивает отрицательное избыточное давление с “Z” продувкой и соответствующим воздухообменом, что позволяет эффективно охлаждать ГТУ и удалять потенциально опасные пары.

На рис. 4 показана диаграмма пуска и набора мощности ГТУ за 10 мин.

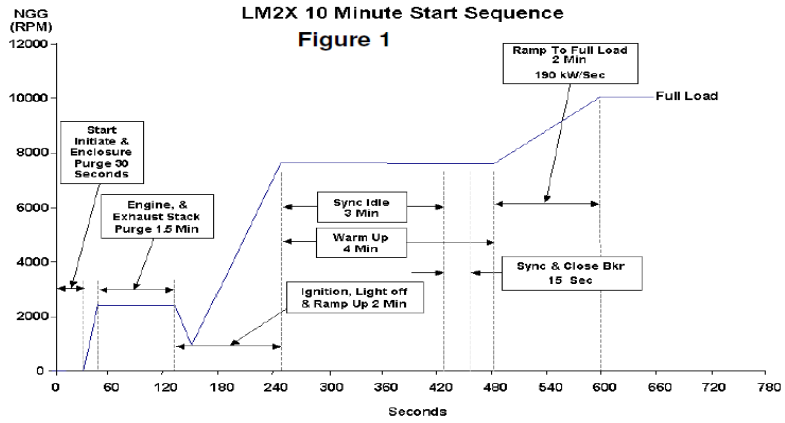


Рис. 4

ТМ2500 может выйти на заданный режим максимальной мощности менее чем за 10 мин с уровнем звукового давления в диапазоне 85-87 дБА, что соответствует требованиям к уровню шума международного стандарта ISO 21789.

Контроль температуры ГТД

Директива 94/9 ЕС (ATEX), ISO 21789 требуют контролировать возможные источники воспламенения, минимизировать и предотвратить повышение температуры поверхности ГТД, идентифицировать застойные зоны, образования газовах карманов по причине возможной утечки газового топлива. Проведенный анализ моделирования распределения температур (CFD) рис. 5 и 6 показал:

- Наиболее горячая область внутри отсека - это область КС, ТВД и Силовой Турбины
- Температура воздуха в отсеке на мах режиме не превышает 200 С.

График рис. 7 показывает поля температур двигателя относительно LFL применяемых топлив. Система вентиляции отсека ГТД гарантирует соответствующую вентиляцию и эффективно рассеивает тепловую энергию кожуха ГТД, что позволяет контролировать температуру поверхности и уменьшить размеры легковоспламеняющихся скоплений, что подтверждено результатами испытаний ГТУ на работающем двигателе и аттестации вентиляции. см. рис.8. Область отсека расположенная под двигателем вентилируется достаточно эффективно

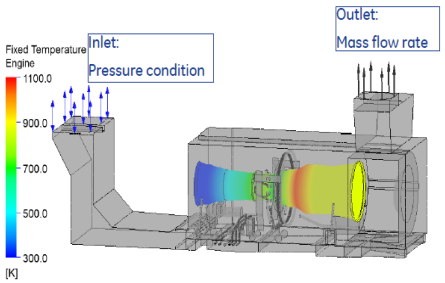


Рис.5

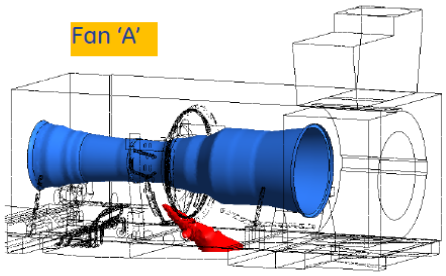


Рис. 6

Для предотвращения повреждение ГТД по причине возможного попадания посторонних предметов в проточную часть, GE устанавливает на впуске специальное защитное устройство (экран FOD), что соответствует требованиями ISO 21789.

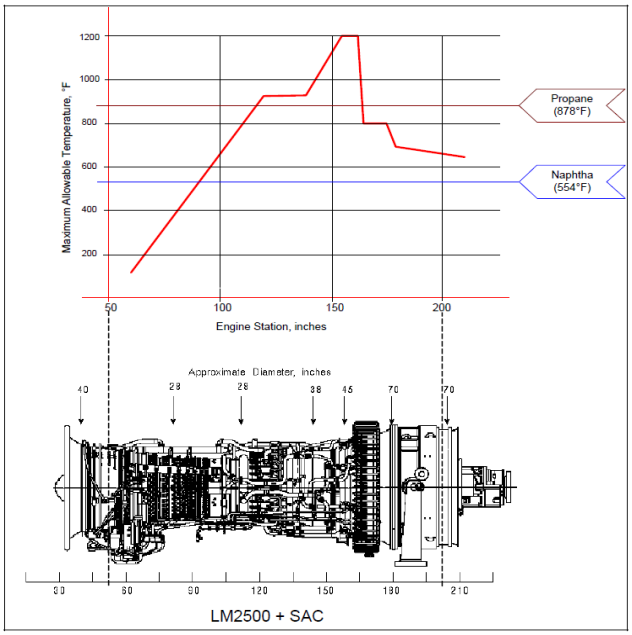


Рис. 7

Для предотвращения повреждение ГТД по причине возможного попадания посторонних предметов в проточную часть, GE устанавливает на впуске специальное защитное устройство (экран FOD), что соответствует требованиями ISO 21789.

Применение проверенной временем технологии LM2500 на базе конвертированных авиадвигателей для передвижных электроагрегатов TM2500, дает возможность нахождения решения множества сложных задач, таких как трудности к подключению к электросетям, ликвидация природных катастроф и чрезвычайных ситуаций, а так же позволяет быстро возводить электростанций и покрывать потребности в мощности крупных промышленных объектов.

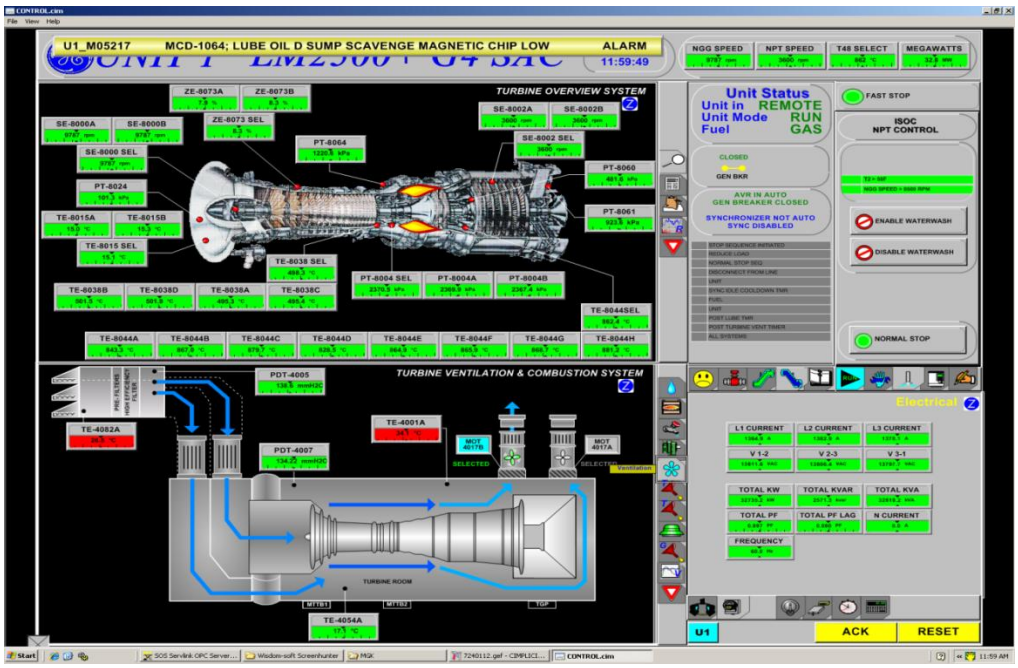


Рис. 8

Список литературы

1. G.H. Badeer, GER3695e GE Aero GT - Design and Operating Features.
2. Luis Lozano, Larry Sage, LM2500 Plus ATEX Compliance Documentation.
3. Fernando Lopez-Parra, Bala Ponnuraj, et al. the LM2500 ISO 21789:2009 CFD Analysis.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ НА ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ РАБОЧИХ ЛОПАТОК АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С УЧЕТОМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ

А.Р. Лепешкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lepeshkin@rtc.ciam.ru
К.Д. Каримбаев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kem@ciam.ru
Д.В. Сапронов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,

Свойства теплопроводности материала лопаток и дисков используют при расчетах теплового состояния деталей ротора турбины авиационного газотурбинного двигателя (ГТД). Они были получены в стационарных условиях земного тяготения. Принято считать, что действие центробежных сил и ускорений не вызывают изменения теплопроводности материала. Лопатки турбин работают при экстремальных центробежных ускорениях 40000...100000 м/с^2 и изменение температуропроводности материала в этих условиях можно ожидать существенным. Кроме ускорений на роторные детали действует растягивающая центробежная сила. Влияние воздействия центробежных ускорений на теплопроводность материалов деталей приведено в [1, 2]. Опыты русских ученых Л.И. Мандельштама и Н.Д. Папалекси и американского ученого Ч. Толмена по исследованию инерции электронов приводятся в [3]. В данных опытах подтверждается, что ускорения оказывают влияние на инерционное движение свободных электронов в

металлах, в частности, при торможении. Из анализа результатов экспериментальных исследований [2] следует, что температуропроводность теплопроводников возрастает в 2 - 4 раза при увеличении частоты вращения по сравнению со стационарным состоянием без вращения. Таким образом, указанный рост температуропроводности существенно связан с инерционным движением свободных электронов (теплоносителей, имеющих массу) в металле при воздействии центробежных ускорений.

В данной работе приведены результаты исследований влияния теплопроводности на тепловое состояние неохлаждаемой рабочей лопатки турбины авиационного ГТД с использованием метода конечных элементов. В первом базовом расчете в исходные данные вводилось значение теплопроводности жаропрочного никелевого сплава, полученного в стационарных условиях (без воздействия инерционных сил). В последующих расчетах значение теплопроводности увеличивалось последовательно в два, три, четыре раза в соответствии с полученными экспериментальными данными в поле действия центробежных ускорений [2]. Анализ полученных результатов расчета теплового состояния лопатки ГТД показал, что с увеличением теплопроводности материала перепады температуры по высоте лопатки (по входной кромке, средней части лопатки и выходной кромке) снижаются. В частности, при увеличении теплопроводности в три раза, перепад температуры по входной кромке снижается на 40°С, в средней части лопатки – 34°С и на выходной кромке – 22°С. Соответственно снижаются и термонапряжения в лопатке.

Полученные результаты имеют важное практическое значение для расчетной оценки теплового состояния лопаток и других вращающихся деталей авиационных двигателей и других энергетических турбомашин.

Список литературы

1. Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г. Патент №. 2235982 РФ. Способ и установка для определения теплофизических характеристик твердых материалов в поле действия центробежных сил. 2011, Бюл. — № 11.
2. Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г. Экспериментальное исследование температуропроводности материалов в поле действия центробежных ускорений и сил // Тепловые процессы в технике. 2012. — № 8, — Том 4. — С. 376-379.
3. Карякин Н.И., Быстров К.Н, Киреев П.С. Краткий справочник по физике. Изд. 3-е. — М.: Высшая школа, 1969. — С. 198 — 199.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ НЕЗАВИСИМО УПРАВЛЯЕМОГО 3-ГО КОНТУРА В СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЕТА

И.А. Лещенко, ОАО «НПО «Сатурн», Москва, igor.leshchenko@yandex.ru
Ю.Н. Шмотин, ОАО «НПО «Сатурн»», Рыбинск, yuri.shmotin@npo-saturn.ru
К.С. Федечкин, ОАО «НПО «Сатурн», Москва, fedeconst@mail.ru
Н.В. Кикоть, ОАО «НПО «Сатурн»», Рыбинск, kikot_nv@mail.ru

Традиционный прогресс авиационных газотурбинных силовых установок (СУ), связанный с повышением параметров термодинамического цикла, приблизился к пределу. В связи с этим приобретает особую актуальность работа по исследованию сложных циклов авиационных ГТД. В частности, двигатели изменяемого цикла (ДИЦ) призваны

революционно улучшить ЛТХ многорежимных самолетов за счет оптимальной адаптации силовой установки к каждому режиму полета.

Рекламные проспекты компании General Electric по проекту ADVENT (ADaptive Versatile ENgine Technology) обещают существенное, до 25%, снижение расхода топлива за счет применения независимо управляемого 3-го контура. Однако никаких конкретных сведений о параметрах цикла и управлении такой СУ не приводится. В работе [1] проводится достаточно глубокий анализ указанного типа СУ. Тем не менее, конкретных данных о том, на сколько улучшается экономичность двигателя, в ней так же не содержится.

В связи с этим для авторского коллектива приобрела актуальность задача исследования характеристик трехконтурного двигателя с целью оценки целесообразности проведения НИОКР в данной области. Для обеспечения корректности оценок все данные сравнивались с двигателем-прототипом, имеющим схему ТРДДФсм и параметры рабочего процесса, свойственные современным СУ отечественных истребителей. При этом предусматривается отбор воздуха в 3-й контур после первой ступени трехступенчатого вентилятора.

Проведение исследования потребовало разработки новых методик оценки экономичности СУ с учетом внешнего сопротивления входного и выходного устройств. Работа включает анализ параметров и характеристик трехконтурного двигателя с термодинамической точки зрения, оптимизацию его программ управления, предварительную оценку особенностей течения в точке отбора воздуха в третий контур, а также конструктивно-компоновочную проработку.

Объект исследования

Трехконтурный двигатель изменяемого процесса (ТДИП) содержит все элементы, имеющиеся у ТРДДФсм. В отличие от традиционного ТРДДФсм, ТДИП (рис.1) также содержит:

- канал 3-го контура (9);
- регулируемое сопло 3-го контура (7).

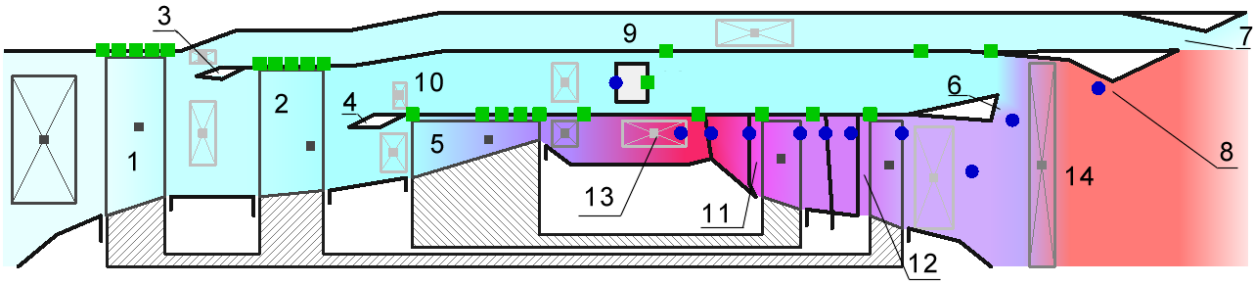


Рис. 1 – Расчетная схема двигателя

Для моделирования значительного отбора воздуха после первой ступени КНД необходимо вместо базовой его характеристики использовать отдельные характеристики его первой ступени и второй группы ступеней.

Анализ силовой установки с использованием «внутридвигательных» показателей эффективности двигателя выявил, что применение 3-го контура не позволяет улучшить экономичность на крейсерских режимах полета. Этот факт связан с существенно неоптимальным распределением работы термодинамического цикла по контурам, в результате чего значительный рост суммарного расхода воздуха при заданной тяге двигателя не приводит к заметному снижению расхода топлива.

В связи с вышеуказанным возникла необходимость оценивать тягу силовой установки, принимая во внимание не только разницу импульсов входящего и выходящего потоков рабочего тела $R = G_c \cdot c_c - G_в \cdot V$, но и внешнее сопротивление входного и выходного устройств. Были выполнены расчеты с учетом сопротивления, и для исследования были выбраны те режимы полета и работы двигателя, где вредная роль

сопротивления достаточно велика. Так, например, на крейсерском режиме H=0, Мн=0.7, суммарная доля потерь превышает 40%.

Результаты оптимизационного исследования

Была проведена оптимизация управления с применением 3-го контура и без него по критериям экономичности силовой установки. В результате получено, что 3-й контур позволяет улучшить топливную экономичность на 7…11% на дозвуковых крейсерских режимах полета, и на 3% - на сверхзвуковых бесфорсажных режимах. Основным фактором полезного эффекта является уменьшение сил внешнего сопротивления, что позволяет снизить потребный режим работы двигателя и расход топлива. При этом оптимальное по эффективному расходу топлива управление обычным ТРДДФсм позволяет снизить расход топлива не более чем на 4% по сравнению с прототипом (см. рис. 2).

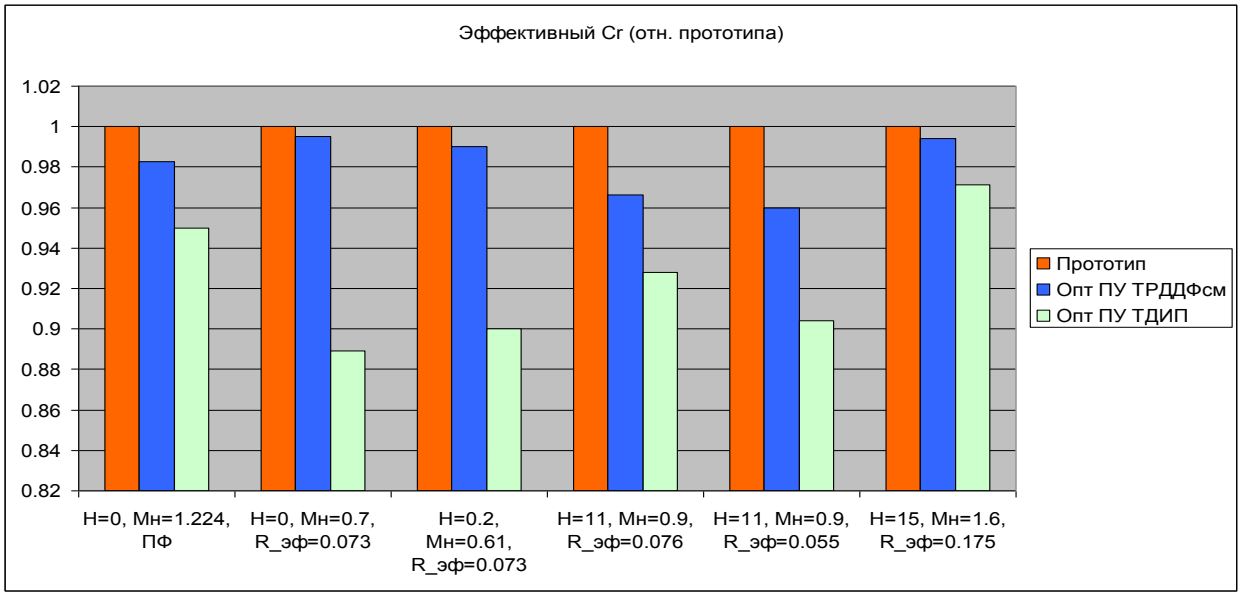


Рис. 2 – Оценка снижения эффективного удельного расхода топлива СУ

Применение независимо управляемого 3-го контура позволяет заметно улучшить согласование входного устройства, двигателя и выходного устройства в составе силовой установки многоцелевого сверхзвукового самолета. Проблема низкой топливной эффективности «переразмеренной» СУ на крейсерских режимах успешно решается за счет перепуска избыточного воздуха через 3-й контур.

Список литературы

1. Ronald J. Simmons, M.S., The Ohio State University. Design and Control of Variable Geometry Turbofan with an Independently Modulated Third Stream. Dissertation. Preserved in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Doctor of Philosophy in the Graduate School of the Ohio State University.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС UNI_MM ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ ТРДД. ОПЫТ РАЗРАБОТКИ И ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

И.А. Лещенко, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва,
igor.leshchenko@yandex.ru
Е.Ю. Марчуков, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва
М.Ю. Вовк, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва,
mihail.vovk@okb.umpo.ru
А.А. Инюкин, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва

Программный комплекс (ПК), предназначен для решения широкого круга задач термодинамического анализа, возникающих в двигателестроительных КБ. Он представляет собой виртуальную среду для исследований термодинамических параметров и характеристик двухконтурных ТРД, предлагающую инженеру все необходимые возможности для ввода исходных данных, постановки и решения различных расчетных задач, анализа и вывода результатов. Основной целью разработки ПК является повышение эффективности работы инженеров-исследователей. Производительность труда удалось увеличить за счет максимальной автоматизации рутинных операций и многочисленных опций для ввода, вывода и обмена данными. ПК обеспечивает возможность построить достаточно точную математическую модель двигателя, идентифицированную по результатам испытаний, и использование такой модели несколькими подразделениями предприятия.

Также особенностью ПК является расчет по единой методике термодинамических процессов на установившихся и неустановившихся режимах работы двигателя.

В работе показаны особенности методик математического моделирования, реализованных в ПК Uni_MM и позволяющих адаптировать ММ под решение широкого круга задач:

- учет влияния чисел Рейнольдса на КПД и расходные характеристики лопаточных машин;
- возможность использования характеристик компрессора, расслоенных по углу установки направляющих аппаратов;
- способность принимать все известные форматы представления характеристик элементов;
- устойчивая и экономичная процедура решения системы нелинейных алгебраических уравнений с возможностью интерактивного задания начального приближения;
- редактируемые состав и температура топлива, влажность атмосферы, возможность использования альтернативных моделей термодинамики;
- возможность формирования сложной пневмосхемы произвольной структуры;
- Для моделирования переходных процессов, кроме указанных выше особенностей, реализованы:
- учет тепловой нестационарности элементов конструкции (компрессоров, камер сгорания и турбин) на уровне расчета тепловых потоков;
- учет динамики заполнения топливных коллекторов основной и форсажной камер сгорания;
- учет динамики течения в основных газовоздушных объемах двигателя;
- возможность расчета переходных процессов в режиме реального времени на современных ЭВМ.

Проанализирован опыт эксплуатации программного комплекса Uni_MM на предприятии в отделе перспективных разработок, отделе электронных САУ, при передаче математической модели двигателя заказчику, проведения авторского сопровождения ПК а также перспективы его дальнейшего развития.

Список литературы

1. Универсальный программный комплекс для доводки сложных машиностроительных изделий. Тунаков А.П. М., Изв. вузов. Авиационная техника. - 1995. - № 1.- С. 96-100.
2. Особенности математического моделирования авиационных ГТД., Егоров И.Н., Кретинин Г.В., Лещенко И.А. Учебное пособие. М., ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1998.

ВЫБОР И ОБОСНОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ДАЛЬНЕГО САМОЛЕТА С ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

А.В. Луковников, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, Lukovnikov@ciam.ru
А.С. Полев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Л.И. Швец, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Ю.А. Эзрохи, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.С. Дрыгин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.В. Челомбитько, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
С.М. Каленский ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Для обеспечения конкурентоспособности и прорыва на мировой рынок перспективных российских пассажирских и транспортных самолетов должно быть достигнуто существенное улучшение характеристик самих самолетов и авиационных двигателей для них. Учитывая, что перед мировой авиационной наукой и промышленностью к 2030 году поставлены амбициозные цели по снижению удельного расход топлива (до 20–30%) и удельной массы двигателей (до 10–15%), шума (на 40 EPNдБ к нормам главы 4 стандарта ИКАО) и эмиссии вредных выбросов в атмосферу (до 30–40%) по отношению к существующим двигателям, потребуется разработка новых технических решений и технологий, применение новых конструктивных схем силовых установок (СУ), в том числе интегрированных с летательным аппаратом (ЛА), их узлов и систем. Кроме этого, необходимо рассматривать и нетрадиционные аэродинамические компоновки самих самолетов (для повышения крейсерского аэродинамического качества) и максимальное внедрение композиционных материалов в их конструкцию (для снижения относительной массы снаряженного самолета) с целью улучшения летно-технических характеристик (ЛТХ).

В данной работе ставится задача по выбору и обоснованию технического облика маршевого двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД) для СУ дозвукового дальнего самолета транспортной категории. Рассмотрена возможность создания двигателя на базе существующих и перспективных отечественных газогенераторов (ГГ):

- на базе серийного двухвального ГГ, предложенного ОАО «Кузнецов»;
- на базе серийного одновального ГГ, предложенного ОАО «НПО «Сатурн»;

- на базе перспективного одновального ГГ, предложенного ОАО «Авиадвигатель».

Во всех трех вариантах ТРДД на базе этих ГГ требуется создание новых вентилятора и турбины низкого давления (ТНД).

Особенностями решаемой задачи явились: заданные габаритные ограничения по диаметру на входе в двигатель, повышенный уровень газодинамических потерь во входном и выходном устройствах (из-за интегрированной в ЛА силовой установки), значительные отборы мощности от двигателя на самолетные нужды (концепция «более электрического самолета»), учет технического риска при создании двигателя.

Выбор параметров двигателя (степени двухконтурности, степени повышения давления в вентиляторе, температуры газа перед турбиной и пр.) осуществлялся с учетом обеспечения требований по тяге и удельному расходу топлива на основных режимах полета в процессе параметрических и оптимизационных исследований ЛТХ рассматриваемого самолета.

В результате наиболее оптимальным по критерию максимальной дальности полета является вариант ТРДД на базе перспективного одновального ГГ с высоким значением степени повышения давления в компрессоре высокого давления (КВД) $\pi^*_{\text{КВД}}$=16–20, характерным для двигателей 5 и 5+ поколений, и умеренной степенью двухконтурности m = 3–4. Однако такой двигатель требует больших временных и материальных затрат на его создание. В тоже время перспективный ГГ может стать основой для создания целого семейства двигателей с разной степенью двухконтурности, включая двигатели взлетной тягой 30–35 тонн, для перспективных узкофюзеляжных и широкофюзеляжных пассажирских самолетов и транспортных самолетов различной грузоподъемности. Повышение серийности унифицированного ГГ будет способствовать снижению себестоимости его производства, а применение новых технических решений и технологий – повышению конкурентоспособности нового двигателя.

С учетом предварительных экономических оценок, выполненных в ЦИАМ, наименьшие риски разработки имеет вариант двигателя на базе ГГ, предложенного ОАО «Кузнецов». Однако это двигатель глубокой модернизации с новым вентилятором, ТНД и смесителем, которые должны быть спроектированы с учетом современных норм прочности и технологий и пройти экспериментальную отработку на стендах с имитацией условий эксплуатации.

Одной из важнейших проблем при создании нового ТРДД является обоснование и обеспечение потребного запаса газодинамической устойчивости (ГДУ) вентилятора, работающего в условиях высоких уровней возмущения потока воздуха на входе. В связи с этим требуется проведение экспериментальных исследований на натурном вентиляторе двигателя-прототипа.

Второй проблемой является обеспечение приемлемой массы маршевого двигателя. В этой части предусмотрены соответствующие мероприятия для решения целого ряда критических технологий:

- выбор и отработка технологии изготовления рабочих лопаток вентилятора (полые титановые или композиционные);
- выбор и отработка технологии изготовления лопаток ТНД.

В заключение следует добавить, что в отечественной авиационной отрасли настал тот момент, когда не нужно стараться сохранить традиционные решения, а необходимо «заглядывать» за горизонт, выбирая новые революционные концепции СУ и ЛА. Представляется, что с очередной версией «классических» пассажирских или транспортных самолетов на рубеже 2025–2030-х годов Россия не сможет выиграть жесткой конкуренции с ведущими самолетостроительными фирмами мира.

МНОГОУРОВНЕВАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТРДД БОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ, ОБЪЕДИНЯЮЩАЯ 3D МОДЕЛИ УЗЛОВ СИСТЕМЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ И 1D МОДЕЛЬ ДВИГАТЕЛЯ

В.Е. Макаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, vmakarov@ciam.ru
С.П. Андреев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, s.p.andreev@ciam.ru
Н.В. Берсенева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва
Ю.П. Федорченко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, y_fedor@ciam.ru
В.Н. Фролов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, nelly@ciam.ru
Я.В. Орлова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, nelly@ciam.ru
Е.П. Пашкевич, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, nelly@ciam.ru

В предлагаемой математической модели ТРДД с повышенным уровнем описание физических процессов принципиальным является свойство многоуровневости - возможности совместного использования как традиционных 1D математических моделей (например, для газогенератора) и сложных 3D математических моделей для отдельных элементов и узлов двигателя (например, для системы низкого давления (СНД), включающей воздухозаборник, вентилятор, подпорные ступени, турбина низкого давления, переходные каналы, канал наружного контура, сопла контуров) и для учета влияние обтекания мотогондолы на режим работы двигателя. Это свойство позволяет выбрать для каждой задачи целесообразный уровень моделирования двигателя и приемлемый объем необходимых для ее решения ресурсов.

Базовыми для предлагаемой модели являются:

- Использование традиционной 1D математической модели в качестве источника исходных данных для 3D моделей узлов и качестве источника интегральных характеристик двигателя, с которыми сравниваются получаемые результаты.
- Использование традиционной в 1D модели двигателя для увязки (согласования) режимов работы компрессорной (вентилятор, подпорные ступени) и турбинной частей контура низкого давления.

Эти базовые условия позволяют с одной стороны привязать многоуровневую к реальному процессу разработки двигателя, получить критически необходимые граничные условия и начальные данные для 3D расчетных моделей узлов и обеспечить возможность оценки получаемых с её помощью результатов с помощью понятной «метрики», а с другой стороны – избежать практически неподъемных затрат ресурсов на моделирование сложными методами работы компрессора высокого давления, камеры сгорания и турбины высокого давления с очень большой степенью риска неполучения достоверных результатов в силу чрезвычайной сложности физических процессов в газогенераторе.

Общая структура предлагаемой модели показана на рис. 1.

Основным источником данных в многоуровневой модели является традиционная 1D ММ рассматриваемого ТРДД, с помощью которой определяются интегральные характеристики двигателя и параметры узлов, принятые в качестве проектных.

Представленные результаты получены на основе развития демонстрационной версии многоуровневой модели и включают дополнительно течение в межкомпрессорном и межтурбинном переходных каналах и течение в турбине низкого давления с учетом влияния температуры и состава рабочего тела на параметры потока и интегральные характеристики. При этом граничные условия для расчета течения в системе низкого давления (вентилятор, подпорные ступени и ТНД формировались с использованием 1D модели двигателя, созданной на основе диалоговой системы «Двигатель» [1].

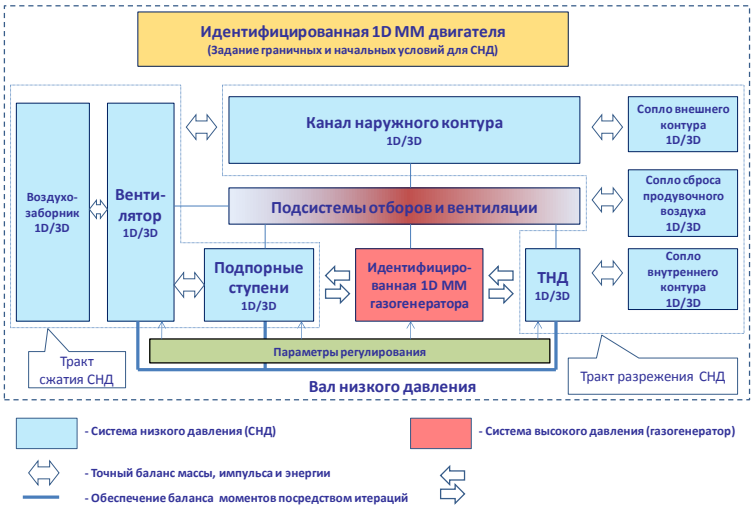
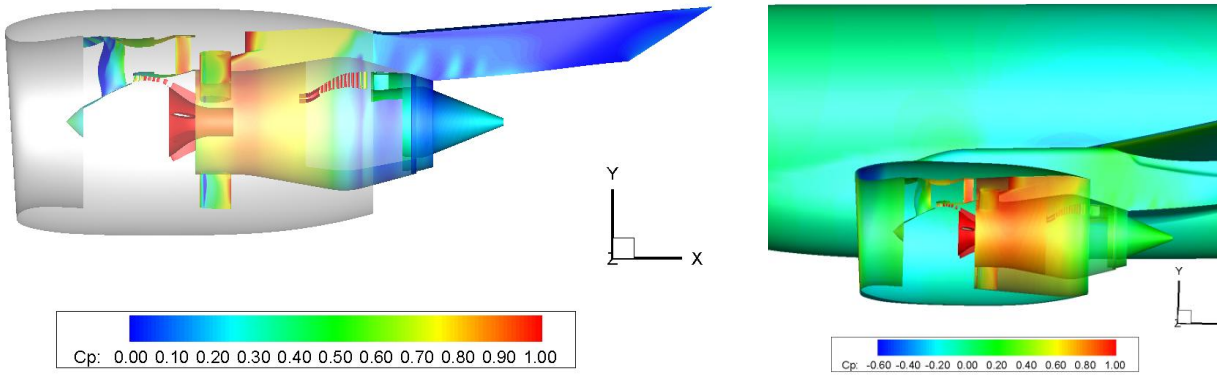


Рис. 1 – Структура многоуровневой математической модели

Системной основой многоуровневой математической модели программный продукт MSC.SimManager компании MSC.Software [2]. Этот программный продукт является специализированным инструментом, обеспечивающим согласованное управление данными и программными приложениями при реализации сложных междисциплинарных проектов.

3D расчетные модели строились с использованием программного комплекса ICEM-CFD и специализированных программных средств, разработанных в отделе 017 ЦИАМ. Расчет течения в элементах системы низкого давления осуществлялся с использованием программного комплекса Cobra [3].

Некоторые результаты расчета течения в ТРДД большой степени двухконтурности показаны на рис. 2.



ТРДД в изолированной мотогондоле с фрагментом пилона *ТРДД в мотогондоле в составе самолета*

Рис.2 – Поле относительного статического давления на элементах газовоздушного тракта, лопатках СНД и примыкающих к двигателю элементах силовой установки и планера

Список литературы

1. Берсенева Н.В., Ивлев В.И., Старикова А.Н., Чубуков С.В. Опыт внедрения и эксплуатации диалоговой системы «Двигатель», предназначенной для оперативного решения задач предварительного проектирования авиационных ГТД. Отраслевая конференция «Автоматизированное проектирование летательных аппаратов» (1986 г., г.Жуковский).
2. Лицензионный договор №RE001913CIA-7 между MSC.Software GmbH и ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова» от 01.09.2013 г.
3. Программный комплекс *Cobra* версия v2.5 (ПК *Cobra* v2.5). Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2010613209.

МГТД – СОВРЕМЕННЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ РЕШЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ

И.Б. Медведев, АО «Технодинамика», Москва, MedvedevIB@technodinamika.ru
В.М. Ширманов, АО «Технодинамика», Москва, ShirmanovVM@technodinamika.ru

При разработке современных малоразмерных газотурбинных двигателей остро стоят вопросы дальнейшего улучшения экономичности, снижение массы, стоимости разработки, производства и обслуживания по сравнению с существующим уровнем.

Улучшение экономичности за счет повышения эффективности узлов или параметров цикла нередко ограничено абсолютными размерами МГТД и растущим влиянием относительных параметров таких, как величины зазоров и внутренних утечек воздуха. Влияние на массовые характеристики МГТД оказывает рост относительной доли неосновных компонентов конструкции: стыков, элементов крепления и др., что также связано со всеми стоимостными факторами программ МГТД.

В докладе рассматривается некоторые подходы к применению стандартных деталей и новым конструктивным решениям с их использованием. Основными из которых являются следующие:

- уменьшение номенклатуры (многообразия и типоразмеров) стандартных деталей, применяемых при проектировании двигателя;
- разработка новых специальных типов стандартных деталей, улучшающих функциональные характеристики узлов и двигателя в целом;
- упрощение сборочных и эксплуатационных процедур, при одновременном снижении вероятности ошибок при сборке;
- снижение производственных и эксплуатационных затрат за счет снижения номенклатуры закупаемых и используемых деталей, материалов и приспособлений,
- применение интегрированных конструкций для сокращения стоимости изготовления и сборки.

СИСТЕМА ПРОВЕДЕНИЯ ОПТИМИЗАЦИОННЫХ РАСЧЕТОВ НА КЛАСТЕРНОМ КОМПЛЕКСЕ (JSCRIPT, UNIX SHELL, IBM LOADLEVELER, IOSO, NUMECA, ANSYS CFX)

И.В. Михеев, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, miheev-iv@ya.ru
К.В. Отряхина, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, kseniya.otryahina@yandex.ru
Г.В. Кретинин, ОАО «НПО «Сатурн», Москва, gennadii.kretinin@npo-saturn.ru

В последнее время на «НПО «Сатурн» все большую популярность приобретают оптимизационные проекты различных лопаточных машин. В качестве оптимизатора на предприятии используется IOSO NM/PM, при этом, учитывая относительно высокую трудоемкость CFD расчетов, и возможность распараллелить процесс оптимизации (IOSO PM), естественным желанием является перенести их выполнение на кластерный комплекс.

В данном докладе описана система, предназначенная для автоматизации распараллеленной оптимизации на кластерном комплексе и описаны пути решения возникших технических вопросов.

Требования к системе, расчетное ПО:

- оптимизатор - IOSO PM.
- CFD решатель – ANSYS CFX,
- параметризация геометрии, построение сетки – Numeca,
- пре и постобработка – ANSYS Pre, ANSYS Post.

Основные цели работы:

- автоматизировать процесс проведения одного расчетного шага, состоящий из получения параметризованной геометрии, генерации сетки, наложения граничных условий, выполнения расчета и обработки результатов,
- интегрировать оптимизационные расчеты в среду планировщика очереди задач (IBM LoadLeveler) на кластерном комплексе.

Разработанная система (рис.1) состоит из рабочей станции под управлением операционной системы семейства Windows, с запущенным на ней оптимизатором IOSO PM и кластерного комплекса, под управлением ОС Linux. Все расчетное программное обеспечение выполняется на кластерном комплексе, в виде задач для планировщика очереди IBM LoadLeveler.

Между задачами определены зависимости и предусмотрены способы для обработки возможных исключительных ситуаций, в случае возникновения «неудачного» расчетного варианта, последовательность задач корректно завершается с записью в файл протокола, при этом выполняется автоматическая уборка «мусора», и выдерживаются необходимые таймауты, что исключает возникновение ситуации гонок между процессами оптимизатора.

Постановка расчетной модели, в очередь задач выполняется оптимизатором, для этого используется программа Plink из пакета Putty, беспарольная авторизация пользователя осуществляется посредством RSA ключей. Файловый обмен между оптимизатором и кластером, обеспечен по протоколу Samba.

По результатам двух выполненных оптимизационных проектов, можно утверждать, что разработанная система позволяет значительно сократить время на выполнение работ подобного рода, за счет использования мощностей кластерного комплекса и полной автоматизации расчетного цикла. В дальнейшем, для увеличения надежности работы системы, планируется перенести выполнение оптимизатора IOSO в виртуальную среду на кластерном комплексе и провести рефакторинг с целью обеспечения большей степени универсальности используемых кодов.

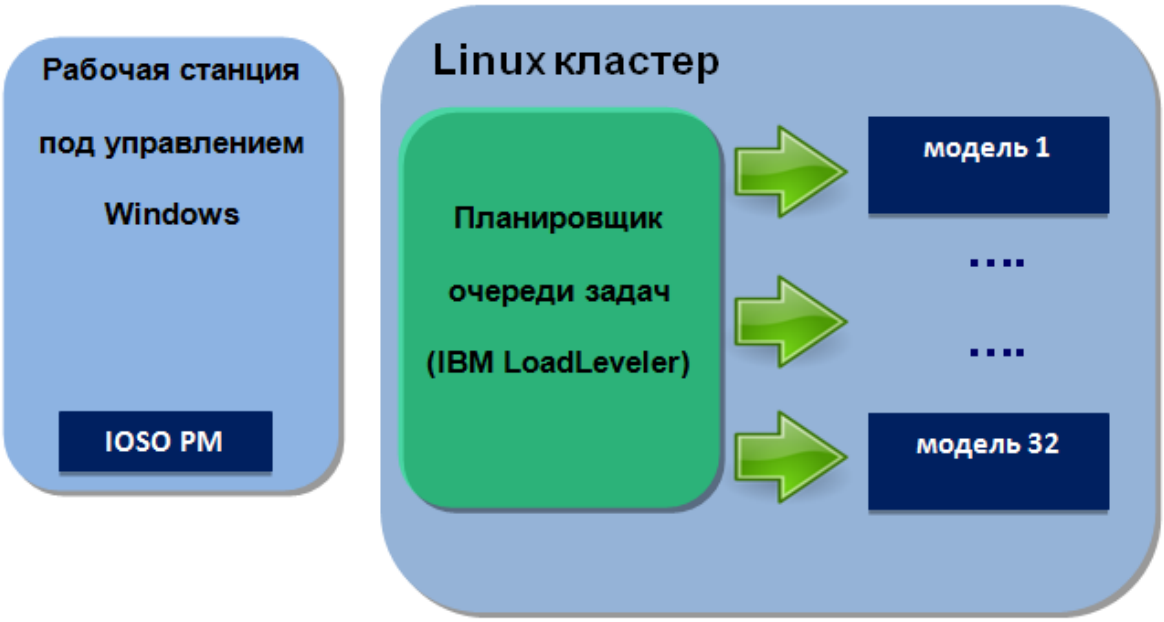


Рис. 1 – Общая схема системы

Список литературы

1. IOSO NM, версия 1.0. Руководство пользователя, 2001.
2. IOSO PM. Программа многокритериальной распараллеленной оптимизации, версия 2.0.50, 2010.
3. LoadLeveler for AIX 5L and Linux. Using and Administering Version 3 Release 3.1, 2005.

АНАЛИЗ ЦИКЛА ГТД С ИЗОТЕРМИЧЕСКИМ РАСШИРЕНИЕМ В ТУРБИНЕ

М.А. Мураева, УГАТУ, Уфа, marija_muraeva@rambler.ru
И.М. Горюнов, УГАТУ, Уфа, gorjunov@mail.ru
В.Ф. Харитонов, УГАТУ, Уфа, vkhariton@yandex.ru

Термодинамическая эффективность цикла тепловой машины является базовым условием его применения. В настоящее время параметры цикла авиационных ГТД приблизились к предельным значениям и дальнейшее существенное повышение эффективности ГТД можно обеспечить внесением принципиальных изменений в рабочий процесс. Одним из направлений исследований в области совершенствования рабочего процесса ГТД является применение сложных термодинамических циклов, в частности, цикла с изотермическим расширением в турбине [1– 4]. Обеспечить последнее возможно путем организации подвода тепла к рабочему телу в турбине.

Настоящая работа посвящена теоретическому анализу термодинамического процесса изотермического расширения в турбине ГТД и применения этого процесса в составе цикла ГТД (рис. 1).

На базе уравнений термодинамики сформированы основы изотермического расширения в турбине; проанализировано уравнение энергии и изменение энтропии. Выполнен детальный анализ идеального цикла ГТД с изотермическим расширением в

турбине. На основе выведенных соотношений построены и проанализированы зависимости работы и КПД идеального цикла с изотермическим расширением в турбине от максимальной температуры цикла и степени повышения давления. Проведено сравнение идеальных циклов ГТД с адиабатическим и изотермическим расширением в турбине при различных параметрах цикла. Выполнены расчетные исследования целесообразности применения цикла с изотермическим расширением в составе ГТД различных схем на взлетном режиме и в полетном цикле.

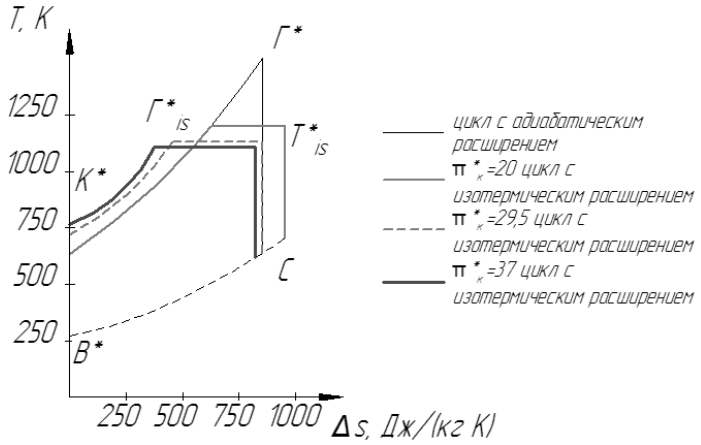
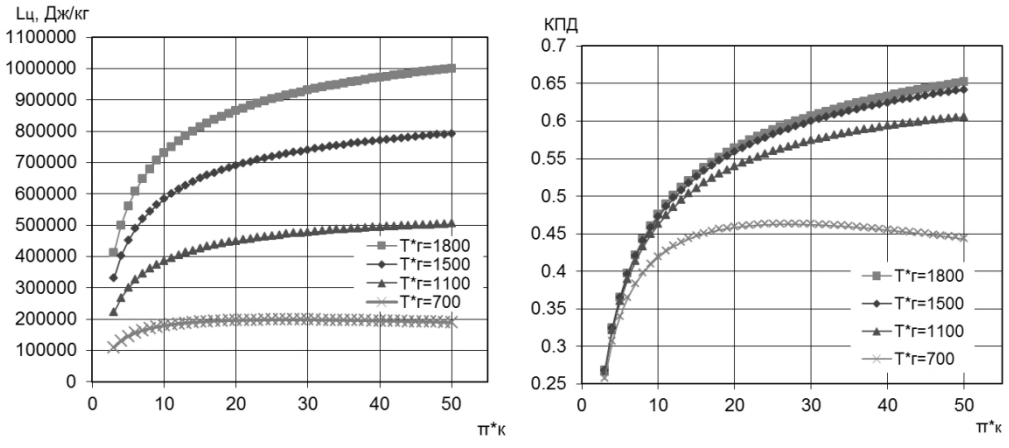


Рис. 1 – T-s диаграмма идеального цикла с адиабатическим расширением и идеальных циклов с изотермическим расширением при различных степенях повышения давления при условии равенства работ циклов

Увеличение степени повышения давления и температуры газа перед турбиной приводит к увеличению работы и КПД цикла ГТД с изотермическим расширением в турбине (рис. 2). Максимального значения работа и КПД цикла достигают при оптимальной степени повышения давления в цикле, величина последней значительно выше статистического диапазона для данной температуры газа перед турбиной.

При одинаковых параметрах цикл с изотермическим расширением имеет большую работу и КПД, чем цикл с адиабатическим расширением. Однако при увеличении степени повышения давления в цикле с изотермическим расширением удается получить ту же работу при меньшей температуре газа перед турбиной и большем КПД цикла.



(а) *(б)*

Рис. 2 – Зависимость работы (а) и КПД (б) цикла с изотермическим расширением от степени повышения давления в компрессоре при различной температуре газа перед турбиной

Цикл ГТД с изотермическим расширением в турбине целесообразно применять для ТРДД самолетов военного и гражданского назначения со сверхзвуковой крейсерской скоростью полета и небольшой степенью двухконтурности, поскольку преимущества рассматриваемого цикла сильнее проявляются при увеличении суммарной степени

повышения давления и при условии подвода тепла в турбине к большей доле рабочего тела.

Изотермическое расширение в турбине ТРД, при правильном выборе параметров цикла, целесообразно применять и на дозвуковых режимах полета.

В наземных ГТД изотермическое расширение в турбине может применяться для снижения уровня эмиссии, как способ достижения требуемой мощности при меньшей температуре газа в турбине.

Список литературы

1. В.А. Скибин, В. И. Солонин, В. А. Палкин. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). Казань: филиал ОАО «ТАТМЕДИА» «ПИК «Идеал-Пресс», 2010. 676с.
2. Ю.С. Елисеев, Э. А. Манушин, В. Е. Михальцев и др. Теория и проектирование газотурбинных и комбнированных установок: Учебник для вузов, 2-е изд., перераб. и доп. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. 640 с.
3. D.M. Bachovchin, T. E. Lippert, R. A. Newby, P. G. A. Cizmas. Gas turbine reheat using in-situ combustion. Siemens Westinghouse Power Corporation, Final Report, May, 2004. – 112p.
4. W.A. Sirignano, F. Liu. Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners// Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 3, May–June 2001, pp. 695–705.

СИСТЕМНО-ИНЖЕНЕРНЫЙ ПОДХОД ПРИ СОЗДАНИИ МГТД

В.Ю. Николенко, АО «Технодинамика», Москва, NikolenkoVYu@technodinamika.ru

Многопрофильный холдинг «Технодинамика» формирует набор проектных компетенций для развития производственных возможностей. В 2014 г. создан Центр проектирования, ведущий разработки по семи базовым направлениям из 18 систем воздушных судов, производимых на предприятиях «Технодинамики». Один из департаментов работает над созданием малоразмерной газотурбинной техники (ВСУ и МГТД) с использованием подходов системной инженерии. Это позволяет сократить сроки и стоимость создания новой техники, повысить качество разработок, управлять всеми этапами жизненного цикла изделия, как показано в работе [1].

Представлены фрагменты использования указанного подхода при решении инженерных задач на разных этапах разработки МГТД (выбор схемы, формирование конструктивного облика, оптимизация проточной части, минимизация веса). Перечислены основные особенности разработок департамента в разных сегментах рынка ВРД, по которым выполняется постановка на производство на нескольких предприятиях «Технодинамики» в г. Уфа (АО «Гидравлика», «Молния», УАПО).

Список литературы

1. Клочков В.В., Николенко В.Ю. Современная организация создания авиатехники/Москва, изд-во МГУЛ, 2013 - 350 с.

РАЗРАБОТКА ОБЛИКА ПЕРСПЕКТИВНОГО БАЗОВОГО ТУРБОВИНТОВЕНТИЛЯТОРНОГО ДВИГАТЕЛЯ («ОТКРЫТЫЙ РОТОР») И ФОРМИРОВАНИЕ КОНЦЕПЦИИ ПОЛНОРАЗМЕРНОГО ДВИГАТЕЛЯ-ДЕМОНСТРАТОРА ТВВД НА БАЗЕ СУЩЕСТВУЮЩЕГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА

А.В. Нискороднов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, niskorodnov@ciam.ru
Т.Ф. Имаев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, imaev@ciam.ru
Л.И. Швец, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, shvets@ciam.ru

Выполнен обзор концептуальных решений для двигателя с «открытым ротором» (ТВВД), предназначенного для перспективных БСМС 2025-30 гг. Проведен анализ преимуществ и недостатков ТВВД возможных схем, рассмотрено состояние работ по созданию перспективных ТВВД различных схем за рубежом.

Проведено сравнение основных параметров редукторного и безредукторного вариантов перспективного ТВВД с толкающим винтовентилятором (ВВ) для БСМС. Показано, что по ряду причин (экономичность, шум, вес, опыт создания редукторных ТВД и т.д.) редукторная схема двигателя представляется более предпочтительной. Сформирован предварительный облик редукторного ТВВД для БСМС с учетом ограничений $D_{вв}$ из условий компоновки на самолете (на крейсерском режиме при M=0.76 и H=10668 м параметры термодинамического цикла $T^*_г$=1500 K и $\pi^*_{к\Sigma}$=40; нагрузка на ометаемую площадь ВВ $N_{вв\Sigma}/F_{вв}$≈615 кВт/м^2, что соответствует $\pi^*_{вв\ ср}$≈1.09).

Сформирован перечень критических технологий, освоение которых необходимо для создания перспективных ТВВД с редукторным приводом двухрядного толкающего ВВ, и намечены возможные пути их реализации.

На данном этапе, соответствующем 2–3 уровню технологической готовности, предложено приступить к опережающей разработке полноразмерного двигателя-демонстратора ТВВД на базе существующего двигателя.

Показаны преимущества освоения критических технологий непосредственно на полноразмерном редукторном двигателе-демонстраторе ТВВД:

- высокая достоверность результатов натурных испытаний по сравнению с модельными;
- сокращение затрат на создание специальных установок и стендов для модельных и натурных испытаний новых узлов;
- сокращение сроков освоения критических технологий и создания новых узлов и т.д.

Для разработки двигателя-демонстратора редукторного ТВВД в качестве базового с учетом ряда факторов (стоимость, доступность, минимум конструктивных доработок и др.) был принят турбовальный двигатель Д-136. Кроме того, в случае создания демонстратора на базе двигателя Д-136 размерность новых узлов будет близка к потребной для ТВВД перспективного БСМС ($N_{вв\ взл}$≈10500−11000 л.с., $D_{вв}$≈3 м).

Разработана приближенная интегральная математическая модель (ММ) редукторного двигателя-демонстратора на базе Д-136 с использованием детализированной по рядам квазидвухмерной математической модели двухрядного винтовентилятора. Проведены предварительные расчеты и определены основные параметры модуля «редуктор–ВВ» и проектируемого двигателя-демонстратора в целом. Сформированы исходные данные для проектирования основных узлов привода ВВ в двигателе-демонстраторе.

При детальной проработке облика полноразмерного двигателя-демонстратора ТВВД на базе Д-136 в подразделениях ЦИАМ выполнены следующие работы:

- на основе современных численных 3D методов разработан аэродинамический проект двухрядного винтовентилятора ($Z_{лоп}$=10+9, тяговый к.п.д. $\eta_{вв}$=0.826 при M=0.76);
- спрофилированы обводы мотогондолы;
- проработан облик планетарно-дифференциального редуктора; с использованием метода конечных элементов проведены расчеты на прочность;
- разработана базовая составная конструкция лопасти ВВ из композиционного материала с металлическим узлом крепления;
- выбрана конструктивная схема гидравлического механизма изменения шага лопастей (МИШ) двухстороннего действия;
- разработана концепция воздушной системы охлаждения основных элементов модуля редукторного привода ВВ и механизма изменения шага лопастей;
- проработаны два варианта предварительной эскизной компоновки модуля редукторного привода двухрядного толкающего ВВ с различной конструкцией гидравлического МИШ лопастей, выбран базовый вариант конструкции;
- на основе предварительной эскизной компоновки базового варианта конструкции привода и созданных трехмерных моделей проведены расчетные исследования НДС различных вариантов конструкции роторов ВВ; выбран вариант, в наибольшей степени удовлетворяющий критериям прочности и наименьшей массы.

Проведено уточнение параметров модуля «редуктор–винтовентилятор» и проектируемого демонстратора на базе двигателя Д-136 в целом с учетом результатов проектирования основных узлов и систем двигателя. Проработана уточненная эскизная компоновка привода ВВ двигателя-демонстратора ТВВД с учетом всех проведенных на данный момент изменений конструкции и оптимально спрофилированными обводами мотогондолы (рис. 1).

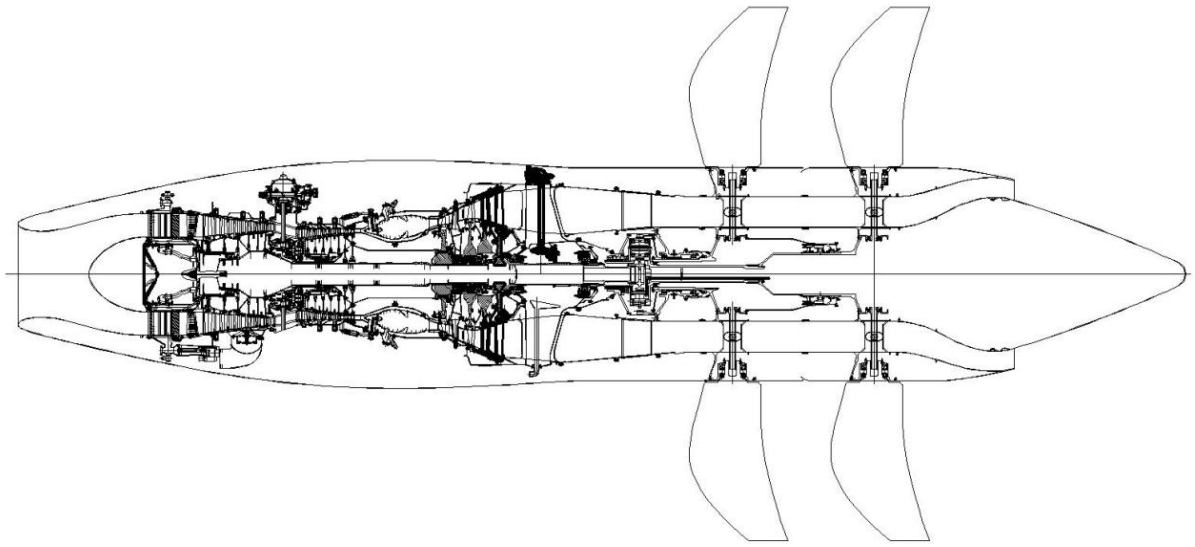


Рис. 1 − Предварительная эскизная компоновка двигателя-демонстратора ТВВД

При проектировании основной упор был сделан на применение упрощенных технологий изготовления, использование освоенных отечественных материалов, выбор подшипников из стандартного ряда типоразмеров, выбор стандартных значений модулей шлицевых соединений. Это позволит изготовить модуль привода ВВ и двигатель-демонстратор в целом в короткие сроки и с минимальной стоимостью.

ИССЛЕДОВАНИЕ НОВЫХ СПОСОБОВ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ КАМЕННОГО УГЛЯ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕГО СОЗДАНИЕ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ ЭЛЕКТРОСТАНЦИЙ С ВЫСОКИМИ ЭКОЛОГИЧЕСКИМИ ПОКАЗАТЕЛЯМИ

Н.И. Олесова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, olecova@ciam.ru
Л.С. Яновский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, yanovskiy@ciam.ru
А.В. Байков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, baykov@ciam.ru

В докладе рассматривается возможность создания стационарных парогазотурбинных электростанций (парогазотурбинных установок, сокр. ПГУ) работающих на каменном угле. Предложен рабочий цикл ПГУ, в котором исходное топливо (каменный уголь) подвергается в начале газификации с его преобразованием в синтез – газ, который затем подвергается очистке от вредных примесей и направляется в низкоэмиссионную камеру сгорания газотурбинной установки, в которой сжигается, приводя в движение газовую турбину, имеющую охлаждение рабочих лопаток водяным паром. Тепло, неиспользованное в газотурбинном цикле, используется в последовательно расположенной паротурбинной установке, вырабатывающей дополнительную электроэнергию и снабжающую водяным паром газотурбинную установку.

Как возможный вариант, рассматривается предварительное преобразование каменного угля в газообразный водород, который используется для повышения энтальпии водяного пара, путем его сжигания, вместе с кислородом, в потоке пара, уходящего из парового котла.

В докладе показано, что первоначальную газификацию каменного угля в условиях ПГУ целесообразно осуществлять в форме водно – угольной суспензии (ВУС). При этом энергетические потери от газификации ВУС снижаются по сравнению с возможным циклом газификации чисто угольной пыли примерно в два раза. Показано, что такой рабочий цикл обеспечивает дополнительный экологический выигрыш, т. к. применение ВУС устраняет загрязнение окружающей среды угольной пылью, характерное для обычных технологий открытых угольных терминалов. В докладе указывается, что благодаря применению современных технологий приготовления ВУС, уголь, входящий в ее состав, находится в виде сверхмелких частиц, с диаметром порядка 5- 15мк, что ускоряет и облегчает процесс газификации угля в реакторе. В докладе приводятся результаты экспериментальных исследований кинетики процесса газификации каменного угля на примере угля из Новокузнецкого угольного бассейна. При этом отмечается, что поскольку процесс газификации угля в реакторе ПГУ протекает в кинетическом режиме, это существенно облегчает организацию экспериментальных исследований кинетики процесса газификации тех или иных образцов каменного угля. В докладе показано, что поскольку для получения водорода наиболее удобны «бедные» ВУС, содержащие 30 – 40% каменного угля (остальное вода) то для устранения энергетических проблем, связанных с газификацией «бедных» ВУС, целесообразно применять свехкритический перегрев ВУС в специальном теплообменнике перед подачей в реактор – газификатор. При этом требуемые величины подогрева воздуха, подаваемого в реактор для газификации ВУС остаются умеренными и не превышают 600°С.

РАЗРАБОТКА ГАЗОГЕНЕРАТОРА БОРТОВОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ И ГАЗОТУРБИННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА МОЩНОСТЬ 1000...1200 КВТ

А.Г. Ососков, ОАО «НПП «Аэросила», Ступино, МО, vint@aerosila.ru
Л.Е. Плахов, ОАО «НПП «Аэросила», Ступино, МО
В.В. Баранов, ОАО «НПП «Аэросила», Ступино, МО
А.А. Астахов, ОАО «НПП «Аэросила», Ступино, МО

Традиционно в самолётах электрические, гидравлические, пневматические и механические агрегаты образуют второй энергетический уровень систем самолёта. В ближайшем будущем важным направлением развития авиации станет существенное увеличение на самолётах потребления электроэнергии.

Бортовые Вспомогательные силовые установки (ВСУ) являются в настоящее время одним из основных источников энергии (воздушной, электрической, гидравлической). На данный момент основным источником воздушной (пневматической) энергией необходимой для запуска МДУ и кондиционирования является ВСУ. Переход к выработке электрической энергии приведёт к изменению облика всей системы ВСУ и собственно «электрического» Вспомогательного газотурбинного двигателя (ВГТД) как составной части ВСУ. В конструкции ВГТД исчезнут агрегаты, связанные с обеспечением выработки и подачи сжатого воздуха, произойдёт сокращение соответствующего числа деталей в двигателе, повышение надёжности и сокращение производственных и эксплуатационных затрат.

Электрическая мощность для крупных магистральных самолётов оценивается в 350…450 кВА для условий полёта. Предложен «электрический» ВГТД на мощность до 450 кВА в условиях полёта на Н=11…12 км. В условиях Н=0 МСА, располагаемая мощность газогенератора достигает 1000 кВт, что может позволить выполнять уверенный электрический запуск МДУ. По конструкции ВГТД является двухвальным. Газогенератор состоит из двухступенчатого центробежного компрессора, противоточной камеры сгорания и высокоперепадной одноступенчатой турбины с охлаждаемыми сопловыми и неохлаждаемыми рабочими лопатками.

Привод четырёх генераторов по 120 кВА осуществляется через редуктор от силовой (свободной) одноступенчатой турбины.

В связи с большими прокачками масла для охлаждения и смазки (в первую очередь генераторов 4×20 л/мин) применена эжекторная система охлаждения. Воздушно-масляные теплообменники (3 шт.) выполнены в виде цилиндрических секторов, расположенных на наружной поверхности выхлопного патрубка.

Удельный расход топлива в условиях Н=0, МСА и при Nэл=1000 кВт равен $Се_{эл} = 0{,}317 \frac{кг/ч}{кВт}$ (к.п.д. генераторов $\eta_{эл}$=0,92). В полете на высоте Н=11 км, МСА и Nэл=450 кВт $Се_{эл} = 0{,}275 \frac{кг/ч}{кВт}$.

Указанная энергетическая установка спроектирована на базе проекта турбовального ГТД на мощность Nвзл =1225 кВт (Н=0, МСА, $\sigma_{вх}$=1,0).

На взлетном режиме основные показатели:

$T^*_{гсрм(р.к.)}$=1295К, $\pi^*_к$=11,4, $\eta^*_к$=0,821, Gк=5,91 кг/с, Се=0,304 $\frac{кг/ч}{кВт}$.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ CAE-СИСТЕМ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Я.А. Остапюк, СГАУ, Самара, oya92@mail.ru
В.С. Кузьмичев, СГАУ, Самара, kuzm@ssau.ru
А.Ю. Ткаченко, СГАУ, Самара, tau@ssau.ru
Е.П. Филинов, СГАУ, Самара, filinov.evg@gmail.com

В настоящее время для концептуального проектирования и инженерного анализа авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и газотурбинных установок (ГТУ) широко применяются различные CAE-системы, которые можно разделить на две категории.

К первой категории относятся программные продукты, созданные на основе универсальных средств, такие как Dymola (основана на языке проектирования Modelica), Simulink (интегрирован в среду MATLAB), TRANSEO (основана на среде MATLAB), PROOSIS (основан на системе EcosimPro) и др., которые позволяют решать достаточно большой круг инженерных задач.

Ко второй категории относятся специализированные программные продукты, такие как DCOGEN, DVIGwT [1], EngineSim, GasTurb, Graphical Engine Cycle Analysis Tool (GECAT), Gas turbine Simulation Program (GSP), Numerical Propulsion System Simulation (NPSS), TERA, Uni_TTF, WebEngine, Автоматизированная Система Термогазодинамического Расчета и Анализа ГТД и ЭУ (АСТРА) [2, 3] и другие.

Отдельно стоит выделить программы, разработанные в конструкторских бюро (КБ) двигателестроительных предприятий для использования в рамках задач этих КБ. Их математические модели, как правило, максимально возможно учитывают особенности создаваемых фирмой двигателей и накопленный методический и экспериментальный опыт.

Подробнее были рассмотрены такие специализированные CAE-системы концептуального проектирования и анализа ГТД, как АСТРА, DVIG, EngineSim, GasTurb, GSP, Uni_TTF.

Сравнение CAE-систем проводилось по двум направлениям:

- уровень используемых математических моделей и функциональные возможности;
- компьютерная реализация (удобство интерфейса, интеллектуализация и т.д.).
- Все представленные CAE-системы, используемые для инженерных расчетов, имеют примерно одинаковые функциональные возможности.

Общим недостатком представленных систем является отсутствие возможности адекватной оценки показателей шума двигателей на стадии концептуального проектирования. Разработка математической модели оценки шума двигателей применительно к этой стадии проектирования является актуальной и важной задачей, поскольку ограничения по шуму существенно влияют на выбор оптимальных параметров рабочего процесса ГТД.

Важным направлением совершенствования моделей для концептуального проектирования ГТД является разработка многоуровневых одно-двух-трех мерных взаимоувязанных моделей для их применения на последовательно развивающихся стадиях оптимизации проекта.

Другим актуальным направлением совершенствования CAE-систем ГТД является создание гибридных экспертных систем проектирования и анализа, которые будут включать в себя не только математические модели, но и логико-лингвистические модели представления накопленных знаний. Причем эти модели должны быть ориентированы на разработку перспективных двигателей следующих поколений.

Список литературы

1. Горюнов И.М. Термогазодинмические расчеты ГТД и теплоэнергетических установок с использованием системы DVIGwT // Вестник Уфимского гос. авиац. техн. ун-та. – 2006. – Т. 7. – №1. – С. 61-70.
2. Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н., Крупенич И.Н., Кулагин В.В. Методы и средства концептуального проектирования авиационных ГТД в CAE-системе «АСТРА» // Вестник Самарск. гос. аэрокосм. ун-та. – 2012. – №5(36). – Ч. 1. – С. 169-173.
3. Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н. Моделирование неустановившихся режимов работы газотурбинного двигателя в CAE-системе «АСТРА» // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 25-27 июня 2014г. – Самара: СГАУ. – 2014. – Ч. 1. – С. 240.

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ДВИГАТЕЛЕЙ И СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ МАГИСТРАЛЬНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ 2030-Х ГГ

А.С. Полев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, polev@ciam.ru
А.И. Ланшин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Разработка новых конкурентоспособных двигателей – затратный и продолжительный процесс. Как показывает практика, срок разработки новых технологий в авиадвигателестроении занимает 10-16 лет, а их освоение для применения в летательных аппаратах (ЛА) – еще 10-15 лет. В ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (ЦИАМ) проводятся исследования по формированию научно-технического задела (НТЗ) для разработки двигателей магистральных самолетов гражданской авиации (ГА) 2025-2030 гг.

С целью определения основных направлений создания экспериментально обоснованного НТЗ по прорывным конструктивно-технологическим решениям и новым критическим технологиям в обеспечение разработки конкурентоспособных силовых установок (СУ) для перспективных магистральных и региональных самолетов ГА выполнены: анализ состояния и прогноз развития ЛА и рынка авиационных двигателей на период до 2030 г.; оценка современного состояния и анализ тенденций развития двигателей для самолетов ГА с прогнозом параметров, конструктивных схем, технико-экономических показателей двигателей до 2025-2030 гг.; формирование требований к показателям перспективных отечественных двигателей и их узлов, к номенклатуре и свойствам перспективных конструкционных материалов; формирование приоритетных направлений работ по созданию НТЗ и оценке ожидаемой эффективности реализации новых технологий при разработке перспективных двигателей.

Показано, что в перспективе следует ожидать в области двигателей для магистральных самолетов ГА достижения следующих основных показателей: наработка на выключение в полете - не менее 500 тысяч ч.; ресурсы основных деталей «гор»/«хол»

частей 30/60 тысяч полетных циклов; наработка на посещение цеха для ремонта - не менее 20 тысяч ч.; снижение крейсерского удельного расход топлива на 20 - 30% по отношению к двигателям 2000г; снижение шума по сравнению с нормой Гл. 4 стандарта ИКАО не менее 40EPN dB; снижение эмиссии NOx на 60 - 80% к Нормам 2008г.; снижение удельной массы на 10% по сравнению с двигателями 2000 г.

При сохранении магистрального направления на разумное (с учетом проблем обеспечения все возрастающих требований к ресурсам конструкций и эмиссии вредных веществ) повышение параметров цикла и степени двухконтурности прогнозируется все большее внимание к исследованиям СУ нетрадиционных конструктивно-компоновочных схем: турбовинтовентиляторные двигатели («открытый ротор») с биротативными винтовентиляторами; двигатели сложных термодинамических циклов (с промежуточным охлаждением воздуха при сжатии и регенерации тепла в процессе расширения газа в турбине, с детонационным горением), в которых ключевую роль играют легкие компактные теплообменники охладители и рекуператоры; распределенные СУ (привод нескольких вентиляторов-движителей от одного генератора мощности), глубоко интегрированные с элементами планера и позволяющие повышать степень двухконтурности без увеличения диаметральных размеров СУ; гибридные СУ, привод вентиляторов которых осуществляется одновременно от турбин и электродвигателей.

Переход к таким компоновкам может потенциально обеспечить существенное улучшение технико-экономических характеристик ЛА.

К ВОПРОСУ О ПОТРЕБНЫХ ТЯГАХ И РАЗМЕРНОСТИ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ ТРДД БУДУЩИХ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ

В.А. Пономарев, РГАТУ им. П.А. Соловьева, Рыбинск, ad@rgata.ru
М.Н. Буров, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, maxim.burov@npo-saturn.ru

В работе [1] показано, что размеры и тоннаж пассажирских самолетов непрерывно возрастают с увеличением пассажировместимости при модификации базовых самолетов и возрастают скачком при переходе от одного покоения магистральных самолетов к следующему. Тем самым отслеживается постоянный рост мирового пассажиропотока 5 – 10% в год. Современная практика подтверждает эту закономерность. Авиакомпании постоянно увеличивают в своем парке долю самолетов большей пассажировместимости [2, 3]. Обработка статистических данных по взлетной массе магистральных самолетов разных классов показывает такое же направление развития. Применение композиционных материалов только замедляет, но не переламывает существующую тенденцию.

Анализ прогнозов развития магистральных самолетов на протяжении последних 50 лет показал, что из упоминаемых в очередном прогнозе новшеств, технических решений, технологических и научных разработок внедряется примерно половина с отставанием на 10-15 лет против предполагаемого срока применения. Прогнозы роста аэродинамического качества магистральных самолетов также всегда опережают реальность.

Выполнена оценка аэродинамического качества будущих магистральных самолетов с коррекцией прогнозов его изменения в сторону уменьшения для приближения к реализованной на практике тенденции. Результаты оценки роста аэродинамического качества будущих магистральных самолетов использованы для определения потребных взлетных тяг ТРДД.

Учет противоположных влияний на изменение взлетной массы самолета: увеличение пассажировместимости и практической дальности полета, требования по сокращению потребной длины взлетной дистанции, с одной стороны, и, как следствие, рост взлетной тяги ТРДД, и уменьшение удельного расхода топлива за счет роста проектных параметров: двухконтурности (m), суммарной степени повышения полного давления в компрессоре ($\pi^*_к$), температуры газа перед турбиной ($T_г^*$), и, как следствие, уменьшение взлетной массы самолета и взлетной тяги с другой стороны, приводит к выводу, что «оптимистический» прогноз об уменьшении размерности газогенератора до 0,9 -1,3 кг/с в ближайшие 20 лет маловероятен. Расчеты показывают, что размерность газогенератора ТРДД для магистральных самолетов с тягой более 7 тс будет не менее 1,5 кг/с.

Если еще учесть имеющиеся прогнозы некоторых экономистов о резком уменьшении спроса на нефть и снижении цен на неё, то ТРДД со сверхвысокой двухконтурностью, высокими степенями повышения полного давления в компрессоре и малой размерностью газогенератора и затраты на их создание могут никогда не окупиться.

Список литературы

1. В.М. Шейнин., В.М. Макаров Роль модификаций в развитии авиационной техники – М.: Наука, 1982. 226 с.
2. Нургалиев А. Vueling увеличивает вместимость A.320. Авиатранспортное обозрение, №150, июнь 2014. С.18
3. Крамаренко А. Не слишком ли много самолетов? Авиатранспортное обозрение, №153, октябрь 2014. С.16, 18, 20.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ЗАДНЕГО СТОЕЧНОГО УЗЛА ГТД

В.Н. Речкин, ООО «СИНЦ», Технопарк Саров, rechv@saec.ru
А.А. Рябов, ООО «СИНЦ», Технопарк Саров, alex.ryabov@saec.ru
А.Ю. Кудрявцев, ООО «СИНЦ», Технопарк Саров, kudryavtsev@saec.ru
С.С. Митрофанов, ООО «СИНЦ», Нижний Новгород
Ю.Н. Шмотин, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, shmotinyn@npo-saturn.ru
М.В. Бондюгин, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, mikhail.bondyugin@npo-saturn.ru

В настоящее время для численного моделирования тепловых и напряженно-деформированных состояний сложных конструкций наибольшее распространение получили комплексы программ, основанные на методе конечных элементов (МКЭ). Универсальность МКЭ по отношению к сложной геометрии конструкций является его существенным преимуществом. Однако успешная практическая реализация этого преимущества возможна только на основе комплексной технологии: быстрой генерации конечно-элементных моделей большой размерности и эффективных методов решения систем алгебраических уравнений. В последние годы для решения таких задач начал применяться метод конечных объемов (МКО) [1,2]. При этом отмечается, что основное преимущество при использовании МКО для расчёта сложных конструкций заключается в существенном сокращении трудозатрат на построение расчётных сеток. В связи с этим

представляется актуальным сравнительный анализ эффективности решения задач на основе МКЭ и МКО.

В данной работе на основе численных экспериментов по моделированию теплового состояния заднего стоечного узла (ЗСУ) ГТД с учетом излучения исследуется эффективность применения МКО, реализованного в программном комплексе STAR CCM+, по сравнению с конечно-элементным подходом. Анализируются трудозатраты на построение расчетных моделей, точность результатов, а также эффективность распараллеливания вычислений. Демонстрируются преимущества компьютерной технологии, основанной на МКО.

Анализ эффективности компьютерных технологий проводится как на этапе построения расчётных сеток, так и на этапе проведения расчётов. Генерация конечно-элементных моделей (КЭМ) выполняется в препроцессоре pro-FE [3] с использованием специальных панелей и макросов, написанных на внутреннем параметрическом языке. Построение конечно-объёмных сеток различной размерности выполняется полностью в автоматическом режиме средствами STAR CCM+ [4]. Расчёты по МКЭ проводятся на основе ПК ANSYS, а решение задачи по МКО выполняется в ПК STAR CCM+. Анализ эффективности распараллеливания вычислений выполнен при решении задач на кластере фирмы HP.

На основе анализа результатов проведённых исследований сделаны следующие выводы:

- Затраты времени на автоматическое построение конечно-объёмной модели ЗСУ на основе STAR CCM+ примерно на два порядка ниже, чем на разработку конечно-элементной модели с использованием препроцессора pro-FE.
- Технология МКО, реализованная в STAR-CCM+, позволяет моделировать тепловое состояние ЗСУ *с учетом излучения* на полной модели конструкции. В ПК ANSYS такую задачу на полной модели решить не удалось из-за программных ограничений на размер матрицы излучения. Решение задачи по МКЭ получено только на отдельных типовых секторах конструкции.
- STAR-CCM+ позволяет решать задачу в целом (генерация модели + решение системы уравнений) на одном процессоре на порядок быстрее, чем технология МКЭ, за счет существенного сокращения времени генерации дискретной модели. Эффективное распараллеливание вычислений позволяет дополнительно сократить время решения задачи в разы.

Список литературы

1. S. Ferguson. Flow, Thermal, Stress. Simulation in STAR-CD v4 // Dynamics. – 2007. – #27. – P.4-5.
2. D. Robb. Eliminating heat stress failures in industrial turbines // Dynamics. – 2009. – issue 3.01. – P.45-48.
3. Pro-FE, Software Package, Ver. 3.20, CD-adapco, NY, 2004.
4. STAR-CCM+ v10.02 © 2015 CD-adapco.

МОДЕРНИЗАЦИЯ ВГТД ТА18-200 ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОТРЕБНОСТЕЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

М.А. Рогожин, ОАО «НПП «Аэросила», Ступино, МО, vint@aerosila.ru
Л.Е. Плахов, ОАО «НПП «Аэросила», Ступино, МО
В.В. Баранов, ОАО «НПП «Аэросила», Ступино, МО
А.А. Астахов, ОАО «НПП «Аэросила», Ступино, МО

Разработанный в НПП «Аэросила» ВГТД ТА18-200(М) в классе эквивалентной мощности ~350 кВт (Эквивалентная мощности – это сумма располагаемой воздушной мощности отбираемого воздуха и электрической (механической)) в настоящее время является достаточно совершенным по экономичности и абсолютным параметрам отбираемой мощности. Однако по ряду других показателей (габаритно-массовым, надежности, ресурсу) необходимо его дальнейшее совершенствование. Представляется ряд изменений базового ТА18-200. В их числе – введение эжекторной системы охлаждения масла вместо вентилятора продувки воздуха через ВМР, применение более жаропрочного сплава для рабочего колеса турбины, введение нового технологического процесса в изготовлении (применение сварки трением для вала турбины), наконец введение двухопорного ротора (оптимизация массово-габаритных характеристик за счёт отказа от модульности служебного компрессора).

Указанный процесс доводки (и модифицирования) иллюстрируется конструкциями ВГТД:

- ТА18-200(М) – базовый двигатель с параметрами отбора мощности: воздуха 1,7 кг/с с давлением 4,7 кг/см^2 (абс), Nэл ≤ 90кВА (Н=0, МСА);
- ТА18-200МС – отбор воздуха 1,4 кг/с, Р ≥ 4,5 кг/см^2 (абс), Nэл = 120кВА, впервые введена эжекторная система, которая проверена стендовыми в т.ч. «высотными» испытаниями на работоспособность и эффективность;
- ТА18-200 – отбор 1,7 кг/с, Р ≥ 4,7 кг/см2 (абс), двухопорный ротор газогенератора, эжектор, стартер-генератор на Nэл = 120кВА, электроприводные агрегаты.

В настоящее время в авиационной технике наблюдается тенденция к увеличению числа электронных систем и электрофикации оборудования самолета (электроприводы управления элеронами, закрылками, и т.д., систем жизнеобеспечения), а также электрозапуск МДУ. Требуются ВСУ с выработкой до 100% только электроэнергии. На базе ВГТД ТА18-200 рассмотрен «электрический» ВГТД (отбор воздуха отсутствует). Номинальная мощность Nэл = 240 кВА. В полете на высоте 11…12 км допустимая электрозагрузка составляет 100…120кВА.

МЕТОДОЛОГИЯ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА УНИФИЦИРОВАННОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА ДЛЯ СЕМЕЙСТВА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.Н. Рыбаков, СГАУ, Самара, viktor.rybakov@gmail.com

В мировой практике двигателестроения выделяют три основных подхода к разработке семейств модификаций газотурбинных двигателей (ГТД):

- Дифференцирование по силе тяги вариантов одного двигателя применительно к разным летательным аппаратам (ЛА).
- Создание модификаций двигателей на основе базового газогенератора (ГГ).
- Создание модификаций двигателей на основе моделирования (масштабирования) базового ГГ.

Помимо перечисленных подходов представляет интерес создание семейства двигателей на базе унифицированного ГГ, который был бы «оптимальным» для некоторого ограниченного множества двигателей, а каждый двигатель этого множества был бы оптимальным для своего целевого назначения.

Обобщённая постановка задачи выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного ГГ формулируется следующим образом [1]: необходимо определить рациональные значения параметров рабочего процесса унифицированного ГГ для семейства ГТД и параметры рабочего процесса каждого из двигателей семейства. Искомые параметры должны обеспечивать максимально возможную эффективность проектируемых двигателей по совокупности критериев ЛА, при ограничениях, гарантирующих работоспособность ГТД.

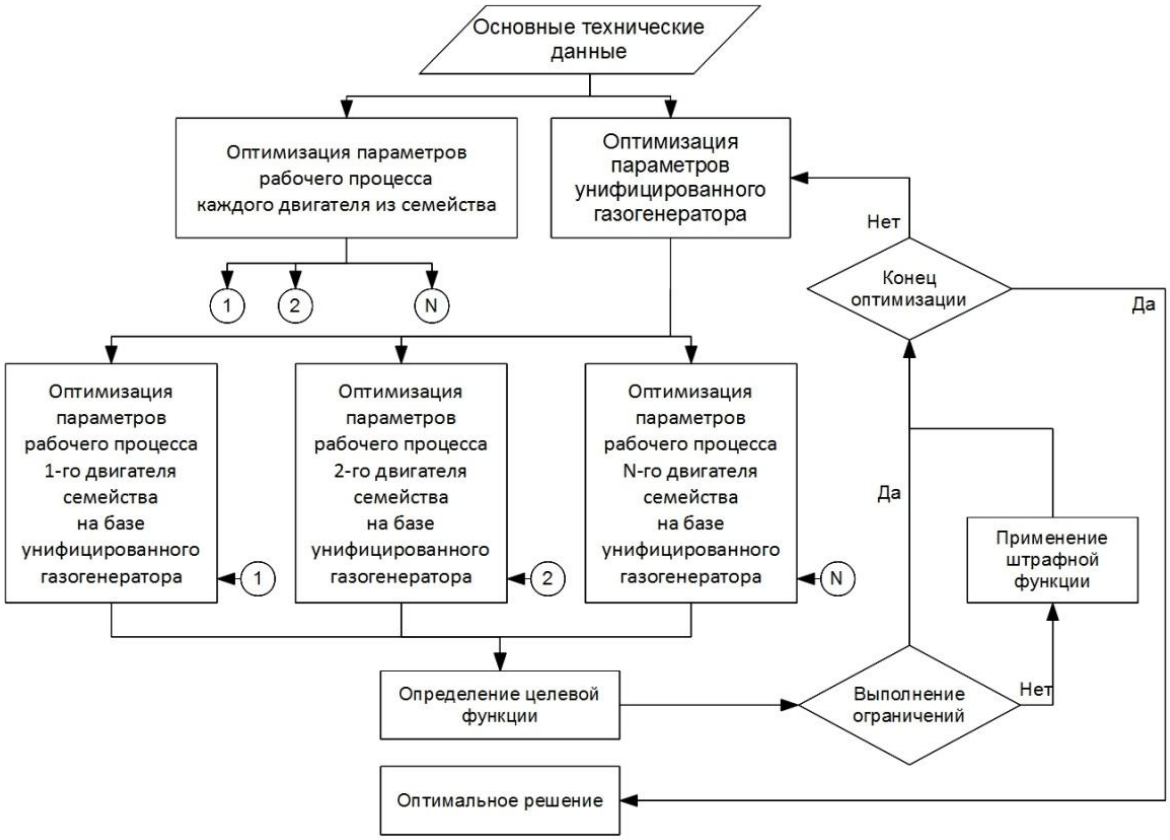


Рис. 1 – Алгоритм метода выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора

При такой постановке решается две вложенных задачи оптимизации: оптимизация и выбор рациональных параметров унифицированного ГГ для всего семейства двигателей и оптимизация параметров каждого двигателя при заданном унифицированном ГГ [2].

В общем виде алгоритм метода выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора представлен на рис. 1.

Разработанный метод опробован на примере выбора параметров семейства ГТД, состоящего из трёхвального ТРДД для дальнемагистрального транспортного самолёта (ТРДД-1, P_0=230кН) и трёхвального ТРДД для среднемагистрального пассажирского самолёта (ТРДД-2, P_0=150кН). В качестве критериев эффективности выбраны – себестоимость перевозок - a, затраты топлива на тонна-километр перевезённого груза - $C_{т·км}$, суммарная масса силовой установки и топлива - $M_{су+т.}$, которые определяются на основе моделирования полёта самолёта с рассматриваемым вариантом двигателя по заданной траектории.

В табл. 1 представлены значения критериев эффективности двигателей при оптимизации по частным критериям без ограничений по параметрам газогенератора, значения критериев эффективности при многокритериальной оптимизации параметров двигателей на базе унифицированного ГГ и значение критериев эффективности двигателей аналогичного применения.

Таблица 1 – Значения критериев эффективности двигателей

Критерий эффективности	Оптимальные значения критериев эффективности двигателей без ограничений по параметрам газогенератора		Значения критериев эффективности двигателей, создаваемых на базе унифицированного газогенератора		Значения критериев эффективности двигателей – аналогов	
	ТРДД-1	ТРДД-2	ТРДД-1	ТРДД-2	Д-18Т	ПС-90А
a, руб./(т·км)	3,39	6,31	3,47	6,75	5,28	7,13
$C_{т·км}$, кг/(т·км)	0,083	0,155	0,086	0,172	0,145	0,196
$M_{су+т}$, т	80,9	24,6	82,9	25,8	105,7	30,9

Из табл. 1 видно, что критерии эффективности двигателей, создаваемых на базе унифицированного ГГ незначительно ниже, чем критерии эффективности каждого отдельного двигателя со своим оптимальным ГГ. Однако, некоторое снижение значений критериев эффективности с лихвой компенсируется за счёт унификации ГГ повышением надежности, сокращением сроков и стоимости создания двигателей.

Работа выполнена при государственной поддержке Министерства образования и науки РФ в рамках реализации мероприятий Программы повышения конкурентоспособности СГАУ среди ведущих мировых научно-образовательных центров на 2013-2020 годы.

Список литературы

1. Кузьмичев, В.С. Постановка задачи оптимизации параметров ТРДД с выполненным газогенератором [Текст] / В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин, А.Ю. Ткаченко, И.Н. Крупенич, В.Н. Рыбаков // Вестник Самарск. гос. аэрокосм. ун-та. - 2012. - №5(36). - Ч. 1. - С. 165-169.
2. Рыбаков, В.Н. Особенности оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД на базе заданного газогенератора [Текст] / В.Н. Рыбаков // Вестник Самарск. гос. аэрокосм. ун-та. - 2012. - №3(34). - Ч. 3. - С. 83-87.

РАСЧЁТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ РАЦИОНАЛЬНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПРЯМОТОЧНЫХ ВРД

О.С. Серпинский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, surp9@mail.ru

При проектировании высокоскоростных прямоточных ВРД одной из основных задач является обоснование размеров элементов силовой установки – воздухозаборника, камеры сгорания и сопла. В качестве критерия оптимальности может выступать максимум эффективной тяги или подъёмной силы аппарата при заданных ограничениях на габариты силовой установки (СУ), как, например, в работе [1]. Однако при выборе рациональной конфигурации СУ важно также обеспечить минимум массы конструкции и топлива. В свою очередь, это позволяет минимизировать массу и габариты стартовой ступени ЛА и, в конечном итоге, является целесообразным с точки зрения критерия «эффективность-стоимость».

Наиболее существенное влияние на массовые характеристики СУ оказывает длина камеры сгорания (КС). Увеличение длины КС при прочих равных условиях приводит к повышению коэффициента полноты сгорания η и, как следствие, к возрастанию тяги ПВРД. Однако характер зависимости полноты сгорания от координаты x («кривой выгорания») таков, что, начиная с некоторого уровня, дальнейшее увеличение длины КС не обеспечивает значительный прирост тяги, но приводит к избыточному утяжелению конструкции. Дополнительным фактором является наличие теплозащитного покрытия, масса которого также существенно увеличивается.

В рамках данной работы рассмотрена задача определения рациональных габаритов камеры сгорания и сопла ПВРД в широком диапазоне скоростей полёта и режимных параметров с учётом конструктивно-весового совершенства силовой установки. Оценка тягово-экономических характеристик ПВРД осуществляется на основе одномерной математической модели КС и сопла, объединяющей в себе следующие подмодели: модель термодинамики смеси, в основу которой положен метод термодинамического расчёта, реализованный в программном комплексе ТЕРРА [2], модель процессов горения и смешения на основе обобщённой кривой выгорания [3] и модель одномерного течения по каналу переменной площади поперечного сечения. Параметры воздухозаборного устройства для каждого рассматриваемого числа Маха полёта выбраны в соответствии с рекомендациями [4]. Оценки тепловых потоков проведены на основе эмпирических зависимостей.

Представленная модель может быть использована для решения оптимизационных задач в качестве подсистемы глобальной математической модели перспективного летательного аппарата с использованием высокоскоростного ПВРД.

Список литературы

1. Бафталовский С.В., Крайко А.Н., Макаров В.Е., Тилляева Н.И. Оптимизация силовой установки гиперзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем // Изв. РАН. МЖГ. 1997. №4. С. 126-135.
2. Трусов Б.Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий // Труды XIV международной конференции по химической термодинамике. СПб, 2002.
3. Аннушкин Ю.М. Основные закономерности выгорания турбулентных струй водорода в воздушных каналах // Физика горения и взрыва. 1981. №4. С. 59-71.
4. Нечаев Ю.А. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Академия Космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1996.

РАЗРАБОТКА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОРЫВНЫХ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ЛЕГКОГО СДС

М.Б. Слинко, ФГУП «ЦИАМ имени П.И. Баранова», Москва, vnf@ciam.ru
А.С. Полев, ФГУП «ЦИАМ имени П.И. Баранова», Москва
Т.Ф. Имаев, ФГУП «ЦИАМ имени П.И. Баранова», Москва
В.Е. Шлякотин, ФГУП «ЦИАМ имени П.И. Баранова», Москва
А.Л. Светлаков, ФГУП «ЦИАМ имени П.И. Баранова», Москва
В.А.Степанов, ФГУП «ЦИАМ имени П.И. Баранова», Москва
В.А. Виноградов, ФГУП «ЦИАМ имени П.И. Баранова», Москва
В.Н. Строкин, ФГУП «ЦИАМ имени П.И. Баранова», Москва
А.К.Миронов, ФГУП «ЦИАМ имени П.И. Баранова», Москва

Исследования и разработки в обеспечение создания сверхзвукового делового самолета (СДС) в настоящее время ведутся во всем мире. Интерес к этим летательным аппаратам (ЛА) обусловлен конъюнктурой рынка, показывающей, что спрос на СДС для полетов бизнесменов и частных лиц в обозримом будущем может быть выше, чем спрос на регулярные полеты со сверхзвуковыми скоростями, слишком дорогие для обычных пассажиров.

В связи с постоянным ужесточением международных требований к экологическим характеристикам самолетов гражданской авиации особенно остро для перспективных СДС стоит проблема минимизации вредного воздействия на окружающую среду. Обеспечение низкого уровня звукового удара при полёте со сверхзвуковой крейсерской скоростью и соблюдение норм по шуму в районе аэропорта (главы 3 и 4 стандарта ИКАО) требует поиска новых технических решений, комплексного анализа и выбора наиболее рациональных вариантов по планеру, конструктивной схеме и параметрам силовой установки.

Ключевое значение для выполнения перспективными СДС требований по экологическим и технико-экономическим характеристикам имеет выбор силовой установки.

В качестве исходных данных и требований при формировании технического облика и исследования характеристик СУ для легкого СДС приняты результаты работы НИО-10 ФГУП «ЦАГИ», в которой показано, что на ближайшую перспективу (2015 –

2020 гг.) целесообразно создание легкого СДС ($M_{кр}$ = 0,9/1,8) с уровнем звукового удара, приемлемым для полета над сушей - не более 15 Па (<65дБА) и двухдвигательной СУ при величине взлетной тяги каждого двигателя R_0=5500 кгс (МСА, H = 0, M = 0, $\sigma_{вх}$ =1.0)**.**

В мировой практике для сокращения сроков разработки, стоимости и сертификации рассматриваются программы модернизации силовых установок как на базе серийных, опытных и перспективных двигателей, так и их газогенераторов при соответствующей доработке конструкции за счет последовательного внедрения новых технологий.

В рамках таких исследований и разработок рассматривается концепция разработки высокоэффективной малошумной силовой установки на базе перспективного газогенератора ТРДД ПД-14 для легкого сверхзвукового делового самолета.

Вариант двигателя сформирован с учетом специфики применения на легком СДС на базе перспективного газогенератора двигателя ПД-14 (с коэффициентом моделирования компрессора высокого давления по диаметру $К_{мод}$=1.0) при полном сохранении параметров его термодинамического цикла и показателей газодинамической эффективности его узлов. Двигатель выполнен по схеме со смешением потоков наружного и внутреннего контуров и общим шумоглушащим плоским секторным соплом, двухступенчатым вентилятором, восьмиступенчатым компрессором высокого давления, кольцевой камерой сгорания, двухступенчатой турбиной высокого давления, одноступенчатой турбиной низкого давления и воздухо-воздушным теплообменником трубчатой конструкции, предназначенным для снижения температуры воздуха, охлаждающего узел турбины, и размещенным в канале наружного контура двигателя. Рассматривается двухвальная схема двигателя.

На основании проведенных исследований сформирован ***перечень новых технических решений и критических технологий*** создания элементов и узлов силовой установки легкого СДС, которые предполагается доводить до 6 уровня технологической готовности:

- *высокоэффективный компактный конвергентный пространственный (3D) воздухозаборник (ВЗ),* интегрированный с корпусом ЛА, с управляемым отбором пограничного слоя принципиально новой схемы торможения потока. Проведено экспериментальное исследование модели пространственного модельного ВЗ в аэродинамической трубе ЦИАМ УВ-16 при M = 1.9 - 2.5 в изолированном варианте которое показало, что воздухозаборник устойчиво запускается и обладает высокими характеристиками, близкими к расчетным.
- *малоэмиссионная камера сгорания с двухъярусным многофорсуночным фронтовым устройством*. Экспериментально исследована работа распыливающих модулей, которые при повышенных параметрах обеспечивали низкие выбросы NOx. Проведены огневые испытания 4-х горелочной модели КС с МФУ-Д при реализации двух схем горения (LDI и RQL). Выявлены основные закономерности процесса горения и образования NOx в КС.
- *многозаходный воздухо-воздушный теплообменник.* Разработана методика испытаний и выбрана конфигурация модельного трубчатого воздухо-воздушного теплообменника двигателя легкого СДС с учетом возможностей стендовой базы.
- *шумоглушащее плоское секторное сопло.* Разработана новая конструктивная схема секторного сопла. Проведены расчетно-экспериментальные исследования модифицированной модели плоского секторного шумоглушащего сопла.

СОВРЕМЕННЫЙ КВД

А.Н. Старцев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, aerora@bk.ru

Помимо степени повышения полного давления ($\pi^*_к$) высокий адиабатический КПД ($\eta^*_{ад\ к}$) является целью проектирования компрессора высокого давления. Стандартный уровень КПД современного компрессора высокого давления $\eta^*_{ад\ к}$ = 86% был достигнут впервые в КВД двигателя GE90-115B (9 ступеней, $\pi^*_к$ = 18). Этот уровень КПД выдержан последовательно в КВД двигателей GE90-94B (10 ступеней, $\pi^*_к$ = 20), GEnX (10 ступеней, $\pi^*_к$ = 23) и GE9X (11 ступеней, $\pi^*_к$ = 27). Фирма GE рассматривает повышение $\pi^*_к$ при сохранении $\eta^*_{ад\ к}$, как основной путь повышения политропического КПД. Фирма P&W также не допускает применение компрессоров с $\eta^*_{ад\ к} < 86\%$.

При проектировании современного КВД выполняют ряд условий, которые и обеспечивают высокий адиабатический КПД: во-первых, компрессор составляют из средненагруженных ступеней; во-вторых, степень повышения полного давления в 1-ой ступени КВД ограничивают (сверху) величиной 1.8; и, в-третьих, оптимальный относительный диаметр втулки ($\bar{d}_{1\ вт}$) на входе компрессор выбирают в зависимости от проектных степени повышения давления и числа ступеней (так, например, в 10-ступенчатом компрессоре на $\pi^*_к$ = 23 $\bar{d}_{1\ вт}$ не может превышать 0,5).

Анализ 3D аэродинамических проектов нескольких компрессоров с числом ступеней от 7 до 11 на $\pi^*_к$ в диапазоне 13.6 ÷ 26 позволил выявить общие зависимости по выбору длины компрессора, его лобовой производительности и предельного повышения давления. Применение этих закономерностей однозначно определяет проточную часть компрессора.

С целью поиска оптимального распределения работы по ступеням 7-ступенчатого КВД (ЭКВД-7), имеющего высоконагруженную 1-ую ступень, предложен гипотетический 0D аэродинамический проект компрессора с умеренно нагруженной 1-ой ступенью и с повышенным уровнем КПД последующих ступеней и показана его реализуемость путем 3D аэродинамического проектирования такого компрессора.

Выполнено сравнение 3D аэродинамических проектов 8-ступенчатого и 9-ступенчатого компрессоров типа КВД ПД-14 с различным уровнем нагрузки 1-ой ступени. Показано, что высокий КПД в 8-ступенчатом варианте достигается помещением 1-ой ступени в точку максимума КПД, что неблагоприятно сказывается на запасе устойчивой работы компрессора. В то же время в 9-ступенчатом варианте умеренно нагруженные ступени обеспечивают более высокий КПД и запас устойчивой работы, превышающий 17%, при больших радиальных зазорах (2.5% от высоты лопатки или 0.45 мм).

Проанализированы 3D аэродинамические проекты компрессоров типа КВД GEnX (10 ступеней, $\pi^*_к$ = 22.6) и КВД GE9X (11 ступеней, $\pi^*_к$ = 26). Показано, что компрессоры составлены из средненагруженных ступеней, причем коэффициенты напора этих ступеней попадают в диапазон «typical conventional design» по терминологии RR.

Обсуждаются вопросы уменьшения числа лопаток входных ступеней с целью повышения КПД и увеличения оборотов для сокращения числа ступеней компрессора.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ УПЛОТНЕНИЙ С УПРУГИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГТД

А.А. Струков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ast@ciam.ru
В.С. Голубкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, golubkin@ciam.ru

Конкурентоспособность разрабатываемых перспективных газотурбинных двигателей зависит от их эксплуатационной эффективности, которая связана с величиной расходов, затрачиваемых на эксплуатацию.

Одним из путей повышения эффективности газотурбинного двигателя является сокращение внутренних утечек воздуха из его проточной части, особенно из полостей высокого давления, где энергетическая ценность такого воздуха особенно высока. Анализ состояния разработок высокоэффективных уплотнений авиационых ГТД позволил выделить несколько наиболее перспективных конструктивных решений по созданию эффективных уплотнений авиационных газотурбинных двигателей. В первую очередь, это щеточные и пальчиковые уплотнения (ПУ), уплотнения на воздушной (газовой) плёнке и разнообразные комбинированные уплотнения, конструкция которых представляет сочетание различных простых типов уплотнений.

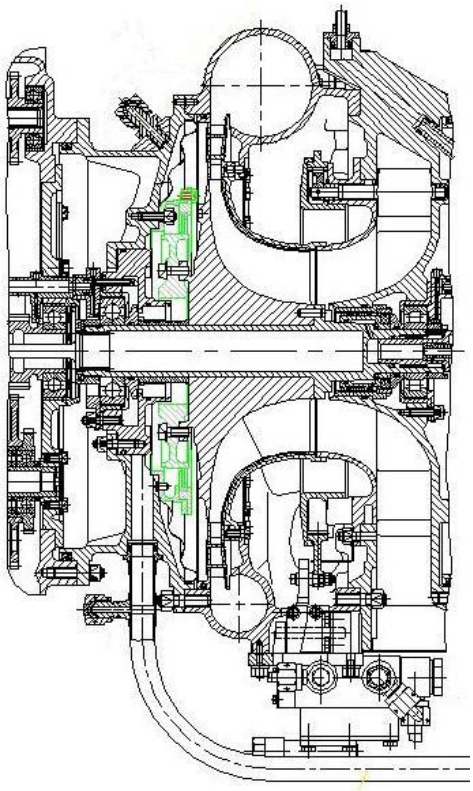


Рис. 1 – Пример установки щеточного уплотнения в двигателе ТА18-200

Эффективность работы уплотнений оценивается величинами расхода воздуха, перетекающего через эти уплотнения, что представляет собой безвозвратные утечки и является потерями, влияющими на эффективность работы газотурбинного двигателя.

Реализацией запатентованного ЦИАМ способа изготовления кольцевого щеточного уплотнения [1] является процесс намотки проволоки на кольцевой каркас (оправку), в результате чего получается заготовка с намотанной проволокой, которая в дальнейшем подвергается сварке и механической обработке.

Продолжением работ с этим типом уплотнений стали испытания щеточных уплотнений диаметром 160 мм, изготовленных в ЦИАМ, в составе малоразмерного газотурбинного двигателя ТА18-200 (НПП «Аэросила», Ступино) (рис. 1).

Результаты сравнительных испытаний используемых ныне лабиринтных уплотнений и новых щеточных уплотнений приведены на рис. 2.

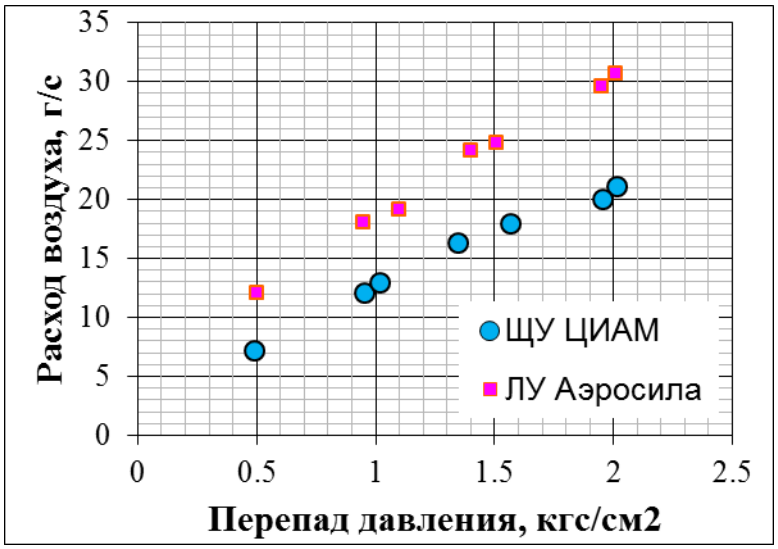


Рис. 1 – Сравнение расходных характеристик лабиринтных и щеточных уплотнений в составе двигателя ТА18-200

Новым типом конструкции эффективных уплотнений с упругими уплотняющими элементами являются пальчиковые уплотнения. Пальчиковое уплотнение представляет собой сборку из двух тонких кольцевых пластин с прорезями, закрепленных по внешнему диаметру между стенками корпуса. Прорези в пластинах образуют ряд гибких элементов, называемых пальчиками. При сборке уплотнения пластины поворачивают друг относительно друга так, чтобы пальчики последующей пластины с запасом перекрывали прорези предыдущей, что предотвращает прямую утечку газа. На пальчиках задней (по потоку) пластины выполняют специальные подъемные площадки, вытянутые в осевом направлении (рис. 3).

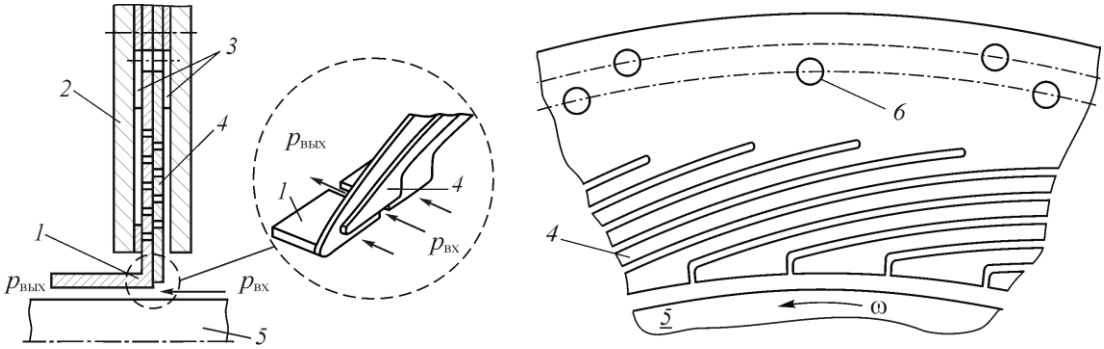


Рис. 2 – Пальчиковое уплотнение: 1 – пальчики задней пластины с подъемными площадками; 2 – корпус 3 – кольцевые проставки; 4 – пальчики передней пластины; 5 – ротор; 6 – перепускные отверстия

Бесконтактный режим работы уплотнения обеспечивается за счет балансировки пальчиков в потоке газа. Принцип этой балансировки основан на возникновении в зазоре под площадками газодинамических (вызванных вращением ротора) и газостатических (определяемых осевым перепадом давления) подъемных сил, которые уравновешивают силы реакции при деформировании пальчиков и силы внешнего давления. Перемещения пальчиков независимы друг от друга, что дает возможность уплотнению подстраиваться и реагировать на асимметричность радиального зазора, вызванную прецессией ротора или другими причинами.

Полученные результаты, безусловно, представляют большой шаг в разработке в России новых типов уплотнений, к которым относятся щёточные и пальчиковые уплотнения, и показывают целесообразность замены лабиринтных уплотнений на щеточные в системе перспективных авиационных ГТД.

Список литературы

1. Патент РФ № 2350811 C1 F16J 15/32. 27.03.2009. Аксенов Н.К., Горячев А.В., Межзиль Е.К., Струков А.А. ЦИАМ им. П.И.Баранова. «Способ изготовления щеточного уплотнения и устройство для его осуществления».

БЛИЖАЙШЕЕ БУДУЩЕЕ АВИАЦИИ – ЛЕГКИЕ НЕОХЛАЖДАЕМЫЕ КЕРАМИЧЕСКИЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

А.В. Сударев, ООО «Научный Центр «Керамические Двигатели» им. А.М. Бойко», Санкт-Петербург, soudarevboykocenter@westcall.net
В.Г. Конаков, ООО НТЦ «Стекло и керамика», Санкт-Петербург, konakov@mail.wplus.net

В 2005 году известные специалисты ЦИАМ [1], оценивая возможности дальнейшего повышения экономичности авиационных ГТД, сделали вывод о необходимости разработки и внедрения конструкционных керамических материалов (ККМ), способных выдерживать без охлаждения продолжительные механические нагрузки при температуре 1600-1700 К. Эта оценка базировалась на начатых в 1988-90 годах программах создания к 2001-2005 годам экспериментальных керамических ГТД, изготовление которых основывалась на использовании в стандартных технологиях дорогостоящего алмазного инструмента; на упрощении конструктивных решений; на отказе от оптимальных, но весьма продолжительных исследований и т.д.

В тоже время в мире резко возросло количество заказов на изготовление к 2006-2015 годам энергетических ГТД мощностью от 3кВт до 180-200МВт. Высокопрофессиональный подробный структурный и финансовый анализ ГТД был выполнен Давидом Дж. Франусом (табл.1) [2].

Из представленных данных видно, что каждый кВт электроэнергии, вырабатываемой ГТД мощностью<3000 кВт, в 3,7-6,1 раз дороже, чем у более мощной установки. Поэтому 75% заказов составляли установки мощностью>20 МВт.

До периода широкого применения аддитивных технологий (АТ) были разработаны 4 разных ККМ [3] с постоянными прочностными характеристиками в диапазоне температур от 273 до 1673К. Конструктивное решение как в металлических аналогах – обычная лопаточная конструкция рабочего колеса (РК) и соплового аппарата (СА) с суммарным числом керамических деталей ~330. Применение технологии (СЛС) позволяет реализовать ту же работающую без охлаждения при Т=1673К турбинную ступень всего из 2-ух деталей- РК и СА- в виде дисков с соответствующим числом конфузорных каналов овального сечения. Результат – микротурбокомпрессор не из 330, а всего из 5 деталей, т.е. многократное снижение стоимости изготовления и эксплуатации.

Керамическая камера сгорания (КС) этого двигателя состоит из трех деталей – кольцевой жаровой трубы и фронтового устройства в виде двух завихрителей с телесными профильными лопатками и с одинаковым расходом противоположно закрученных до 90^0

потоков воздуха. В этом случае зона нулевых скоростей смещается в центр и остается устойчивой вплоть до степени турбулентности 100%, при которой все топливо сгорает полностью в зоне отрыва. Камера резко уменьшается по длине, обеспечивая создание равномерного по температуре потока перед турбиной без обычного смесительного устройства; сопротивление КС уменьшается до 2-2,5%.При этом в КС реализуется «холодный факел» с максимальной температурой менее 1773К, при которой азот воздуха не окисляется с образованием NO_x.Подвод топлива осуществляется через каналы во входной части лопаток наружного завихрителя, упрощая конструкцию топливной системы и обеспечивая ее надежность.

Таблица 1. Предполагаемое производство энергетических ГТД за период с 2006г. до 2015г.

Мощностной ряд, МВт	Средняя мощность, МВт	Количество двигателей	Стоимость			Относительная мощность	Относительная стоимость		Средняя масса (±15%), кг
			млн.$		$				
			двигателей	одного двигателя	1кВт		до АТ	при АТ	
0,003	0,003	10000	38,0	0,0038	1267	1	6,09	1	10
>0,003-<0,25	0,124	-	-	-	-	41,3	-	22	220
0,250-<3	1,625	1597	2030	1,271	782	542	3,76	200	2000
3-<10	6,5	4662	1265	2,711	417	2167	2,01	1000	10200
10-<20	15	872	4328	4,963	331	5000	1,59	2600	26000
20-<50	35	1758	17354	9,872	282	11667	1,36	7600	76000
50-<125	86,25	723	13255	18,330	209	29167	1,00	>10000	>100000
125-<180	152,5	992	31233	31,485	207	50803			
180 и более	>200	1496	62377	41,709	208	66667			
Всего	-	22100	143236	-	-	-			



а *б* *в* *г*

Рис. 1 – Конструкция лопаточной (а – сопловой аппарат из 190 деталей, б – рабочее колесо из 140 деталей) и тунельной (в – сопловой аппарат из 1 детали, г – рабочее колесо из 1 детали) турбин; рабочая температура – 1623 К без охлаждения; материал – конструкционная керамика (плотность 2 г/см^3); технология изготовления керамических турбин – селективное лазерное сплавление (СЛС)

Методом СЛС изготавливается и противоточный матричный теплообменник с любой формой поперечного сечения каналов. Параллельные продольные каналы каждого теплоносителя соединены поперечными каналами, выравнивая сопротивление по всем сечениям и снижая потери давления по обоим трактам. Воздухоподогреватель со степенью регенерации 86% обеспечивает температуру горячего газа на входе в КС более 1273К, устраняя возможность образования СО.

Процесс СЛС осуществляется на модернизированном станке РМ 100 производства 2005г. с рабочим столом Ø100 мм и мощностью лазера 100 Вт. Модернизация заключалась в удвоении мощности лазера, поскольку для ККМ оптимальное значение мощности больше чем для металлических материалов. Заменены также материалы устройств в рабочей зоне, введена послойная визуализация, воздух подается в рабочую зону медицинским компрессором и т.д. Результат- изготовление металлических и керамических деталей и устройств. К сожалению, изготовление керамических деталей на станках , поставляемых из-за рубежа (стоимость от 0,6 до 1,5 млн.евро) невозможно, необходима их модернизация. Реализация АТ при изготовлении ГТД изменяет структуру

стоимости изделий, которая теперь практически определяется их массой и временем изготовления (табл.1). Становится наиболее целесообразным производство дешевых многомодульных энергетических газотурбинных установок (ГТУ), состоящих из ГТД малой мощности со встроенным между турбиной и компрессором электрогенератором, работающих всегда на наиболее экономичном, экологичном и надежном режиме номинальной нагрузки. ГТУ оборудуется упрощенной системой автоматического регулирования, обеспечивающей любую требуемую мощность с изменением числа работающих модулей, а также равномерную нагрузку (число пусков и время эксплуатации) всех модулей.

В заключении следует подчеркнуть, что дальнейший прогресс в газотурбостроении возможен только за счет внедрения многомодульных высотемпературных неохлаждаемых керамических ГТД, изготавливаемых технологией СЛС и способных наконец сдвинуть с мертвой точки замороженный в последние 25 лет КПД металлических дорогостоящих конструктивно очень сложных газотурбинных двигателей.

Список литературы

1. Скибин В.А., Солонин В.Н. Иностранные авиационные двигатели. Выпуск№14.-ЦИАМ-М.ЗАО УК «Пермский моторостроительный комплекс».-2005.-592с.
2. David J. Franus. Turbomachinery International-Handbook 2007, pp.12-16
3. Сударев А.В., Гецов Л.Б. Перспективные газотурбинные установки из конструкционных керамических материалов. Материалы и прочность деталей газовых турбин. В двух книгах. Кн.2, Рыбинск: ООО «Издательский дом «Газотурбинные технологии»,2011,Глава X, стр.397-433.

ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ «СУХОГО» МАЛОРАЗМЕРНОГО ГТД НА ГАЗОВЫХ ОПОРАХ

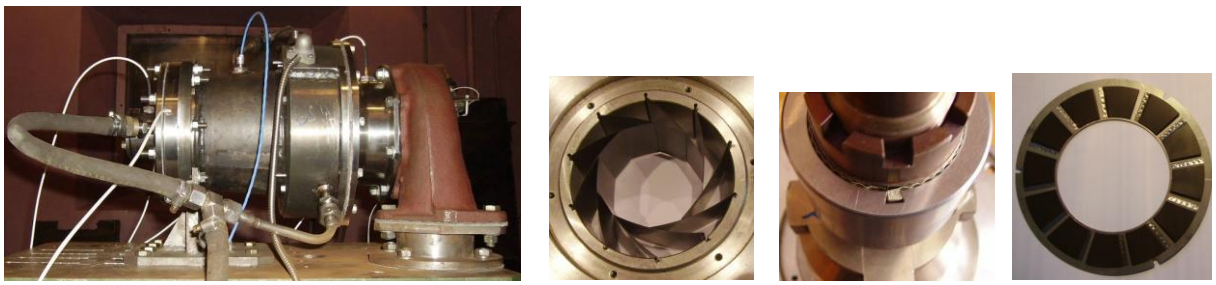
М.Ю. Темис, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tejoum@ciam.ru
Ю.М. Темис, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.М. Егоров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.В. Гаврилов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.Н. Огородов ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Создание методологии проектирования и моделирования «сухого» малоразмерного газотурбинного двигателя (МГТД) является одним из приоритетных направлений исследований. В рамках данного исследования авторами разработан комплексный подход к решению проблемы [1-3], который предполагает параллельное развитие экспериментальной базы и математических моделей ГТД на газовых опорах. Использование данного подхода позволяет проводить корректировку и верификацию математических моделей относительно результатов эксперимента, а также анализировать экспериментальные данные в сравнении с численным расчетом. Конечной целью исследования является разработка конструкций газовых лепестковых подшипников и соответствующая модификация подвеса ротора ряда существующих МГТД для установки газовых опор. Характеристики работы газовых опор должны быть при этом определены на различных режимах как при численном расчете, так и экспериментально. Также должны быть проведены испытания модельного ротора-имитатора на газовых опорах, сопровожденные численным моделированием динамики ротора.

В настоящее время авторами разработаны математические модели газовых лепестковых подшипников с различной конструкцией лепестков и упругодемпферных элементов. Данные модели позволяют определять характеристики опоры при различных режимах вращения и нагрузках на опору. Для исследования динамики ротора разработан специализированный конечный элемент газового подшипника скольжения, который включается в общую конечно-элементную модель ротора. Конечный элемент опоры с подшипником скольжения учитывает характеристики жесткости газовой смазки, упругих элементов в подшипнике и упругих свойств корпусных деталей опоры. Математическая модель динамики ротора позволяет производить расчеты нелинейных колебаний ротора в газовых опорах при различных режимах и условиях работы МГТД.

Для экспериментального обоснования разрабатываемых конструкций авторами реализована серия испытательных стендов. Характеристики изолированных подшипников определяются на специализированной испытательной установке с приводом от электродвигателя, позволяющей проводить испытания подшипников различной конструкции в широком диапазоне радиусов шейки вала при частотах вращения до 40000 об/мин. Изучение поведения подшипников скольжения в составе ротора проводится на стенде с ротором-имитатором МГТД. Ротор может быть установлен на двух радиальных газовых лепестковых подшипниках с различной конструкцией лепестков с диаметрами шейки вала 40 мм и 90 мм. В обеих испытательных установках установлена система регистрации перемещений шейки вала в реальном времени, которая позволяет однозначно определить момент всплытия ротора в опоре и построить орбиту ротора для любого момента испытаний. На обеих установках могут также быть проведены испытания на износ поверхностей скольжения подшипников при циклических пусках-остановах, что позволяет исследовать также износостойкость антифрикционных покрытий. При этом на испытательном стенде с ротором-имитатором могут быть реализованы условия работы одной из опор при температурах воздуха до 510°С, что позволяет исследовать поведение лепестков и антифрикционных покрытий при высоких температурах.

Проведенные математические и экспериментальные исследования ротора-имитатора МГТД (рис. 1,*а*) продемонстрировали возможность использования разработанных подшипников скольжения (рис. 1,*б-г*) при весе ротора на одну опору до 10 кг.



а) *б)* *в)* *г)*

Рис. 1 – Установка ротора-имитатора с газовыми подшипниками: а – установка ротора-имитатора; б – лепестковый радиальный подшипник; в – радиальный подшипник с гофрами; г – осевой подшипник

Всплытие ротора-имитатора (рис. 1,*а*) в опоре достигается при частотах вращения 5000-6000 об/мин. Результаты испытаний при циклических пусках-остановах констатировали удовлетворительный износ поверхностей скольжения при количестве запусков свыше 200. Аналогичные испытания при температуре опоры до 510°С продемонстрировали удовлетворительные качества антифрикционных высокотемпературных покрытий и жаропрочных материалов для изготовления лепестков.

В настоящее время авторы прорабатывают ряд компоновок «сухого» МГТД (рис. 2), полученного путем конструктивной переработки базового двигателя (В0) с традиционными шарико-роликовыми подшипниками ротора турбокомпрессора и масляной системой смазки. Для всех четырех компоновок демонстратора «сухого» МГТД

проведены статические и динамические расчеты. На рабочих режимах нагрузки на опоры роторов не превышают 25 Н, а критические скорости вблизи рабочих частот вращения ротора МГТД отсутствуют. В настоящее время осуществляется проектирование и изготовление элементов конструкции МГТД и газовых подшипников с последующим их монтажом для проведения экспериментальных исследований динамических характеристик газового подвеса ротора МГТД.

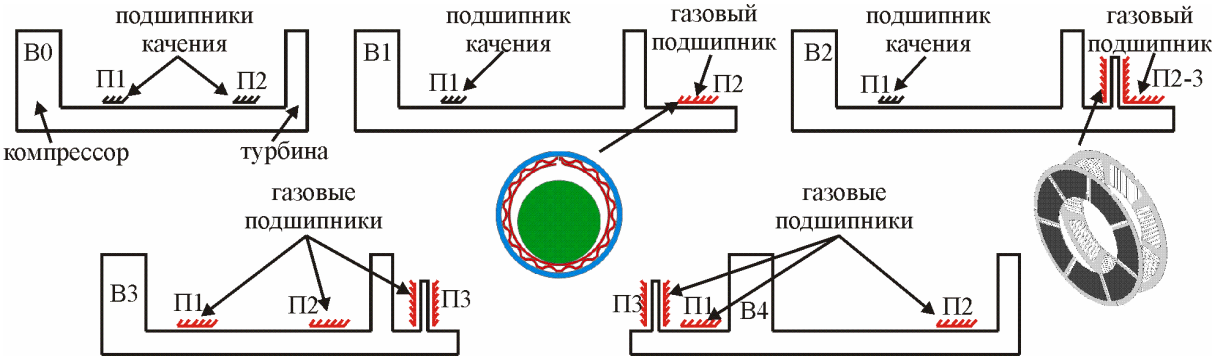


Рис. 2 – Компоновки демонстратора «сухого» МГТД

Список литературы

1. Темис Ю.М., Темис М.Ю., Егоров А.М., Гаврилов В.В., Огородов В.Н. Расчетно-экспериментальное исследование динамики ротора на газовых опорах // Вестник СГАУ, №3(27), 2011. С. 174-183.
2. Темис Ю.М., Темис М.Ю., Мещеряков А.Б. Модель газодинамического лепесткового подшипника // Трение и износ, Т32, №3, 2011. С. 286-295.
3. Temis J.M., Temis M.J., Egorov A.M., Gavrilov V.V. Numerical and Experimental Investigation of Rotor-simulator in Foil Gasdynamic Bearings for Compact Gas Turbine // Proceedings of the 9th IFToMM International Conference on Rotor Dynamic // Springer. Mechanisms and Machine Science, Vol. 21, 2015, pp. 1247-1258.

ПРОГНОЗ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДО 2030 Г

В.Н. Федякин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vnf@ciam.ru
А.И. Ланшин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.Д. Николаева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Одним из основных инструментов формирования и обоснования научно-технической и инновационной политики, определяющей цели и направления развития авиационных двигателей России является долгосрочное прогнозирование научно-технологического развития авиационных двигателей и авиадвигателестроения.

При разработке нормативного (программного) прогноза формируются концепции и стратегии развития авиационных двигателей, рассчитанные на горизонт в десять-пятнадцать и более лет.

Нормативный (программный) прогноз развития авиационных двигателей в ЦИАМ разрабатывается регулярно, начиная с 1973 г.

Основу прогноза составляет информационное поле, включающее результаты работ, выполняемых в ЦИАМ в рамках исследовательского прогноза (фундаментальных НИР), результаты НИР и НИЭР российских научных институтов, материалы проработок перспективных двигателей в ОКБ и материалы иностранной печати о разработках перспективных двигателей и их узлов за рубежом.

Прогноз развития двигателей выполняется с учетом, с одной стороны, потребности авиации и ужесточающихся международных требований по воздействию на экологию, а с другой – состояния и развития научной, производственной и технологической базы авиадвигателестроения и экономического состояния страны.

Прогноз разрабатывается с учетом внешних (экономических/рыночных, политических) и внутренних (схемы, параметры рабочего процесса в двигателях и их узлах, материалы и технология и т.п.) факторов.

Разработка прогноза включает:

- анализ состояния и прогноз развития рынка авиационных двигателей на период до 2030 г;
- определение возможного типажа авиационных двигателей перспективных самолетов и вертолетов ГА;
- оценку современного состояния и анализ тенденций развития двигателей и ВСУ для самолетов и вертолетов ГА с прогнозом их параметров, конструктивных схем, технико-экономических показателей до 2030 г;
- определение возможного достижимого уровня научно-технического и технологического развития авиационных двигателей и ВСУ для самолетов и вертолетов ГА в период до 2030 г;
- формирование требований к показателям перспективных отечественных двигателей и их узлов, к номенклатуре и свойствам перспективных конструкционных материалов;
- формирование приоритетных направлений работ по созданию НТЗ и оценка ожидаемой эффективности реализации новых технологий при разработке перспективных двигателей.

Прогнозирование охватывает все типы авиационных двигателей и ВСУ – ТРДД/ТВД/ТВВД – для дозвуковых магистральных и региональных самолетов, ТРДД/ДИП – для сверхзвуковых административных и пассажирских самолетов, ГТД и АПД – для самолетов и вертолетов АОН и МВЛ, АПД – для беспилотных ЛА гражданского назначения ВСУ – для всех типов гражданских ЛА.

В качестве методических основ разработки прогноза используются:

- математическое моделирование при определении целей развития двигателей;
- анализ и экстраполяция тенденций (закономерностей) при оценке уровней параметров и показателей двигателей и их узлов;
- разработка сценария при формировании концепций развития двигателей и их узлов;
- морфологический и патентный анализы при определении приоритетных направлений развития технологий;
- экспертная оценка сроков и стоимости разработок.
- Нормативный прогноз служит основой для формирования *программ создания НТЗ* двух видов:
- краткосрочные (5 лет), включающие критических технологий для разрабатываемых и модернизируемых двигателей;
- долгосрочные (10-15 лет), включающие «прорывные» технологии для двигателей нового поколения.

Программы должны включать комплекс поисковых и прикладных исследований новых научных, технических и технологических решений в авиационных ГТД, а также

разработку экспериментальных узлов и двигателей-демонстраторов в обеспечение технологической готовности (т.е. формирование научно-технического задела – НТЗ) к созданию конкурентоспособных на внутреннем и внешнем рынках авиационных двигателей с уровнем основных технико-экономических показателей, соответствующих или превышающих лучшие мировые образцы зарубежных авиационных двигателей в период до 2030 г.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ МАКСИМАЛЬНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГТД ТРАДИЦИОННЫХ СХЕМ НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Е.П. Филинов, СГАУ, Самара, filinov.evg@gmail.com
И.Н. Крупенич, СГАУ, Самара, uugn@mail.ru
Я.А. Остапюк, СГАУ, Самара, oya92@mail.ru

В настоящее время в области авиационного двигателестроения часто утверждается, что ГТД традиционных схем морально устарели и необходимо проводить исследования в принципиально новых направлениях, чтобы получить значительный прирост эффективности силовой установки. В данной работе было проведено исследование теоретической максимальной эффективности ГТД традиционных схем.

В данной работе были исследованы предельные возможности повышения эффективности ГТД традиционных схем на основе численного моделирования двухконтурного турбореактивного двигателя с использованием CAE-системы АСТРА [1].

Моделирование производилось для условий длительного крейсерского полета на высоте Н=11 км, при скорости полета Мп=0,8 (Vп≈850 км/ч). В качестве базового варианта двигателя рассматривался трехвальный ТРДД с раздельным истечением потоков, с суммарной степенью повышения давления 56 и температурой газа перед турбиной на крейсерской режиме 1500 К. КПД узлов и коэффициенты потерь базового варианта двигателя выбраны в соответствии с текущим уровнем развития авиационной техники.

Эффективность базового варианта ТРДД характеризуется величиной удельного расхода топлива в крейсерских условиях длительной работы, равной 48,47 $\frac{кг}{кН \cdot час}$.

В ходе работы проводилось моделирование в условиях длительного крейсерского полета вариантов ТРДД, отличающихся от базового:

- уровнем КПД элементов, а также величиной расхода охлаждающего воздуха;
- параметрами цикла основного контура (температура газа перед турбиной $T_г^*$ в диапазоне от 1500К до 2500К и $\pi_{кΣ}^*$ от 40 до 1200);
- параметрами движителя (степень двухконтурности от 11 до 120 и степень повышения давления в наружном контуре вентилятора от ___ до ___).

На основании данных, полученных в процессе детального моделирования, можно сделать следующие основные выводы:

- Повышение эффективности элементов двигателя позволит снизить удельный расход на 5% в ближней перспективе, а в предельном случае - на приблизительно на 20%.
- Сокращение расхода охлаждающего воздуха вдвое позволяет повысить эффективность ТРДД на 2,3%, а полное исключение охлаждения - на 3,5%.

- Повышение параметров рабочего процесса основного контура двигателя позволяет повысить эффективность приблизительно на 8% при текущих значениях степени двухконтурности.
- Для рассматриваемой скорости полета значение оптимальной степени двухконтурности находится в диапазоне 35...55 (такой степени двухконтурности соответствует турбовинтовентиляторный двигатель), что позволит снизить величину удельного расхода топлива современных двигателей приблизительно на 6%, двигателей ближней перспективы (5-10 лет) на 15%, а в дальней перспективе - более, чем на 20%.
- Наиболее эффективным является комплексное повышение параметров рабочего процесса двигателя. Необходимо отметить, что такое повышение степени двухконтурности приводит к существенному росту габаритов двигателя традиционной схемы, либо снижению размерности газогенератора, что может привести к невозможности реализации проекта. Одним из путей решения этих проблем может быть переход к распределенным силовым установкам, в том числе, интегрированным в планер летательного аппарата.

Список литературы

1. Кузьмичев В.С. [и др.] Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в CAE системе «АСТРА» // Электронный журнал «Труды МАИ». – Выпуск №67. – 2013 – 15с.
2. Кулагин, В.В. [и др.] Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Кн. 3. Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД [Текст]: учебник. – М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.
3. Ткаченко, А.Ю. [и др.] Имитационное моделирование рабочих процессов газотурбинных двигателей [Текст] // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 25-27 июня 2014г. - Самара: СГАУ. - 2014. - Ч. 1 - С. 232-234.

МЕТОДОЛОГИЯ РАЗРАБОТКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ПРИМЕРЕ СОЗДАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ-ДЕМОНСТРАТОРА ПД-1400 МОЩНОСТЬЮ 90 Л.С.

Л.А. Финкельберг, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, piston@ciam.ru
В.А. Замышляев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Выбор рабочего объёма двигателя

По техническим требованиям бензиновый двигатель для легкого самолета или БЛА должен иметь взлетную мощность не менее 90 л.с. при этом сухая масса двигателя не должна превышать 65 кг (γ= 0,6 кг/л.с.). Анализируя уровень форсирования современных бензиновых двигателей можно отметить, что сегодня среднее эффективное давление Ре для серийных двигателей составляет не менее 8 бар. При этом следует учитывать, что для наземных двигателей важное значение имеет характер протекания крутящего момента и его максимальная величина, особенно на низких оборотах, поэтому многие технические

решения и направлены на решение этой задачи. Для авиационного двигателя характер протекания крутящего момента менее значим, так как нагрузка от винтов имеет монотонно возрастающую кривую. Учитывая это, а также технические возможности существующих в производстве различных составных частей и комплектующих, с учетом предполагаемой унификации с автомобильными двигателями по ряду компонентов принимаем для нового двигателя, с учетом требуемой надежности и ресурса, Ре равное 8 бар. Исходя из этого рабочий объём нового двигателя, при заданных оборотах максимальной мощности будет составлять 1,4 л при диаметре цилиндра 76,5 мм и ходе поршня 75,6 мм. Возможны и другие соотношения диаметра цилиндра и хода поршня, но они менее предпочтительны из-за вопросов унификации. Указанные выше размеры приняты в целях возможности применения деталей цилиндро-поршневой группы одинаковыми по геометрическим размерам с деталями освоенного в производстве в нашей стране автомобильного двигателя.

Выбор степени сжатия

Для современных бензиновых безнаддувных двигателей степень сжатия составляет 11:1, для двигателей с высоким уровнем наддува характерно уменьшение степени сжатия пропорционально величине форсирования. В настоящее время геометрическая степень сжатия у приведенных выше двигателей находится на уровне 9:1. Высокая степень сжатия вызывает повышенное давление сгорания топлива, что увеличивает нагрузки на детали и снижает их ресурс и надёжность. Исходя из вышеизложенного выбраны степени сжатия для базового безнаддувного варианта двигателя и его высотной модификации. Двигатель будет иметь умеренные размеры деталей кривошипно – шатунного механизма.

Выбор схемы расположения цилиндров

При рабочем объёме двигателя 1,4 л. и размерах: 76,5 мм диаметр цилиндра, 75,6 мм-ход поршня, число цилиндров составит четыре. По схеме расположения цилиндров может быть несколько вариантов общей компоновки двигателя.

Рядное расположение цилиндров имеет достаточно хорошую уравновешенность от сил и моментов, создаваемых движением поршней при равномерном чередовании их работы, однако, длина двигателя наибольшая из всех возможных. Такая схема позволяет иметь наименьшее число базовых деталей двигателя при применении единой головки цилиндров.

При V-образном (60 или 90 град.) расположении цилиндров сокращается длина двигателя, однако появляется неуравновешенность сил и моментов от движения поршней, что будет вызывать повышенную вибрацию силового агрегата. Центр тяжести двигателя, при такой схеме, находится высоко от оси коленчатого вала, что ухудшит условия компоновки двигателя.

При схеме оппозитного размещения цилиндров длина двигателя получается на уровне V-образной схемы, а уравновешенность на уровне рядного силового агрегата. Центр тяжести двигателя будет в районе оси коленчатого вала. Однако, такая схема расположения цилиндров увеличивает габаритную ширину. Для размещения такого двигателя в самолете не должно быть серьёзным ограничением. Авиационные бензиновые двигатели-аналоги: Lycoming, Rotax, Continental имеют именно такую схему расположения цилиндров.

На основании рассмотренного выше принимаем для проектирования схему расположения цилиндров с оппозитным расположением, как наиболее компактный вариант конструкции двигателя с низким центром тяжести.

Выбор системы управления

Система управления должна быть электронной. Датчики и исполнительные элементы должны размещаться на двигателе. Электронный блок управления должен находиться на двигателе. Напряжение питания системы управления определяется исполнителем на этапе разработки ТЗ на эту систему.

Электрооборудование двигателя

В состав электрооборудования должен входить электростартер, генератор для питания систем двигателя и датчики систем двигателя, определяющие текущий режим работы этих систем: давление в системе смазки, температуру охлаждающей жидкости, температуру отработавших газов.

Аналогичным образом были обоснованы все системы и агрегаты до изготовления двигателя-демонстратора ПД-1400 мощностью 90 л.с.

При изготовлении двигателя решался ряд технологических вопросов, связанных с применением современных новых материалов.

В настоящее время двигатель подтвердил при стендовых испытаниях основные заявленные параметры, ведутся доводочные работы.

Список литературы

1. Финкельберг Л.А., Никитин Ю.Н., Костюченков А.Н., Фирумянц М.В. «Разработка технических требований к демонстратору и системам, обеспечивающим его работу. Отработка методологии создания ДВС. Разработка конструкторской документации создания демонстратора ДВС. Модернизация стендов», НТО №300-5671, 2008.
2. Ланшин А.И., Финкельберг Л.А., Костюченков А.Н., Замышляев В.А. «Корректировка КД на демонстратор, доводочные и экспериментальные исследования. Разработка системы повышения высотности базового двигателя до 6–7 км. Экспериментальные исследования высотного двигателя – демонстратора мощностью 115 л.с. в ожидаемых условиях», НТО № 300 – 6427, 2013.
3. В.Н. Луканин «Двигатели внутреннего сгорания», М.: «Высш. шк.», 2007.- 368с.

«ПРОРЫВНЫЕ» ТЕХНОЛОГИИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГТД ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Ю.В. Фокин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, fokin@ciam.ru
И.В. Осипов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, osipov@ciam.ru
В.С. Ломазов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lomazov@ciam.ru
В.В. Гаврилов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, gavrilov@ciam.ru
Т.Д. Каримбаев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bahit@ciam.ru

Одним из основных положений разработанной в ЦИАМ концепции перспективных малоразмерных ГТД для вертолетов и легких самолетов гражданской авиации является создание опережающего научно-технического задела по «критическим» технологиям применительно к ряду базовых газогенераторов «малой» и «средней» размерности.

К категории «критических» относятся технологии с высоким уровнем риска, но обеспечивающие в перспективе «прорывное» улучшение показателей малоразмерных ГТД следующего поколения по сравнению с существующими двигателями: уменьшение удельного расхода топлива на 20…25%; уменьшение удельной массы на 25…30 %; увеличение надежности и ресурса в 2…3 раза; уменьшение числа деталей в двигателе в 1,5…2 раза; повышение доступности (снижение стоимости производства и эксплуатации) в 2…3 раза.

В рамках реализуемой в ЦИАМ совместно с предприятиями отрасли программы расчетно-экспериментальных исследований по созданию опережающего НТЗ

осуществляется разработка «критических» технологий по узлам, элементам и системам малоразмерных ГТД в обеспечение реализации концепции перспективного «неметаллического», «сухого», «электрического» двигателя.

В ЦИАМ разработано техническое предложение по созданию демонстрационного вертолетного ГТД, в результате проектирования, изготовления и испытаний которого должна быть продемонстрирована работоспособность и эффективность комплекса перспективных технических решений:

- центробежный двухступенчатый однокаскадный компрессор без элементов регулирования проточной части;
- кольцевая компактная наклонная камера сгорания с высокоэффективным фронтовым устройством и элементами, выполненными из композиционных материалов;
- высокоперепадная одноступенчатая турбина компрессора с неохлаждаемым биметаллическим рабочим колесом типа «блиск»;
- рабочее колесо первой ступени центробежного компрессора из композиционного материала;
- жаровая труба камеры сгорания из жаропрочного композиционного материала;
- неохлаждаемый сопловой аппарат турбины компрессора из жаропрочного композиционного материала;
- корпусные детали в «холодной» части двигателя из композиционных материалов;
- комбинированные подшипники с телами качения из неметаллического материала;
- встроенный высокооборотный стартер-генератор;
- электронный регулятор САУ с использованием алгоритмов управления двигателем по расчетным параметрам;
- электроприводные агрегаты топливной и масляной систем;
- беспроводные smart-датчики САУ с автономным источником питания;
- высокоинформативная система контроля технического состояния двигателя с удаленным доступом.

Реализация разработанных «критических» технологии должна обеспечить эффективность и конкурентоспособность отечественных малоразмерных ГТД следующего поколения.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ТЕПЛООБМЕНА В РЕГЕНЕРАТИВНОЙ СИСТЕМЕ ОХЛАЖДЕНИЯ ПВРД НА ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

М.С. Французов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mfrancuzov@yandex.ru
Н.В. Кукшинов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kukshinov@list.ru

По материалам работы различных конференций и конгрессов, опубликованных в открытых источниках, можно сделать вывод о том, что большое внимание научного сообщества приковано к проблеме создания ресурсного высокоскоростного прямоточного воздушно-реактивного двигателя. При этом предстоит решить целый ряд задач таких как:

разработка новых конструкционных материалов, увеличение хладоресурса охладителя, обеспечение эффективного рабочего процесса, создания надежной регенеративной системы охлаждения. Разработка и проектирование регенеративной системы охлаждения требует удовлетворить массово-габаритным требованиям и требованиям к удельным энергетическим параметрам силовой установки. Кроме того, необходимо учитывать конструктивные и технологические особенности системы охлаждения.

Настоящая работа состоит из нескольких частей. Первая часть посвящена исследованию оптимальных значений эффективной тяги и удельного импульса высокоскоростного прямоточного ВРД. В результате выявлено, что оптимальные значения эффективной тяги и удельного импульса соответствуют разным значениям коэффициента избытка воздуха. Во второй части работы рассматривается численное моделирование сопряженной задачи по расчету термогазодинамических параметров течения в проточном тракте высокоскоростного прямоточного ВРД и теплообмена регенеративной системой охлаждения. Проведенная серия расчетов выявила, что для режимов работы двигателя характерных значениям коэффициента избытка воздуха $\alpha > 0.5$ необходимо, чтобы расход через систему охлаждения превосходил расход топлива через камеру сгорания для обеспечения допустимого теплового состояния. Дальнейшее моделирование с интенсификаторами теплообмена в системе охлаждения показало тенденцию к снижению потребного расхода.

Среди всего разнообразия способов интенсификации интерес представляет использование компланарных каналов. Тракт с компланарными каналами образован параллельными ребрами на противоположных поверхностях двух сопрягаемых по вершинам этих ребер оболочек. Ребра противоположных поверхностей расположены по углом 2β друг к другу и образуют систему взаимоперекрещивающихся каналов, сообщающихся друг с другом через межреберные ромбовидные ячейки на поверхности сопряженных поверхностей.

С использованием численного моделирования была проведена серия расчетов гидродинамики и теплообмена в плоском и осесимметричном тракта с компланарными каналами. Выявлены особенности гидродинамики и теплообмена, а также определены тепловые и гидравлические характеристики плоского и осесимметричного тракта с компланарными каналами [1]. Установлено соответствие между тепловыми и гидравлическими характеристиками, полученных на основе численного моделирования с имеющимися экспериментальными данными [2]. Оценка эффективности компланарных каналов была произведена на основе методики Г.А. Дрейцера. В качестве критерия эффективности был выбран параметр, напрямую характеризующий потребный расход топлива через систему наружного проточного охлаждения. Кроме того, метод Г.А. Дрейцера был применен и развит для оценки массово-габаритных характеристик системы охлаждения с компланарными каналами. В результате установлено, что использование компланарных каналов позволяет существенно снизить потребный расход охладитель через систему охлаждения.

В результате проведенного расчетно-аналитического исследования было выявлено влияние тепловых и гидравлических характеристик на изменение потребного расхода через каналы системы охлаждения и как следствие изменение расхода через камеру сгорания высокоскоростного прямоточного ВРД. Установлено, что при использовании компланарных каналов возможно изменение расхода топлива в сторону более высоких значений удельного импульса.

Список литературы

1. Кукшинов Н.В., Французов М.С. Численное исследование теплообмена в плоском тракте с вихревыми каналами. – М: «Наука и образование», 2014
2. Орлин С.А., Поснов С. А. Экспериментальное исследование теплообмена и гидравлического сопротивления в трактах с компланарными каналами. Труды МВТУ №417, 1984. – с.9-22.

РАБОТЫ ЦИАМ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ БАЗОВОГО ДВИГАТЕЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ПД-14

А.В. Челомбитько, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, avchel@ciam.ru
А.И. Ланшин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Л.И. Швец, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» является головной научно-исследовательской организацией авиадвигателестроительной отрасли России, поэтому естественной и важнейшей для него сферой деятельности, наряду с выполнением фундаментальных и поисковых исследований, является тесное взаимодействие со всеми двигателестроительными ОКБ в процессе проектирования, доводки и сертификации и эксплуатации авиационных двигателей.

В настоящее время важнейшей задачей в области двигателестроения для самолетов гражданской авиации является успешная реализация проекта создания двигателя ПД-14, что позволит оснастить разрабатываемый в настоящее время самолет МС-21 современным высокоэффективным отечественным двигателем и в будущем создать целое семейство двигателей нового поколения для самолетов различного назначения.

Для разработки двигателя ПД-14 в рамках Объединенной двигателестроительной корпорации сформирована широкая кооперация двигателестроительных предприятий и научно-исследовательских институтов, где головным разработчиком определено ОАО «Авиадвигатель». В соответствии с решением о распределении зон ответственности ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» осуществляет научно-техническое сопровождение работ и является соисполнителем в разработке всех основных узлов и систем двигателя.

Совместные работы ЦИАМ и ОАО «Авиадвигатель» в обеспечение создания перспективного двигателя начались еще в 2000–2002 годах в рамках конкурса технических предложений по двигателю для нового ближне-среднего магистрального самолета (БСМС). С 2004 года начала реализовываться Программа создания научно-технического задела (НТЗ) в обеспечение разработки перспективного двигателя для БСМС. Эту работу ЦИАМ проводил совместно с другими отраслевыми институтами (ВИАМ, ВИЛС, ЦАГИ) и предприятиями отрасли. Был проведен цикл исследований по выбору рационального технического облика двигателя и его газогенератора, которые были направлены, прежде всего, на поиск оптимальных значений степени двухконтурности, диаметра вентилятора, суммарной степени повышения давления в тракте сжатия и температуры газа перед турбиной. На основе полученных результатов совместно ЦИАМ и ОАО «Авиадвигатель» была предложена концепция семейства двигателей на основе унифицированного газогенератора с 8-ступенчатым компрессором высокого давления и 2-ступенчатой турбиной высокого давления. Одновременно с этим создавался НТЗ по ключевым узлам перспективного двигателя – малошумному широкохордному вентилятору, малоступенчатому высоконапорному компрессору высокого давления, малоэмиссионной камере сгорания, решетчатому реверсивному устройству, мотогондоле, шевронным соплам разных типов.

На этапе ОКР в части разработки узлов двигателя ЦИАМом в сотрудничестве с ОАО «Авиадвигатель» выполнены аэродинамические проекты вентилятора и компрессора высокого давления. На стенде Ц-3А проведен комплекс испытаний масштабной модели вентилятора с подпорными ступенями С180-2, первой ступени КВД А1. При участии специалистов ЦИАМ сегодня продолжается доводка компрессора высокого давления. За время, прошедшее после испытаний на стенде ОАО «Авиадвигатель» компрессора первой сборки, достигнут значительный прогресс в части обеспечения требуемых запасов газодинамической устойчивости и к.п.д. Необходимые величины расхода воздуха и степени повышения давления компрессор обеспечивает.

На стендах ЦИАМ УВ-13 и Ц5-2 выполнен комплекс испытаний полноразмерной камеры сгорания, в процессе которых специалистами ЦИАМ и ОАО «Авиадвигатель» была проверена ее работоспособность на характерных режимах, определена оптимальная схема трехстадийной подачи топлива, обеспечены надежный запуск в полетных условиях, широкий диапазон горения на режиме малого газа, требуемая неравномерность температурного поля. Основным полем деятельности ЦИАМ в части камеры сгорания в ближайшее время станет разработка и реализация конструктивных мероприятий по дальнейшему повышению запасов по эмиссии оксидов азота с целью обеспечения соответствия перспективным нормам ICAO.

Значительную роль в обеспечении требуемых параметров двигателя ПД-14 сыграли проведенные специалистами ЦИАМ экспертизы проектов турбин высокого и низкого давления с выработкой рекомендаций по их газодинамической доводке и обеспечению необходимого теплового состояния. На стенде ТС-2 ЦИАМ прошли испытания два конструктивных варианта турбины высокого давления и два варианта турбины низкого давления.

С учетом обеспечения сжатых сроков выполнения программы разработки ряд критически важных технологий перед началом ОКР не был доведен до необходимого уровня готовности, поэтому сегодня первостепенное значение имеет завершение всех работ, предусмотренных планом инженерных испытаний, что позволит завершить формирование того конструктивного облика двигателя, который будет предъявлен на сертификационные испытания. Значительная часть этих работ выполняется с привлечением стендовой базы ЦИАМ. Сюда входят испытания вентилятора по проверке локализации при обрыве рабочей лопатки и с забросом крупной птицы на стенде Т14-01, разгонные и эквивалентно-циклические испытания деталей роторов на стенде РС-1Д, огневые испытания корпусных деталей, узлов крепления, агрегатов различных систем двигателя на стенде Ц17-Г3 и многие другие виды испытаний.

Накопленный опыт в отечественном и мировом двигателестроении свидетельствует о необходимости проведения испытаний создаваемых перспективных двигателей в эквивалентных условиях. Существующие на заводах и в КБ стенды позволяют лишь частично решать такие задачи. Полностью охватить весь диапазон полетных условий, в котором в дальнейшем будет эксплуатироваться двигатель, возможно лишь при проведении испытаний на высотном стенде. Одним из ключевых событий этого года является подготовка и проведение испытаний двигателя ПД-14 на высотном стенде Ц-1А. Успешное проведение этих испытаний имеет особое значение в преддверии начала испытаний двигателя на летающей лаборатории. В процессе испытаний на высотном стенде, помимо определения основных данных двигателя, в необходимом для летающей лаборатории диапазоне выполняются проверки отсутствия автоколебаний рабочих и направляющих лопаток вентилятора, виброгорения в камере сгорания, а также ряд других позиций, которые прямо влияют на безопасность полетов.

На двигателе ПД-14 применено значительное количество новых материалов. В связи с этим понадобилось разработать программу исследований конструкционной прочности сплавов и начать их испытания. С 2011 г. и по настоящее время выполнены этапы испытаний сплавов ВТ6, ВТ8-1, ВТ25У, ВЖ-175, ВВ750П, ВВ751П, ЭП741НП, ЭИ698ВД, ВКС-170, ВЖ-172, ЭП718ИД, ЭП517Ш, ВЖМ-4, ВЖМ-5, ВКНА-1В. В настоящее время осуществляется валидация и верификация методов подтверждения ресурса основных деталей с учетом современных сертификационных требований.

Значительный объем работ, выполняемых ЦИАМ, связан с планами по дальнейшему развитию двигателя ПД-14 и созданию его модификаций с пониженной и повышенной тягой. В 2014 г. начата совместная проработка проблем создания ТРДД большой тяги (30–35 тс) для перспективных широкофюзеляжных дальнемагистральных пассажирских и транспортных самолетов большой грузоподъемности. Здесь, помимо отмеченной выше работы по камере сгорания, несомненно, найдут применение выполняемые в ЦИАМ работы по вентилятору с полимерными композиционными рабочими лопатками и редуктору, который может потребоваться для привода вентилятора.

МАЛОГАБАРИТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ АО «ТЕХНОДИНАМИКА»

В.М. Ширманов, АО «Технодинамика», Москва, ShirmanovVM@technodinamika.ru
И.И. Грищенко, АО «Технодинамика», Москва, GrischenkoII@technodinamika.ru
И.Б. Медведев, АО «Технодинамика», Москва, MedvedevIB@technodinamika.ru
В.Ю. Николенко, АО «Технодинамика», Москва NikolenkoVYu@technodinamika.ru

Производство и поддержка эксплуатации вспомогательных силовых установок является одной из компетенций АО «Технодинамика» и является составной частью ее системного подхода в производстве и поставках систем электроснабжения (СЭС) летательных объектов. Производство и поддержка эксплуатации ВСУ реализовано на производственных мощностях Уфимского АО «УАП «Гидравлика», которое входит в состав АО «Технодинамика».

ВСУ, изготовленные на специализированном производстве Уфимского АО «УАП «Гидравлика», с 1965 года эксплуатируются на большом количестве отечественных самолетов и вертолетов. За эти годы производством освоены 5 базовых моделей ВСУ и 18 модификаций этих малогабаритных газотурбинных двигателей.

АО «УАП «Гидравлика» это крупнейший в России серийный производитель ВСУ. Специализированный комплекс производства малогабаритных газотурбинных двигателей в классе мощности до 700 л.с. позволяет реализовать конструктивные особенности, свойственные именно малогабаритным двигателям. Опыт, накопленный производственным инженерным коллективом за многие годы производства двигателей такого типа, является уникальным.

АО «Технодинамика» с целью концентрации и развития этого опыта, восстанавливает в своей структуре компетенцию разработки малогабаритных двигателей для его реализации в интересах отечественной авиации и интересов МО РФ. Компетенция проектирования реализована в составе Центра проектирования, подразделения которого сосредоточены в Москве, С. Петербурге, Уфе, Самаре - традиционных авиационных центрах нашей страны.

Опыт конструкторов Центра, накопленный при разработке отечественных и зарубежных малогабаритных двигателей, позволил в короткий срок разработать целый

ряд конкретных предложений малогабаритных газотурбинных двигателей разработчикам летательных аппаратов.

В соответствии с задачами импортозамещения АО «Технодинамика» предлагает для реализации семейство современных унифицированных ВСУ 120/240 кВА с эквивалентной (термодинамической) мощностью 530 л.с., предназначенных для применения на ближне- и среднемагистральных самолетах. Адаптация под различные бортовые интерфейсы и эксплуатационные циклы производится с использованием современной цифровой САУ.

Комплекс термодинамических параметров и аэродинамических конструктивных решений позволил реализовать габаритно-массовые параметры и параметры экономичности, не уступающие лучшим образцам силовых установок этого типа. Параметры ВСУ серии ТД-900 приведены в табл. 1.

Таблица 1. Параметры ВСУ серии ТД-900

Параметры	ВСУ Базовая	ВСУ Электрическая	ВСУ Увеличенной мощности
Расход воздуха, кг/с	5.1	3.5	6.1
Отбор воздуха, кг/с	< 1.6 (**)	0	< 2.5 (**)
Отбор электрической энергии, кВА	до 120	2 х 150	2 х 120
Эквивалентная мощность, кВт (**)	333	333	694
Удельный расход топлива, кг/кВт·ч (**)	0.516	< 0.516	< 0.51
Высотность запуска и режимной работы, м	12 500	12 500	12 500
Масса (без генератора), кг	180	185	210

** Примечание: при Н=0, Мп=0, МСА

Конструктивные особенности ВСУ серии ТД-900:

- Применение 2-ступенчатого центробежного компрессора обеспечивает лучшую топливную экономичность, компактность конструкции и снижение веса.
- Применение современной, цифровой, гибко настраиваемой системы автоматического управления позволяет обеспечить полную совместимость с бортовыми системами существующих и перспективных самолетов.
- ВСУ проектируется с запасом 50К по температуре газа, предназначенным для компенсации износа в эксплуатации, что гарантирует параметры отбираемого воздуха и мощность на привод электрогенератора.

Снижение себестоимости двигателей сегодня особенно актуально. Технологическая унификация позволяет значительно снизить себестоимость двигателей в серийном производстве.

АО «Технодинамика» готова предложить линейки малогабаритных ТРД (Д) в классе тяги до 500 кг и турбовальные двигатели серии ТД-700 в классе мощности до 700 л.с. Параметры ТВаД серии ТД-700 приведены в табл. 2.

Объем выпускаемых малогабаритных двигателей до 2020 года на модернизированном производстве АО «УАП «Гидравлика» вырастет до 150 изделий в год.

Таблица 2. Параметры ТВаД серии ТД-700

Параметры	ТД-700
Расход воздуха (ВЗЛ), кг/с	2.9
Мощность (л.с.) и удельный расход топлива (кг/лс/ч): 2.5’ ЧР 30’ ЧР ВЗЛ МП КР 	 710 659 630 560 0.27 450 0.29
Сухая масса, кг	<115

БЫСТРОДЕЙСТВУЮЩАЯ (НА ОСНОВЕ ПИРОАВТОМАТИКИ) СИСТЕМА АВАРИЙНОЙ МЕХАНИЧЕСКОЙ ЗАЩИТЫ СИЛОВОЙ ТУРБИНЫ ГТП ПРИ РАЗРУШЕНИЯХ В ГВТ ГАЗОГЕНЕРАТОРА

Б.И. Ширяев, ОАО «ММП им. В.В. Чернышева», Москва
В.И. Винокуров, ОАО «ММП им. В.В. Чернышева», Москва
В.А. Страшелюк, ОАО «ММП им. В.В. Чернышева», Москва

В настоящее время в России идет быстрое развитие газотурбинных технологий. Ежегодно увеличиваются масштабы использования наземных газотурбинных приводов различной мощности. К настоящему времени многие российские моторостроительные предприятия освоили выпуск газотурбинных приводов (ГТП), которые активно используются для привода электрогенераторов, а также газоперекачивающих установок различной мощности, используются на морских судах и подводных лодках. Многие ГТП-приводы созданы на основе серийных, хорошо доведенных по параметрам надежности, газогенераторов ГТД, поэтому имеют длительные межремонтные эксплуатационные ресурсы.

Однако практически все отечественные ГТП не оборудованы быстродействующими системами аварийной механической защиты силовых (приводных) турбин, что создает угрозу потери силовой турбины из-за поломки, возникшей в газовоздушном тракте (ГВТ) газогенератора. Авторами статьи разработана система аварийной механической защиты потребителя высокоэнергетического рабочего тела (высокотемпературного газа), например, силовой (приводной) турбины от повреждения ее движущимися в потоке высокоскоростного газа фрагментами (обломками), имеющими различную форму и массу. Если этот поток фрагментов деталей газогенератора, обладающих высокой кинетической энергией, во-время не перехватить, то силовая (приводная) турбина очень часто разрушается до состояния, не подлежащего восстановлению.

Как правило, силовые турбины ГТП - приводов многоступенчатые (3-4 ступени) и имеют большие габариты, диаметры 2-3 и более метров. Они трудоемки в изготовлении и имеют высокие цены. Потеря силовых турбин ГТП - это всегда значительные финансовые затраты эксплуатирующей ГТП организации.

Перед началом проектных работ был проведен поиск патентов по системам аварийной механической защиты силовых (приводных) турбин. Оказалось, что по имеющимся патентам системы аварийной механической защиты силовых турбин имеют много недостатков (большие аэрогидравлические сопротивления, расположение средств защиты в потоке высокоэнергетического рабочего тела, а потому низкий срок их службы, большое время срабатывания системы защиты силовой турбины).

Разработка новой быстродействующей системы аварийной механической защиты потребителя высокоэнергетического рабочего тела при возникновении поломок в газогенераторе выполнена с учётом новейших технических разработок, созданных в России. Например, быстродействие аварийной механической системы защиты обеспечено пироавтоматикой, разработанной для ракетно-космической техники. Своевременное выявление начала разрушения в газовоздушном тракте (ГВТ) газогенератора основано на достижениях отечественной радиолокации, появлению приборов регистрации единичных ударов в ГВТ газогенератора, связанного с появлением в потоке высокотемпературного газа фрагментов разрушающихся деталей (например, обрыв турбинной лопатки или попадание постороннего предмета на вход в газогенератор). К настоящему времени на основе большинства физических принципов разработаны малоинерционные датчики, по сигналу которых за время 0,1…0,15 сек. возможно развернуть систему механической защиты и перехватить летящие обломки деталей на участке гидравлического канала (переходника), соединяющего выходную часть газогенератора с входом в ГВТ силовой (приводной) турбины, которая состоит из 3-х и более ступеней. Такая система защиты силовой (приводной) турбины от разрушения при возникновении поломки в газогенераторе, отвечает требованиям, предъявляемым к современным и перспективным газотурбинным приводам. Современные многоступенчатые силовые турбины – трудоёмкие в изготовлении продукты высоких технологий, отличающиеся высоким техническим совершенством, способные надёжно работать в течение длительного межремонтного эксплуатационного ресурса, но не имеющие защиты от разрушения при аварии в газогенераторе (с образованием фрагментов различной формы и массы), могут оказаться разрушенными в любой момент. И к этому постепенно привыкли эксплуатационники. Как показал опыт эксплуатации ГТП, вращающего ротор электрогенератора мощностью 20 мегаватт, время выбега разрушающейся трёхступенчатой силовой турбины продолжается несколько минут, а накопленная кинетическая энергия такова, что после останова силовой турбины от неё остаётся груда обломков, пригодных только на переплав.

Устройство защиты силовой турбины ГТП показано на схеме ГТУ. Все его основные элементы имеют обозначения. На свободных полях стенда имеется описание всех ключевых элементов защитного устройства. Перехват движущихся обломков выполняется выдвижными створками, имеющими коробчатую форму, после раскрытия - створки перекрывают ГВТ. При нормальной работе ГТП защитные створки находятся вне проточной части переходника и зафиксированы выдвижными пальцами. Каждая створка имеет индивидуальный привод в виде телескопического толкателя. Чтобы при мгновенном перекрытии проточной части ГТП исключить помпаж, на наружной поверхности переходника установлены противопомпажные клапаны. Блок пироавтоматики установлен с внешней стороны здания, в котором работает ГТП. В блоке пироавтоматики имеется «пороховая шашка» (из ВВ нового поколения, инициирование и подрыв шашки обеспечивается блоком из твердотельных лазеров малого размера). При срабатывании шашки образуются продукты горения высокого давления, которые по трубопроводам подаются к различным приводным деталям - толкателям защитных створок, к выдвижным пальцам, фиксирующим защитные створки при нормальной работе ГТП, а также к противопомпажным клапанам. Пироавтоматика действует в следующей последовательноститак, что сначала из защитных поворотных створок выдвигаются фиксирующие пальцы, затем через несколько микросекунд в проточную часть ГТП

вводятся стаканы противопомпажных клапанов, имеющие отверстия для отвода газа из проточной части в байпасные трубы, выводящие газ в выхлопную трубу, ещё через несколько микросекунд толкатели выдвигают защитные створки, перекрывая всю проточную часть в переходнике. После срабатывания системы защиты выполняется осмотр всей проточной части ГТП эндоскопами, а затем принимается решение по дальнейшим работам. В дополнение к противопомпажным клапанам, на поверхностях выдвижных защитных створок выполнены отверстия перфорации с диаметрами примерно 1 мм, через эти отверстия часть высокотемпературного газа стравливается в силовую турбину, а из нее – в шахту выхлопа газов.

Для более быстрого и уверенного определения начала разрушений в ГВТ газогенератора, желательно применять датчики, работающие на различных физических принципах, при этом результирующий сигнал на включение системы аварийной механической защиты должен быть сформирован и выдан, если на начало повреждения в ГВТ газогенератора сработали сразу несколько датчиков, установленных по длине газогенератора.

За два последних десятилетия большие достижения достигнуты по широкополосной вибродиагностике ГТД и ГТП. В г. Санкт-Петербурге уже 18 лет успешно работает предприятие, серийно выпускающее системы вибродиагностики и параметрического контроля сложных систем газотурбинных приводов, используемых на кораблях разного класса и на подводных лодках. Специалисты названного предприятия разработали и довели до высокой надежности и совершенства все основные компоненты, из которых можно собрать систему вибродиагностики и параметрического контроля энергетических установок. Индивидуально только программное управление, которое разрабатывают специалисты названного предприятия. Если предположить, что произошло ложное срабатывание системы аварийной механической защиты, то ничего опасного для ГТП не случится, придется только осмотреть ГВТ газогенератора, переходника, в котором смонтирована система аварийной механической защиты, и силовой (приводной) турбины. Если при срабатывании системы защиты произошло повреждение его некоторых элементов, то, демонтировав модуль механической защиты и частично его разобрав, можно вместо поврежденных деталей установить годные и вновь запустить модуль защиты в работу.

КОНСТРУКЦИЯ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ LMS100 ДЛЯ СОВРЕМЕННОЙ ЭНЕРГЕТИКИ

В.Н. Ширяев, ООО «ДжиИ Рус», Москва, vladimir.shiryayev@ge.com

В 2001 г. начата разработка новой модели ГТУ LMS100 для пиковой генерации большой мощности. В 2004 г. разработка и испытания ключевых технологий были завершены и начато производство. В 2005 г. начались заводские испытания ГТУ. Испытания были завершены после 550 часов наработки и 356 циклов запуска. В декабре 2005 г. первая ГТУ модели LMS100 была поставлена заказчику.

Конструкция LMS100

В LMS100 использован нетрадиционный цикл с охлаждением воздуха в компрессоре. Разрез LMS100 показан на рис.1 и более подробно описан в [1].

Компрессор низкого давления (КНД)

Для 6-ступеньчатого КНД использованы первые 6 ступеней компрессора газовой турбины MS6001FA. Профили и материалы лопаток и проточной части, скорости вращения, расходы и температуры воздуха аналогичны прототипу. Температура воздуха на выходе 110-180С, давление 360-410 кПа.

Ядро газовой турбины

Ядро состоит из следующих модулей:

- 14-ступеньчатого КВД на базе компрессора авиадвигателя CF6-80C2 и газовой турбины LM6000. Благодаря низкой температуре воздуха на входе 32С, температура воздуха на выходе КВД составляет всего 380С. Давление на выходе КВД 3,900 кПа, что примерно равно давлению на выходе КВД авиадвигателя GE90.
- Кольцевой камеры сгорания (КС), которая представляет собой дальнейшее развитие КС газовой турбины LM6000 и аналогична ей по форме и используемым материалам. Разработаны 2 типа КС: с впрыском воды и с сухой системой DLE.
- 2-ступеньчатой турбины высокого давления (ТВД) для привода КВД. Все профили, формы и материалы лопаток и проточной части аналогичны ТВД газовой турбины LM6000. Ротор не имеет болтовых соединений и аналогичен ротору авиадвигателя CF6-80E. Расход газа через ТВД намного выше чем у прототипа что достигнуто за счет уменьшенного перепада давления. Температура газа на входе аналогична температурам для газовых турбин F класса и современных авиадвигателей. В то же время температура металла ниже, чем у аналогов и соответствует температуре ТВД газовой турбины LM6000, т.к. температура воздуха на охлаждение лопаток на 140С ниже, а расход выше. Уменьшенная до 9,300 об/мин скорость вращения и уменьшенный перепад давления в ТВД снижают нагрузки на ключевые элементы и обеспечивают ресурс 25,000 часов работы на газе.

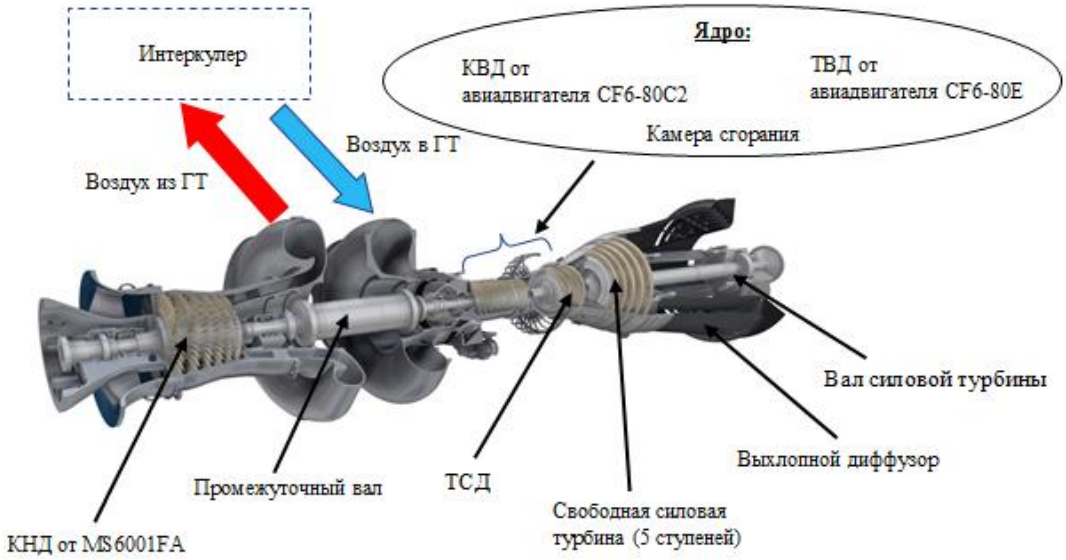


Рис.1 – Разрез газовой турбины LMS100

Турбина среднего давления (ТСД)

ТСД представляет из себя новую, 2-ступеньчатую конструкцию специально разработанную для LMS100, которая приводит КНД через промежуточный вал.

Свободная силовая турбина (ССТ).

ССТ представляет из себя новую, 5-ступеньчатую конструкцию специально разработанную для LMS100 на базе силовой турбины LM6000. ССТ предназначена для

привода генератора через силовой вал, проходящий внутри туннеля в выхлопном диффузоре. Существуют 2 варианта ССТ: на 3,000 об/мин (для рынка 50 Гц) и на 3,600 об/мин (для рынка 60 Гц).

Интеркулер (ИК)

Модуль ИК разработан для охлаждения 100% потока воздуха выходящего из КНД в воздухо-водяном теплообменнике. Расход воздуха через ИК составляет ~210 кг/с.

Охлаждение воды в контуре теплообменника производится либо в сухих градирнях либо в традиционных испарительных градирнях. Эти градирни должны поставлять воду в ИК с температурой не выше 27С.

Есть вариант высокотемпературного ИК. У него на выходе можно получать воду с температурой 90С и использовать ее для подогрева воды в схемах городского отопления.

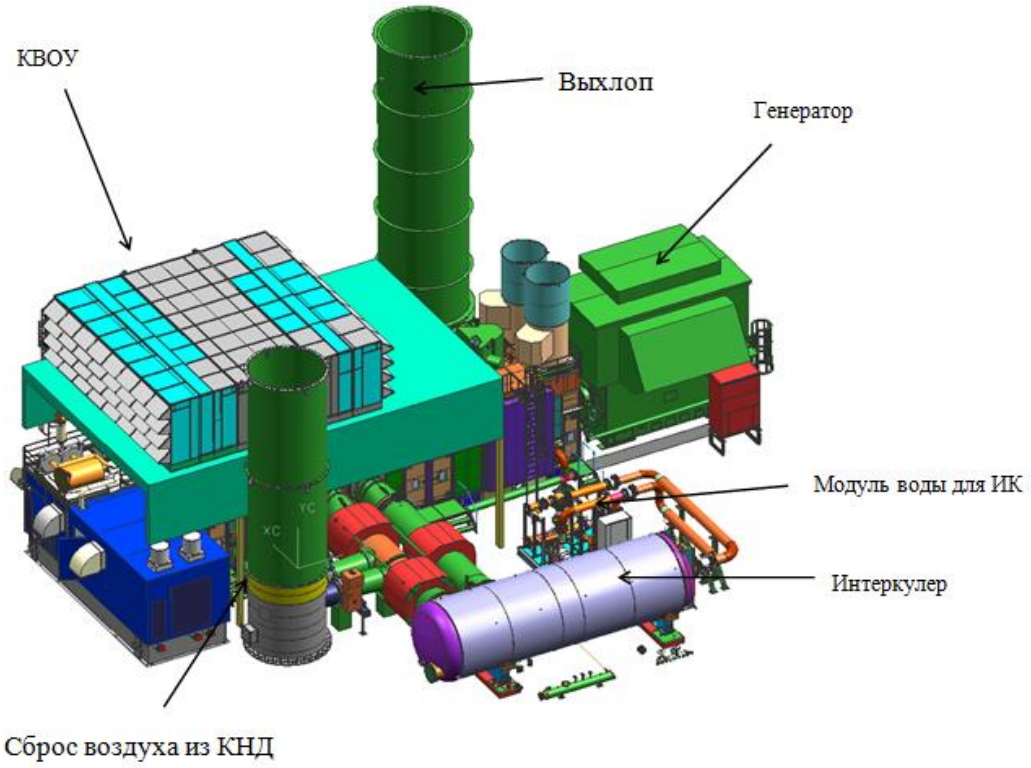


Рис.2 – Конструкция ГТУ LMS100

Комплектная газотурбинная установка LMS100 (ГТУ)

Конструкция ГТУ LMS100 представлена на рис.2. Характеристики LMS100 для модели с системой DLE на 50 Гц представлены на рис.3.

Опыт эксплуатации LMS100

По июнь 2015 компания GE поставила заказчикам по всему миру более 60 ГТУ этой модели, включая 2 ГТУ в Россию. В эксплуатации находятся 51 ГТУ, которые накопили более 370,600 часов работы при более 47,150 циклах запуска и эксплуатируются как в пиковых, так и базовых режимах. Максимальная наработка на ГТУ составляет 39,983 часа. Отчет [2] показал коэффициенты надежности 99.8% и готовности к работе 98.7%.

Выводы

- На основе цикла с интеркулером создана новая газовая турбина LMS100 мощностью 100 МВт и КПД >40%.
- Все проектные требования к ГТУ были достигнуты:
  a. Время запуска до 100% мощности составляет менее 10 минут;
  b. Температура воздуха не влияет на мощность и КПД до 21С;
  c. ГТУ имеет КПД >35% в диапазоне мощности 50-100 МВт.

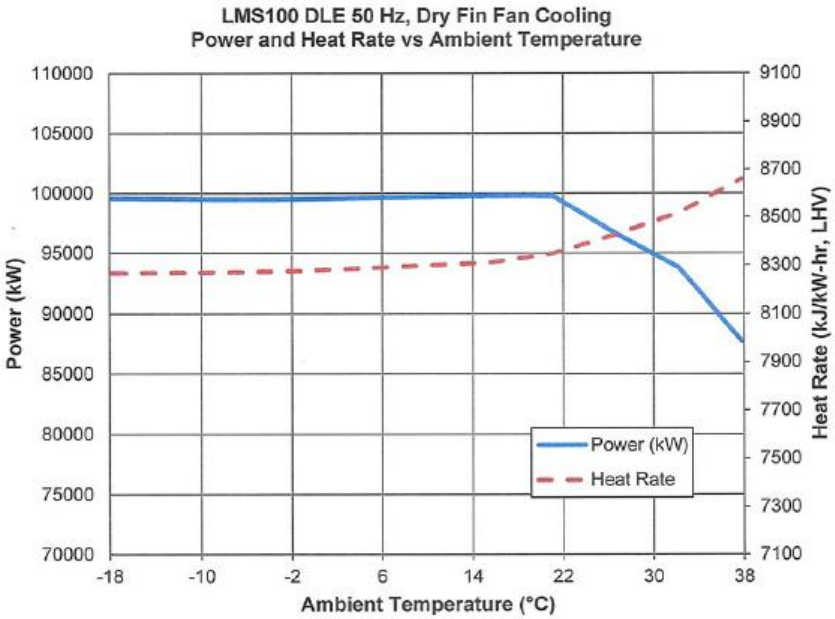


Рис.3 – Зависимость мощности и КПД ГТУ LMS100 DLE (50 Гц) от температуры воздуха

Список литературы

1. LMS100 Airflow Diagram; GE Printed Materials; AE-49052A, 1 c.
2. ORAP statistical information of LMS100 units for Strategic Power Systems, Inc., 2015

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОГО РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ПРОТОЧНОГО ТРАКТА ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ВРД С ТОПЛИВНЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ

Ю.М. Шихман, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, shikhman@ciam.ru
В.Е. Шлякотин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
К.Е. Митрофанов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
О.В. Соколова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.Н. Горбачев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.А. Джеджеров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Достижение больших скоростей полета ЛА с ВРД определяется возможностью создания эффективных высокотемпературных и высокоскоростных двигателей, обладающих необходимым ресурсом. При числах Маха M>3.5-4 из-за увеличения тепловых потоков необходимо использовать не только жаропрочные материалы, но и хладоресурс топлива. Исследования последних 20 лет показали возможность применения и специальных эндотермических топлив (ЭТ) и, в более общем понимании, углеводородных топлив повышенного хладоресурса (УВТпх), при нагреве которых происходят эндотермические химические реакции с превращением высокомолекулярных соединений исходного топлива в легкие продукты термодеструкции (ПТД) с малым коксоотложением.

В настоящее время предложены схемы перспективных ВРД, использующих хладоресурс и работоспособность ЭТ. Созданы образцы ЭТ с высоким хладоресурсом, данные по сжиганию ПТД свидетельствуют об улучшении горения при разложении УВТпх. В ЦИАМ создана экспериментальная база для изучения процессов разложения УВТпх, теплообмена, горения, расширения ПТД и др. в крупномасштабных моделях элементов ВРД в условиях, близких к реальным. Исследуются модельные теплообменники-реакторы (ТР) различных типов (прямотрубные, трубчатые змеевиковые, оболочковые), которые могут использоваться как элементы ВРД, проводятся исследования горения газифицированных УВТ и ПТД, исследования крупномасштабных моделей КС как демонстраторов технологий применения УВТпх. Сформулированы основные задачи исследования демонстраторов, которые являясь не только моделями, но и реальным образцами в исследованиях рабочего процесса в ВРД с топливной системой охлаждения (СО), могут быть основой при внедрении ЭТ в перспективных ВРД. Актуальность этих работ, проводимых в ЦИАМ, подтверждена исследованиями в организациях отрасли и широкими программными разработками по проблеме углеводородных высокоскоростных ПВРД за рубежом в США, Франции, Китае, Индии и др.

В докладе обобщены основные результаты исследований по формированию инженерных основ проблемы применения УВТпх в высокотемпературных и высокоскоростных ВРД. Разработаны методы расчета теплофизических свойств и кинетических процессов термодеструкции в каналах теплообменников-реакторов и комплексные инженерные математические модели высокотемпературных ГТД и высокоскоростных ПВРД, использующих хладоресурс УВТ в системах охлаждения рабочих тел или теплонапряженных узлов. В расчетах камер сгорания используются полуэмпирические методики расчета закономерностей диффузионного горения жидких и газообразных топлив со стехиометрическим коэффициентом L_o=1.5-34.3, а при расчетах химических превращений углеводородов – полуэмпирические модели составов газообразных продуктов термодеструкции и эмпирические данные по константам термохимических превращений керосиновых и парафиновых топлив. Для анализа возможности использования повышенной работоспособности газифицированного УВТ и его ПТД разработана математическая модель паротопливной турбины, используемой для повышения мощности основных турбин ГТД (подкручивающие турбины), для привода генератора систем электропитания или в насосных системах топливоподачи в составе ТНА для ГТД и ПВРД.

Представленные данные расчетов полноразмерных ГТД и ПВРД, работающих на ЭТ с использованием их хладоресурса, свидетельствуют о расширении диапазона работы высокоскоростных ГТД до М=4.5-5. Сравнительный анализ параметров системы охлаждения ПВРД, работающих на н-октане, метане и водороде, при реализации хладоресурса некриогенного ЭТ (н-октана) для охлаждения требуется не более 50% максимального располагаемого хладоресурса, что меньше потребного хладоресурса криогенного метана. Анализ комбинированных СУ АКС показал возможности применения на первой ступени турбопрямоточной КСУ с раздельными турбокомпрессорным и прямоточным контурами, работающей на ЭТ (или углеводородном топливе).

Поскольку основными элементами таких СО будут теплообменники-реакторы (ТР), для нагрева и термодеструкции углеводородного топлива, то с целью изучения этих процессов в условиях близких к реальным были разработаны конструкции моделей ТР змеевикового и оболочкового типа. Экспериментально-расчетные исследования моделей ТР позволили верифицировать расчетные методы, проявить роль процессов коксоотложений, определить наработку на режимах с разложением авиационного керосина (как модельного УВТпх). Проведены исследования модельных трубчатых каналов при нагреве керосина в области его жидкофазного окисления с тепловыми нагрузками, характерными для СО ВРД и получены экспериментальные данные по

влиянию параметров топлива и уровня теплоподвода на толщины слоя низкотемпературного кокса и наработку теплопередающих поверхностей трубчатых каналов.

Представлены разработки крупномасштабного демонстратора высокоскоростного керосинового ПВРД с осесимметричной КС и топливной СО, эксперименты с моделями узлов КС, результаты систематических экспериментальных исследования рабочего процесса в модельной прямоточной камере сгорания прямоугольного сечения с горением природного газа (метана) в высокоскоростном дозвуковом воздушном потоке. Получены данные экспериментов с осесимметричной КС демонстратора с определением эффективности рабочего процесса при диффузионной схеме горения газифицированного керосина, с отработкой методов испытаний и способов розжига модельной КС, Испытания модельной КС с топливной СО показали эффективность использования теплозащитных экранов из композиционного материала СС-SiC.

С использованием разработанных методов для ряда крупномасштабных моделей высокоскоростных керосиновых ПВРД с топливным охлаждением стенок проточного тракта на режимах работы при М=6, q_H <30 кПа и α=1-2 проведены расчетные исследования параметров рабочего процесса в осесимметричных КС и в КС с прямоугольным сечением тракта. На основе принципов диффузионного горения предложены пилонная или пилонно-пристеночная системы эшелонированного впрыска ПТД керосина, обеспечивающие полноты сгорания более 80%: Выбраны наиболее целесообразные схемы металлических СО с прямолинейными топливными каналами в рубашке охлаждения при температурах ПТД керосина на выходе до $T_{топл}$≈1100К и степени разложения Z<90% или схемы с использованием при необходимости тепловых защитных экранов из композиционных материалов. Результаты оценки теплового состояния элементов СО позволяют выбрать конструкционные материалы для условий длительной эксплуатации.

В заключение предложены направления дальнейших работ и возможности использования результатов исследований в других областях энергомашиностроения.

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ АЛ31Ф И СОЗДАНИЕ ЗАДЕЛА НА БУДУЩЕЕ

В.В. Ясинский, АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва, kbpr@salut.ru

Достижения прошлых лет. АЛ31Ф. Особенности создания некоторых отличительных элементов конструкции

АЛ31Ф в общем типичный двухконтурный двигатель для истребителей. Однако его отличает наличие следующих конструктивных особенностей и проблем, связанных с некоторыми из них:

- Клапана системы наддува опор (КСТ,КСК,КПН) обеспечивают перепад давления на графитовых уплотнениях не более 1 кг/см2 и отсутствие недопустимого износа за назначенный ресурс.
- Подача охлаждающего воздуха к РЛ ТВД из статора в ротор без применения лабиринтных уплотнений, что обеспечивает требуемое давление на входе в РЛ ТВД и упрощает конструкцию и вес турбины.
- РЛ ТВД циклонно-вихревая выполненная литьём, достаточно простая в изготовлении, обеспечивающая работоспособность на назначенный ресурс

при Т3 до 1740К, благодаря отсутствию значительных градиентов температур на пере лопатки, стойкая к засорениям и повреждениям.

- Воздухо-воздушный теплообменник во втором контуре, простой в изготовлении, имеющий малый вес (15кг), малое сопротивление по второму контуру ≈2% и достаточно большое снижение температуры воздуха охлаждающего СЛ и РЛ турбины (110-150˚).
- Охлаждение РЛ ТНД воздухом второго контура вместо обычно используемого закомпрессорного воздуха позволило снизить потери эффективности процесса в турбине связанного с применением охлаждаемых РЛ.
- Отключение воздуха охлаждающего турбину на крейсерском режиме. Клапанный аппарат отключения.
- Проблема катастрофического разрушения межроторного подшипника долгое время мучавшая эксплуатацию на сегодняшний день во многом разрешена, благодаря устранению расслабления посадки носка ТНД на задний вал ТНД в эксплуатации.

Создание новых конструкций, методик, технологий:

- Создание ударно-вихревой рабочей лопатки ТВД. Температура входной кромки снижена на 50˚ по сравнению с циклонно-вихревой.
- Создание биметаллического ротора ТВД с охлаждаемыми РЛ.

В настоящее время достаточно отработана технология соединения охлаждаемых РЛ из ЖС32 с диском из ЭП741НП методом ГИП и разработана конструкция ротора с подачей охлаждающего воздуха к РЛ минуя место сращивания РЛ и диска. Вопрос за изготовлением боевого ротора.

Разработка принципов работы устройства для активного управления надроторным зазором ТВД. Такие устройства по имеющимся сведениям используются на двигателях F110-GE-129. Нами разработано такое устройство применительно к двигателям семейства АЛ31Ф.

Работы по аддитивным технологиям. Намечены первые шаги по изготовлению реальных деталей этим методом. Это завихрители и форсунки основной камеры сгорания.

СЕКЦИЯ 1Б – ИНТЕГРАЦИЯ, ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА И ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛА

ВЫСОКОЭФФЕКТИВНАЯ УСТАНОВКА ПОЛУЧЕНИЯ ВОДОРОДА ИЗ УГЛЕВОДОРОДНОГО СЫРЬЯ ДЛЯ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИХ ГЕНЕРАТОРОВ НА ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТАХ

Д.Л. Астановский, ООО «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ», Москва, femoscow@mail.ru
Л.З. Астановский, ООО «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ», Москва, femoscow@mail.ru
С.А. Григорьев, МЭИ, Москва, sergei_grigoriev@yahoo.com

Одним из условий широкого внедрения водорода в качестве альтернативного топлива для транспортных средств является создание мобильных высокоэффективных установок производства водорода малой производительности из жидкого и газообразного углеводородного сырья, которые позволили бы получать водород низкой стоимости.

Высокая стоимость водорода обусловлена его производством известными традиционными методами, необходимостью его транспортировки, хранения и распределения, а также обеспечением безопасности на всех стадиях от производства до потребления, учитывающей использование водорода как одного из самых взрывоопасных и пожароопасных веществ [1].

Технология получения водорода, созданная ООО «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ», основана на применении созданных каталитических реакторов, теплообменных и массообменных аппаратов нового поколения, а также высокоэффективного экологически чистого способа сжигания топлива на беспламенной горелке с поддержанием заданной адиабатической температуры горения топлив [2-5]. Эта технология позволяет получать водород, как из газообразного, так и жидкого углеводородного сырья и значительно улучшает технико-экономические и экологические показатели производства, что делает ее конкурентоспособной на мировом рынке.

Новая технология получения водорода может быть использована для создания высокоэффективных **стационарных** установок получения водорода из природного газа (ПГ) и воды, а также для создания компактных **мобильных** установок получения водорода из жидких углеводородов и воды, размещенных на борту транспортных средств. При этом получаемый на установке водород может быть использован в электрохимических генераторах на топливных элементах. Следует отметить, что лучшим углеводородным сырьем для получения водорода на борту транспортного средства является синтетические жидкие топлива [6], получаемые из газообразного углеводородного сырья.

- Отличительными особенностями новой технологии получения водорода паровой конверсией углеводородного сырья по сравнению с традиционно применяемыми являются:
- Возможность создания автономных высокоэффективных производств на заданную производительность, в том числе малую.
- Исключается использования кислорода при проведении паровой конверсии углеводородов.

- Значительно сокращаются удельные капитальные вложения и эксплуатационные затраты, а следовательно и себестоимость получаемого водорода.
- Обеспечивается глубокая утилизация тепла технологических и энергетических потоков, в том числе низкопотенциального.
- Процессы паровой конверсии углеводородного сырья и конверсии оксида углерода проводятся на высокоактивных мелкозернистых катализаторах при оптимальных температурных условиях в компактных каталитических реакторах конструкции «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ»®.
- Обеспечивается возможность создания мобильной установки получения водорода из жидкого углеводородного сырья на борту транспортного средства.
- Практически полностью исключаются выбросы вредных веществ (CO и NO_X) в окружающую среду.

По разработанной технологии по требованию заказчика может быть получен водород, как на стационарных, так и на мобильных установках концентрацией 95-97% или 99,999%.

Отдельные стадии процесса (паровая конверсия природного газа и оксида углерода) успешно проверены на экспериментальных стендах. При этом подтверждены ожидаемые показатели технологических процессов и надежная работа применяемого оборудования и катализаторов.

Производство оборудования нового поколения по лицензии ООО «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ» освоено рядом машиностроительных заводов РФ и успешно эксплуатируется на промышленных предприятиях России и за рубежом.

На рис. 1 представлена экспериментальная установка паровой конверсии ПГ с применением оборудования нового поколения и с блоком эффективного сжигания топлива с поддержанием заданной адиабатической температуры горения топлива.

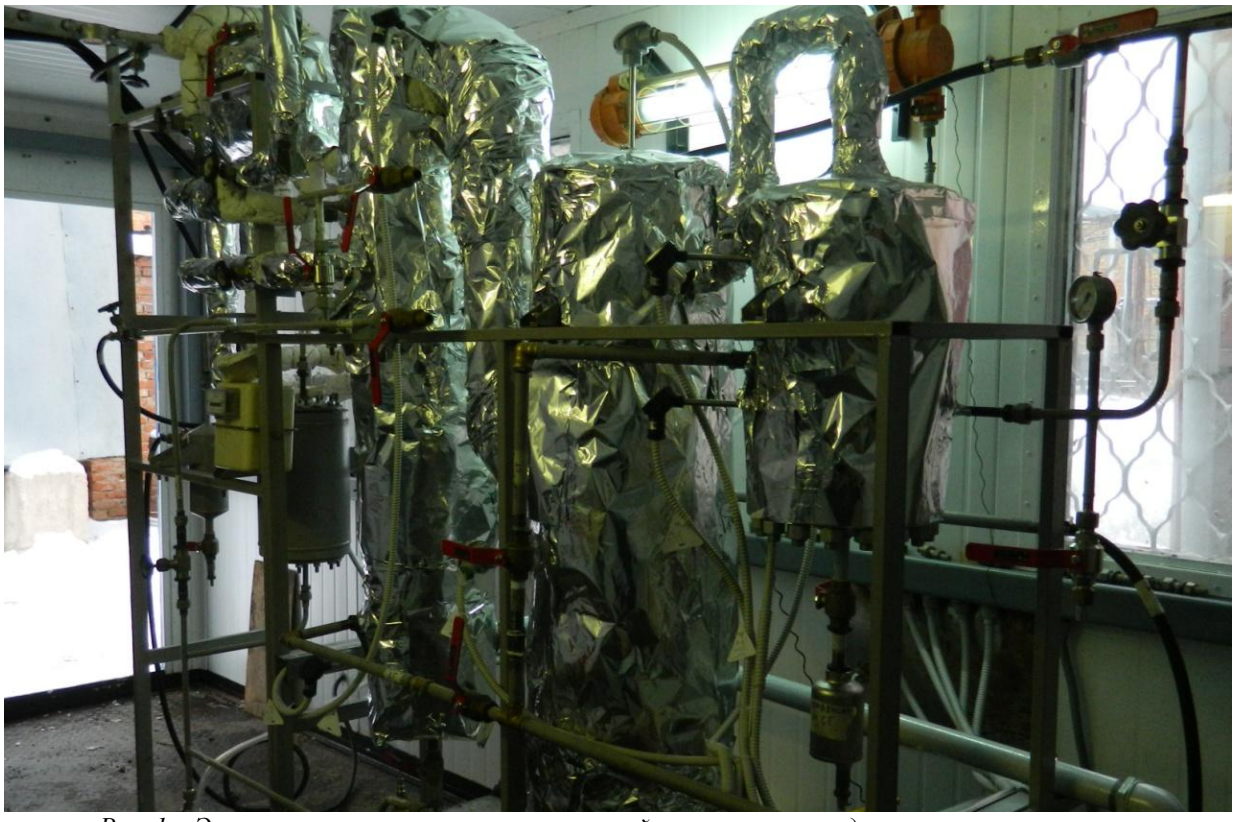


Рис. 1 – Экспериментальная установка паровой конверсии природного газа с применением оборудования нового поколения конструкции «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ»

Список литературы

1. Справочник азотчика: Физико-химические свойства газов и жидкостей. Производство технологических газов. Очистка технологических газов. Синтез аммиака. - 2-е изд., М. : Химия, 1986. - 512 с., ил.
2. Астановский Д.Л., Астановский Л.З. / Реактор новой конструкции для проведения каталитических процессов // Катализ в промышленности. 2004. №3. С.37-43.
3. Астановский Д.Л., Астановский Л.З. / Высокоэффективный теплообменный аппарат конструкции «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ»® // Химическая техника. 2005. №10. С.10-13.
4. Астановский Д.Л., Астановский Л.З. / Высокоэффективный аппарат для очистки газа // Химическое и нефтегазовое машиностроение. 2003. №8. С.36.
5. Астановский Д.Л., Астановский Л.З., Кустов П.В. / Каталитическое окисление природного газа с применением беспламенных горелок новой конструкции // Катализ в промышленности. 2013. №1. С.34-39.
6. Астановский Д.Л., Астановский Л.З. / Производство водорода из жидких углеводородов на борту транспортных средств // Труды III Международного симпозиума по водородной энергетике. Москва, 1-2 декабря 2009 г. – М.: Издательство МЭИ, 2009. – С.90-92.

УСЛОВИЯ ЭФФЕКТИВНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТРДД НА ОСНОВЕ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТАХ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

А.В. Байков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, baykov@ciam.ru
Л.С. Яновский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, yanovskiy@ciam.ru
В.В. Разносчиков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, raznoschikov@mail.ru
И.С. Аверьков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, averkov@ciam.ru
Н.И. Олесова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва

Доклад посвящен анализу условий эффективности применения твердооксидных топливных элементов в маршевых двигательных установках, предназначенных для использования в пассажирских и транспортных самолетах гражданской авиации. В докладе рассматриваются вопросы применения перспективного распределенного ТРДД, оснащенного выносным тяговым вентилятором и батареей твердооксидных топливных элементов (ТОТЭ). Электрическая энергия, вырабатываемая батареей ТОТЭ, потребляется электродвигателем, который приводит в движение выносной тяговый вентилятор. В докладе рассматривается вариант двигательной установки в котором мощность батареи ТОТЭ определяется условиями поддержания режима крейсерского полета самолета. Поскольку при таких условиях мощности батареи ТОТЭ не хватает для обеспечения взлета самолета, в рассматриваемом ТРДД предполагается наличие дополнительной камеры сгорания, обеспечивающей повышение мощности ТРДД на взлете. В докладе приводятся расчетные зависимости, позволяющие определить основные энергетические и массо - габаритные характеристики такого двигателя, его высотно – скоростные и дроссельные характеристики. Показано, что применение батареи ТОТЭ в составе маршевого двигателя приводит к значительному возрастанию массы двигательной

установки в целом. Поэтому весовая нагрузка, создаваемая ТРДД с батареей ТОТЭ на самолет, возрастает по сравнению с случаем традиционного ТРДД.

Но ввиду более высокой экономичности ТРДД с батареей ТОТЭ, топливная эффективность такой двигательной установки остается более высокой, что обеспечивает существенное повышение экономичности воздушных перевозок.

В докладе исследуется вопрос влияния массо – габаритных характеристик батареи ТОТЭ на топливную эффективность воздушных перевозок и устанавливается, при каких удельных массовых характеристиках батареи перспективный и традиционный ТРДД будут эквивалентны по показателю топливной эффективности. На основе представленных оценок формулируются требования к удельным массовым характеристикам батареи ТОТЭ, предназначенной для использования в составе двигательной установки перспективного самолета гражданской авиации.

СОПОСТАВЛЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ МЕТОДОВ СРАВНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВОК САМОЛЕТА, ОТЛИЧАЮЩИХСЯ ВНЕШНИМИ ОБВОДАМИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Д.Б. Бекурин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, bekurin@avid.ru
Е.В. Архангельский, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, arkhangelski@avid.ru

Известно, что в силу значительного взаимного влияния силовой установки (СУ) и планера, выбор положения СУ на самолете, особенно для СУ с турбореактивным двухконтурным двигателем (ТРДД) большой двухконтурности, является одним из ключевых факторов, влияющих на аэродинамическое совершенство самолета. Для двигателей большой двухконтурности помимо влияния на аэродинамику самолета формы и габаритов внешних обводов СУ, существенным становиться и влияние реактивной струи двигателя. Поэтому при проведении оптимизации сравнение компоновок самолета, отличающихся различным положением или (и) геометрией обводов СУ, необходимо выполнять с учетом работы СУ. В этом случае важным вопросом является выбор метода сравнения компоновок. Используемое в аэродинамике крыла и планера так называемое качество К, равное отношению коэффициента подъемной силы C_y к коэффициенту сопротивления C_x, не может использоваться в качестве критерия для сравнения различных компоновок самолета с учетом работы СУ, так как оно не учитывает импульсы по входным и выходным сечениям двигателя. Для подобных сравнений применяются несколько методов сравнения компоновок, отличающихся друг от друга точностью и трудоемкостью. В имеющейся научной литературе авторы не нашли работ по сопоставлению этих методов между собой, в связи с чем были проведены представленные в данной работе расчетные исследования по сравнению этих методов.

В данной работе на примере компоновок самолета, отличающихся друг от друга наличием шевронов на соплах ТРДД (рисунок 1), на основе аэродинамических расчетов на крейсерском режиме полета самолета (M = 0,8; H = 11 км) выполнено сопоставление трех следующих методов сравнения этих компоновок.

1. Наиболее точным и трудоемким методом является сравнение компоновок по расходу топлива двигателя ($G_т$) при выполнении условий $R_x = 0$ и $R_y = G$, где R_x, R_y – соответственно горизонтальная (параллельная набегающему потоку на бесконечности) и вертикальная компоненты силы тяги компоновки (сила тяги включает силы давления и трения по всем поверхностям самолета, включая СУ, и импульсы по входным и выходным

сечениям двигателя); G – вес самолета. Выполнение указанных условий обеспечивается путем подбора угла атаки самолета и режима работы двигателя (тяги двигателя) для каждой компоновки. Такой подбор можно выполнить путем построения зависимостей R_x, R_y от угла атаки и режима двигателя, что требует проведения не менее 9 расчетов для каждой компоновки: для трех различных режимов двигателя на трех углах атаки. То есть в общей сложности требуется 18 расчетов.

2. Менее точным и трудоемким методом является сравнение компоновок по расходу топлива двигателя при равных компонентах тяги компоновок: $R_{x1} = R_{x2}$ и $R_{y1} = R_{y2}$. В этом случае требуется один расчет для первой компоновки и 9 для второй компоновки, то есть всего 10 расчетов.

3. Наименее трудоемким является метод сравнения компоновок по коэффициенту потерь тяги $\Delta R = (1-R_x/R_{x\ дв\ ид})$ при равных вертикальных компонентах силы тяги компоновок $R_{y1} = R_{y2}$. Здесь $R_{x\ дв\ ид}$ – идеальная тяга двигателя, равная тяге двигателя при идеальном течении потока в соплах (располагаемая тяга двигателя). Для сравнения компоновок данным методом требуется проведение одного расчета для первой компоновки и трех расчетов для второй компоновки для выбора угла атаки, обеспечивающего равенство вертикальных компонент тяги компоновок, то есть всего требуется 4 расчета. Полученная по расчетам разница потерь тяги компоновок (ΔR_1-ΔR_2) может быть переведена в разницу расходов топлива.

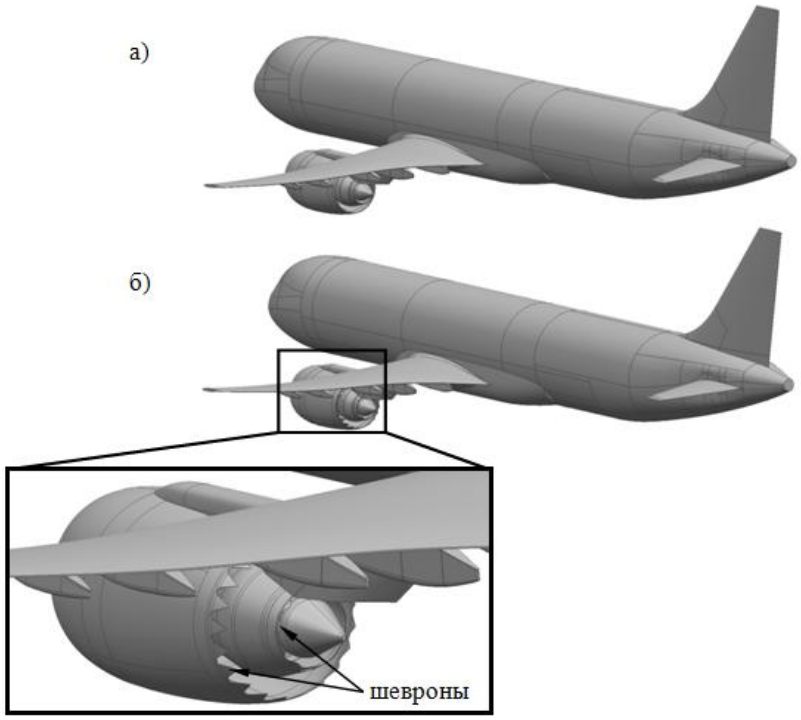


Рис. 1 – Изображение исследуемых вариантов компоновок с разной геометрией СУ: а) без шевронов, б) с шевронами

В качестве эталонного в работе рассматривается первый метод. По результатам выполненных расчетов двух компоновок самолета (рисунок 1) второй метод по сравнению с первым дал заниженную на 32,65 % разницу расходов топлива ($G_{т1}$- $G_{т2}$) , а третий по сравнению с первым – заниженную на 32,11 %. Таким образом, второй и третий методы оказались близки по точности и значительно хуже первого (эталонного).

ВЛИЯНИЕ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО БСМС ПРИ РАСПОЛОЖЕНИИ ДВИГАТЕЛЕЙ ПОД КРЫЛОМ И НАД ВЕРХНЕЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ КРЫЛА

А.Л. Болсуновский, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.Л. Бирюк, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Ю.Н. Чернавских, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.А. Максимов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, selivanov@ciam.ru
О.Д. Селиванов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Исследуется влияние степени двухконтурности перспективных ТРДД на характеристики БСМС с различным расположением двигателей на самолёте.

Рассмотрено два варианта компоновки самолета: с двигателями расположенными на пилонах под крылом и с двигателями расположенными сверху над задней поверхностью крыла. Для каждого варианта компоновки проведены расчетные исследования по определению основных параметров и характеристик самолета в широком диапазоне изменения степени двухконтурности двигателей. Рассмотрено возможность использования редукторного и безредукторного вариантов силовой установки. Расчеты выполнены с учетом изменения удельного расхода топлива, удельного веса и габаритов двигателей, а также потребной высоты стоек шасси в зависимости от степени двухконтурности. Для каждой компоновки определены рациональные диапазоны использования степени двухконтурности двигателей в редукторном и безредукторном варианте применения.

РАЗРАБОТКА, РАСЧЕТНОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НЕРЕГУЛИРУЕМОГО ПРОСТРАНСТВЕННОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА СВЕРХЗВУКОВОГО ДЕЛОВОГО САМОЛЕТА

В.А. Виноградов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, slavavino@ciam.ru
А.Ю. Макаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Я.А. Мельников, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.А. Степанов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Проведенные расчетные и предварительные экспериментальные исследования различных схем воздухозаборников (ВЗ) для силовой установки (СУ) сверхзвукового делового самолета (СДС), позволили определить схему ВЗ, его расположение на летательном аппарате (ЛА) и его предварительные дроссельные характеристики.

В качестве варианта для СУ СДС выбран пространственный нерегулируемый, автозапускаемый ВЗ смешанного сжатия, являющийся развитием ВЗ, ранее предложенного для СПС, рис.1.

Расчеты обтекания ВЗ, интегрированного с носовой частью ЛА, выполнялись с помощью программного комплекса, основанного на решении стационарных уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, для трехмерных вязких течений. В качестве модели турбулентности выбиралась модель «к-ε». Длина расчетной области для внешнего течения задавалась, начиная от невозмущенного потока, ограничивалась сечением выхода ВЗ и учитывала геометрические особенности всей носовой части ЛА и тракта дозвукового

диффузора (ДД). Все поле течения было разделено на сеточные блоки, а общее количество гексагональных ячеек в поле течения составляло до ≈12×107.

ВЗ СДС рассчитывался в предположении обтекания воздушным потоком при M∞ =1.4-2.0, H≈16км (P∞=10кПА и T∞ =217К), углах атаки α = 0° - 4° и скольжения β, равных нулю, в компоновке с корпусом ЛА (рис.1). В результате расчетов были получены распределения локальных параметров течения p, M, V и др. по длине ВЗ и его суммарные характеристики - коэффициенты полного давления σ, входа φ и сопротивления Cx и др. в промежуточных и выходном сечениях входного устройства. Суммарные характеристики определялись осреднением локальных значений рассматриваемого параметра по площади сечения.

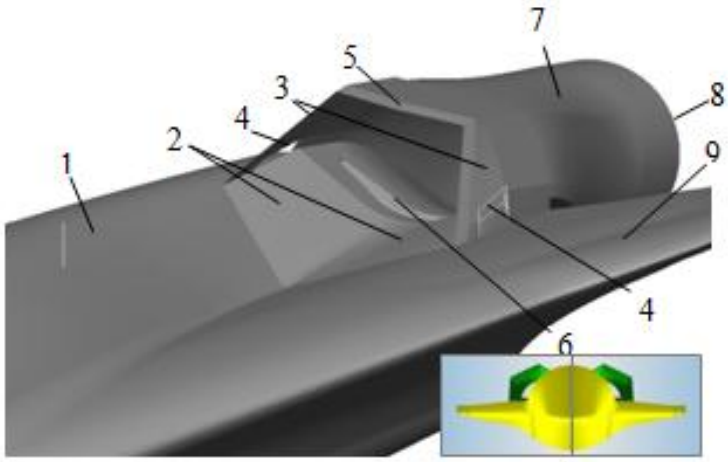


Рис. 1 – Входное устройство ЛА СДС
1 – фюзеляж, 2 – поверхности торможения ВЗ, 3 – боковые стенки, 4 – окна перепуска воздуха,
5 – передняя кромка обечайки, 6 - щель слива погра-ничного слоя в горле ВЗ,
7 – дозвуковой диффу-зор, 8 – выходное сечение ВЗ, 9 – крыло ЛА

По результатам расчетов можно отметить, что с ростом степени дросселирования наблюдается перераспределение сливаемого расхода в канале ВЗ и благодаря этому обеспечивается устойчивая работа ВЗ на дроссельных режимах с минимальными потерями расхода. В частности, при малых M∞ основные потери расхода - Δφслива происходят до входа в ВЗ, а в горле эти потери - Δφотсоса в несколько раз меньше. На крейсерском M∞ =1.8 потери расхода сравниваются. Кроме того, эффективность торможения повысилась и за счет организации дополнительной системы слабых скачков уплотнения на боковых щеках. В результате суммарные характеристики ВЗ при M∞=Mкр=1.8, существенно улучшились по сравнению с характеристиками предыдущих вариантов ВЗ.

Проведены расчетные исследования обтекания модели ВЗ при M =1.8 в АДТ УВ-16 с имитатором неравномерности на входе. Можно отметить, что из-за влияния стенок трубы наблюдается отражение скачков уплотнения от стенок, что может повлиять на характеристики ВЗ. Для уменьшения этого влияния ось модель была смещена вниз на 20 мм. Уровень неравномерности примерно соответствует уровням при размещении ВЗ на корпусе ЛА. Тем не менее, воздухозаборник находится в «запущенном» состоянии и обладает достаточно ровными профилями полного давления в выходном сечении. Эффективность торможения потока в ВЗ достаточно высокая за счет организации дополнительной системы слабых скачков уплотнения на боковых щеках. Сопротивление ВЗ и неравномерность параметров потока, по оценкам, меньше соответствующих значений для плоского воздухозаборника.

В соответствии с выбранной концепцией ВЗ, рис.1, была спроектирована модель для экспериментальных исследований в аэродинамической трубе (АДТ) УВ-16 ЦИАМ, рис.2.



Рис. 2 – Фото модели ВЗ перед испытаниями и в АДТ УВ-16

Геометрия модели рассчитывалась для расчетного числа Маха М=1.8 и включала систему управления пограничным слоем (УПС): 1. путем слива начального пограничного слоя при испытании изолированного ВЗ, 2. путем перепуска потока через окна в боковых стенках ВЗ и 3. путем слива/отсоса пограничного слоя через щели в канале в области горла и отверстия (перфорацию) на поверхности сжатия. Модель подсоединялась к стендовому дроссель-расходомерному устройству и была препарирована приемниками статического давления по длине канала ВЗ и дозвукового диффузора (ДД). Измерение сливаемого расхода воздуха в горле в системе УПС выполнялось двумя индивидуальными расходомерами – шайбами с измерением давления до и после и перепада на ней. Моделирование начального неравномерного потока, инициированного обтеканием носовой части ЛА, выполнялось с помощью угловой комбинации пластин с тупыми передними кромками, крепящимися на модели ВЗ.

Анализ полученных дроссельных характеристик показывает, что:

- С ростом М возможная степень дросселирования возрастает, т.е. запасы устойчивости работы ВЗ возрастают;
- Экспериментальные значения φ_{max} и σ_{max} при M_∞ =2 удовлетворительно согласуются с расчетными значениями и отличия значений не превышают 2-5%;
- С ростом числа M_∞ > 2 возможная степень дросселирования для ВЗ увеличивается, т.е. запасы устойчивости работы ВЗ $\Delta\varphi = \varphi_{max} - \varphi_{min}$ возрастают;
- Расход воздуха, сливаемый в горле ВЗ через щель отсоса, при M_∞=1.9-2.0 достигает 4-5% от суммарного расхода при максимальном дросселировании, а при M_∞>2 уменьшается до (1-3.5)%.

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ РОССИЙСКОГО ДАЛЬНЕГО МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА

Б.И. Гуревич, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский,
Gurevich-TsAGI@yandex.ru

Определение перспективных для отечественной промышленности сегментов рынка пассажирской авиационной техники, формирование модельного ряда, требований к техническому уровню и потребной технологической базы для создания перспективных отечественных пассажирских самолетов представляет актуальную и важную задачу.

Рынок магистральных пассажирских самолетов делится на три основных сегмента: региональные самолеты, самолеты средней дальности и дальние магистральные.

В настоящее время в России начинают эксплуатацию или разрабатываются первые два из трех перечисленных типов магистральных самолетов: SSJ-100 и МС-21-300.

Дальнемагистральные самолеты вносят значительный вклад в мировые объемы авиаперевозок и составляют существенную долю продаж на рынке авиатехники. Поэтому для России, с целью создания высококонкурентной авиационной промышленности, возвращения ее на мировой рынок в качестве третьего производителя по объему гражданской продукции, является крайне важным создать проект перспективного дальнего самолета с периодом внедрения в эксплуатацию в 2023-2030 гг.

В классе дальнемагистральных самолетов имеются «мощные» конкуренты в лице Boeing и Airbus (B787 и A350); Копирование этих проектов с большим опозданием по времени, а возможно и с несколько худшими характеристиками, является нецелесообразным.

Рассматриваемым решением является создание продукта имеющего гарантированный спрос на мировом рынке, но отличающегося от зарубежных аналогов по вместимости и дальности полета.

Имеется целый ряд причин, указывающих на то, что таким «нишевым» продуктом для России может быть семейство самолетов с базовым вариантом (младшим членом «семейства») вместимостью около 200 пассажиров в трехклассной компоновке и дальностью полета 8-12 тыс. км.

Такой самолет в классической конфигурации может быть реализован в период до2023-2025 годов

Вполне вероятно, что резервов, связанных с улучшением весовой эффективности и усовершенствованием авиадвигателей для самолетов традиционной конфигурации будет недостаточно для выполнения все более высоких требований, предъявляемым к экономическим и экологическим характеристикам воздушного транспорта. Поэтому конфигурация самолетов несколько более дальней перспективы (дата внедрения -2025 - 2030 гг.) может отступить от классического облика, сформированного на современных поколениях магистральных самолетов.

Одной из самых перспективных конфигураций является самолет в интегральной схеме типа «летающее крыло».

Рассмотрены вопросы, связанные с особенностями выбора конфигураций и рациональных параметров перспективного ДМС классической схемы и схемы ЛК. Приведены возможные летно-технические и экономические характеристики.

НОВЫЕ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИЕ ИСТОЧНИКИ ТОКА ДЛЯ АВИАЦИИ

Ю.А. Добровольский, ИПХФ РАН, Черноголовка, dobr@icp.ac.ru

В последнее время разработка и внедрение новых электрохимических источников энергии для пилотируемой и беспилотной авиации различной размерности и различного типа становится все более актуальной задачей.

В пилотируемой авиации эта задача обусловлена концепцией перехода к полностью электрическому самолету и повышению КПД маршевых двигателей за счет освобождения их от дополнительных нагрузок. Отдельной задачей для гражданской авиации является функционирование всех систем в аэропортовой зоне с нулевым загрязнением окружающей среды.

В беспилотной авиации малой размерности постепенно переходит переход от двигателей внутреннего сгорания к электрическим двигателям, которые требуют электрохимических источников тока повышенной емкости. Это связано не только с

удобством их эксплуатации, но и с отсутствием тепловых, шумовых и химических загрязнений окружающей среды.

Однако в настоящее время основной сферой использования электрохимических устройств в авиации является применение их в качестве резервных и вспомогательных источников энергии и ограничено аккумуляторными батареями различного типа.

За последнее время ассортимент электрохимических источников тока стал необычайно разнообразным - от суперконденсаторов до топливных элементов различного типа. Хотя все эти устройства имеют схожее строение, основные отличия лежат в организации электродного пространства, от которого зависят как емкость, так и динамические характеристики системы в целом.

В докладе дана сравнительная характеристика основных электрохимических источников тока (ионисторы, первичные элементы, аккумуляторы, редокс-батареи, топливные элементы) и определены тенденции их развития, возможные предельные характеристики и сферы применения.

ФОРМИРОВАНИЕ ТИПОРАЗМЕРНОГО РЯДА ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ МАЛОЙ И РЕГИОНАЛЬНОЙ АВИАЦИИ

А.И. Дунаевский, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, dunaevsky@tsagi.ru
К.Г. Косушкин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, kostinen@mail.ru

Малая и региональная авиация чрезвычайно важна для развития экономики РФ, обеспечения связности регионов страны и конституционных прав граждан на свободу передвижения.

Отечественная промышленность всегда уделяла внимание развитию данного сегмента рынка, однако деятельность отечественных разработчиков недостаточно согласовано между собой, в частности в производстве авиационных двигателей, что приводит к финансовым издержкам и потере рынка.

Так, в настоящее время в разработке и производстве находится более 9 типов гражданских самолетов (исключая ВС для АОН) и 7 типов гражданских вертолетов разной вместимости. Каждый из этих ВС оборудован уникальным типом двигателя, что приводить к их большой номенклатуре, малой серийности, высокой себестоимости в производстве и в эксплуатации.

Проведен анализ предложений промышленности по ВС малой и региональной авиации. Определен типоразмерный ряд самолетов и вертолетов вместимостью до 80 пассажиров. Выявлены необходимые типоразмеры двигателей для данных ВС.

На основе известных прогнозов спроса на новые ВС малой и региональной авиации и с учетом ресурсов двигателей определено потребное количество двигателей на прогнозируемый период.

Сделаны предложения по унификации двигателей для самолетов и вертолетов, которая за счет увеличения серийности позволит снизить себестоимость производства и эксплуатации авиационной техники, минимизировать разработчикам затраты на создание сервисных центров, снизить сроки поставки запчастей эксплуатантам. Особую значимость унификация типоразмерных рядов двигателей самолетов и вертолетов приобретает в условиях поставленной задачи импортозамещения.

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО СКОРОСТНОГО ВЕРТОЛЕТА

В.С. Захарченко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zvs002@ciam.ru
П.С. Сунцов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, suntsov@ciam.ru
Д.Я. Рахманкулов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, rahmankulov002@ciam.ru

Выбирая силовую установку современного конкурентоспособного летательного аппарата необходимо учитывать различные, зачастую противоречивые, требования к ней. Например, силовая установка (СУ) перспективного скоростного вертолета (ПСВ) должна обеспечивать высокую экономичность на режимах висения, крейсерского полета (410-450 км/ч) и максимальной скорости (450-500 км/ч).

Появление новых требований к стратегии управления и необходимость изменения частоты вращения несущего винта ПСВ в широком диапазоне, а также передачи до 100% мощности двигателя через трансмиссию на дополнительный источник тяги кардинальным образом изменят вид СУ. Потребуется внедрение дополнительных механизмов, ранее не используемых в СУ авиационной техники, что повлечет за собой усложнение ее конструкции и ухудшение массово-габаритных характеристик.

Таким образом, ПСВ будет представлять собой вертикально взлетающий ЛА с увеличенным числом функциональных элементов конструкции. На режиме висения движитель, необходимый для создания горизонтальной тяги, не выполняет этой функции, а служит источником дополнительных отборов мощности от двигателя. В поступательном полете ПСВ изменяются функции несущего винта: он становится источником дополнительного сопротивления и «избыточного» веса. Выбор оптимальных параметров ПСВ представляет собой сложную задачу, при решении которой необходимо с наименьшими потерями веса выбрать рациональное распределение пропульсивной силы между несущим винтом и движителем. Противоречивость требований к СУ приводит к тому, что её разработчик выделяет одно наиболее важное, с его точки зрения, требование и оптимизирует облик СУ под это требование. С другой стороны учёт всех требований одновременно довольно сложен без использования какой-либо технологии.

На начальных стадиях проектирования не всегда удаётся предсказать уровень совершенства узлов СУ. В связи с этим необходимо оптимизировать облик СУ в многодисциплинарной постановке с ранжированием полученных оптимальных решений (технических обликов) с точки зрения их устойчивости и технического риска при реализации. Решение этой проблемы позволит формализовать выбор технического облика и параметров СУ, сократить сроки на исследования и, соответственно, уменьшить материальные затраты на разработку ПСВ. В настоящее время ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова» проводятся концептуальные исследования по проработке отдельных узлов двигателя и всей СУ ПСВ в рамках работ по развитию гражданской авиационной техники.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ВЕРТОЛЕТА

В.С. Захарченко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zvs002@ciam.ru
П.С. Сунцов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, suntsov@ciam.ru
Д.Я. Рахманкулов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, rahmankulov002@ciam.ru

В качестве одного из наиболее перспективных направлений в развитии авиационной техники в настоящее время разработчиками рассматривается электрификация летательных аппаратов различных типов и назначения. Применение электрической энергии преследует ряд целей, связанных с улучшением технических, экологических, эксплуатационных и др. показателей эффективности летательных аппаратов.

Среди работ по «электрическим» летательным аппаратам одной из актуальных задач является оценка возможности применения электрического привода в силовой установке вертолета.

С целью ответа на вопрос о целесообразности создания подобных летательных аппаратов в ЦИАМ разработаны методология и комплексная многодисциплинарная модель оценки эффективности применения силовых установок (СУ) традиционных и нетрадиционных схем в системе винтокрылых летательных аппаратов (ВКЛА), в том числе и вертолетов.

Использование данной модели позволяет проводить анализ возможностей применения гибридных (на базе газотурбинных и поршневых двигателей) и полностью электрических силовых установок для вертолетов разных типоразмеров: сверхлегкого (взлетная масса $G_{взл} \leq 1500$ кг), легкого ($G_{взл} \leq 6000$ кг) и среднего ($G_{взл} \leq 25000$ кг).

В докладе приведены результаты сравнительной оценки эффективности применения электрических технологий в силовых установках вертолетов и перспектив в этой области для нескольких классов вертолетов. В частности, был проведен анализ возможностей применения гибридных электрических СУ для вертолетов разных типоразмеров. Проведена оценка уровня развития электрических технологий (удельных параметров аккумуляторной батареи, электропривода, электрогенератора и др.), при котором возможно получение положительного эффекта от гибридных и полностью электрических СУ различных схем.

ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ РАСПРЕДЕЛЁННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

А.М. Исянов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, iam@ciam.ru

Ужесточение требований к технико-экономическим и экологическим показателям перспективных пассажирских самолётов приводит к необходимости поиска новых технических решений, в том числе в области силовых установок. Для удовлетворения этих требований в России и зарубежом исследуется концепция применения распределенных

силовых установок, основная идея которых состоит в реализации большей степени двухконтурности за счёт разделения газогенератора и вентилятора.

В докладе представлен обзор работ по исследованию распределенных силовых установок перспективных пассажирских самолётов. Рассмотрены различные схемы распределенных силовых установок, отличающиеся способом привода тяговых вентиляторов (механический, газодинамический и электрический) и условиями размещения на летательном аппарате. Представлены основные проблемы и критические технологии, которые необходимо решить и разработать при создании распределенной силовой установки.

ИССЛЕДОВАНИЯ НАДКРЫЛЬЕВОГО ДОЗВУКОВОГО ТУННЕЛЬНОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

А.В. Кажан, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский,
andrey.kazhan@tsagi.ru
В.С. Горбовской, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.Г. Кажан, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.Ф. Третьяков, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

В работе представлены результаты расчетных и экспериментальных исследований туннельного воздухозаборного устройства (ВЗУ) беспилотного летательного аппарата с высокой степенью интеграции планера и силовой установки. Задача исследований заключается в организации безотрывного течения в канале ВЗУ и обеспечения высоких характеристик воздухозаборника как в условиях полета на большой высоте и, соответственно, при низких числах Re, так и на взлетно-посадочных режимах.

Расчетные исследования обтекания носовой части ЛА при натурных параметрах набегающего потока проводились с использованием программного комплекса расчета вязких (уравнения Рейнольдса) течений ANSYS CFX на втором порядке аппроксимации с применением SST-модели турбулентности. В расчетах имитировалась работа двигателя путем задания массового расхода воздуха на выходе из воздухозаборника. Обработка геометрии и построение расчетной сетки осуществлялись с использованием программы ANSYS ICEM CFD. В результате расчетных исследований сформирована геометрия носовой части планера ЛА и обводов ВЗУ, обеспечивающая безотрывное течение в канале ВЗУ. Выполнены оценки потерь полного давления и параметров неравномерности потока на входе в двигатель. На основании полученной геометрии спроектирована и изготовлена аэродинамическая модель ВЗУ, интегрированная с носовой частью планера ЛА.

Экспериментальные исследования аэродинамической модели носовой части ЛА с ВЗУ проводились в аэродинамических трубах Т-104 (взлетно-посадочные режимы) и ТПД (крейсерский режим) ФГУП «ЦАГИ».

Экспериментальные исследования в ТПД показали, что в условиях крейсерского полета ВЗУ обеспечивает высокий уровень характеристик в широком диапазоне режимов работы двигателя. Величина коэффициента восстановления полного давления составляет $\upsilon = 0.995 - 0.990$ в диапазоне $q(\lambda)_{ов.} = 0.5 - 0.73$. Величина суммарного параметра неоднородности потока на входе в двигатель не превышает значений $W \leq 3.5\%$. Типовое значение параметра W для коротких каналов составляет 7.5%.

Экспериментальные исследования в Т-104 аэродинамической модели туннельного ВЗУ показали, что на режимах набора высоты малая величина входной коллекторности $К \approx 4\%$ является причиной возникновения в верхней части канала ВЗУ зоны с повышенным значением потерь полного давления и уровня возмущений потока при

$q(\lambda)_{дв.} \geq 0.55$ при скорости $V \leq 70$ м/с. При меньших значениях $q(\lambda)_{дв.} \leq 0.55$ величина коэффициента восстановления полного давления составляет $\upsilon \geq 0.99$, величина суммарного параметра неоднородности потока на входе в двигатель не превышает значений $W \leq 4\%$. Расчетные исследования модифицированной геометрии ВЗУ с величиной входной коллекторности $K \approx 8\%$ показали возможность устранения отрывных зон на верхней поверхности канала ВЗУ и достижения приемлемых значений величины неоднородности потока во всем рабочем диапазоне $q(\lambda)_{дв.}$

На посадочных режимах без бокового ветра с $q(\lambda)_{дв.} = 0.2$ обеспечивается устойчивое течение в зоне ВЗУ и высокий уровень его характеристик до углов атаки $\alpha = 22^{\circ}$ при $\beta \leq 0^{\circ}$, при этом $\upsilon \geq 0.995$, $W \leq 1\%$. При посадке в условиях бокового ветра $V \leq 15$ м/с наблюдается некоторое ухудшение характеристик ВЗУ при сохранении высокого уровня параметров: $\upsilon \geq 0.98$, $W \leq 1.5\%$.

Исследования по визуализации течения перед ВЗУ показали безотрывное обтекание носовой части фюзеляжа аэродинамической модели на всех исследованных режимах углов атаки и скольжения при $q(\lambda)_{дв.} \neq 0$.

ВЛИЯНИЕ КОНФИГУРАЦИИ ПРОТОЧНОГО ТРАКТА МОДЕЛЬНОГО ДВУМЕРНОГО ПВРД НА ХАРАКТЕРИСТИКИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

О.М. Колесников, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
О.В. Волощенко, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
С.А. Зосимов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.А. Николаев, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский,
alexey.nikolaev@tsagi.ru
А.Ф. Чевагин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Хорошо известно, что при числе Маха полёта ≥7 в ПВРД оптимальным является сверхзвуковой режим горения, как следствие, тракт камеры сгорания не должен иметь критики - сужения проходного сечения. Представляется интересным сравнение характеристик на переходном числе Маха (6...7) "сверхзвуковой" камеры сгорания, работающей в псевдоскачковым режиме с тепловым запиранием, и "дозвуковой" камеры, имеющей поджатие.

В данной работе проведено сравнение эффективности рабочего процесса при числе M=6.2 двух стендовых моделей прямоточной силовой установки. Эти двумерные модели имели одинаковые воздухозаборники, изоляторы, сопла и отличались только конфигурациями камеры сгорания. Первый вариант представлял собой канал со ступенчатым расширением, заканчивающийся компенсирующим поджатием ("дозвуковая" камера сгорания КС-1), второй вариант ("сверхзвуковая" камера сгорания КС-2) - канал с постоянным поперечным сечением.

Экспериментальное исследование проводилось на стенде ЦАГИ Т-131 с использованием в качестве горючего керосина, расчётное - с использованием этилена и основывалось на решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Теплотворная способность этилена, стехиометрический коэффициент, химический состав продуктов горения примерно такие же, как у керосина. Главное отличие заключается в том, что этилен - газ, и он хорошо воспламеняется. Кинетические модели горения этилена к настоящему времени хорошо известны и адаптированы для использования в 3D-расчётах.

Как свидетельствует сопоставление экспериментов и расчётов, наблюдается не только качественное, но и неплохое количественное совпадение. При коэффициенте избытка воздуха $\alpha \approx 1$ начало псевдоскачка (области торможения потока до дозвуковых скоростей) в обоих камерах сгорания приходится на середину изолятора, горение приводит к восьмикратному повышению давления. В тоже время характер распределения давления в камерах сгорания различен. Если в КС-1 давление после повышения в псевдоскачке удерживается на одном уровне, то в КС-2 тепловыделение приводит к последующему падению давления и разгону потока, так что к концу камеры сгорания число Маха увеличивается с 0.5 до 1 (тепловое запирание). Получить сверхзвуковой режим горения путём уменьшение расхода топлива здесь не удалось - прежде наступал срыв горения.

Основные выводы, которые были сделаны из сравнения характеристик до- и сверхзвуковой камер сгорания на переходном числе Маха (=6.2), сводятся к следующему:

- полнота сгорания, внутренняя тяга и восстановление полного давления практически совпадают, что свидетельствует о равноценности схем по газодинамическим и термодинамическим потерям, эффективности рабочего процесса и возможности реализации близких уровней тягово-экономических характеристик;
- КС-1 на режимах без горения имеет большее гидравлическое сопротивление по сравнению с КС-2
- в КС-1 благодаря наличию поджатия критического сечения всегда реализуется надежное самовоспламенение керосина без каких-либо вспомогательных мероприятий, в тоже время в КС-2 воспламенение происходит только после импульсного включения газового дросселя;
- КС-1 допускает более широкий диапазон использования коэффициента избытка воздуха и, соответственно, большее повышение давления без срыва течения перед воздухозаборником.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВКЛАДА ДВИГАТЕЛЯ В ИК ЗАМЕТНОСТЬ ЗАРУБЕЖНЫХ ЛА И СРЕДСТВ СНИЖЕНИЯ ИХ ИЗЛУЧЕНИЯ

А.Б. Корнилов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский,
Kornilov-ab@mail.ru
В.В. Шалашов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Одним из свойств, которым должны обладать боевые ЛА является малая ИК-заметность, что обусловлено интенсивным развитием тепловых головок авиационных средств поражения. Тепловое излучение элементов силовой установки, а именно они являются основным источником ИК излучения ЛА, необходимо снижать. Проведенный патентный поиск показал, что разработке средств подавления ИК-излучения двигателя за рубежом уделяется значительное внимание. При этом, технические решения патентуются не только в своих странах, но и в России.

Следует отметить, что вопросам снижения ИК-излучения двигателя различных типов уделялось значительное внимание. Характерной особенностью первых разработок средств снижения ИК-излучения двигателя заключалось в том, что они создавались, как дополнительные средства к нему, что приводило к значительным весовым и энергетическим затратам. Очевидно, что данное обстоятельство сдерживало их практическое применение в военной технике. Проведенный анализ показал, что в

настоящее время принципиально изменился подход к их разработке, в частности они разрабатываются как элемент двигателя с приданием ему позитивных свойств.

Двигатель, как известно, является основным источником ИК-излучения боевых ЛА в поддиапазоне 3,5-5,5 мкм, что обусловлено диапазоном рабочих температур проточной части используемых двигателей. Указанное обстоятельство, а также конструктивно-компоновочные особенности авиационных двигателей предопределили к настоящему моменту основные направления возможных технических решений снижения их тепловой заметности. Традиционно двигатель как источник ИК-излучения представляется в виде полости и струи. Для снижения ИК-излучения полости двигателя применяются:

- Охлаждение излучаемых поверхностей выходного устройства двигателя.
- Экранирование горячих элементов двигателя.
- Управление выхлопом струи.
- Режим работы двигателя.

Для снижения ИК-излучения струи двигателя используются:

- Добавки в топливо.
- Интенсификация смешения струи

Очевидно, что конструктивная реализация технических решений каждого из направлений в значительной мере зависит от типа двигателей боевых ЛА различного назначения. Анализ выявил следующий типаж используемых в их конструкции двигателей:

- ТРД,
- ТРДД,
- ТРДДФ,
- ГТД со свободной турбиной.
- Поршневые двигатели.

В работе представлены результаты расчетных исследований вклада зарубежных двигателей в ИК заметность ЛА и средств снижения их излучения.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СИСТЕМЫ ХРАНЕНИЯ ВОДОРОДА ДЛЯ АВИАЦИИ

С.В. Коробцев, НИЦ «Курчатовский Институт», Москва, Korobtsev_sv@nrcki.ru
О.К. Алексеева, НИЦ «Курчатовский Институт», Москва, Alekseeva_ok@nrcki.ru
Н.К. Жеваго, НИЦ «Курчатовский Институт», Москва, nick_zhevago@mail.ru

Использование водорода в авиации обещает ряд значительных преимуществ благодаря уникальности его свойств как энергоносителя - по теплотворной способности на единицу массы водород превосходит углеводородное топливо примерно в 3 раза, кроме того, он может использоваться в системах прямого преобразования химической энергии в электрическую – топливных элементах. Водород – экологически чистый, принципиально возобновляемый энергоноситель. Использование водорода как авиационного топлива в авиации позволяет повысить дальность полета и увеличить полезную нагрузку, причем преимущества применения водорода возрастают с ростом дальности, массы и скорости летательного аппарата.

Однако дальнейшее развитие авиации с водородными силовыми установками будет во многом связано с решением проблемы эффективного хранения водорода на борту. Хранить водород можно в газообразном, в жидком или в связанном виде, в твердых или жидких носителях (адсорбенты, гидриды металлов или другие богатые водородом

соединения) и в форме химических соединений, которые при разложении дают водород (аммиак, жидкие углеводороды). Важнейшими характеристиками, определяющими эффективность хранения, являются гравиметрическая и объемная плотности, причем для авиации наиболее важным параметром является гравиметрическая плотность (отношение веса водорода к весу системы хранения).

К настоящему времени ряд технологий хранения водорода уже использовались в авиации на практике, это в первую очередь – криогенные системы хранения водорода в жидком виде [1], хранение сжатого газообразного водорода в резервуарах высокого давления [2], а также хранение в виде некоторых гидридов (одноразовые картриджи - без возможности зарядки на месте) [3]. Хотя параметры этих систем хранения ещё далеки от совершенства, ведущиеся исследования и разработки указывают на возможность существенного прогресса в этой области.

В данной работе представлен ряд новых перспективных технологий и систем хранения этого уникального энергоносителя, которые могут быть востребованы для авиационных приложений.

Одним из таких методов является хранение сжатых газов в стеклянных микрокапиллярах. Преимущества стеклянных микроконтейнеров для хранения газов под высоким давлением перед обычными баллонами обусловлены тем, что стекло обладает теоретической прочностью на растяжение, превышающую прочность легированных сталей, а плотность большинства стекол в несколько раз меньше плотности стали. В работе приводятся результаты исследований капиллярной ёмкости для хранения сжатых газов при обычной и криогенной температуре. При хранении водорода было достигнуто весовое содержание водорода выше 10% [4].

Другим перспективным направлением может быть использование плазменных конверторов и традиционного авиационного топлива для производства водорода на борту. С технико-экономической точки зрения этот вариант может быть достаточно привлекательным и, при использовании топливных элементов за счет их высокого КПД, даже более эффективным, при условии, что КПД конвертера достаточно высок [5].

В ряде случаев, когда водород используется в дополнительных энергоустановках (например – ВСУ), а не как основное топливо в авиационной турбине, он может быть получен из авиационного углеводородного топлива в процессах дегидрирования. Отсутствие в авиационном керосине кислорода делает возможным процесс частичного (неполного) дегидрирования, основными продуктами которого являются только водород и жидкие дегидрированные углеводороды. Предварительные эксперименты показали, что при дегидрировании ~ 10 % топлива образуется достаточное количество водорода для обеспечения работы ВСУ на топливных элементах, при этом авиационный керосин сохраняет свои свойства.

НИЦ “Курчатовский Институт” является одним из пионеров исследований и разработок по водородной и атомно-водородной энергетике и технологиям в России, в нашем институте традиционно большое внимание уделялось и уделяется развитию водородных технологий для авиационных приложений. В настоящее время проводятся исследования и разработки по созданию компактных систем хранения водорода высокого давления, силовой установки на основе сверхлегких твердополимерных топливных элементов, бортовых плазменных конверторов топлива, элементов наземной водородной инфраструктуры, систем водородной безопасности и пр.

Список литературы

1. http://www.tupolev.ru/samoletyi
2. Renouard-Vallet G. et al, Fuel cells for civil aircraft application: On-board production of power, water and inert gas Chemical Engineering Research and Design 01/2012; 90(1A).
3. http://www.hes.sg/products.html
4. Zhevago N.K. et al, Storage of cryo-compressed hydrogen in flexible glass capillaries, International Journal of Hydrogen Energy, 2013, v. 38, pp. 6694-6703.
5. Коробцев С.В. и др., Производство водорода из органического сырья, Транспорт на альтернативном топливе, 2009, № 3 (9), стр.73-79.

РАБОТЫ АО «ТЕХНОДИНАМИКА» ПО ИНТЕГРАЦИИ СИСТЕМ ДЛЯ БОЛЕЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО САМОЛЕТА

Д.А. Кудерко, АО «Технодинамика», Москва, KuderkoDA@technodinamika.ru
К.А. Шестаков, АО «Технодинамика», Москва, Kshestakov@technodinamika.ru
А.Ю. Перетокин, АО «Технодинамика», Москва, PeretokinAYu@technodinamika.ru
В.М. Ширманов, АО «Технодинамика», Москва, ShirmanovVM@technodinamika.ru
М.Д. Козлов, АО «Технодинамика», Самара

Для реализации повышенных требований по стоимости эксплуатации, экологичности и топливно-энергетической эффективности воздушных судов нового поколения в комплексной программе Минпромторга по созданию «более электрического самолета (БЭС)» заданы ориентиры новой структуры энергетического обеспечения бортового оборудования самолетов, использующей для своего функционирования преимущественно электрическую энергию.

В докладе изложены результаты текущих работ АО «Технодинамика» по теме. Разработаны технические предложения по системам и агрегатам электроэнергетического комплекса БЭС для магистрального самолёта и ведутся работы НИР и ОКР по:

- разработке электроэнергетического комплекса «более электрического самолета» при переменной частоте вращения генераторов, включая разработку основных и дополнительных обратимых первичных источников электрической энергии повышенного напряжения (230В переменного тока и 270—540В постоянного тока), вторичных преобразовательных устройств, коммутационной и защитной аппаратуры;
- разработке шасси самолёта с электроприводом и возможностью обеспечения перемещения самолёта по аэродрому с выключенными маршевыми авиационными двигателями.
- разработке электрической вспомогательной силовой установки (ВСУ) повышенной мощности (до 360 кВА) без отбора воздуха и её систем;
- разработке элементов системы кондиционирования воздуха в кабине и пассажирском салоне с электроприводным компрессором, исключающей отбор воздуха на эти цели от авиационного двигателя.

Работы АО «Технодинамика» в рамках взаимодействия с другими предприятиями отрасли по реализации концепции «более электрического самолёта» должны обеспечить снижение взлетной массы самолёта на 4-6%, экономию топлива, снижение стоимости жизненного цикла самолета приблизительно на 5-10%.

СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ПРОЕКТА «САМОЛЁТ 2020», ПРОБЛЕМЫ И ПУТИ РЕШЕНИЯ

М.К. Курьянский, ОАК, Москва

Работы по проекту «Самолёт 2020» представляют собой комплекс организационно-технических мероприятий проводимых ПАО «ОАК» в области гражданского самолётостроения, направленный на упорядочение НИР и ОКР, консолидации ресурсов отрасли по наиболее перспективным технологическим платформам с целью обеспечения ≥ 5% уровня продаж мирового рынка коммерческих самолётов начиная с 2025 г.

Принятие окончательного решения в части выбора критических технологий производства «Самолёта 2020» должно соответствовать как концепции производственной модели проектируемого ЛА, так и производственной программе ПАО ОАК. В этом принципиальное отличие новаций проекта «Самолёт2020» - проекта интегратора, направленного на создание технологического базиса в интересах большинства перспективных программ ПАО ОАК.

При такой постановке наиболее приемлемым решением является реализация концепции семейства МСУ на базе единого ГГ для продукции гражданского и военного назначения, создание НТЗ, имеющего наибольший эффект в достижении требуемых характеристик и большой синергетический потенциал.

Рассмотрены пути совершенствования ЛА, как в рамках нормальной аэродинамической схемы, так и при использовании других компоновочных решений. Определен возможный вклад МСУ в достижение требуемых характеристик. Рассмотрены проблемы интеграции двигателя большой степени двухконтурности и планера, вопросы подтверждения заявленных номинальных характеристик. Сформированы требования к т.н. более электрическому двигателю с учетом проблем теплового и энергетического баланса самолёта в целом. Показан потребный уровень ВСХ и дроссельных характеристик на ШФ промежуточной размерности и ШФ ДМС.

ОПЫТ РАЗРАБОТОК ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ ЭНЕРГОУСТАНОВОК НА ОСНОВЕ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В ФГУП «КРЫЛОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНЫЙ ЦЕНТР

И.К. Ландграф, ФГУП «Крыловский ГНЦ», Санкт-Петербург

В настоящее время уже сформировался и нашел широкое распространение термин «водородная экономика». Под этим понимается экономика, построенная путем полной замены углеводородного топлива, получаемого из невозобновляемых ископаемых источников энергии, водородным топливом, позволяющим уменьшить выброс парниковых газов в окружающую среду.

Наблюдаемое в мире в последние десятилетия резкое увеличение интереса к водороду как к горючему и энергоносителю определяется следующими его основными особенностями:

- во-первых, запасы водорода практически не ограничены;

- во-вторых, водород – универсальный вид энергоресурса, он может использоваться в качестве горючего для производства электричества в рабочих циклах различного типа и в качестве энергоносителя для транспортировки в газообразном, жидком и связанном состояниях;
- в-третьих, при помощи водорода возможна аккумуляция энергии;
- в-четвертых, среди прочих видов органического топлива водород отличается наибольшей теплотворной способностью на единицу массы и наименьшим отрицательным воздействием на окружающую среду.

Актуальность широкого внедрения ЭУ с ТЭ в экономику связана, прежде всего, с истощением запасов топлива и ухудшением экологической ситуации. В этом смысле энергетические установки на топливных элементах вне конкуренции. Их коэффициент полезного действия по электричеству может достигать 70% (комбинированные высокотемпературные ЭУ), а количество вредных выбросов на несколько порядков ниже, чем у энергоустановок машинного типа. Именно это явилось причиной и движущей силой интенсивного развития в последние годы водородной энергетики во всем мире. Итак, основными преимуществами ЭУ с ТЭ по экономическим и потребительским качествам являются:

- значительно меньшие выбросы вредных веществ в окружающую среду;
- значительно меньшие показатели уровня шума и вибрации;
- эффективное использование топлива и высокий КПД;
- низкие затраты на эксплуатацию (не требуются замена масла, присутствие оператора);
- плавные вольтамперные характеристики, высокая маневренность и эффективность во всем диапазоне нагрузок.

Филиал «ЦНИИ СЭТ» ФГУП «Крыловский государственный научный центр» имеет многолетний опыт создания энергоустановок на основе топливных элементов (ЭУ с ТЭ), в том числе специального назначения, располагает модернизированной опытно-производственной и испытательной базами водородной энергетики и значительным научно-техническим заделом в области водородной энергетики. На протяжении более 35 лет предприятием проводились научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы, связанные с развитием водородной энергетики:

- в 1991 году создан опытный образец транспортной ЭУ с ТЭ первого поколения мощностью 130 кВт для морского объекта, образец сдан межведомственной комиссии и рекомендован к внедрению;
- в 2002 году создан действующий демонстрационный образец ЭУ с ТЭ второго поколения для морского объекта, большей мощности и более совершенный по основным характеристикам и конструкции;
- в период до 2004 года на основе ТЭ с протонообменной мембраной создано более двух десятков действующих во-дородно-кислородных батарей мощностью от 3 до 10 кВт;
- в 2004 году разработаны аванпроекты энергоустановки на топливных элементах для обеспечения резервного электропитания (РЭУ) мощностью 5 кВт и энергоустановки для автономного энергоснабжения потребителей электроэнергией и теплом (ЭТГ) мощностью 10 кВт по заказу РАН;
- в 2006 году совместно с ФГУ РНЦ «Курчатовский институт» реализован проект по созданию макетного образца модульной энергоустановки на твердополимерных топливных элементах с модулем 10 кВт по Государственному контракту с ФАНИ;
- в 2009 году в рамках ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2007-

2012 годы» создан опытный образец электротеплогенератора (ЭТГ-10) на твердополимерных ТЭ электрической мощностью 10 кВт;

- с использованием полученного опыта производства основных агрегатов, оборудования и комплектующих, на основе унифицированных батарей БТЭ-84 в 2009 году создана демонстрационная резервная энергоустановка РЭУ-5 электрической мощностью 5 кВт и макетный образец автомобильной энергоустановки АЭУ-20 мощностью 20 кВт;
- в 2011 году завершен проект «Разработка технологии гибридной судовой энергетической установки мощностью от 250 до 2500 кВт на основе высокоманевренного низкотемпературного электрохимического генератора с твердополимерными топливными элементами (ЭХГ с ТПТЭ)», в результате которого создан демонстрационный образец гибридной энергоустановки на твердополимерных топливных элементах «МГЭУ-60»;
- 2014 году предприятием выполнена ОКР «Разработка отечественной технологии создания батарей топливных элементов с протонообменной мембраной и энергоустановок на их основе, работающих на природном газе и воздухе», основным результатом которой стал опытный образец БТЭ с ПОМ единичной мощностью до 5 кВт для энергоустановок с ПОМ киловаттного класса. В продолжение данной работы в 2015 году успешно завершена ОКР «Шельф-ВЭУ», в результате которой создан опытный образец энергоустановки мощностью 10 кВт для энергообеспечение судов с повышенными экологическими требованиями, а также объектов ПАО «Газпром».

ОКР «Разработка технологии создания электрохимической энергоустановки мегаваттного класса для судов и морских объектов, эксплуатируемых в акваториях и прибрежных зонах с повышенными экологическими требованиями», шифр «ГЭУ-Шельф», завершенная в 2014 году, по сути является продолжением ранее проводимых работ и органично сочетает достижения предыдущих периодов и современные разработки, полученные в ходе выполнения работ по проекту с учетом мировых достижений в области совершенствования энергетических установок, используемых для судов различного назначения и энергообеспечения морских газодобывающих сооружений с высокой экономичностью и экологической чистотой при комфортном уровне шума.

18 марта 2015 года на стенде направления водородной энергетики филиала «ЦНИИ СЭТ» ФГУП «Крыловский государственный научный центр», находящемся на территории «Приморской учебно-научной базы СПбГМТУ» в г. Приморске Ленинградской области, состоялись государственные приемочные испытания опытного образца батареи на базе твердополимерных топливных элементов (ТПТЭ) БТЭ-50, см. рис. 1 и 2.

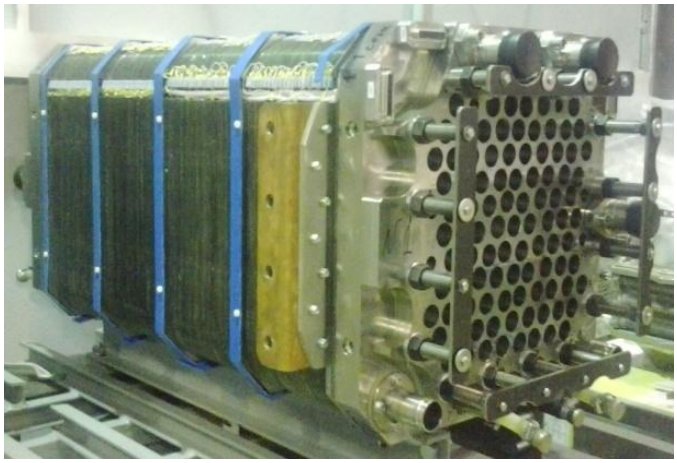


Рис. 1 - Батарея твердополимерных топливных элементов БТЭ-50В, работающая на водороде и воздухе

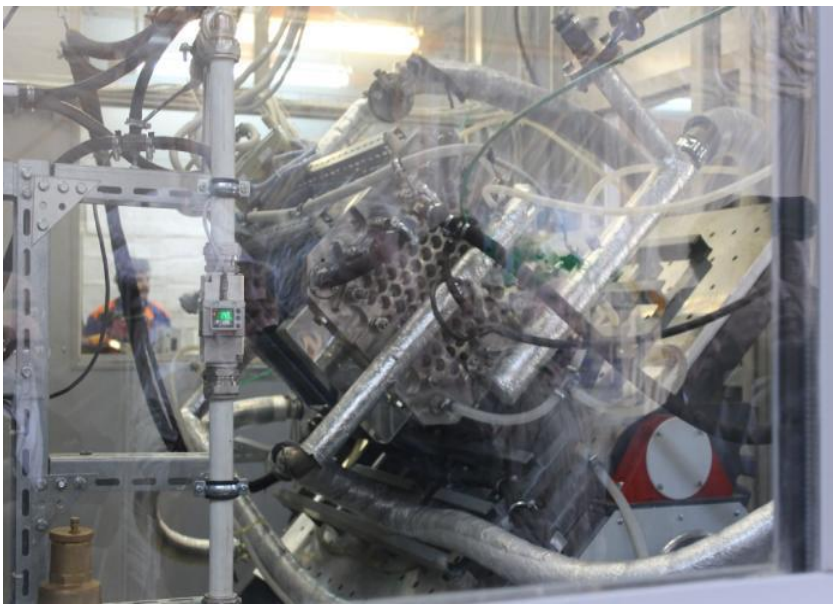


Рис. 2 – Испытания БТЭ-50В в условиях, имитирующих бортовую качку

В развитие наиболее эффективной технологии конверсии углеводородного топлива на борту заказа в 2015 году в филиале «ЦНИИ СЭТ» изготовлены и испытываются конверсионные элементы на основе мембран из палладиевого сплава для извлечения водорода из зоны реакции конвертора. В первой половине 2016 года высокоэффективный конвертор на их основе пройдет апробацию в составе 10-ти киловаттной энергоустановки в рамках проекта по заданию ПАО «Газпром», после чего данная технология может быть рекомендована для внедрения и на транспортные объекты.

Применительно к потребностям авиационной промышленности филиал «ЦНИИ СЭТ» ФГУП «Крыловский государственный научный центр» видит перспективы применения ЭУ с ТЭ, в первую очередь, в качестве вспомогательных силовых установок (ВСУ) для гражданских самолетов (диапазон мощностей от 100 кВт до 1 МВт), а также в качестве основного источника электропитания для беспилотных летательных аппаратов (БЛА).

ФГУП «Крыловский государственный научный центр» располагает всем необходимым для выполнения разработок и организации производства ЭУ с ТЭ для нужд различных отраслей экономики, включая авиастроительную отрасль:

- квалифицированными научными и инженерными кадрами;
- самым значительным в России научно-техническим и технологическим заделами;
- современной, хорошо оснащенной экспериментально-исследовательской базой, возможности которой многократно увеличатся после ввода в строй в 2016 году специализированного стенда в Ломоносовском р-не Лен. Области;
- опытно-промышленным производством батарей топливных элементов до 500 кВт установленной мощности в год и энергоустановок с ТЭ. Возможности производства БТЭ увеличатся до около 2,5 МВт установленной мощности в год с вводом в строй второй очереди производственных мощностей на территории филиала «ЦНИИ СЭТ» в 2015 году.

ОПТИМИЗАЦИЯ ГЕОМЕТРИИ КАНАЛА ВОЗДУХОЗАБОРНИКА СЛОЖНОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ КОНФИГУРАЦИИ, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ДОЗВУКОВОГО ЛА

О.П. Минин, ПАО «Туполев», Москва
Н.Ю. Юрлова, ПАО «Туполев», Москва

В настоящее время наблюдается тенденция разработки самолетов нетрадиционных аэродинамических форм. Это связано с ужесточением требований к ЛА и обострившейся конкуренцией. Одним из многообещающих способов улучшения аэродинамического качества самолета является интегрирование силовой установки в крыло. При такой компоновке вход в воздухозаборник расположен под углом к потоку, как следствие, течение в области входного устройства имеет сложный характер. Стремление снизить потери во входном устройстве приводит к необходимости использования весьма сложной формы канала.

При проектировании таких устройств используются методы математического моделирования. Такие подходы позволяет существенно сократить расходы на разработку, заменив собой дорогостоящий эксперимент. Однако опыт и интуиция исследователя, как правило, не позволяют найти самую эффективную геометрическую форму канала. Поэтому совместно с математическими методами необходимо применение современных методов оптимизации.

Данная работа посвящена разработке методики многорежимной оптимизации канала входного устройства, интегрированного в крыло самолета. Цель работы – получить геометрию канала дозвукового воздухозаборника, высокоэффективного на всех режимах полета ЛА. Проведение оптимизационного исследования основано на интеграции двух программных комплексов: Ansys CFX [1] и IOSO NM [2].

Газодинамические характеристики воздухозаборника получены с помощью программы Ansys CFX, основанной на методе конечных объемов. Задача решалась в стационарной постановке с использованием осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса.

Поиск оптимального решения осуществляется процедурой многокритериальной оптимизации IOSO. В задаче используется шесть независимо варьируемых параметров, которые вносят изменения в геометрическую форму канала входного устройства. В качестве критериев оптимизации выбраны значения коэффициента восстановления полного давления входного устройства для двух режимов полета ЛА, при которых картина течения около воздухозаборника существенно отличаются: крейсерский режим (M=0.8, H=11 км) и взлетный режим (M=0, H=0).

В результате получено множество Парето-оптимальных конфигураций воздухозаборника, т.е. таких, которые обеспечивают оптимальный компромисс между двумя противоречивыми целевыми функциями (рис. 1). Для сравнения на рисунке 1 нанесены значения соответствующих коэффициентов восстановления полного давления для исходного варианта геометрии воздухозаборника.

По данным рисунка 1 можно сделать следующие выводы. Во-первых, оптимизационный поиск позволил найти несколько решений, превосходящих исходный вариант на обоих режимах полета. Во-вторых, определены пределы (в рамках постановки задачи оптимизации) по улучшению характеристик входного устройства на двух режимах полета. В-третьих, полученное множество Парето-оптимальных решений дает возможность выбора конечного варианта геометрии для более детального исследования перед его практической реализацией. При таком анализе следует принимать во внимание

уже характеристики силовой установки и летательного аппарата, с выходом на критерии более высокого уровня, такие как дальность или продолжительность полета.

Таким образом, путем автоматизации газодинамического расчета и его связки с пакетом многокритериальной оптимизации IOSO была проведена оптимизация воздухозаборника сложной пространственной конфигурации. Полученные данные позволяют сделать вывод о возможности применения представленной методики для разработки эффективного воздухозаборника на всех режимах полета ЛА.

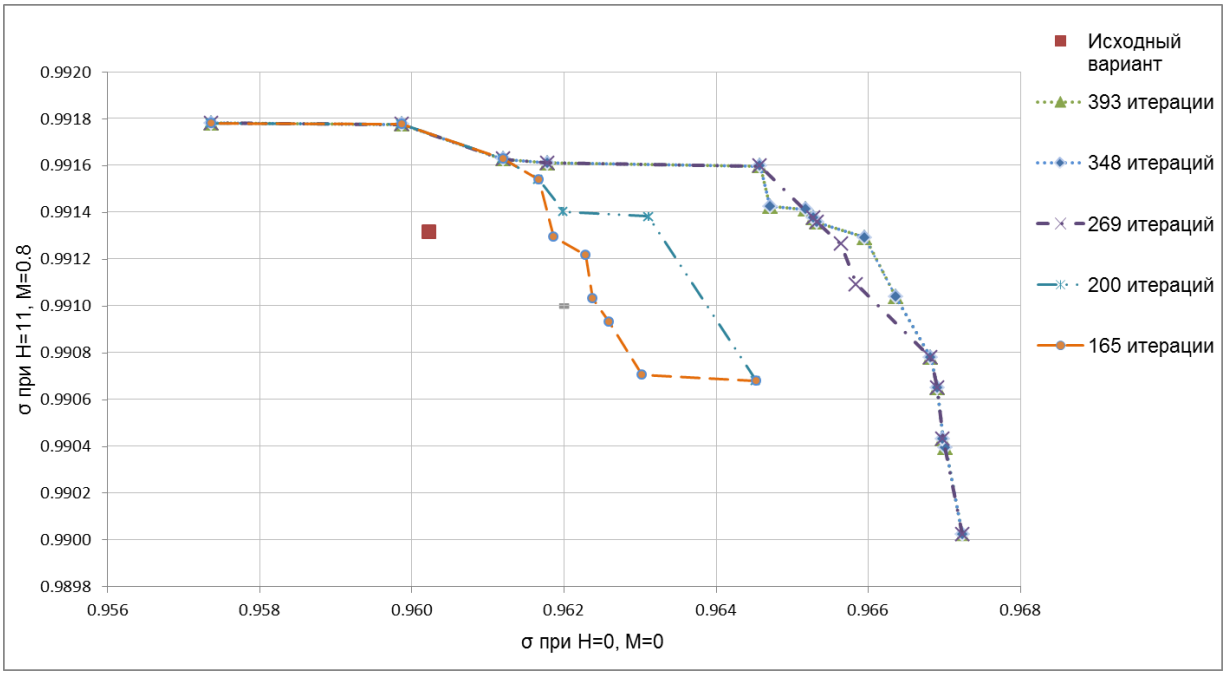


Рис. 1 – Значение коэффициента восстановления полного давления для множества Парето

Список литературы

1. ANSYS Workbench User's Guide, USA: ANSYS Inc, 2009.
2. Egorov, I.N., Kretinin, G.V., Leshchenko, I.A. and Kuptzov,S.V. "IOSO NM Optimization Toolkit – Novel Software for Multidisciplinary Optimization", Rio de Janeiro, May 30-June 3, 2005.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ СОПЛА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДОЗВУКОВОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА ИНТЕГРАЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ

О.П. Минин, ПАО «Туполев», Москва
Д.А. Олишевский, ПАО «Туполев», Москва

В качестве объекта исследования рассматривается силовая установка самолета с аэродинамической компоновкой «летающее крыло» на основе ТРДД со смешением потоков наружного и внутреннего контуров, большой степени двухконтурности.

При проектировании силовой установки для указанного типа ЛА приходится неизбежно сталкиваться с проблемой обеспечения достаточного запаса газодинамической устойчивости двигателей. Дело в том, что находящийся на передней кромке крыла

воздухозаборник имеет весьма сложную пространственную геометрию. Узкий щелеобразный вход на довольно коротком участке переходит в круглый канал, необходимый для сопряжения с входным сечением двигателя.

Внутренняя аэродинамика таких каналов весьма сложна и в настоящее время интенсивно исследуется и совершенствуется. Однако уже сейчас можно с высокой определенностью утверждать, что на входе в двигатель ожидается весьма значительная радиальная и окружная неравномерность потока. Как известно, наличие неравномерности на входе в компрессор уменьшает запас его газодинамической устойчивости.

При работе двигателя на земле в условиях отсутствия скоростного напора создаются наиболее неблагоприятные условия для работы вентилятора. С одной стороны, здесь следует ожидать наибольшего уровня неравномерности потока на входе, что должно смещать границу устойчивой работы вниз - вправо. С другой стороны, докритический перепад давления на сопле уменьшает его пропускную способность и дополнительно дросселирует вентилятор. Это приводит к смещению рабочей точки вентилятора влево – вверх, приближая ее к границе устойчивой работы.

Одним из способов повышения запасов ГДУ вентилятора на неблагоприятных режимах является применение регулируемого сопла. Например, в условиях работы двигателя на земле в отсутствие скоростного напора такое сопло следовало бы «раскрывать», чтобы сместить вниз рабочую линию вентилятора. А в условиях крейсерского полета, наоборот, с помощью сопла рабочая линия КНД «поднималась» бы вверх настолько, чтобы обеспечить повышенный уровень КПД вентилятора. При очевидных выгодах применения регулируемого сопла с точки зрения внутренней термогазодинамики двигателя, имеется и один существенный недостаток, связанный с наличием в составе силовой установки весьма крупногабаритного регулируемого устройства с мощными приводами, имеющего значительную массу и сложную конструкцию.

Целью проведения данного исследования было оценить эффект, который дает регулирование сопла. Требовалось подтвердить или опровергнуть предположение о том, что отсутствие значительного влияния площади критического сечения сопла на экономичность двигателя позволит выполнить его нерегулируемым и «раскрытым» настолько, чтобы обеспечить достаточный запас ГДУ.

Для исследования применялся анализ как собственно двигателя, когда его тяга определялась как разница импульсов на входе и на выходе, так и анализ силовой установки, где кроме тяги учитывались также внешнее сопротивление входного и выходного устройств. В качестве двигателя-прототипа рассматривался трехвальный ТРДД для коммерческого самолета НК-56, разработанный в СНТК им. Н.Д.Кузнецова.

Расчет характеристик двигателя выполнялся с использованием программы, основанной на численном решении системы нелинейных алгебраических уравнений, независимые переменные в которой определяют рабочие точки на характеристиках элементов, а правые части определяются алгоритмически исходя из физических условий совместной работы элементов двигателя. Характеристики элементов задавались таблично, при обращении к ним выполнялась линейная интерполяция.

При расчете внешнего сопротивления силовой установки использовались характеристики коэффициента лобового сопротивления. Для воздухозаборника величина c_X зависит от коэффициента расхода входного устройства и числа М полета. Для сопла использовалась зависимость от числа М и площади среза сопла.

В результате проведенных расчетов получено, что увеличение площади критического сечения сопла на 1% повышает величину запаса ГДУ КНД примерно на 1.5% (рисунок 1). Данные на рисунке соответствуют крейсерскому полету на высоте 11 км с числом М = 0.8. При расчетном значении Fкр (Fкр отн = 1) обеспечивается величина запаса ГДУ в 12…15%.

При этом влияние величины Fкр на экономичность имеет немонотонный характер (рисунок 2). Для крейсерского режима полета имеется оптимум по удельному расходу топлива. Причем, если рассматривать $C_{УД}$ двигателя (рисунок 2а), для достижения минимума $C_{УД}$ сопло следует прикрывать примерно на 1.5% его площади относительно расчетного значения. Если же рассматривать силовую установку, тяга которой меньше тяги двигателя на величину сил сопротивления входного и выходного устройств, то для обеспечения минимума эффективного удельного расхода $C_{УД\ ЭФФ}$ следует наоборот немного увеличивать площадь критического сечения сопла (рисунок 2б).

Таким образом, результаты, показанные на рисунке 2б) позволяют сделать вывод о нецелесообразности применения регулируемого сопла в составе силовой установки транспортного самолета. Увеличение Fкр на величину 1…2% относительно проектной заметно повышает запас ГДУ КНД, при этом весьма незначительно ухудшает экономичность силовой установки.

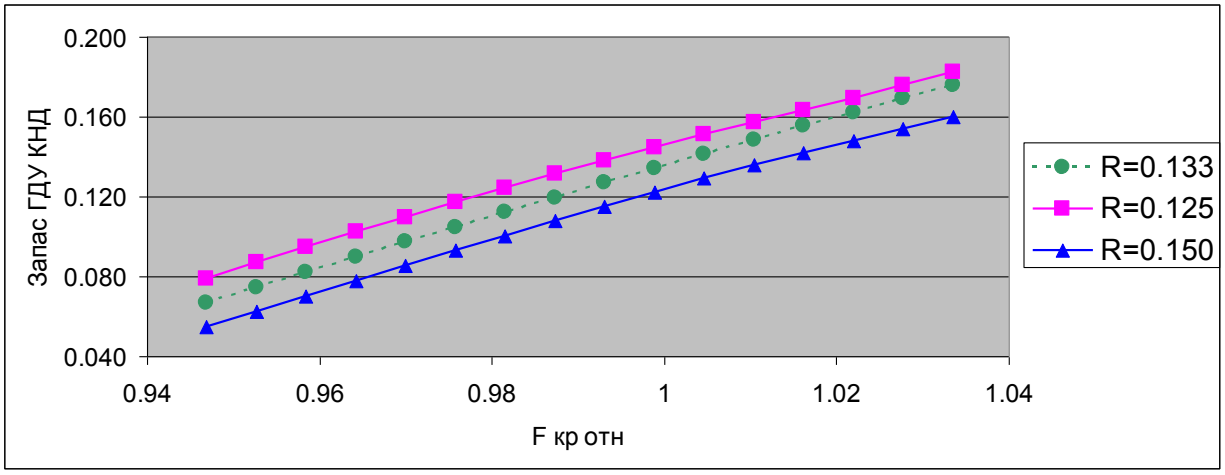
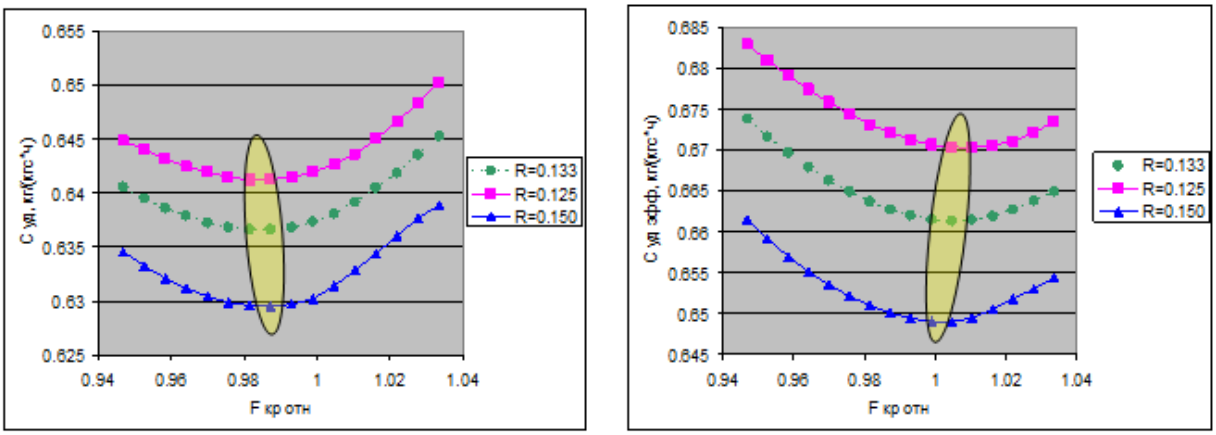


Рис. 1 – Влияние площади критического сечения сопла на запас ГДУ КНД



а) б)

Рис. 2 – Влияние Fкр на удельный расход топлива двигателя (а) и силовой установки (б)

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ КОНЦЕПЦИЙ ПРОПУЛЬСИВНОГО ФЮЗЕЛЯЖА И ГИБРИДНОГО ЛЕТАЮЩЕГО КРЫЛА В ПРОЕКТЕ DISPURSAL

А.А. Мирзоян, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mirzoyan@ciam.ru,
А.М. Исянов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, iam@ciam.ru

В статье обсуждаются результаты исследования и анализа перспективных концепций самолетов с распределенной силовой установкой (СУ). Работа проводилась в рамках проекта 0-го уровня 7-й Европейской Рамочной программы DisPURSAL (Distributed Propulsion and Ultra-high By-Pass Rotor Study at Aircraft Level - Исследование распределенной СУ на самолетном уровне).

В данном случае в качестве таких концепций рассматривался самолет с несколькими вентиляторами, приводимыми несколькими газогенераторами, и фюзеляж с единственным движителем (т.н. пропульсивный фюзеляж).

Предполагалось, что ввод в эксплуатацию этих самолетов состоится в 2035 году.

Ниже перечисляются основные результаты исследования концепции DMFC:

- Для расчетной дальности 8890 км и пассажировместимости 340 чел. при крейсерской скорости, соответствующей M0.80, снижение расхода блокового топлива в сравнении с исходным традиционным перспективным самолетом 2035 года (2035R) может составить от 7.8% (наихудший случай) до 10.5% (наилучший случай).
- При сравнении с исходным самолетом 2000 года A330-300 (SoAR) снижение расхода топлива составляет 37.3%
- Используя методы, рассматриваемые в настоящее время ИКАО для нового Стандарта по эмиссии CO2 (Приложение 16, Том III) улучшение сертифицируемого показателя эмиссии CO2 может составить 40% по отношению к самолету SoAR и 7% по отношению к самолету 2035R
- Показано высокая вероятность достижение экологических требований SRIA 2035 по эмиссии NOx и шуму на местности
- В предположении номинальной цены на 1 галлон топливо в USD 3.30 снижение эксплуатационных расходов (с учетом штрафов за вредные выбросы и шум) может составить до 23% по сравнению с самолетом SoAR, и около 4% по сравнению с самолетом 2035R
- Для концепции PFC были получены следующие основные результаты:
- Для расчетной дальности 8890 км и пассажировместимости 340 чел. при крейсерской скорости, соответствующей M0.80, снижение расхода блокового топлива в сравнении с исходным традиционным перспективным самолетом 2035 года (2035R) может составить от 5.2% (наихудший случай) до 11% (наилучший случай).
- При сравнении с исходным самолетом 2000 года A330-300 (SoAR) снижение расхода топлива составляет 38.3%
- Используя методы, рассматриваемые в настоящее время ИКАО для нового Стандарта по эмиссии CO2 (Приложение 16, Том III) улучшение сертифицируемого показателя эмиссии CO2 может составить 43% по отношению к самолету SoAR и 8% по отношению к самолету 2035R

- Также показано высокая вероятность достижение экологических требований SRIA 2035 по эмиссии NOx и шуму на местности
- В предположении номинальной цены на 1 галлон топливо в USD 3.30 снижение эксплуатационных расходов (с учетом штрафов за вредные выбросы и шум) может составить до 24% по сравнению с самолетом SoAR, и около 5% по сравнению с самолетом 2035R.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ УНИФИКАЦИИ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ МАЛОГО И СРЕДНЕГО СПС

А.А. Мирзоян, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mirzoyan@ciam.ru
А.А. Евстигнеев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В соответствии с принятой концепцией развития сверхзвуковой пассажирской авиации в перспективе до 2035 г.г. появятся сверхзвуковой магистральный самолет (СМС) на 100-130 пассажиров с 4-мя двигателями и сверхзвуковой деловой самолет (СДС) на 8-12 пассажиров с 2-мя двигателями (см. рис. 1).

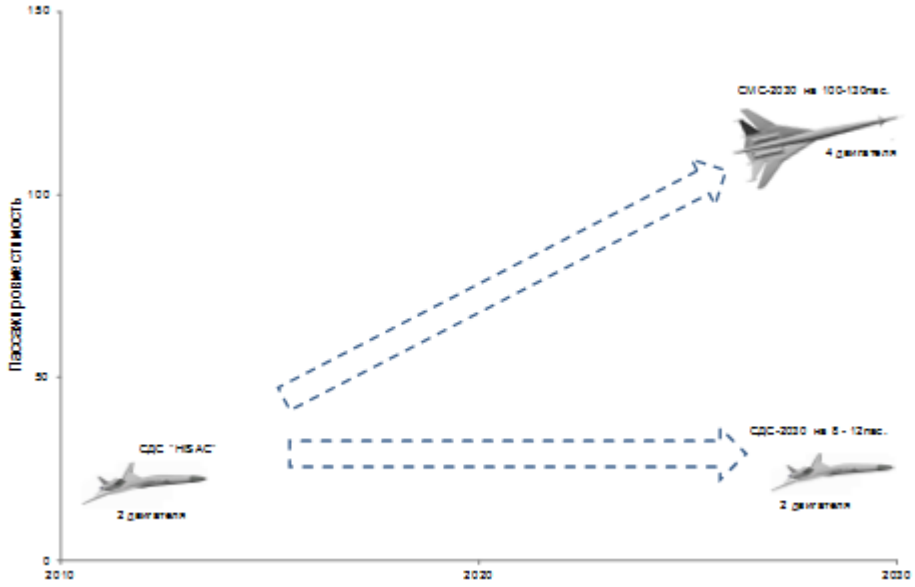


Рис. 1 – Концепция развития перспективных СПС до 2035гг

Принятая концепция учитывает потребность в максимально возможной унификации двигателей СМС и СДС.

В качестве унифицированного двигателя силовой установки (СУ) таких самолётов рассматривается ТРДД со смешением потоков и общим регулируемым сверхзвуковым реактивным соплом.

Для решения проблемы унификации двигателей СПС были предварительно сформированы требования к облику и потребным тягам СДС, определен оптимальный облика СУ СДС, уточнены требования к СМС с учетом использования на нем двигателя СДС и на последнем этапе была оценена эффективность унификации двигателей СУ перспективных СДС и СПС с точки зрения полученных летно-технических характеристик (ЛТХ) самолетов.

Уровень потребных тяг СУ СДС формировался в следующих расчетных условиях:

1. Минимальная потребная тяга на взлете при взлете с ВПП длиной не более 2000 м в условиях стандартного атмосферного давления и отклонения стандартной температуры наружного воздуха $\Delta T_н = +15^oC$.

2. Минимальная потребная тяга СУ в крейсерском сверхзвуковом полете (КСП) при M=1.8 и максимально допустимой средней высоте крейсерского полета $H_{кр.ср}$ = 17 км с учетом заданного максимально допустимого уровня удельного расхода топлива $C_{R\ КСП}$ (обеспечивающего заданную дальность полета);

- минимальная потребная тяга СУ в крейсерском дозвуковом полете (КДП) при M = 0.95 и высоте полета 12 км с учетом уровня $C_{R\ КДП}$, обеспечивающего равенство дальности при КСП и КДП.

3. Минимальная потребная тяга СУ при трансзвуковом разгоне на скорости полета с M = 1.1 и высоте полета $H_{пер} > 8$ км.

4. Минимальная тяга СУ на «малошумном» режиме в условиях M = 0.25, H=100 м, с учетом ограничения скорости выхлопной струи величиной 330-350 м/с (в боковой контрольной точке)

- минимальная тяга СУ на «малошумном» режиме в условиях M = 0.3, H=1000 м, с учетом ограничения скорости выхлопной струи величиной 250-275 м/с (в пролетной контрольной точке)

В таблице 1 представлены основные результаты оценки ЛТХ СДС и СМС с унифицированным двигателем.

Видно, что в целом по основным параметрам, таким как дальности полета по сверх-звуковому и дозвуковому профилям, взлетной массе, длине ВПП, высоте трансзвукового разгона, пассажировместимости и топливной эффективности достигнуто выполнение предъявленных уточненных требований к СДС и СМС с унифицированным двигателем.

Таблица 1. Полученные результаты уточненной оценки ЛТХ СДС и СМС с унифицированным двигателем

Параметр	СДС (уточненное требование)	СМС (уточненное требование)
Дальность полета по сверхзвуковому профилю, км	7400 (7400)	9140 (>9140)
Дальность полета по дозвуковому профилю, км	7400 (7400)	9140 (>9140)
Взлетная масса, т	45.3 (<50)	105.8 (<110)
Длина ВПП, м	1950 (<2000)	2200 (<3000)
Располагаемая/потребная тяга, т - КСП (M=1.8, H=17 км, МСА) - КДП (M=0.95, H=12 км, МСА) - взлет (H=0, M=0, +30°C, 760 мм. рт. ст.)	 3.0 (3.0) 2.0 (2.0) 11.05 (10.5)	 3.0 (3.0) 2.0 (2.0) 11.05 (12.0)
Максимальная высота трансзвукового разгона, км	12 (> 8)	9.3 (> 9)
Количество двигателей	2 (2)	4 (4)
Пассажировместимость, чел.	8 (>8)	95 (>94)
Топливная эффективность, г/пас.км	375 (-)	60.6 (55-70)

Список литературы

1. A. Mirzoyan. Studies on MDO of Engine Design Parameters with Mission, Noise and Emission Criteria at SSBJ Engine Conceptual Design, ICAS2008-4.2.3, Anchorage, Alaska, USA, 2008.
2. A. Mirzoyan. Cruise NOx Emission Reduction By Rational Choice Of Supersonic Business Jet Engine Design Variables, ICAS2010-5.8.1, Nice, France, 2010.
3. A. Mirzoyan. Studies on required performances of advanced supersonic civil aircraft and their propulsion systems for 2020¬2035 timeframe, ICAS2012-4.7.5, Brisbane, Australia, 2012.

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ МОТОГОНДОЛ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДАЛЬНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА ТИПА «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»

С.М. Михалев, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, semen008@gmail.com

В данной работе приведены результаты расчетных исследований аэродинамической интерференции, возникающей при установке мотогондол (МГ) распределенной силовой установки (СУ). Распределенная СУ состоит из газогенераторной части двигателя и двух вентиляторов, установленных в отдельных мотогондолах. Предполагалось, что она располагается на верхней поверхности центроплана самолета, выполненного в схеме «летающее крыло» (ЛК). Такое расположение двигателей продиктовано стремлением уменьшить шум на местности за счет эффекта экранирования силовой установки поверхностью крыла. Были проведены расчетные исследования эффектов интерференции МГ в модуле СУ и МГ СУ над центропланной частью самолета. Использовалась распространенная модель турбулентности, основанная на двух уравнениях k-ω и переносе сдвиговых напряжений Ментора (SST), совместно с дифференциальной моделью напряжений Рейнольдса RSM. При формировании расчетной геометрической модели планера самолета за основу была взята геометрия аэродинамической модели, изготовленной в ЦАГИ.

Возникающая в модуле распределенной силовой установки интерференция привела к увеличению аэродинамического сопротивления мотогондолы. Наблюдалось увеличение коэффициента сопротивления мотогондолы вследствие аэродинамической интерференции при росте числа Маха полета. При обтекании двух мотогондол при трансзвуковых числах Маха образовывались зоны отрыва потока, обусловленные наличием скачка уплотнения, что приводило к резкому возрастанию аэродинамического сопротивления мотогондол.

Для определения эффектов аэродинамической интерференции, возникающей при установке на планере силовой установки, проводились расчеты изолированного планера и планера с установленными на верхней части центроплана мотогондолами. В области между верхней поверхностью центроплана и нижней поверхностью мотогондолы статическое давление потока резко снижалось (поток разгонялся до сверхзвуковых скоростей) и затем происходило интенсивное сжатие, что свидетельствует о наличие скачка уплотнения, и, следовательно, возникновении значительного волнового сопротивления. Интерференционное приращение аэродинамического сопротивления самолета при установке мотогондол над центропланной частью ЛК составило от 3 до 15%

в зависимости от количества МГ в модуле СУ (2 или 4) и их удаленности от задней кромки центроплана.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ И ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ СОЗДАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗЛИЧНЫХ КЛАССОВ НА ОСНОВЕ СУЩЕСТВУЮЩИХ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ В РАМКАХ ПРОГРАММЫ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ

А.С. Новиков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, novikov@ciam.ru
О.Д. Селиванов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, selivanov@ciam.ru
В.С. Захарченко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Ю.А. Эзрохи, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Т.А. Морзеева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Т.А. Нуруллаев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Г.Г. Иджиян, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Т.С. Ерченкова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В соответствии с планом мероприятий по импортозамещению в отрасли гражданского авиастроения Российской Федерации [1] и стратегией развития газотурбинного двигателестроения в авиационной промышленности Российской Федерации на период до 2025 года [2-4] в ЦИАМ им. П.И. Баранова проведены исследования по возможности и целесообразности создания двигателей различных классов на основе существующих отечественных газогенераторов в рамках программы импортозамещения.

Выполнен обзор номенклатуры (парков) авиационных двигателей зарубежного производства, эксплуатируемых на летательных аппаратах государственной и гражданской авиации России, который показал, что в Российской Федерации эксплуатируется (или планируется к эксплуатации) 19 типов маршевых двигателей иностранного производства для самолётов, 10 типов маршевых двигателей иностранного производства для вертолётов, 7 типов ВСУ для воздушных судов различных типов и классов, а также значительное количество агрегатов и других комплектующих изделий импортного (в основном украинского) происхождения.

Проведён анализ, показавший, что существует угроза национальной безопасности в военной сфере, связанная с риском необеспечения мобилизационной готовности гражданской авиации в угрожаемый период и в военное время [5], обусловленным резким ростом применения в гражданской авиации воздушных судов западного производства. Воздушный транспорт в Российской Федерации в настоящее время фактически находится в полной зависимости от поставок продукции и услуг зарубежных фирм.

По результатам выполненного обзора номенклатуры авиационных двигателей зарубежного производства, эксплуатируемых на воздушных судах государственной и гражданской авиации в России и с учетом задачи обеспечения национальной безопасности, связанной с импортозамещением в авиадвигателестроении и агрегатостроении, в военной, оборонно-промышленной и экономической сферах сформулированы направления работ по обеспечению производства, ремонта и поддержания исправности парка зарубежных авиационных двигателей. Предварительно сформулированы также первоочередные задачи комплексной проблемы импортозамещения в части создания силовых установок, предназначенных как для вновь создаваемых российских ЛА, так и для замены их зарубежных аналогов, в том числе по

отношению к основным агрегатам, собственно двигателям и бортовым вспомогательным силовым установкам.

В качестве примера рассмотрены потенциальные возможности четырёх из имеющихся отечественных газогенераторов различной размерности [6] ($G_{пр\ вых}$=1,75 кг/с; 2,7 кг/с; 4 кг/с; 6,85 кг/с) двигателей 4 поколения в отношении создания основы для разработки необходимого ряда турбореактивных, турбовинтовых и турбовальных двигателей, способных заполнить все ниши, занимаемые в настоящее время эксплуатируемыми на отечественных летательных аппаратах двигателями зарубежного производства. Оценки указанных газогенераторов в качестве базовых для создания турбореактивных, турбовинтовых и турбовальных ГТД различного класса мощности показали имеющуюся принципиальную возможность создания двигателей в классе тяги от 2…3 тс до 20…28 тс или мощности от 2 до 25 МВт при некоторой модернизации газогенераторов.

Приведены примеры технико-экономической эффективности замещения зарубежных двигателей на российские аналоги на ряде самолетов (Ан-124, SSJ-100, SSJ-130, Ан-140 и др.) и вертолетов (Ми-26, Ансат и др.) и показано, что практически во всех случаях указанная замена двигателей, вызванная необходимостью как можно более быстрого восстановления ряда утраченных производств, получения возможности самостоятельного производства всей необходимой номенклатуры авиадвигателей, обеспечивающих парирование потенциальных угроз национальной безопасности страны в военной сфере, а также повышения мобилизационной готовности отечественной гражданской авиации в угрожаемый период, даёт возможность сохранить или несколько улучшить лётные данные и топливную эффективность рассмотренных самолётов и вертолетов. Показано также, что вынужденное использование в качестве основы газогенераторов двигателей, заложенных в большинстве случаев десятилетия назад, не позволяет сразу получить радикальное улучшение показателей самолёта – для этого необходима серьёзная работа по модернизации базовых газогенераторов.

Список литературы

1. Об утверждении отраслевого плана мероприятий по импортозамещению в отрасли гражданского авиастроения Российской Федерации. Минпромторг России. Приказ № 663 от 31 марта 2015 г.
2. В. Масалов. ОДК утвердила стратегию до 2025 года. Военно-техническое сотрудничество № 48 (948), 1 – 7 декабря 2014 г.
3. Стратегия развития газотурбинного двигателестроения в авиационной промышленности Российской Федерации на 2008 – 2015 годы и на период до 2025 года», утверждена Приказом Минпромторга РФ от 23 декабря 2012 г.
4. Шапкин В.С. Определение приоритетов развития авиационной промышленности России с учетом мирового опыта создания авиатехники и угроз национальной безопасности в современных условиях. ГосНИИ ГА, 2014.
5. Военная доктрина Российской Федерации (Утверждена Указом Президента Российской Федерации).
6. Авиационные двигатели. Под ред. И.Г. Шустова. – М.: ИД «Аэросфера», 2007.

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ГИБРИДНЫХ МАРШЕВЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ

П.А. Рябов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ryabovp@ciam.ru
С.М. Каленский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, 30105@ciam.ru
Ю.А. Эзрохи, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Целью проводимых исследований является формирование концепции маршевой силовой установки (СУ) с гибридным ГТД (ГГТД) для перспективных магистральных самолетов.

В работе исследовались концепции гибридных ГТД на базе двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) с дополнительным подводом механической мощности на вал вентилятора от электромотора (ЭМ). Для питания электромоторов ГГТД в качестве электрической энергоустановки используется электрохимический генератор (ЭХГ) на базе батареи твердооксидных топливных элементов (ТЭ) – ТОТЭ. В схеме ГГТД-1 ЭХГ работает параллельно или вместо традиционной камеры сгорания (КС) в составе двигателя. В схеме ГГТД-2 энергоустановка является внешней по отношению к двигателю.

Особенностью ЭХГ на базе ТОТЭ является возможность использования практически любого углеводородного топлива. На сегодняшний день наиболее рациональными видами топлива для ЭХГ с ТОТЭ считаются керосин, метан и др.

В работе проведены параметрические исследования по формированию облика рассматриваемых схем ГГТД с различным уровнем подведенной электрической мощности.

С использованием разработанных математических моделей рассчитаны характеристики ЭХГ, высотно-скоростные и дроссельные характеристики ГГТД, определены схемы системы автоматического управления (САУ) двигателей рассматриваемых схем.

Оценка эффективности СУ с ГГТД проводилась по летно-техническим характеристикам применительно к перспективному двухдвигательному ближне-среднемагистральному самолету (БСМС) со 180 пассажирами и дальностью полета L = 5000 км. В ходе исследований были определены размерности двигателей с уровнем параметров прогнозируемых к 2025 гг.

Оптимальные варианты ГГТД отбирались с использованием математической модели согласования «Самолет – Двигатель» по летно-техническим, взлетно-посадочным, эмиссионным и др. критериям эффективности БСМС. Расчеты выполнялись с учетом заданных ограничений и принятого уровня весового совершенства элементов СУ и планера БСМС.

Показано, при каком сочетании проектных параметров ГГТД-1 и ГГТД-2 могут обеспечить БСМС лучшие показатели по сравнению с обычным ТРДД.

На основании полученных результатов выработаны направления дальнейших исследований в области гибридных СУ.

Список литературы

1. A.V. Lukovnikov, O. D. Selivanov, P.A. Ryabov, Yu.A. Ezrokhi, S.M. Kalensky. The hybrid propulsion systems for the advanced aircraft. Proc ICAS 2014, 07-12 September 2014, St. Petersburg, Russia. ISBN: 3-932182-80-4.
2. Pavel Ryabov, Sergey Kalenskiy, Yuri Khaletskiy, Artur Mirzoyan. Efficiency assessment of HPS for advanced airliners using different fuels. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Volume: 86 Issue: 6, 2014. ISSN: 0002-2667. http://www.emeraldinsight.com/doi/pdfplus/10.1108/AEAT-06-2014-0088.

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЁТА С ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ, ИСПОЛЬЗУЮЩЕЙ ОТКЛОНЯЕМЫЙ ВЕКТОР ТЯГИ ТРДД

Е.Б. Скворцов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, skvortsov-tsagi@yandex.ru
В.Ф. Брагазин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.Л. Болсуновский, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Г.Н. Лаврухин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.Ф. Самохин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.А. Семёнов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Ю.Н. Чернавских, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.В. Шалашов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
С.В. Шелехова, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Существует проблема безопасного управления самолетом на скоростях, меньше крейсерской, в т. ч. на взлете/посадке и переходных режимах, где происходит большая часть аварийных ситуаций. Это связано с ограниченной эффективностью аэродинамических органов управления. Подобные проблемы безопасности возникают и для гражданских, и для военных самолетов в условиях повседневной эксплуатации.

В последнем случае техническое решение проблемы улучшения маневренности [1] найдено для самолетов типа Миг-29 СМТ и Су-30 МКИ с отклоняемым вектором тяги (ОВТ). Их тяговооруженность превышает 1,0 и обеспечивается ТРДДФ с малой степенью двухконтурности. Однако до сих пор не предложено аналогичных решений для неманевренных самолетов транспортной категории (грузовых и пассажирских), тяговооруженность которых составляет лишь 0,25 - 0,35 и обеспечивается ТРДД с большой степенью двухконтурности. Следует отметить также очевидные отличия в компоновке боевых и транспортных самолетов с разным положением двигателей в конструкции.

Организация ОВТ требует выбора рациональной компоновки самолета с нетрадиционным размещением двигателей, разработки устройства для отклонения реактивной струи двухконтурного двигателя и его включения в комплексную систему управления самолетом. Решение каждой задачи сопряжено с техническим риском в связи с отсутствием прототипа и наличием множества неопределенностей в плане реализации.

В соответствии с порядком концептуального проектирования первой задачей исследования стало определение полезных технологий, степени их готовности и влияния на технические системы. В связи с этим ОВТ рассматривается как энергетическая часть комплексной системы управления гражданским самолетом, определены возможные

области его применения и ключевые технические системы, от которых зависит повышение безопасности и улучшение других эксплуатационных характеристик.

Получено, что основным полезным эффектом ОВТ является возможность уменьшить размеры оперения и улучшить динамику управления самолетом по крену, тангажу и рысканию. Независимая система ОВТ может создать дополнительное резервирование, повысить надежность комплексной системы управления самолетом и улучшить безопасность полета на режимах взлета/посадки и набора высоты, для которых по статистике характерно наибольшее число аварийных ситуаций. Кроме того, возможно некоторое уменьшение расхода топлива, эмиссии CO_2 и шума на местности.

Разработан ряд вариантов самолёта, отличающихся характеристиками управления по тангажу, рысканию и крену. Выполнено их расчетное исследование. Предложен критерий оценки альтернатив, в соответствии с которым выполнен сравнительный анализ. Определено соотношение комплекса полезных функций управления самолётом и весовых или стоимостных издержек от применения ОВТ в схемах, отличных от базовой.

В результате выбрана компоновка двигателей на самолёте, отличающаяся наибольшим комплексом полезных функций ОВТ, в которой мотогондолы установлены над задней кромкой крыла. Проведено ее исследование с решением ряда задач.

Расчетно-экспериментальное аэродинамическое исследование показало, что в расчетной компоновке можно обеспечить сопротивление интерференции на уровне традиционных самолётов с мотогондолами под крылом. Однако до завершения аэродинамических экспериментов дана гарантированная оценка сопротивления пилонов на верхней поверхности крыла, при котором максимальное аэродинамическое качество самолёта (M=0.82) может быть на 1÷2% меньше, чем в базовом варианте традиционной схемы. Рекомендовано продолжение исследований по оптимизации новой аэродинамической компоновки с проведением экспериментов на моделях.

Рассмотрена конструктивно-силовая схема самолёта. Получено, что без ущерба для прочности и аэроупругости конструкции двигатели могут размещаться над задней кромкой крыла.

В качестве ключевых элементов концепции рассмотрено два варианта выхлопных устройств – поворотное сопло и реверсивно-отклоняющее устройство (РОУ). Возможные технические решения, реализующие концепцию РОУ, рассмотрены в ЦИАМ.

В АДТ Т-58 выполнено экспериментальное исследование газодинамики поворотного сопла. Показано, что при отсутствии внешнего потока (M = 0) ось реактивной струи практически совпадает с осью отклоняемого сопла. С увеличением числа M внешнего потока эффективный угол струи больше геометрического угла отклонения оси сопла. Причем это отличие возрастает при больших числах M углах отклонения оси сопла. Так, при $M_\infty = 0.8$ и отклонении сопла на 15° эффективный угол отклонения оси струи составляет 20°, что на 5° больше геометрического отклонения. Это весьма важный результат для использования в системе ОВТ.

Показано, что собственно отклонение реактивной струи при использовании поворотного сопла вызывает увеличение уровня шума на местности в сумме по трем контрольным точкам. Однако в выбранной схеме самолета негативное влияние отклонения реактивной струи полностью компенсируется благодаря экранированию излучения силовой установки элементами планера с соответствующим снижением уровня шума на 14.3 EPN dB. Это означает, что расчетная схема самолета с двигателями над крылом по акустике не уступает традиционному самолёту даже в моменты отклонения вектора тяги. В остальных случаях новая конфигурация превосходит обычную.

Выбранная ОВТ-платформа позволяет обеспечить в 1.5 раза больший комплекс функций управления, чем базовый самолёт. Выполнено расчетное и экспериментальное исследование возможных характеристик поворотного сопла в системе энергетического управления самолетом. Эксперименты на пилотажном стенде показали, что применение такого способа ОВТ на больших углах атаки позволяет примерно на 5÷7° расширить

диапазон углов атаки по управляемости и обеспечить безопасный уход с режима сваливания самолета.

Для повышения эффективности отклоняемого вектора тяги при управлении самолётом на посадке концепция РОУ с выхлопным устройством двойного действия позволяет в 3-4 раза увеличить поперечную тягу двигателей. Тогда при маневрировании со скольжением можно обеспечить изолированное боковое перемещение самолёта со скоростью 16 м/с или осуществить парирование бокового ветра со скоростью до 16 м/с и безопасную посадку без крена.

Список литературы

1. Илларионов В.Ф. Исследование возможности улучшения маневренных характеристик самолета за счет отклонения вектора тяги. Труды ЦАГИ, вып.1542, Изд.отдел ЦАГИ, 1974.
2. Лаврухин Г.Н., Скворцов Е.Б., Талызин В.А, Шелехова С.В. Экспериментальное исследование аэродинамики сопла с отклоняемым вектором тяги. Ученые записки ЦАГИ, 2014, том XLV, №1, стр. 59-64.

ИССЛЕДОВАНИЕ КОНЦЕПЦИИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА ИНТЕГРАЛЬНОЙ СХЕМЫ С РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ В КОНСТРУКЦИИ КРЫЛА

Е.Б. Скворцов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, skvortsov-tsagi@yandex.ru
В.И. Бирюк, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Н.П. Бузоверя, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Б.И. Гуревич, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.К. Иванюшкин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.В. Кажан, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.И. Кукса, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Г.Н. Лаврухин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Ю.С. Михайлов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.Ф. Самохин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.К. Святодух, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
С.И. Скоморохов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
М.Н. Чанов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.В. Шалашов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Выполнено исследование возможного облика и характеристик дальнего магистрального самолета с распределенной силовой установкой (РСУ), размещенной в корневой части крыла. В состав РСУ входят турбокомпрессор и вентилятор двухконтурного двигателя, связанные механической трансмиссией. Такая силовая установка разработана в ЦИАМ, она обеспечивает компоновочные преимущества при размещении на самолете в концепции ИПД-3.

Ключевыми технологиями, определяющими принципиальную возможность осуществления изучаемой интегральной конфигурации, являются:

- разработка рациональной аэродинамической компоновки;
- формирование рациональной конструктивно-силовой схемы центроплана;

- обоснование основных параметров и характеристик РСУ, включая выбор рациональной степени двухконтурности двигателей с учетом особенностей их размещения в канале большой длины.

Для обоснования концепции ИПД-3 проведен значительный объем теоретических и экспериментальных исследований, включающих исследования ряда тематических аэродинамических моделей и детальную конструкторскую разработку критических узлов.

Показано, что при размещении двухконтурных двигателей в длинных каналах силовой установки и с учетом особенностей конструктивно-силовой схемы центроплана рациональная степень двухконтурности двигателей может быть ограничена величиной mo=4 - 6. При большей степени двухконтурности не ожидается улучшения характеристик самолета интегральной схемы из-за значительного роста потерь в тракте силовой установки, т. к. при увеличении степени двухконтурности двигателей возрастает роль потерь тяги в воздухозаборнике и сопле.

Проведены расчетные исследования по определению параметров горизонтального и вертикального оперений, эксплуатационных центровок и положения основных опор шасси самолета типа ИПД-3.

Для весового анализа использованы расчетные модели конструкции, основанные на простых упругих моделях и статистических данных. Для расчета зоны стыка крыла с фюзеляжем и для уточнения весовых характеристик разработана конечно-элементная модель конструкции с привлечением комплекса программ NASTRAN и проведены расчеты для нескольких случаев нагружения. Анализ результатов расчета центральной части стыка крыла с фюзеляжем на основе конечно-элементной модели показал возможность снижения веса фюзеляжа.

В расчетах получено, что рассматриваемый способ интеграции позволит уменьшить вес самолета и на 15 % увеличить аэродинамическое качество, что значительно уменьшит расход топлива. Вместе с тем особенности компоновки позволят уменьшить на 30 EPNдБ шум на местности, что может стать существенным достижением в экологии.

Разработана аэродинамическая компоновка интегрального агрегата «центроплан крыла + воздухозаборники + РСУ + сопло + фюзеляж». Посредством аэродинамической оптимизации спрофилированы консоли крыла. На основе созданной геометрической модели самолета разработана конструкторская документация, изготовлена модель для экспериментальных исследований в АДТ Т-106/128 ЦАГИ и проведены экспериментальные исследования аэродинамической модели на крейсерском режиме. Получены положительные результаты.

Крыло ИПД-3 должно обеспечить потребную подъемную силу на взлетно-посадочных режимах. Проблемой создания дополнительной подъемной силы от механизации крыла является ограниченная центропланом площадь консолей, обслуживаемых механизацией. В этих условиях выполнено проектирование взлетно-посадочной механизации для модели ИПД-3 в АДТ Т-102. Выбранные параметры механизации (предкрылки и однощелевые закрылки с дефлектором) обеспечивают на взлете Cy max = 1,8, на посадке Cy max = 2,51. На основе выбранной профилировки крыла и механизации разработана 3D-геометрическая модель крыла и самолета.

Концепцией ИПД-3 предусматривается применение плоских сопл, интегрированных с широким центропланом крыла. В АДТ ТПД ЦАГИ выполнено экспериментальное исследование эффекта суперциркуляции при небольших дозвуковых скоростях. Показана возможность увеличения подъемной силы самолета на режимах взлета/посадки.

Силовая установка в концепции ИПД-3 включает двумерные воздухозаборники, внутренние каналы которых ограничены конструкцией крыла и фюзеляжа. Выполнены расчетные исследования внутренней аэродинамики входного устройства, в которых особое внимание уделено устройствам слива пограничного слоя. На основе

рекомендованной геометрии канала выполнено проектирование и изготовлена модель воздухозаборника самолета типа ИПД-3 в АДТ Т-104 и ТПД ЦАГИ. Особенности воздухозаборников, взаимодействующих с пограничным слоем фюзеляжа, рассмотрены в экспериментальном исследовании модели самолета в АДТ ТПД в широком диапазоне скоростей (M=0 - 0,8), углов атаки и скольжения. Получены благоприятные оценки эффективности воздухозаборников без слива пограничного слоя перед входным отверстием.

Список литературы

1. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Карась О.В., Ковалев В.Е. Развитие методов аэродинамического проектирования крейсерской компоновки дозвуковых самолетов. Труды ЦАГИ, вып. 2655, 2002.
2. Лаврухин Г.Н. Аэродинамика реактивных сопел. т. I. Внутренние характеристики сопел. – М.: Физмалит, 2003.

АСПЕКТЫ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВИНТОМОТОРНОЙ ГРУППЫ БПЛА С ПОМОЩЬЮ РАСЧЕТНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS

Н.Н. Староверов, ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс», Москва,
nikolay.staroverov@cadfem-cis.ru,
Д.П. Хитрых, ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс», Москва, denis.khitrykh@cadfem-cis.ru
А.Л. Павлевич, ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс», Москва,
andrey.pavlevich@cadfem-cis.ru

Проектирование беспилотного летательного аппарата (БПЛА) – задача весьма нетривиальная, так как, несмотря на фактически один режим полета, оптимальный облик БПЛА зависит от множества параметров. Существуют различные классы и варианты конфигураций БПЛА, определяющиеся их задачами. В классе легких БПЛА взлетной массой до 50 кг наиболее распространены БПЛА выполненные по классической самолетной схеме, «летающие крылья», а также многороторные аппараты («коптеры»). Основные их назначения – наблюдение и доставка легких грузов.

Одной из важнейших задач при проектировании БПЛА легкого класса является выбор наиболее оптимальной силовой установки, обеспечивающей выполнение заданных характеристик по дальности действия, скорости и продолжительности полета БПЛА с определенной полезной нагрузкой. В классе легких БПЛА наиболее распространены винтомоторные силовые установки. Воздушный винт может приводиться в действие как от поршневого двигателя, так и от электрического двигателя. На данный момент популярность набирают электрические винтомоторные группы (ЭВМГ), состоящие из бесколлекторного электрического двигателя, электронного регулятора скорости и аккумулятора. Такие ВМГ имеют относительно простую конструкцию, поэтому практически безотказны и не требует регламентированного обслуживания. Из недостатков, пожалуй, можно лишь отметить относительно небольшой ресурс современных аккумуляторов и их вес, хотя технологии продолжают развиваться и совершенствоваться.

В рамках данной работы была создан программный модуль, представляющий из себя единую расчетную среду (EPC) для определения параметров и характеристик

оптимальной ЭВМГ, соответствующей требованиям, поставленным перед проектируемым БПЛА. В ЕРС реализованы аналитические расчетные методики в связке с численным моделированием методом конечных элементов (МКЭ), оптимизатором, а также автоматический геометрический конфигуратор, как показано на рис. 1.



Рис. 1 – Блок-схема Единой расчетной среды

Для проведения расчетов по определению первичного облика ВМГ используются аналитические методики, основанные на уравнениях энергии, сил и импульсов, а также эмпирических зависимостях, выявленных опытным путем.

Вводные данные в ЕРС по сути являются спецификацией, ТЗ или ТТХ на БПЛА, такие как вес полезной нагрузки, скорость, дальность и время полета БПЛА. Вспомогательные данные, необходимые для расчетов (например, аэродинамические характеристики воздушного винта) формируются либо на основании имеющихся опытных данных, либо на основании результатов численного моделирования.

По результатам данного этапа расчетов в ЕРС формируется первичный облик ЭВМГ, представляющий из себя параметризированную геометрическую модель по предопределенным шаблонам (будь то ЭВМГ БПЛА самолетой схемы или ЭВМГ многороторного «коптера»). Далее в рамках ЕРС есть возможность уточнения характеристик ЭВМГ за счет более точного моделирования ее с помощью МКЭ и проведения тонкой оптимизации, не требующей топологических изменений в конфигурации ЭВМГ.

Итого, результатами работы ЕРС являются характеристики ЭВМГ (вес, габариты, мощность, емкость аккумулятора и др.) и данные полетного режима (скорость, дальность и время нахождения БПЛА в воздухе), а также геометрическая модель ЭВМГ, готовая для передачи в конструкторский CAD пакет для дальнейшей проработки.

Список литературы

1. Павлушенко М.И., Евстафьев Г.М., Макаренко И.К. БПЛА: история, применение, угроза распространения и перспективы развития. — М.: «Права человека», 2005. — 611 с.
2. Александров В.Л. Воздушные винты. — М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1951. — 448 с.
3. Бадрухин Ю.И. [и др.]. Руководство для конструкторов летательных аппаратов самостоятельной постройки (РДК СЛА). В 2-х томах. Том 1. Общие технические требования. Аэродинамика. — Новосибирск: «СибНИИ авиации», 1989. — 247 с.

РАСЧЕТНОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ВХОДНЫХ УСТРОЙСТВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.А. Степанов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, step@ciam.ru
В.А. Виноградов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.Ю. Макаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
К.Н. Пичков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Л.А. Бендерский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлены результаты исследования газодинамических характеристик пространственных входных устройств перспективных высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА). Проведены исследования по выбору эффективных схем торможения высокоскоростного потока для нескольких конфигураций входных устройств (ВУ) в компоновке с корпусом ЛА. Конфигурации ВУ выбраны с учетом габаритных ограничений и конструктивных особенностей организации рабочего процесса в камере сгорания прямоточного двигателя при числах Маха полета M = 4 - 10.

С помощью программного комплекса, основанного на решении стационарных уравнений Навье-Стокса в трехмерной постановке, проведены расчеты течения в воздухозаборниках с обтеканием носовой части ЛА при числах Маха M = 3 - 10. Получены расчетные параметры потока по всей длине носовой части ЛА и в каналах воздухозаборников до выходного сечения – числа М, повышение статического давления и характеристики эффективности процесса торможения – коэффициенты полного давления σ и расхода φ для рассмотренных условий полета и стендовых испытаний.

Проведены экспериментальные исследования моделей воздухозаборников при числах Маха M = 3 - 6. Получены значения интегральных характеристик и распределений давлений по тракту, проведены исследования запуска ВЗ. Анализ результатов показал, что картина обтекания ВУ близка к расчетной картине.

ИССЛЕДОВАНИЯ ЦАГИ ПО СКООРДИНИРОВАННОМУ МЕЖДУНАРОДНОМУ ПРОЕКТУ HEXAFLY-INT

В.А. Талызин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, talyzin@tsagi.ru
Н.В. Воеводенко, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.А. Губанов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
М.А. Иванькин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.О. Шардин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, talyzin@tsagi.ru

В настоящее время в разных странах разрабатываются проекты высокоскоростных пассажирских летательных аппаратов (ЛА), позволяющие перевозить пассажиров на большие расстояния за меньшее время. В рамках европейских проектов LAPCAT-I, II и HEXAFLY европейские специалисты рассмотрели различные концепции таких самолетов, рассчитанных на различные скорости крейсерского полета, и в результате была выбрана

одна из изученных компоновок [1]. Эта концепция исследуется более подробно в рамках скоординированного международного проекта HEXAFLY-INT между Европейским Союзом, Россией и Австралией.

Целью проекта HEXAFLY-INT является демонстрация технологической возможности обеспечения крейсерского полета при числе Маха M=7.4 и высоте H=31 км (получение положительного аэродвигательного баланса) и проведение летного эксперимента, в котором на модели планера без двигателя, обладающей высоким аэродинамическим качеством, должна быть показана возможность устойчивого и управляемого полета, а также проверена тепловая стойкость и прочность материалов и конструкции в широком диапазоне чисел M=7.4 – 2.

В рамках этого проекта, начиная с 2014 г., в ЦАГИ проводится большой цикл расчетных, экспериментальных и конструкторских работ.

Расчетные исследования, выполняемые в ЦАГИ, направлены на определение аэродвигательного баланса, внешних аэродинамических характеристик летательного аппарата, параметров звукового удара, траектории полета и т.д. Стоит отметить, что наряду с коммерческими пакетами широко используются программные коды, разработанные сотрудниками ЦАГИ, что позволяет проводить дополнительную верификацию используемых численных методов и различных эмпирических и инженерных критериев ламинарно-турбулентного перехода.

Экспериментальные исследования ЦАГИ по проекту направлены на определение характеристик воздухозаборного устройства и внешних аэродинамичеких характеристик как модели с протоком, имитирующим внутренний тракт двигателя, так и модели экспериментального ЛА без протока. Наряду с этим исследуется влияние состояния пограничного слоя на характеристики воздухозаборного устройства. Одним из ключевых направлений работ является изучение аэрогазотермодинамики рабочего процесса в камере сгорания при горении водорода. Исследования проводятся в широком диапазоне изменения параметров потока в различных аэродинамических трубах ЦАГИ.

Конструкторские работы направлены на определение технологической возможности изготовления элементов конструкции экспериментального ЛА и обеспечение необходимой теплозащиты. Начало изготовления летного образца в ЦАГИ намечено на 2016 г., а летный эксперимент запланирован на 2018 г.

Работа выполнена в рамках скоординированного международного проекта HEXAFLY-INT 7-й рамочной программы ЕС по теме «Транспорт» [2] при дополнительной поддержке Минпромторга РФ.

Список литературы

1. Steelant, J. and Langener, T.: ‘The LAPCAT-MR2 hypersonic cruiser concept’, in 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), St. Peterburg, September 7-12, 2014.
2. http://www.esa.int/techresources/hexafly_int.

МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СОПЛА ТРДД

В.А. Талызин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский,
chevagin @tsagi.ru
Г.Н. Лаврухин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Приведены результаты комплексных исследований аэрогазодинамических и акустических характеристик сопел ТРДД с раздельным истечением и общим смешением потоков I и II контуров двигателя.

По результатам оптимизации геометрии сопел и их внешних обводов определены наиболее рациональные геометрические параметры сопел, обеспечивающие небольшой уровень потерь внутренней и эффективной тяги (~1÷2% идеальной тяги сопел).

Исследовано при отсутствии и при наличии внешнего потока влияние формы, числа и угла отклонения в струю мини-дефлекторов (шевронов), расположенных на срезе сопел, на величину потерь тяги и уровень шума выходных устройств.

Показано, что отклонение мини-дефлекторов в струю сопел позволяет снизить уровень шума на 5÷6 дБ, однако это приводит к увеличению потерь тяги сопел на ~3÷4%.

Исследовано рациональное расположение мини-дефлекторов, позволяющее обеспечить как снижение уровня шума, так и отклонение вектора тяги сопла.

Дано обобщение уровня потерь тяги сопел с общим смешением и раздельным истечением потоков I и II контура с использованием введённого параметра "загромождения" мини-дефлекторами истекающих реактивных струй.

УЧЁТ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИ ФОРМИРОВАНИИ ОБЛИКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

С.Н. Фетисов, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва,
sereja.fit@gmail.com
А.Н. Мухин, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва,
powersystems@yandex.ru
А.В. Сетуха, МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва, setuhaav@rambler.ru
С.Л. Ставцев, ИВМ РАН, Москва, sstass2000@mail.ru

Радиолокационные характеристики являются важнейшим классом характеристик, которые учитываются при формировании облика современных летательных аппаратов военного назначения. Снижение радиолокационной заметности достигается как применением современных материалов, так и тщательным подбором внешней конфигурации летательного аппарата. При этом, на фоне снижения эффективной площади рассеяния летательного аппарата значительный вклад в эту площадь вносят силовые установки. Здесь важны внешние обводы этих устройств, а при облучении с определенных направлений существенное влияние оказывает и их внутренняя конфигурация: конструкция входных направляющих аппаратов и первых ступеней компрессора в

передней полусфере; конструкции сопла и форсажной камеры сгорания - в задней полусфере.

В силу сказанного, обеспечение требований снижения радиолокационной заметности является актуальной задачей при проектировании перспективных силовых установок. Следует заметить, что эти требования часто вступают в противоречие с другими основными требованиями, связанными с обеспечением мощности, экономичности и надёжности силовой установки. Поэтому увязку требований радиолокационной заметности с другими характеристиками двигателя необходимо осуществлять на этапе формирования облика силовой установки.

Важным инструментом анализа радиолокационных характеристик летательных аппаратов и элементов их конструкции в последнее время становится математическое моделирование. Методы математического моделирования, по сравнению с методами физического эксперимента, требуют намного меньших материальных затрат, позволяют изучить трудно воспроизводимые в эксперименте ситуации, осуществить перебор большого числа вариантов. Кроме того, многие методы математического моделирования позволяют получить полную картину радиолокационного поля и выявить источники повышенной радиолокационной заметности.

По сути, задача об анализе характеристик радиолокационной заметности сводится к задаче расчета дифракции электромагнитной волны на заданном объекте. Концептуально можно выделить три основных подхода к решению задачи дифракции, а именно, метод дифференциальных уравнений в частных производных, метод интегральных уравнений теории потенциала, а также асимптотические методы. Последние методы, несмотря на достаточно строгие ограничения к области применимости, нашли свое место при проектировании реальных объектов, благодаря наименьшей вычислительной сложности среди всех существующих групп методов.

Однако, асимптотические методы теории дифракции, не позволяют провести анализ сложных систем с наличием мелких объектов, соизмеримых или меньших длины волны. А особенностью задачи анализа радиолокационных характеристик входных и выходных устройств силовых установок является как раз учет влияния большого числа элементов их конструкции, размеры которых соизмеримы с длиной волны.

Метод дифференциальных уравнений позволяют анализировать процесс распространения электромагнитных волн без каких-либо физических ограничений на длину волны и на линейность параметров среды распространения, однако подразумевают построение пространственной сетки во всей области решения задачи. В случае внешних задач дифракции (когда рассматривается электромагнитное поле в бесконечной области вне исследуемого объекта) для обеспечения условий на бесконечности требуется строить расчетную сетку в очень обширной части пространства, что приводит к непомерным вычислительным затратам.

При решении внешних задач дифракции в однородных и кусочно-однородных средах высокую эффективность показали методы граничных интегральных уравнений. В этих методах электромагнитное поле выражается через поверхностных токи на поверхностях тел и границах раздела сред. Задача сводится к интегральным уравнениям, записанным на этих поверхностях. На указанных поверхностях далее, при численном решении, строится расчетная сетка.

Авторами разработан комплекс программ для решения на ЭВМ задач дифракции электромагнитных волн на элементах конструкции силовых установок. При этом использован вариант метода граничных интегральных уравнений, при котором задача сводится к уравнениям с сильносингулярными интегралами. Такой подход позволяет на основе единых интегральных представлений решать задачи дифракции как на телесных объектах, так и на тонких экранах, а так же на системах тел и экранов. Идеи такого подхода заложены в работах Захарова Е.В. и Лифанова И.К. [1,2], реализованные численные алгоритмы описаны в работах [3,4].

Характерной особенностью этого класса задач является сложность конфигурации исследуемого объекта, состоящего из большого числа элементов, которые имеют размеры порядка длины волны или нескольких длин волн. Это вызывает необходимость использовать поверхностные сетки с большим числом ячеек разбиения, количество которых определяется как необходимостью правильно отследить конфигурацию тела, так и обеспечить малость ячеек разбиения по сравнению с длиной волны. При этом возникает необходимость численно решать систему линейных уравнений, в которой число уравнений определяется числом ячеек разбиения. Для повышения вычислительной эффективности использован метод мозаично-скелетных аппроксимаций заполненных матриц больших размеров, позволяющий многократно снизить затраты памяти ЭВМ на хранение такой матрицы и машинного времени, потребного на решение системы линейных уравнений. Проведенная верификация показала эффективность разработанного вычислительного комплекса на уровне не ниже современных зарубежных промышленных пакетов.

Список литературы

1. Давыдов А.Г., Захаров Е.В., Пименов Ю.В. Метод численного решения задач дифракции электромагнитных волн на незамкнутых поверхностях произвольной формы. // ДАН. 1984. Т. 276, № 1. С. 96—100.
2. Лифанов И.К. Метод сингулярных интегральных уравнений и численный эксперимент. — М.:ТОО "Янус", 1995. —520 с.
3. Захаров Е.В., Рыжаков Г.В., Сетуха А.В. Численное решение трехмерных задач дифракции электромагнитных волн на системе идеально проводящих поверхностей методом гиперсингулярных интегральных уравнений. // Дифференциальные уравнения, 2014. Т.50, № 9. С. 1253—1263.
4. Захаров Е.,В., Сетуха А.В., Безобразова Е.,Н. Метод гиперсингулярных интегральных уравнений в трехмерной задаче дифракции электромагнитных волн на кусочно однородном диэлектрическом теле. // Дифференц. уравнения. 2015. Т. 51. \No 9 (принята в печать).

КОНЦЕПЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С АЛЬТЕРНАТИВНЫМИ ИСТОЧНИКАМИ ЭНЕРГИИ

А.В. Шустов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, shustov@tsagi.ru
М.В. Анимица, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.И. Бузулук, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.М. Бузулуков, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Б.И. Гуревич, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
М.С. Долгорева, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.И. Дунаевский, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.П. Зайцев, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Е.Н. Кармадонова, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
М.В. Клочкова, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
К.Г. Косушкин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.В. Лазарев, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
С.М. Михалев, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.А. Охапкин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.В. Редькин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.В. Смирнов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Л.Л. Теперин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.Н. Титоренко, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.Ю. Уджуху, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.В. Федисов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Нарастающие потребности в мировых перевозках и обусловленное этим увеличение парка автомобильного, железнодорожного, водного и авиационного транспорта требуют все больших энергетических затрат. Это ведет к существенному увеличению объемов сжигаемого топлива, получаемого из продуктов переработки нефти, и обострению экологических проблем в связи с опасно возрастающим загрязнением окружающей природной среды, а также к истощению запасов нефти. Определенный «вклад» в усугубление этих проблем вносят авиационные системы.

Решение проблемы перехода к использованию более дешевого топлива, а также сокращения эмиссии загрязняющих веществ возможно путём внедрения в авиационную технику альтернативных видов топлива, получаемых в результате переработки попутного и природного газа (метан, авиационное сконденсированное топливо - АСКТ, легкие фракции углеводородов), биомассы (метиловые эфиры жирных кислот, синтетические углеводороды), а также водорода, получаемого из возобновляемых источников (например, при электролизе воды). Эти виды топлива обладают более низкими, чем у керосина, индексами эмиссии углекислого газа, как метан или АСКТ, либо являются углерод-нейтральными, как продукты переработки биомассы, или не содержат углерод, как водород.

Проведены комплексные исследования и сформированы оценки технических, экономических, экологических аспектов использования газового топлива на воздушных судах гражданской авиации. В качестве объектов исследования рассматривались модификации существующих или проектируемых самолетов.

Для компоновок двухтопливных магистральных и ближнемагистральных пассажирских самолетов наиболее приемлема схема ЛА типа «летающее крыло», имеющая наиболее рациональное соотношение параметров «объем-площадь», а также схема, реализующая концепцию «несущего» фюзеляжа. Региональные самолеты также

могут компоноваться за счет изменения обводов фюзеляжа. Одним из возможных решений проблемы размещения криогенных баков на региональном самолёте является его компоновка по схеме «дуплан», в которой основная несущая поверхность имеет два крыла, соединенных топливными баками.

Сформированы облики перспективных средних вертолетов грузоподъемностью 1,5 и 3,5 тонны, определены потребные мощности силовой установки, проведены оценки их аэродинамических, летно-технических и массово-габаритных характеристик. С учетом разнородных факторов, влияющих на облик ЛА при переводе на газовое топливо, рассмотрен вопрос модификации данных вертолетов в двухтопливные варианты с установкой подвесных топливных баков.

С целью формирования наиболее рациональной стратегии создания и внедрения двухтопливных воздушных судов гражданской авиации разработана концепция перспективного проекта применения двухтопливных (АСКТ, керосин) вертолетов типа Ми-17ТГ.

Обоснована целесообразность компоновочных решений самолетов различного назначения, использующих криогенные топлива. Ожидается, что наиболее значительный эффект от применения жидководородного топлива может быть получен на дальнем магистральном самолете (ДМС). В результате замены керосина жидким водородом взлетная масса 300-местного самолета с дальностью полета 9000 км может быть снижена до 170-180 т по сравнению с 240 т самолета типа Ил-96-300. Однако облик такого самолета будет заметно отличаться от традиционного. Рассмотрена перспективная концепция дальнемагистрального самолета на жидководородном топливе с интегральной силовой установкой. Жидководородное топливо позволяет на ~16% снизить взлетный вес самолета и вдвое снизить удельный расход топлива. В то же время установка на самолете теплоизолированных криогенных баков большого объема приводит к значительному увеличению аэродинамического сопротивления самолета Переход к интегрированной силовой установке с расположением в хвостовой части фюзеляжа выносного вентилятора может заметно улучшить водородный самолет по показателю затрат энергии на полет. Эффективный удельный расход топлива дополнительно может снизиться на ~10%.

Сформирован облик аэрокосмической системы (АКС) нового поколения с учетом использования в ней альтернативных видов топлив и выполнена оценка влияния этих топлив на основные технические характеристики (такие как масса полезного груза, габаритные размеры ступеней, объемы топливных баков и т.д.) ракетно-космической системы (РКС).

В ходе формирования технического облика и характеристик авиационных систем, использующих лазерную энергию рассмотрены варианты построения системы передачи лазерной энергии (СПЛЭ) для подзарядки бортовых аккумуляторов БПЛА.

Предложены и обоснованы компоновочные решения аэростатических и самолетных беспилотных летательных аппаратов с ядерной силовой установкой, обеспечивающих эффективную интеграцию ядерной силовой установки с летательным аппаратом.

В направлении исследования современного состояния и прогноза развития электрических и гибридных силовых установок (и их основных компонентов) для легких воздушных судов рассмотрены конструктивные особенности ЛА с электрическими двигателями.

ИНТЕГРАЦИЯ ПЛАНЕРА И СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО СДС/СПС

В.Г. Юдин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, vg_yudin@tsagi.ru
В.Ф. Самохин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.В. Шенкин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.В. Потапов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.В. Тарасенков, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Р.В. Забродин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.А. Бабулин, ЗАО «НГТС», Москва, a_babulin@snct.ru
В.Н. Титов, ЗАО «НГТС», Москва
В.Д. Коровкин, ФГУП «ЦИАМ им. Баранова», Москва, korovkin@ciam.ru
А.К. Миронов, ФГУП «ЦИАМ им. Баранова», Москва

В рамках систематических исследований по формированию научно-технического задела в области сверхзвуковой гражданской авиации выполнен цикл работ по аэродинамической компоновке СДС/СПС. Работа является логическим продолжением ранее проведенных ЗАО «НГТС», ФГУП «ЦИАМ» и ФГУП «ЦАГИ» совместных исследований возможности создания сверхзвукового делового самолёта (СДС) с низким уровнем звукового удара и шума (2-х двигательная схема с максимальной взлётной массой около 55т). В настоящей работе рассматривается возможность создания сверхзвукового самолёта с трансформируемым салоном (СДС/СПС – 4-х двигательной схемы с максимальной взлётной массой около 120т), трансатлантической дальности.

Аэродинамическая компоновка СДС/СПС сформирована из соображений реализации высокого уровня аэродинамического совершенства, снижения звукового удара и шума. Применено крыло сложной формы в плане с неплоской срединной поверхностью, фюзеляж сложной аэродинамической формы с интегрированной в хвостовую часть силовой установкой. Рассматривается возможность снижения шума за счет экранирования воздухозаборников и реактивных струй двигателей элементами планера самолёта.

В качестве двигателей силовой установки СДС/СПС рассматриваются перспективные ТРДД и ДИЦ различных схем. Исследуется возможность применения в схемах двигателей существующих отечественных газогенераторов и регулируемых смесителей. Рассматриваются различные схемы трёхконтурных ДИЦ. Оценены предварительные ВСХ перспективных двигателей, их массово-габаритные, ресурсные характеристики и срок создания.

Для обеспечения работоспособности двигателей, кроме компоновочных решений - в виде специальной формы верхней поверхности фюзеляжа, инициирующей растекание пограничного слоя перед воздухозаборниками, рассматриваются различные варианты системы отсоса пограничного слоя. Выполнены предварительные численные оценки эффективности одного из вариантов такой системы отсоса. Оценены дроссельные характеристики воздухозаборников и окружная неравномерность потока на входе в двигатели.

В аэродинамической компоновке СДС/СПС предполагается использование плоских косых сопл. Рассматриваются различные схемы регулирования и шумоглушения. Выполнены расчетные и экспериментальные оценки аэродинамических характеристик сопл во всём полётном диапазоне чисел М. Показана возможность реализации уровня потерь эффективной тяги плоских косых сопл, близкого к значениям осесимметричных сопл (например, самолёта Ту-144).

Проведены численные исследования газодинамических параметров потока в соплах. Для нескольких схем плоских косых сопл проведены акустические стендовые исследования на базе экспериментальной установки ФГУП «ЦИАМ» с горячими струями. Рассмотрена эффективность экранов и эжектора. Получены предварительные исходные данные для оценки эффективного уровня шума и основа для модернизации системы шумоглушения реактивных струй двигателей на различных режимах.

На базе выполненных численных и экспериментальных исследований выполнены предварительные оценки эффективного уровня шума СДС/СПС с рассмотренными силовыми установками (с ТРДД и ДИЦ в составе). Оценены возможные перспективы выполнения требований норм ИКАО (гл. 14). Сформированы предварительные рекомендации по модернизации системы шумоглушения предложения по направлениям и содержанию исследований на ближайшие годы.

СЕКЦИЯ 2А – ВЕНТИЛЯТОРЫ И КОМПРЕССОРЫ

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТАНГЕНЦИАЛЬНОГО НАКЛОНА И КОСОГО ОБТЕКАНИЯ ЛОПАТОК НАПРАВЛЯЮЩЕГО АППАРАТА НАСОГЛАСОВАНИЕ РАБОТЫ СТУПЕНЕЙ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

Д.В. Архипов, АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва,
d.v.arkhipov@mail.ru

Представлены результаты исследования влияния изгиба по дуге окружности оси лопаток направляющего аппарата ступени в окружном (тангенциальный наклон) и осевом (косое обтекание) направлениях на КПД и запасы газодинамической устойчивости группы ступеней осевого компрессора.

Перераспределение потока на выходе из предыдущей ступени путем изменения формы оси лопаток направляющего аппарата может благоприятно сказаться на согласовании работы ступеней и увеличения запасов газодинамической устойчивости многоступенчатого осевого компрессора. В качестве объекта исследования рассмотрен сектор состоящий из двух ступеней осевого компрессора, спрофилированных по закону постоянной циркуляции скорости вдоль радиуса. Ступени исследовались с неизменными рабочими колесами и различными вариантами лопаток первого направляющего аппарата, имеющих обычную форму, а также симметричный изгиб линии центров тяжести профилей (оси лопаток) по дуге окружности в окружном и осевом направлениях. Для всех исследованных вариантов профили и решетки направляющего аппарата первой ступени оставались неизменными на одних и тех же цилиндрических поверхностях. Рабочие колеса и второй направляющий аппарат не менялись. Основными анализируемыми параметрами при проведении исследований ступеней с различной формой оси лопаток направляющего аппарата являлись значения максимального КПД, а также располагаемых запасов газодинамической устойчивости модели сектора ступеней.

Газодинамические исследования проводились с использованием программного комплекса ANSYS CFX, верифицированного по результатам экспериментальных исследований подобной ступени. Получено качественное совпадение результатов теоретического и численного исследования осевых ступеней в широком диапазоне изменения изгиба оси лопаток направляющего аппарата.

В результате проведенного численного анализа получено, что для данного типа ступеней в рабочей точке изгиб оси лопаток направляющего аппарата практически не влияет на КПД и теоретическую работу ступени при неизменном рабочем колесе. Форма оси лопаток направляющего аппарата существенно влияет на запасы газодинамической устойчивости группы ступеней.

ВИБРОАКУСТИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ НА ПЛАНЕР СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ДВИГАТЕЛЯМИ БОЛЬШОЙ И СВЕРХБОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ

В.С. Бакланов, ПАО «Туполев», Москва, baklanov@tupolev.ru
Р.Н. Галяутдинов, ПАО «Туполев», Москва, ruga@mail.ru

Бурное развитие двигателестроения позволяет проводить ремоторизацию как однопроходных массовых самолетов (типа B737, A320), занимающих 80% парка магистральных самолетов, так и популярных самолетов другого класса – B777 и A330.

Ближайшие 10 – 15 лет мы будем иметь дело с самолетами, оснащенными турбовентиляторными двигателями повышенной степенью двухконтурности (8,5 – 12): Leap-1B, Leap-1A, ПД-14, GE9X, TRENT 7000, TRENT 1000 TEN, XWX и семейством типа PW1000G.

Самолеты, оснащенные такими двигателями, могут успешно выполнить будущие шумовые стандарты 2017 года (Chapter 14), обеспечить снижение вредных выбросов и повышение топливной эффективности, но при этом происходит существенное изменение виброакустических характеристик силовых установок.

Повышенная степень двухконтурности двигателя приводит не только к значительному увеличению акустической мощности вентилятора, но и к изменению спектра шума, излучаемого из передней и задней полусфер силовой установки.

Вибрационный спектр турбовентиляторных двигателей существенно расширяется со сдвигом в низкочастотный диапазон вследствие пониженной частоты вращения ротора вентилятора (особенно в случае применения редуктора). Некоторые гармоники газовоздушного тракта (например, вращающегося вихря), связанные определенным соотношением с частотой вращения вала вентилятора, уже оказываются в области инфразвука.

Эти составляющие и будут определять спектр динамического воздействия двигателей, передаваемый через узлы крепления на конструкцию планера.

Для планера современного самолета характерно наличие нескольких десятков собственных форм колебаний в низкочастотной части спектра; взаимодействие некоторых из них с возмущающим воздействием силовой установки может привести к генерированию в кабинах самолетов дискретных низкочастотных составляющих шума высокого уровня [1].

1-ая лопастная гармоника шума вентилятора снижается в 1,5 – 2 раза (до 500 Гц для редукторного двигателя). Уровень этих составляющих в большой степени определяется условиями на входе в вентилятор (возможностью генерирования аэродинамического дисбаланса длинных лопаток вентилятора).

С увеличением диаметра вентилятора концы лопаток вращаются со сверхзвуковой скоростью, генерируя ударные волны. Взаимодействие ударных волн с колесом вентилятора образует полигармонический ряд дискретных составляющих вокруг основных частот следования лопаток (первая и вторая гармоники), отличающихся на частоту вращения вала вентилятора, названный «пилообразным шумом.

Поэтому шум, излучаемый из воздухозаборников двигателей большой степени двухконтурности в дальнее поле и по направлению к стенке фюзеляжа, состоит из многократных тонов более низких частот, что отмечалось и в спектре шума переднего пассажирского салона самолетов-демонстраторов QTD1 и QTD2 [2].

Ожидаемый уровень структурного шума (от вибрационного воздействия двигателей) в гермокабине существенно возрастает в низкочастотной части спектра, что

подтверждается как расчетами с учетом передаточных функций виброакустической проводимости и динамических податливостей прототипов двигателей и планеров, так и измерениями на самолете-демонстраторе QTD2 [2].

Решение проблем шума, видимо, потребует переноса внимания с традиционных методов (установки ЗПК, от которых требуется повышенная высота) на методы борьбы с шумом в источнике (широкохордные лопатки вентилятора, технология блиск, актуаторы …).

Решение проблем структурного шума низкочастотной части спектра потребует создания нового поколения крепления двигателей (видимо, с встроенными низкочастотными блоками виброизоляции или пьезоэлектрическими актуаторами).

Опыт эксплуатации самолетов с двигателями большой степени двухконтурности показывает, что уровень низкочастотных составляющих структурного шума в кабине экипажа может превысить рекомендации санитарных норм и вызвать вопросы о безопасности полетов, а нас впереди ожидают 2-е (Advance) и 3-е (UltraFan) поколения редукторных двигателей и может быть «Open rotor».

Список литературы

1. Baklanov V.S. Interaction of power plant with airframe of new generation aircraft. EUCASS book series advances in aerospace sciences.2012.Volume 4.Progress in Propulsion Physics, p.395-416.
2. Nesbitt E., Jia Yu and all, Quiet Technology Demonstrator 2 Intake Liner Design and Validation Proc. 12th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, 8-10 May, 2006, Cambridge, Massachusetts.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ И ОСОБЕННОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЦК С ВЫСОКОЙ СТЕПЕНЬЮ СЖАТИЯ

Д.В. Ворошнин, ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург, d.voroshnin@numeca-ru.com
О.В. Маракуева, ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург, o.marakueva@numeca-ru.com
А.С. Муравейко, ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург, a.muraveiko@numeca-ru.com

В работе моделируется и анализируется течение в одноступенчатом ЦК с высокой степенью сжатия, включающего стойки переднего корпуса, рабочее колесо (РК), безлопаточный диффузор (БЛД), лопаточный диффузор (ЛД) и спрямляющий аппарат (СА) (рис. 1).

Численное моделирование осуществляется с использованием ПО Fine/Turbo. На первом этапе расчёты вязкого течения с параметрами термически совершенного газа выполняются по приведенным параметрам на входе T*=288.15K, P*=101325 Па при оборотах N=100% в стационарной постановке. На твёрдых поверхностях задаются условия прилипания и отсутствия теплопередачи. Блочно-структурированная гексагональная сетка высокого качества генерируется с помощью AutoGrid5. В процессе разработки CFD модели компрессора исследуется:

- влияние различных моделей турбулентности: SA, k-ε, SST, EARSM с подключением расширенного пристеночного моделирования;
- влияние уровня подробности расчётной сетки;
- влияние типа ГУ «ротор-статор» между РК и диффузором: поверхности смешения (Mixing Plane), Frozen rotor, неотражающего ГУ;

- влияние положения границы «ротор-статор» между РК и диффузором;
- влияние положения передней крышки диффузора;
- влияние галтелей РК, диффузора, СА;
- влияние притрактовой полости, отвечающей междисковому пространству за основным диском;
- влияние схемы дискретизации.

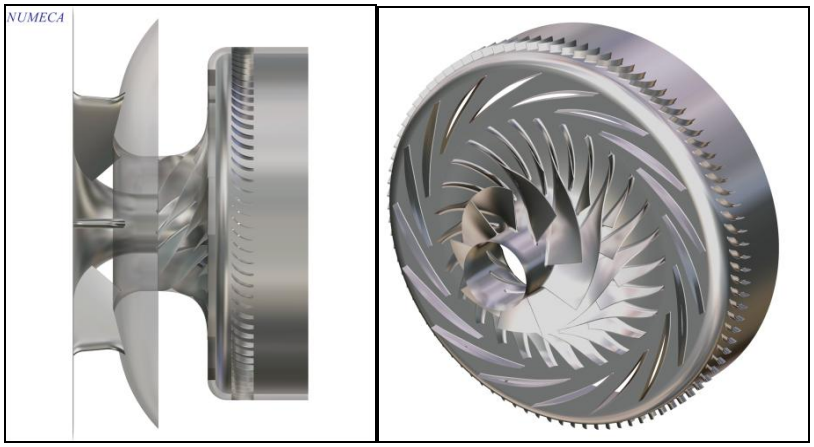


Рис. 1 – 3D модель исследуемого компрессора

В процессе анализа результатов выявлены мощные вторичные течения в РК, обширные отрывы в ЛД и СА. Необходимо отметить, что притрактовая полость инициирует спиральный вихрь, который инициирует и стабилизирует отрыв в лопаточном диффузоре. Существенное влияние на решение оказывает положение границы сопряжения «ротор-статор», а в частности на положение и интенсивность отрыва в диффузоре, который оказывает критическое влияние на интегральные характеристики.

Сопоставление выбранной CFD модели (модель №1) с результатами эксперимента приводится на рис. 2, все результаты обезразмерены относительно параметров рабочей точки.

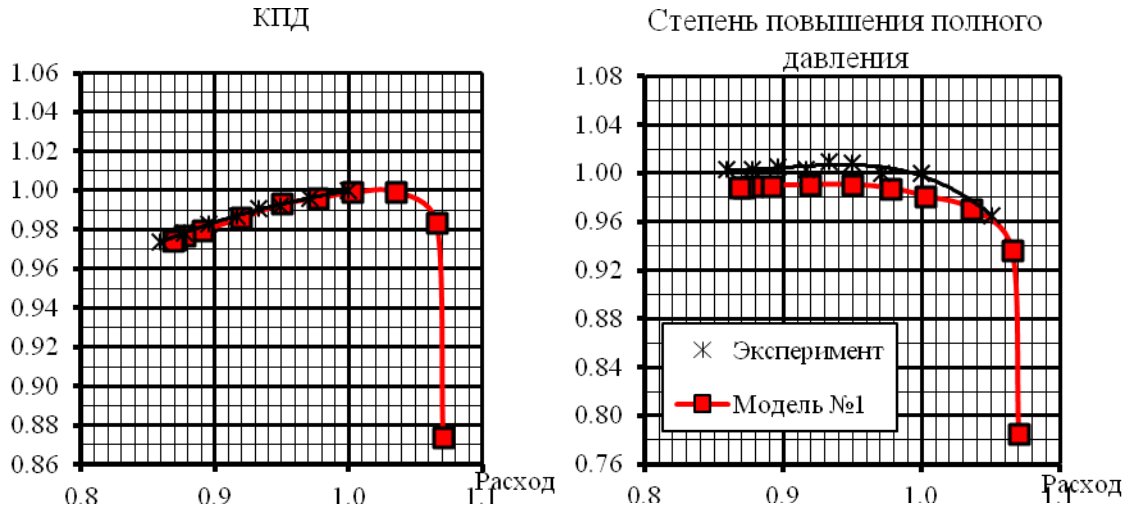


Рис. 2 – Интегральные характеристики CFD модели и эксперимента

Течение в компрессоре имеет сложный характер, нестационарность некоторых явлений осложняет моделирование в стационарной постановке, поэтому на втором этапе выполнены расчёты с использованием метода NLH. Метод подразумевает решение осреднённых уравнений с включением пульсационных составляющих, связанных с «ротор-статор» взаимодействием. Интегральные характеристики расчета NLH и соответствующего ему стационарного расчета приводятся на рис.3.

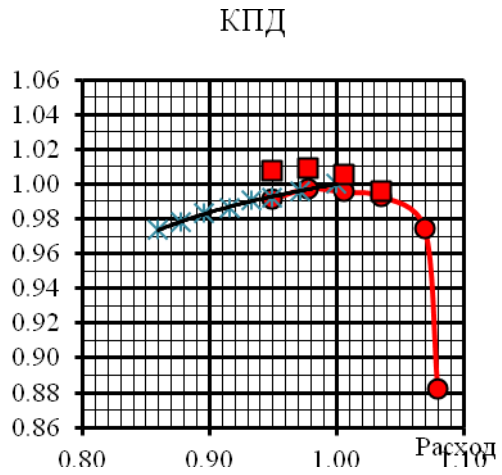


Рис. 3 – Интегральные характеристики NLH метода и эксперимента

Проводится сравнение результатов NLH метода и стационарного расчета. NLH метод показывает, что течение в отдельно взятом межлопаточном канале диффузора пульсирующее, периодическое, присутствует существенная нестационарность течения, наблюдается существенная окружная неравномерность в отдельно взятый момент времени. В осреднённом движении скорость движения на выходе из колеса сверхзвуковая, но в выбранный момент времени присутствует значительная неравномерность распределения числа Маха по окружности, что приводит к влиянию диффузора вверх по потоку и пульсаций параметров в межлопаточных каналах колеса. В диффузоре на стороне сжатия присутствует пульсирующий отрыв. В работе показано, что приближение Mixing Plane дает качественно верную картину течения с точки зрения осреднения.

В результате работы разработана CFD модель компрессора, которая хорошо согласуется с экспериментальными характеристиками по интегральным параметрам, проанализированы особенности течения в венцах. Несмотря на неоптимальные геометрические параметры РК и диффузорной системы, выявлены резервы повышения эффективности даже с учетом габаритных ограничений. Разработанная математическая модель может быть успешно использована, при доводке исследованного ЦК, и даже использована для постановки задач математической оптимизации.

ОПЫТ ЧИСЛЕННОГО АНАЛИЗА ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОСЕВЫХ И ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРНЫХ СТУПЕНЕЙ

Ю.Б. Галеркин, ФГАОУ ВО «СПбПУ», Санкт-Петербург, galerkin@pef.spbstu.ru
А.Ф. Рекстин, ФГАОУ ВО «СПбПУ», Санкт-Петербург, rekstin2k7@mail.ru
К.В. Солдатова, ФГАОУ ВО «СПбПУ», Санкт-Петербург, buck01@list.ru
А.А. Дроздов, ФГАОУ ВО «СПбПУ», Санкт-Петербург, A_drozdi@mail.ru

По экспертной оценке [1] стоимость произведенных в мире авиационных газотурбинных двигателей в период 2000-2020 гг. составит примерно 1000 млрд. долл. США. Перспективные вертолетные ГТД требуют уменьшения размеров и повышения эффективности компрессоров. Анализ показывает, что задача может быть решена применением осевых компрессоров со степенью сжатия первой ступени 3 – 3,5 или двухступенчатых центробежных компрессоров.

Данные по современным высоконапорным осевым ступеням (рис. 1, слева) показывают тенденцию повышения коэффициентов теоретического напора рабочих колес – до 0,5 и более на периферии лопаток. Проблема обеспечения высокого КПД заключается в контроле потерь в скачках уплотнения и в дозвуковой части решетки с большими углами поворота. Зависимость политропного КПД системы «косой +прямой» скачек, или косой скачек с дозвуковым потоком, от угла фронта скачка при разных скоростных коэффициентах [2, 3] представлены на рис. 1 (справа).

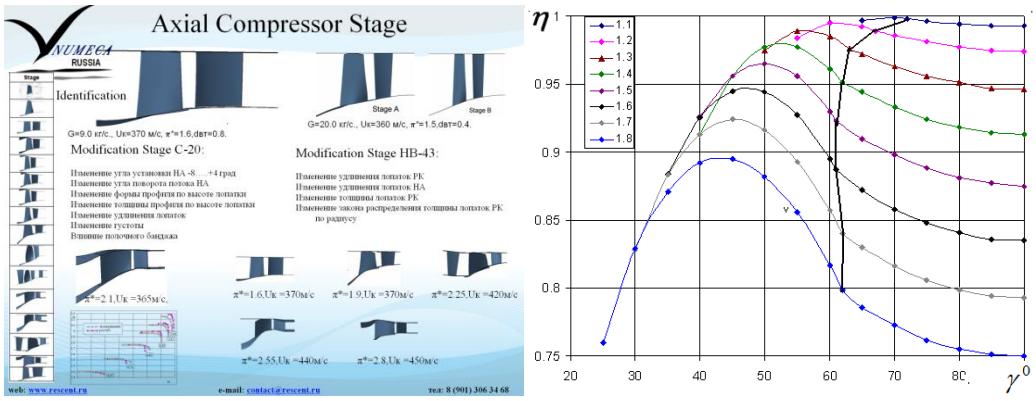


Рис. 1 – Информация о современных ступенях с большим отношением давлений [4] (слева) и КПД системы прямого и косого скачков уплотнения (справа)

Справа от линии – зона дозвуковых скоростей после косого скачка. До значений скоростного коэффициента порядка 1,45 скачек эффективно преобразует кинетическую энергию в энергию давления. Проблема возвращается к обычной для осевых ступеней процедуре рационального построения потока по высоте лопаток и профилирования дозвуковой части РК и НА. Потери в дозвуковой части рассчитываются по результатам продувки решеток А. Комаровым [5]. Лопаточный аппарат РК проектируется с выполнением условия постоянства полного давления по радиусу [6]. Необходимый угол поворота потока в рабочем колесе равен 12 – 45^0, в направляющем аппарате – 65 – 70^0 [6,7]. Оптимизация соответствующих решеток выполняется CFD – методами.

Первичное проектирование двухступенчатого центробежного компрессора со степенью сжатия порядка 20 выполнено по методикам из [8]. Рабочее колесо первой ступени с коэффициентом расхода $\Phi_{расч}$ = 0,12 оптимизировано с помощью инженерных программ 5-й и 6-й версий [9, 10]. Лопаточная решетка была спроектирована расчетами квазитрехмерного невязкого потока – рис 2. Неподвижные элементы в составе «лопаточный диффузор + ОНА» были спроектированы по рекомендациям [8] с учетом специфики сверхзвукового потока. Для анализа структуры потока были использованы программные комплексы NUMECA Fine/Turbo и ANSYS CFX.

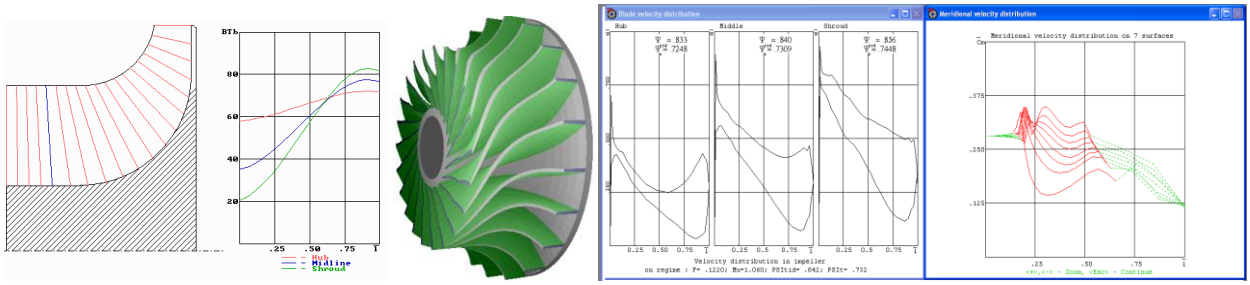


Рис.2 – Схема проточной части в меридиональной плоскости, лопаточные углы, вид лопаточного аппарата, диаграммы скоростей на трех ОПТ и меридиональные скорости на семи ОТП

Расчеты вязкого пространственного течения по программам ANSYS CFX и NUMECA Fine/Turbo показали хорошее качественное совпадение и удовлетворительное совпадение характеристик неподвижных элементов ЛД+ОНА. Форма лопаток спроектированного ЛД достаточно эффективна при числе Маха на входе порядка 1,35. Рабочее колесо удовлетворительно работает при расчетном массовом расходе. Специфика

сверхзвукового потока в РК заслуживает дополнительного внимания. Влияние формы лопаток, особенно в пределах косого среза, следует дополнительно изучить.

Умеренная величина скоростного коэффициента на входе в осевое рабочее колесо позволяет рассчитывать на успешную организацию скачков уплотнения. Авторы работают над вопросом рационального проектирования лопаточных решеток колеса и направляющего аппарата с большими углами поворота потока, используя приемы вычислительной газовой динамики.

Применение инженерного Метода универсального моделирования для первичного проектирования и оптимизации основных размеров высоконапорных центробежных компрессоров представляется перспективным. Очередная задача – создание 7-й версии математической модели и компьютерных программ в квазитрехмерной постановке.

Список литературы

1. Eckardt, D. Advanced gas turbine technology - a challenge for science and industry. International symposium SYMKOM. - No. 128. - Volume 1. Lodz, Poland. – 2005.
2. Рекстин, А.Ф. Анализ предельной эффективности сверхзвуковой ступени осевого компрессора. Часть I [текст] / А.Ф. Рекстин, К.В. Солдатова, А.А. Дроздов // Компрессорная техника и пневматика. – 2014. – №2. – С. 23-27.
3. Рекстин, А.Ф. Анализ предельной эффективности сверхзвуковой ступени осевого компрессора. Часть II [текст] / А.Ф. Рекстин, К.В. Солдатова, А.А. Дроздов // Компрессорная техника и пневматика. – 2014. – №3. – С. 22-27.
4. Труды 2-й Открытой Конференции Пользователей NUMECA в России. – СПбГПУ. – 2013.
5. Комаров, А. П. Исследование плоских компрессорных решеток./ Лопаточные машины и струйные аппараты, Сб. статей, Вып.2. М.: Машиностроение 1967 с. с. 67-110.
6. Григорьев А.В., Соловьева А.В., Галеркин Ю.Б., Попов Ю.А. Компьютерная программа для расчета и первичного проектирования сверхзвуковых ступеней осевых компрессоров. Компрессорная техника и пневматика. – 2014. - № 4. – С. 29-35.
7. Григорьев А.В., Соловьева А.В., Галеркин Ю.Б., Солдатова К.В. Расчетный анализ параметров рабочих колес сверхзвуковой ступени осевого компрессора. Компрессорная техника и пневматика. – 2014. - № 5. – С. 23-28.
8. Галеркин Ю.Б. Турбокомпрессоры. Рабочий процесс, расчет и проектирование проточной части. - М.: ООО «Информационно-издательский центр «КХТ». - 2010. – С. 596.
9. Galerkin Y., Soldatova K., Drozdov A. New version of the universal modelling for centrifugal compressor gas dynamic design. Purdue Conference 2014. USA.
10. Galerkin Y., Soldatova K., Drozdov A. Centrifugal compressor efficiency types and rational application. Conference “Compressors and their Systems”. – 533-542. – London. – 2013.

К ВОПРОСУ О ПОВЫШЕНИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СТУПЕНИ ДЛЯ ГТД СЛОЖНОГО ЦИКЛА

А.А. Гомберг, ФГУП «ЦИАМ им. Баранова», Москва
А.В. Ефимов, ФГУП «ЦИАМ им. Баранова», Москва

На одном из юбилеев ЦИАМ была поставлена амбициозная задача повышения топливной эффективности на 50%. Нельзя сказать, что это не реально. Путь по повышению эффективности хорошо просматривается и направления известны – распределенные энергетические установки, сложные циклы, гибридные энергетические установки.

Есть объекты на которые можно поставить двигатели новых схем, даже если они имеют большую массу и габариты при обеспеченной надежности, по сравнению с существующими. Для гибридных двигателей и распределенных энергетических установки таким объектом может быть экраноплан.

Фактически, на реализованных экранопланах «Орленок», «Лунь» и были распределенные энергетические установки. И для гибридных двигателей на экраноплане место найдется.

Больше проблем с двигателями со сложными циклами. И, как показывает практика, наибольшие проблемы возникают с теплообменниками. Вспоминается эпизод из довоенного двигателестроения. Пытались создать паровую машину для самолета, и оказалось, что невозможно разместить необходимые пароходильники в существующем объеме. Если нужно отобрать у газов и передать тепло воздуху при расходах, даже не сотни, а десятки кг/с требуются площади теплообмена измеряемые сотнями $м^2$.

Но можно вспомнить об еще одном направлении применения газотурбинных двигателей – двигатели для железных дорог.

Размерность ГТД турбовозов соответствовала размерности вертолетных двигателей, на которых, как раз и прорабатывались циклы с регенерацией тепла. Полученные результаты говорят о том, что возможно получение удельных расходов топлива соизмеримых с удельными расходами дизельных двигателей.

Предварительный расчет проведен для ГТД АИ-450 (вертолетный вариант)

Согласно предварительным расчетом применение рекуперативного теплообменника со степенью регенерации – 0.6 приведет при снижении удельного расхода топлива на 15-16%. (т.е до 0.221 кг/лсч) к росту веса двигателя на ≈ 70 кг или с 0.236 кг/лс до 0.387 кг/лс, т.е. на 64%

Преимущество ГТД с ТО проявляются при продолжительной работе ГТД, более 2-2.5ч и увеличиваются с ростом $Т_г$ – 1450 К и выше.

При температуре $Т_г$ до 1450-1500 К удельный расход топлива снижается на 28-30% т.е. до значений - 0.186-0.176 кг/лсч.

Еще больший эффект будет получен, если применить мероприятия снижающие потери в центробежной ступени. При этом, увеличении КПД компрессора приведет к снижению температуры воздуха на входе в теплообменник и, как следствие, увеличение количества тепла возвращаемого из отработанного газа. Одно из мероприятий было описано в докладе сделанном на прошлой конференции [1].

В докладе была показана принципиальная возможность изготовления высоконапорного центробежного колеса с покрывным диском, что, по некоторым оценкам, позволяет увеличить эффективность центробежной ступени примерно на 2%.

Другая возможность связана с конструктивной особенностью высоконапорного центробежного колеса (Рис. 1), а именно многорядностью.

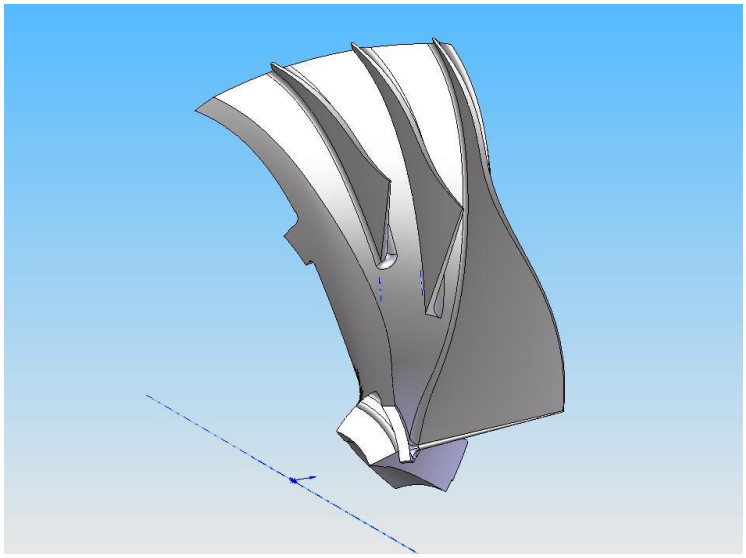


Рис. 1 – Вырезанный сектор высоконапорного центробежного колеса с тремя рядами (длинная, укороченная, короткая) лопатка

Правильный выбор последовательности и положение длинной, укороченной, короткой лопаток позволяет выиграть, опять-таки по некоторым оценкам, еще 3% КПД.

Смещать лопатки целесообразно неравномерно, в большей степени укороченную лопатку, в меньшей степени короткую. Например, 12% от ширины канала между длинной и укороченной и 6% от ширины канала между длинной и короткой. Можно также утверждать, что смещение лопаток более чем на 20% нецелесообразно т.к. изменения отношения циркуляций становится мало (Рис. 2).

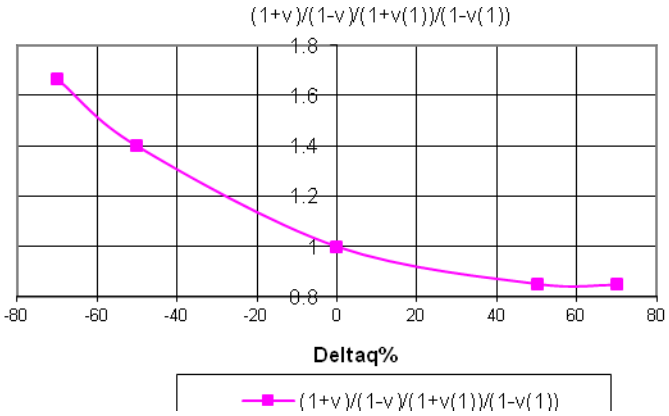


Рис. 2 – На графике, в относительном виде представлена зависимость изменения отношения подъемных сил в паре расположенных последовательно профилей

Расчеты для плоской многорядной решетки проведенные методом дискретных вихрей, а также численного решения интегрального сингулярного уравнения [2-5] обтекания плоской трехрядной решетки потенциальным несжимаемым потоком газа показали, что существует сильное влияние на течение взаимного расположения длинной, короткой и укороченной лопаток.

По предварительным расчетам благоприятное течение реализуется при расположении лопаток с короткой лопаткой возле стороны давления длинной и со смещением короткой и укороченных лопаток к стороне разряжения длинной на расстояние менее 20% ширины межлопаточного канала.

Список литературы:

1. Тезисы доклада на III международной научно-технической Конференции АВИАДВИГАТЕЛИ XXI ВЕКА, посвященной 80-летнему юбилею Центрального института авиационного моторостроения им. П.И.Баранова. Открытые перспективы «закрытого» колеса Вопросы создания «закрытого» центробежного рабочего колеса компрессора современного газотурбинного двигателя. Авторы: ГомбергА.А., Ефимов А.В., Скворцов И.В, Докашев В.В.
2. Карафоли Е. Аэродинамика крыла самолета, М. Изд-во АН СССР 1956. 240 с.
3. Глауэрт Г. Основы теории крыльев и винта Гос. Науч. Изд. М; Л. 1931 г. 154 с.
4. Муратов Х.И. Исследование центробежных компрессорных колес с двухъярусной решеткой. Автореферет дис. На соискание учен. Степ. Канд. Техн. Наук. Л., ЛПИ им. Калинина, 1973 г. 26 с.
5. Юдин В.А. Гидродинамическое взаимодействие решеток профилей Диссертация на соискание учен. Степ. Доктора. Физ. Мат. Наук. Новосибирск, Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева, 1997 г. 259 с.

МОДЕРНИЗАЦИЯ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

Е.С. Горячкин, СГАУ, Самара, evgeni0063@yandex
О.В. Батурин, СГАУ, Самара, udet@mail.ru
Г.М. Попов, СГАУ, Самара, grishatty@gmail.com
Ю.Д. Новикова, СГАУ, Самара, y.d.novikova@gmail.com

В соответствии с современными тенденциями турбомашиностроения, в осевых компрессорах применяются лопатки сложной пространственной формы. Использование таких лопаток позволяет повысить КПД и запасы устойчивой работы компрессора, по сравнению с лопатками традиционной формы. Но проектирование таких лопаток представляет сложную техническую задачу из-за затруднений аналитического описания пространственного поведения потока, а также из-за большого количества переменных описывающих форму лопаток. Один из возможных путей решения этой задачи – совместное использование методов вычислительной газовой динамики (CFD – методы) и программ автоматизированной оптимизации.

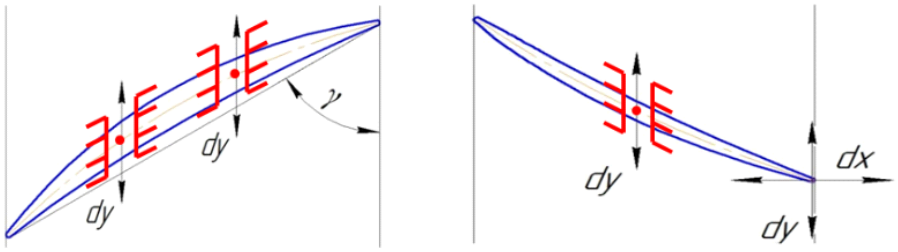
В представленной работе описана модернизация компрессора низкого давления (*КНД*) двигателя *НК-36СТ* на режиме работы, соответствующем 100% мощности установки. Использовались программа оптимизатор *IOSO* и численный *CFD* решатель *NUMECA FINE Turbo*. Рассматриваемый компрессор осевой трехступенчатый.

Цель работы найти пути модернизации трехступенчатого осевого компрессора низкого давления двигателя *НК-36СТ*, которые обеспечивают рост его *КПД* на 1,5% при увеличении степени повышения давления на 4%, частоты вращения на 2% и снижении расхода рабочего тела на 8% относительно параметров исходного двигателя *НК-36СТ*. Поставленная цель была достигнута при сохранении неизменными всех диаметральных и осевых размеров проточной части компрессора, а также сохранении приемлемых запасов прочности всех элементов конструкции.

Изменение формы средней линии рабочей лопатки и взаимного положения сечений друг относительно друга производилось за счет перемещения средних контрольных точек

сплайнов в окружном направлении в глобальной системе координат, а также за счет варьирования углом установки профиля (рис. 1, а). Данное решение позволило сохранить значения хорд лопаток в контрольных сечениях, что важно с точки зрения сохранения напряженно - деформированного состояния.

Профиль направляющей лопатки изменялся за счет перемещения средней точки сплайна в окружном направлении и перемещения точки выходной кромки вдоль обеих координат (рис. 1, б).



Рабочая лопатка *Направляющая лопатка*

Рис. 1 – Схема изменения формы средней линии профиля лопатки

Задача оптимизации решалась в двухкритериальной постановке. В качестве критериев оптимизации были выбраны:

- увеличение *КПД КНД* при частоте вращения ротора *n=102%* (относительно частоты вращения ротора исходного компрессора *НК-36СТ*);
- уменьшение относительного расхода воздуха через компрессор.

При решении задачи оптимизации задавались ограничения, определяющие положение рабочей точек на характеристике *КНД* в процессе решения задачи оптимизации.

В результате было получено множество Парето не улучшаемых критериев по двум критериям – относительный КПД и относительный расход рабочего тела через компрессор (рис. 2).

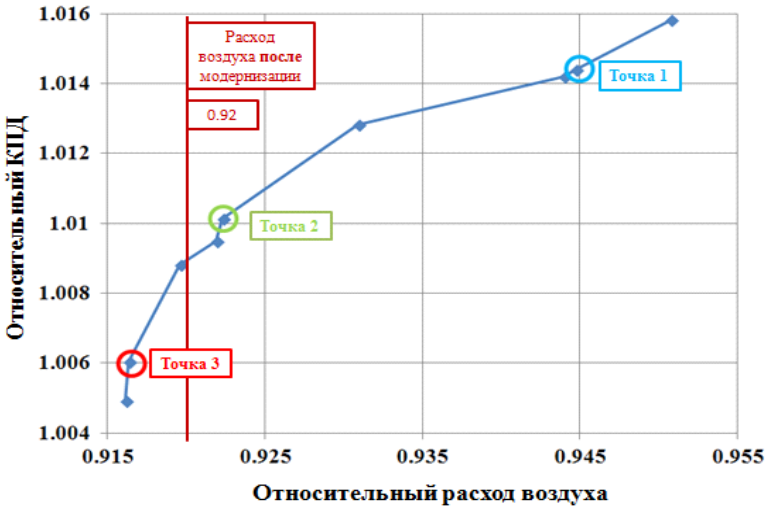


Рис. 2 – Множество Парето полученное в результате решения задачи оптимизации

Для проверки результатов оптимизации и анализа были выбраны три точки.

Для каждой точки были рассчитаны напорные характеристики при частоте вращения 102% от частоты вращения исходного КНД и сопоставлены с характеристикой исходного компрессора при n=100% (рис. 3).

Сопоставляя характеристики разных вариантов видно, что при требуемом расходе воздуха через компрессор все варианты обладают приблизительно одинаковым КПД. Причем данная величина на 1,3% (абс.) больше КПД исходного компрессора.

В качестве окончательного варианта исполнения компрессора был принят вариант №2, поскольку он позволяет получить требуемую степень сжатия (вариант №3 имеет меньшее значение), обладает большим КПД, чем вариант №1 и запасы устойчивой работы для данного варианта, не отличаются от запасов исходного компрессора.

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках базовой части государственного задания

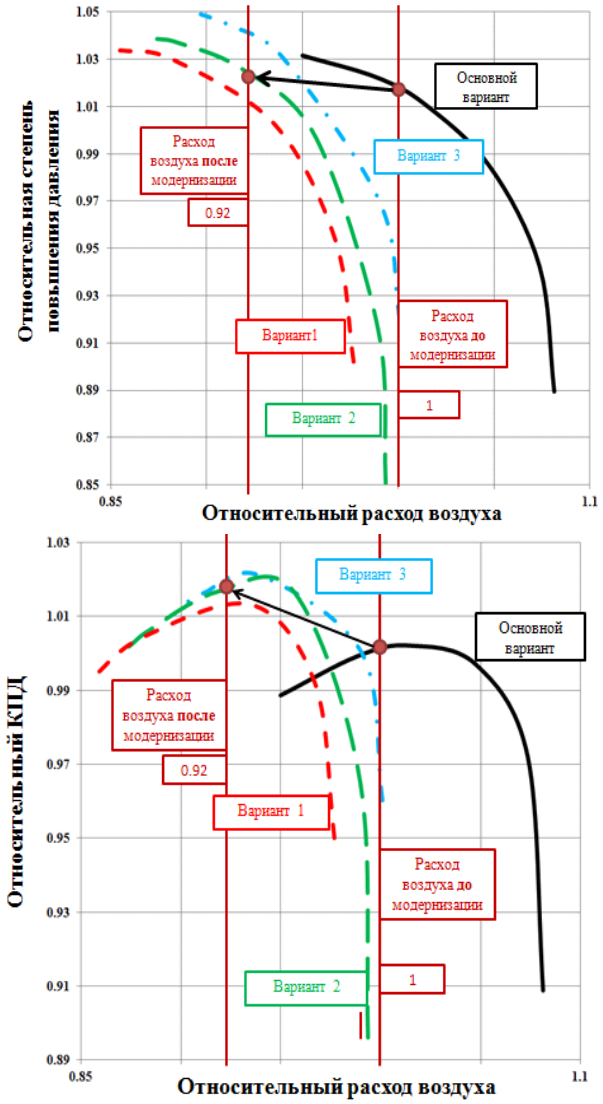


Рис. 3 – Сравнение относительных характеристик выбранных вариантов КНД с характеристикой исходного компрессора

Список литературы

1. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст]/В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2003.-616 с.
2. Иноземцев, А.А. Авиационный двигатель ПС-90А [Текст]/А.А. Иноземцев, Е.А. Коняев, В.В. Медведев, А.В. Нерадько, А.Е. Рясов; Под ред. А.А. Иноземцева. – М.: Либра-К, 2007.-320 с.

ОПЫТ ФРЕЗЕРНОЙ ОБРАБОТКИ КОМПРЕССОРНЫХ ЛОПАТОК МАЛОЙ ЖЕСТКОСТИ И ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ

Г.А. Губанов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, glebgubanov@mail.ru
М.А. Архангельская, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, marhang1@gmail.com
В.Д. Вермель, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, anna_kazimirova@zppk.ru
К.А. Деев, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, kon_stantine@mail.ru

Разработан комплекс программно-технических средств, обеспечивающий фрезерную обработку компрессорных лопаток малой жесткости без изготовления специальной технологической оснастки для поддержки и фиксации пера лопатки. Заготовка устанавливается вертикально с размещением пера лопатки перпендикулярно поверхности стола 5-ти осевого обрабатывающего центра. Таким образом, обеспечивается свободный доступ к обрабатываемому перу лопатки, черновое и чистовое фрезерование в одном установе. Частота вращения фрезы при обработке пера лопатки устанавливается из условия обеспечения рациональной скорости резания, соответствующей минимальным силам резания при данной производительности. Исключение отжима лопатки обеспечивается с использованием динамического демпфера, воздействующего на перо аналогично жесткой опоре. Устранение вибраций обеспечивается демпфером, рассеивающим их энергию. Решена задача оперативного крепления демпферов к обрабатываемой детали и их демонтажа. Приводятся примеры изготовления лопаток с различной геометрией и жесткостными характеристиками.

Для оценки точности изготовления лопаток используются измерения на координатно-измерительной машине (КИМ). Для оценки точности изготовления лопаток недостаточна фиксация отклонения измеренных точек от исходной математической модели. Как правило, требуется установить точность воспроизведения угла установки пера лопатки относительно пространственной оси, крутку опорных сечений, соответствие их профилировки заданной при построении математической модели. Разработан программный комплекс обработки материалов измерений, позволяющий установить точность воспроизведения геометрических параметров, для которых, как правило, задаются собственные допустимые отклонения. Установленное соответствие даёт объективную оценку качества изготовления лопатки.

БЕСКОНТАКТНЫЕ ПАЛЬЧИКОВЫЕ УПЛОТНЕНИЯ: КОНСТРУКЦИЯ, РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ

И.Ю. Дзева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tejoum@ciam.ru
Ю.М. Темис, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.В. Селиванов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
И.В. Полякова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Бесконтактное пальчиковое уплотнение относится к классу перспективных «плавающих» уплотнений на гибком подвесе [1,2]. Основным элементом уплотнения является набор гибких «пальчиков», сформированных прорезями в кольцевых пластинах, которые устанавливают так, чтобы пальчики одной пластины с запасом перекрывали прорези другой (рис. 1). На пальчиках задней пластины выполняют подъемные площадки, обеспечивающие балансировку уплотнения под действием переменной газовой силы, зависящей от формы и величины зазора. Благодаря этому уплотнение способно работать с малым гарантированным зазором на различных режимах работы двигателя.

Расчет пальчикового уплотнения основан на решении связанной задачи аэроупругости для определения равновесного положения пальчиков в потоке газа и оценки их отклика на внешнее изменение рабочих условий. При проведении расчетов использованы математические модели двух уровней – упрощенные «быстрые» и подробные трехмерные модели. Для расчета течения газа под площадками разработана собственная программа численного решения МКЭ двухмерного уравнения Рейнольдса для газовой смазки; для расчета НДС пальчиков – аналитическая балочная модель, основанная на представлении пальчика в виде гибкой консольной балки с абсолютно жесткой подъемной площадкой и учитывающая податливость основания [2]. На основе разработанных моделей проведен статический расчет пальчикового уплотнения и дана оценка различных конструктивных решений. В частности показана целесообразность размещения пальчиков с предварительным наклоном по окружности для образования газового подъемного клина.

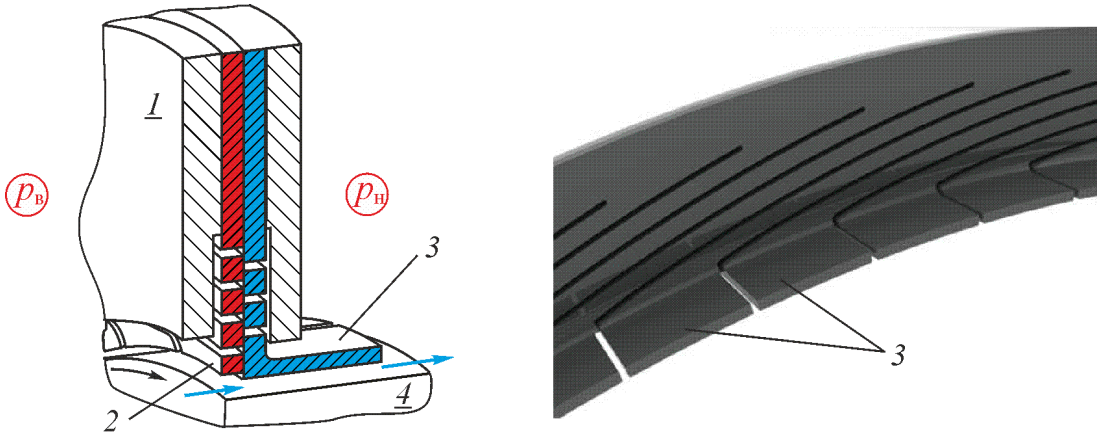


Рис. 1 – Бесконтактное пальчиковое уплотнение:
1 – корпус; 2 – передние пальчики; 3 – задние пальчики с площадками; 4 – ротор

Для обоснования возможности применения упрощенных моделей выполнена серия верификационных расчетов на основе подробных трехмерных моделей. Полученные результаты подтвердили допустимость применения двухмерной модели Рейнольдса для расчета давления газа под площадками пальчиков. Дополнительное согласование профиля входного давления позволило снизить погрешность вычисления подъемной силы до 1% и утечки газа под площадками – до 7%. При определении НДС пальчиков по балочной

модели отличие радиальных перемещений угловых точек площадок составило менее 4%, отличие номинальных эквивалентных напряжений в пальчике – 6%.

На основании результатов трехмерного моделирования определена дополнительная утечка газа сквозь прорези между площадками. Показано, что при малых зазорах вклад этой утечки является определяющим, а ее величина при зазоре менее 0,01 мм составляет более 95% от общей утечки газа. Также оценено «подкрепляющее» действие передних пальчиков при определении НДС элементов уплотнения.

Время расчетов на основе упрощенных моделей на два порядка меньше времени расчетов с использованием трехмерных моделей, что позволило построить эффективный алгоритм проектирования (рис. 2), основанный на введении коэффициента приведенной жесткости пальчика и итерационном взаимодействии моделей различного уровня детализации. Доводка уплотнения для обеспечения оптимальных параметров окружного и осевого газового клина под площадками на основном рабочем режиме осуществляется коррекцией монтажного зазора. В качестве примера спроектировано уплотнение, удовлетворяющее заданным ограничениям на величину радиальных перемещений пальчиков.

При предварительном проектировании допустимо использовать квазистационарное приближение и рассматривать равновесные положения пальчиков на основных режимах полетного цикла с учетом внешних смещений в системе «ротор – корпус». Однако в общем случае необходимо учитывать нестационарное изменение зазора в уплотнительном узле, в том числе на кратковременных переходных режимах. Динамический анализ работы уплотнения выполнен на основе эквивалентной модели с двумя степенями свободы (радиальное перемещение и угол наклона площадки в окружном направлении) [3]. Так как характеристика жесткости газового слоя является сильно нелинейной в области малых зазоров, было принято решение не проводить линеаризацию динамической системы, а использовать прямое интегрирование по времени с учетом предварительно рассчитанного поля газовых сил. По результатам расчетов показано, что гибкие пальчики реагируют на смещение ротора, при этом согласованным выбором конструктивных параметров можно обеспечить бесконтактный режим работы и высокую эффективность уплотнения на различных режимах работы.

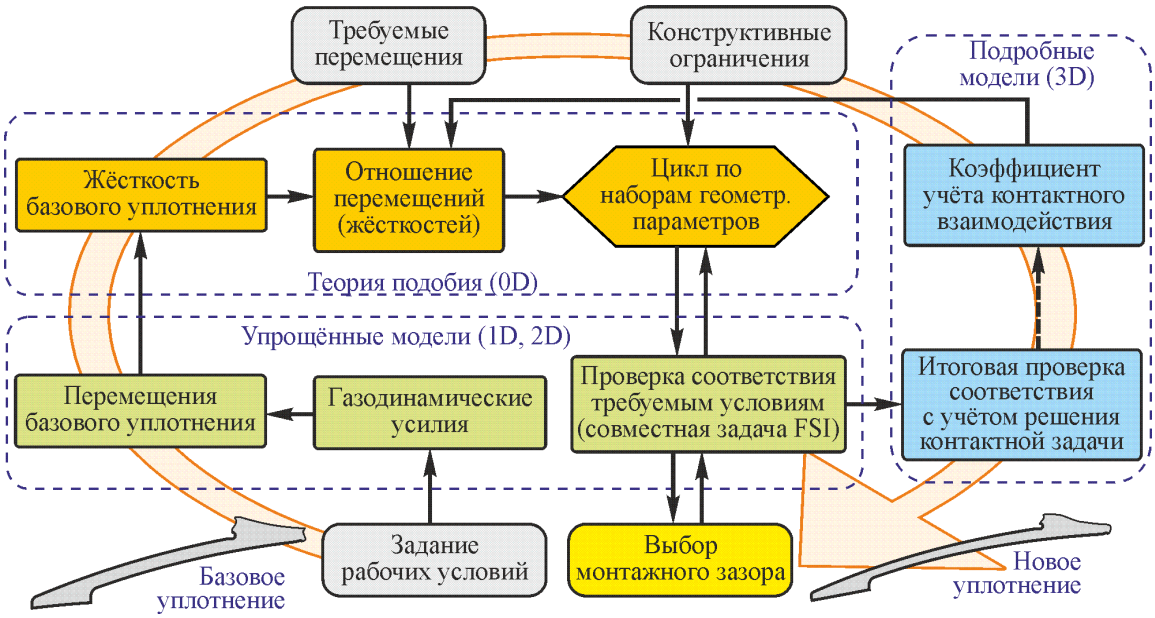


Рис. 2 – Алгоритм проектирования пальчикового уплотнения при заданном диапазоне рабочего зазора

Список литературы

1. Proctor M.P., Delgado I.R. Preliminary Test Results of a Non-Contacting Finger Seal on a Herringbone-Grooved Rotor // NASA/TM-2008-215475, AIAA–2008–4506. – 22 p.
2. Temis J.M., Selivanov A.V., Dzeva I.J. Finger Seal Design Based on Fluid-Solid Interaction Model // Proc. ASME Turbo Expo 2013, 3–7 June, San Antonio, USA, GT2013-95701. – 9 p.
3. Temis J.M., Selivanov A.V., Dzeva I.J. Dynamic Analysis of a Non-Contacting Finger Seal // Proc. 9th IFToMM International Conference on Rotor Dynamics / Springer. Mechanisms and Machine Science, Vol. 21, 2015, pp. 2031-2042

ВЛИЯНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ЭФФЕКТОВ НА ЛОКАЛЬНЫЕ И ИНТЕГРАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ БИРОТАТИВНЫХ ВЕНТИЛЯТОРОВ

Я.М. Дружинин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, druzhinin.yar@yandex.ru.
В.И. Милешин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru

Численное моделирование 3D вязкого течения в каналах биротативного вентилятора CRTF2A, разработанного в рамках европейской программы VITAL [1], выполнено с помощью программного комплекса NUMECA FINE TURBO для решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (3D RANS, URANS). Численное исследование выполнено в два этапа.

Первый – получение интегральных характеристик CRTF2A в стационарной постановке с применением технологии Mixing plane для согласования решений на интерфейсе ротор-ротор. Для моделирования течения в каналах CRTF2A построена подробная конечно-разностная сетка O-H топологии с применением автоматического сеточного генератора Autogrid5, охватывающая один лопаточный канал каждого из двух венцов вентилятора.

Суммарное число ячеек составило 1 882 398 при Y+≈1. Расчёты проведены для двух режимов работы вентилятора: Ncor=100% rpm, and Ncor=90% rpm. Использовались как двухпараметрическая (SST), так и однопараметрическая (Spalart-Allmaras) дифференциальные модели турбулентности.

Второй этап численного исследования заключается в изучении нестационарных особенностей течения в CRTF2A на основе решений, полученных в постановке NLH (Non-Linear Harmonic Method). Данный метод, предложенный He and Ning (1998) [2], позволяет получить условно нестационарные решения для систем ротор-ротор, однако при этом требует значительно меньше вычислительных ресурсов и времени счёта по сравнению с полной нестационарной постановкой (3D URANS) [3], поскольку приближение NLH не требует моделирования нескольких межлопаточных каналов для получения общей периодичности на ротор-ротор интерфейсе, что является необходимым для нестационарного интерфейса скользящих сеток.

Произведено сравнение результатов расчета интегральных характеристик биротативного вентилятора CRTF2A, полученных в расчётах по технологии Mixing Plane и по методу NLH с результатами экспериментов и расчётов, выполненных в ЦИАМ ранее с использованием in-house программного комплекса “3D_IMP MULTI”.

Анализ результатов выявил удовлетворительное совпадение расчётов с экспериментами. Наибольшие отличия наблюдаются в значении максимальных расходов и максимальных КПД. Расчётные ветки оказались сдвинутыми вправо по расходу на величину ≈2%, примерно на ту же величину различаются максимальные КПД. Также следует отметить, что в расчётах получены существенно меньшие уровни запасов газодинамической устойчивости.

Сравнение результатов с применением Mixing plane и с применением метода NLH выявило незначительное расслоение в интегральных характеристиках. Более чувствительным решение оказалось к выбору модели турбулентности. Так, при SST модели максимальное значение адиабатического КПД оказалось выше на ≈0.5% по отношению к SA модели.

После получения решений в NLH постановке, произведена временная реконструкция для получения нестационарных полей течения в межлопаточных каналах биротативного вентилятора.

В NLH расчёте смоделирована работа малоинерционных датчиков – приёмников статического давления на корпусах рабочих колёс. Проводилось накопление значений статического давления в узлах расчётной сетки, соответствующих фактическому расположению датчика на модели. Проведено сравнение сигналов, регистрируемых датчиками в расчёте с результатами стендовых измерений датчиками Qulite.

Таким образом, в ходе работы проведена серия стационарных и нестационарных (NLH) расчётов, получены интегральные характеристики и поля течений, произведено сравнение с результатами экспериментов. Проанализированы нестационарные особенности работы биротативного вентилятора, интегральные: уровни пульсаций расхода, КПД, степени повышения полного давления, и локальные: пульсации давления на корпусе рабочих колёс.

Список литературы

1. V.I. Mileshin, S.V. Pankov, V.A. Fateev, S.K. Shchipin. “Ducted Counter–Rotating Fan Blades Optimization Based on 3D Inverse Problem Solution aiming at fan gasdynamics improvement”. Proceedings of ISABE International Conference, Montreal, Canada, ISABE-2009-1334, 2009.
2. He, L. and Ning, W., 1998, "Efficient Approach fo r Analysis of Unsteady Viscous Flows in Turbomachines", AIAA Journal, Vol. 36, No. 11.
3. I.A. Brailko, V.I. Mileshin, A.M. Volkov, V.N. Korznev. Numerical and experimental investigations of CRF with simulation of flow non-uniformity in the basic flight conditions. 27th International Congress of Aeronautical Sciences, Nice, France, 2010.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ТВЕРДЫХ ЧАСТИЦ В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ГТД С ВОЗДУХООЧИСТИТЕЛЕМ И ЛОПАТКАМИ КОМПРЕССОРА С ФУНКЦИОНАЛЬНЫМИ ПОКРЫТИЯМИ

Г.Г. Еникеев, УГАТУ, г. Уфа, genikeev@gmail.com
А.Я. Абдулин, УГАТУ, г. Уфа, avia112@mail.com

Сформирован новый подход к проблеме обеспечения работоспособности ГТД в запыленной атмосфере, который заключается в комплексной оценке уязвимостей отдельных узлов и принятии мер по их снижению на стадии проектирования или модернизации [1]. Рассматривая узлы и системы ГТД в отдельности, важно дать прогноз изменения их характеристик при попадании твердых частиц в проточную часть. Знание характеристик отдельных узлов позволяет принять рациональные конструктивные решения на стадии проектирования для уменьшения негативных последствий.

В настоящее время накоплен достаточно большой опыт увеличения эрозионной стойкости лопаток компрессора в запыленной атмосфере. Уменьшение эрозионного износа лопаток достигается установкой на входе воздухоочистителя и нанесения многослойных, нано структурированных покрытий на поверхность материала лопаток.

Известно, что установка воздухоочистителя на входе в двигатель меняет концентрацию и фракционный состав пыли. В результате скорость эрозионного износа лопаток компрессора меняется. Кроме того меняется и неравномерность эрозионного износа лопаток по высоте. Эрозионный износ лопаток зависит от множества факторов: от фракционного и минералогического состава и концентрации пыли, геометрии, кинематики движения частиц, от структуры и характеристик покрытия и др.

Необходимо отметить, что увеличение эффективности воздухоочистителя обычно сопровождается снижением коэффициента восстановления полного давления, что отрицательно сказывается на характеристиках двигателя. Поэтому при выборе параметров воздухоочистителя необходимо отыскивать компромиссное решение между эффективностью воздухоочистителя и изменениями характеристик двигателя. Эрозионно-стойкое покрытие лопаток компрессора позволяет ослабить требования к эффективности воздухоочистителя и увеличить коэффициент восстановления полного давления в воздухозаборнике с воздухоочистителем.

Многообразие параметров влияющих, на эрозионный износ лопаток компрессора, ставит перед исследователями новые задачи, решение которых позволит увеличить срок службы компрессора в запыленной атмосфере.

Целью настоящих исследований было выявление закономерностей движения твердых частиц в проточной части ГТД с известной геометрией и новыми функциональными покрытиями поверхности лопаток компрессора. При этом решались задачи выявления влияния различных факторов на траекторию частиц и процессы разрушения покрытия на поверхности лопаток компрессора и разработки на их основе расчетной методики.

В работе показано решение задачи движения частиц в канале воздухозаборного устройства с воздухоочистителем и проточной части двенадцати ступенчатого компрессора. Решение задачи выполнялось в ППП ANSYS CFX в постановке: несущий поток – воздух, сжимаемый, вязкий, турбулентный. Решалась замкнутая система уравнений Навье-Стокса, с k-ε моделью турбулентности. Решение было выполнено в Эйлеровой постановке при следующих граничных условиях: на входе задавалось полное давление, на выходе задавалось статическое давление, при этом расход воздуха, соответствующий одному из режимов двигателя, поддерживался в процессе расчета. На

стенках выполнялось условие не протекания. Отыскивалось решение для сектора, включающего одну лопатку. Рассматривался циклично симметричный поток. На границах сектора вводилось условие циклической периодичности.

Траектории твердых частиц определялись из решения задачи движения в Лагранжевой постановке с учетом отскока частиц от поверхности лопаток и ограничивающих стенок – барабана компрессора, втулки, обтекателя и обечайки воздухозаборника. Особенностью решения задачи движения частиц является задание граничных условий на поверхности обечайки воздухозаборника. На участке обечайки воздухозаборника с воздухоочистителем, соответствующему отводу частиц из проточной части, задается условие «исчезновения», в соответствии с которым частицы достигшие границы, прекращают движение.

Приведены результаты расчета траекторий частиц, которые позволяют перейти к оценке эрозии поверхности лопаток. Рассчитывается масса частиц падающих на единицу площади поверхности лопаток и оценивается разрушение покрытия. Для оценки полного эрозионного износа покрытия привлекаются результаты работ по сравнительным испытаниям функциональных эрозионных - стойких покрытий по методике, изложенной в работе [2].

Нахождение времени увеличения наработки двигателя за счет использования воздухоочистителя и эрозионностойких защитных покрытий лопаток компрессора выполнялось по методике, изложенной в работе [1].

Выводы

- Предложена методика расчета движения твердых частиц в проточной части ГТД с воздухоочистителем и лопатками компрессора с эрозионностойким покрытием, отличающаяся тем, что для расчета траекторий частиц на участке поверхности обечайки воздухозаборника используются граничные условия, имитирующие «исчезновение» второй фазы, а для оценки износа поверхности лопаток используются результаты экспериментальных исследований эрозионной стойкости вновь разработанных покрытий.
- Предложенная методика позволила выполнить расчеты характеристик движения двухфазной среды в проточной части и дать оценку увеличения наработки двигателя при комплексном использовании воздухоочистителя и эрозионностойких покрытий лопаток компрессора.

Список литературы

1. Еникеев Г.Г. Комплексная защита газотурбинного двигателя, эксплуатирующегося в запыленной атмосфере и морской среде//Вестник УГАТУ.- 2013. Том 17, №3(56), с. 41-48.
2. Еникеев Г.Г., Смыслов А.М., Селиванов К.С., Дыбленко Ю.М., Гордеев В.Ю. Сравнительные испытания материалов и покрытий на эрозионную стойкость //Мавлютовские чтения: Росс. науч. техн. конф.: сб. тр. Т 5. Уфимс. гос. авиац. техн. ун-т. Уфа: УГАТУ, 2011. С. 86-90.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ЯВЛЕНИЙ В ВЫСОКОНАПОРНОМ ЦЕНТРОБЕЖНОМ КОЛЕСЕ

А.В. Ефимов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Существует принципиальная возможность оценить мгновенную картину течение внутри рабочего колеса измеряя статическое давление и пульсации статического давления в периферийной области, или измеряя мгновенное значение температуры, а мгновенное изменение геометрии колеса измерением положением торцев лопаток.

В данной работе представлены результаты измерения температуры в центробежном колесе в реальном масштабе времени с помощью инфракрасного датчика температуры, а также геометрии рабочего колеса с помощью емкостного датчика зазора.

На Рис. 1 представлен канал типичной центробежной высоконапорной ступени. На рисунке также представлено течение, определенное в трехмерной вязкой постановке для области оптимального кпд.

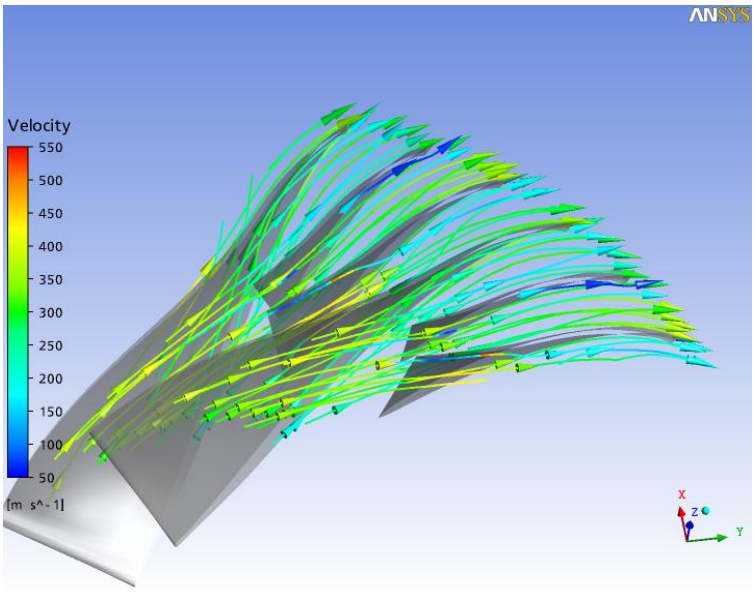


Рис. 1 – Вырезанный сектор высоконапорного центробежного колеса с тремя рядами (Длинная, укороченная, короткая) лопатка и течение в трехрядной решетке определенное в трехмерной вязкой постановке

Как видно из рисунка, он представляет собой семейство каналов разной протяженности и диффузорности. В случае течения в трехрядном рабочем колесе, на выходе каждого канала периодически меняется сопротивление. Это связано с прохождением канала мимо лопатки статорного венца, что, в свою очередь может вызывать периодическое изменение течения в канале роторной части (рабочего колеса). Кроме этого и геометрия центробежного колеса, в силу собственных колебаний диска, тоже может периодически изменяться. В трехрядной решетке возмущения в одном из каналов изменяют течение в соседних каналах.

Рассмотрим результаты измерения параметров геометрии и течения в центробежном колесе.

Исследуемый объект – центробежная ступень со степенью сжатия π^* = 10 и расходом воздуха 2.7 кг/с была испытана в ЦИАМ. Для измерения зазора (положение торцев лопаток) использовался емкостной датчик со специально разработанным

Максимовым В. П. преобразователем. В качестве регистрирующей аппаратуры использовался комплекс МИС-300 фирмы «Мера» с частотой дискретизации 120 КНц.

Температура измерялась датчиком инфракрасного излучения, разработанным Асланяном Э.В. В качестве регистратора использовался тот же комплекс МИС-300 фирмы «Мера»

Результаты измерения зазора изображены ниже (Рис 2.). Рабочее колесо изображено как гибкая мембрана, на трех рисунках представлено положения торцев лопаток за один оборот. Положения торцев лопаток показывают формы изменения геометрии диска рабочего колеса, достаточно близкие к формам колебаний рассчитанные теоретически.



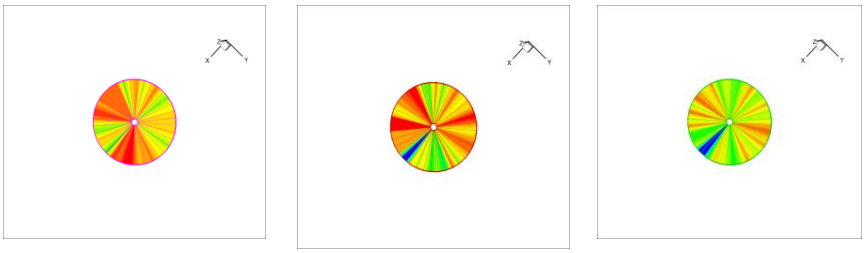
Рис. 2 – Изменения геометрии диска рабочего колеса

Проведенный спектральный анализ для каждой из лопаток выявил повторяющиеся максимумы амплитуд колебаний для всех лопаток и выявил частоты выше частоты вращения ротора.

Низшая частота составляла 40 Гц, следующая 133 Гц и высшая, по результатам измерения для отдельной лопатки 600 Гц и, по результатам спектрального анализа для всех лопаток – 1365 Гц, 2000 Гц и 2300 Гц.

Низшая частота соответствует, по всей видимости, прецессии и нутации ротора. Частота близкая к частоте вращения ротора (600 Гц) показывает изгибные колебания системы вал-диск, а более высокие частоты – колебания диска рабочего колеса.

Как было сказано выше, датчиком инфракрасного излучения в тех же сечениях проводилось измерение температуры. В качестве регистратора использовался тот же комплекс МИС-300 фирмы «Мера». Три последовательные диаграммы измеренных температур приведены ниже (Рис. 3).



Оборот № 6 *Оборот №7* *Оборот №8*

Рис. 3 – Диаграммы измеренных температур

На диаграммах красный цвет соответствует температуре – 220 ^{O}C, зеленый 197 ^{O}C (перепад ± 11 ^{O}C). Наблюдается периодическое изменение температуры в каналах, а также круговая симметрия измеренных температур. Анализ спектра частот изменения температуры в каждом из каналов и каналов сгруппированных по их геометрическим характеристикам (длинный, укороченный, короткий) показал наличие максимумов амплитуд для отдельного канала и для «обобщенного» канала с одинаковыми геометрическими характеристиками

На спектре хорошо видны частоты равные и кратные частоте вращения, связанные с прохождением группы каналов из трех, т.е. длинный, укороченный, короткий, а также меньшие величины частот 175 Гц, 378 Гц. Если в каналах №1 и №2 наблюдается сплошной спектр характерный для турбулентного потока, с небольшими всплесками амплитуд, то для третьего канала всплески амплитуд на частотах 175 Гц, 378 Гц и 650 Гц значительны и имеют высшие гармоники. Это может быть вызвано рождением и отрывом вихрей на поверхности лопатки в данном канале.

Периодические изменения возникают как из-за прохождения канала рабочего колеса мимо канала (лопатки) лопаточного диффузора так и из-за периодического изменения зазора между лопаткой и крышкой.

Очевидно, что периодическое изменение зазора (см. выше) вносит свою лепту в возникновении нестационарного течения в рабочем колесе. Влияние тем больше, чем больше амплитуда этих изменений. К сожалению, по результатам проведенного эксперимента выводы делать рано, т.к. в том случае, когда корректно измерялся зазор, датчик температуры работал на нижнем своем пределе, а при корректном измерении температуры был мал сигнал датчика зазора. Однако предварительный анализ позволяет сделать вывод, что есть близкие частоты периодического изменения зазора и периодического изменения течения (133 Гц , 175 Гц, а также 600 и 650 Гц)

Рекомендации по оптимизации течения приведены в следующем докладе.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАДРОТОРНЫХ УСТРОЙСТВ ЛАБИРИНТНОГО ТИПА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОСЛЕДНЕЙ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА

В.В. Жданов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lonelybear@yandex.ru
В.И. Милешин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru

Надроторные устройства могут использоваться как для увеличения запаса газодинамической устойчивости компрессора, так и для увеличения его КПД. С другой стороны, давая положительный эффект на одних режимах работы компрессора, на других надроторные устройства могут не иметь эффекта или даже влиять отрицательно. Целью настоящей работы было исследовать влияние НРУ лабиринтного типа на течение в периферийном сечении ступени компрессора и сформулировать рекомендации для проектирования оптимальной конфигурации НРУ лабиринтного типа для последней ступени компрессора.

Надроторные устройства лабиринтного типа выполняются в виде канавок, расположенных над рабочим колесом ступени компрессора. Их количество, форма, размер и расположение относительно лопаток выбирается для каждой ступени индивидуально. Несмотря на то, что проведены многочисленные исследования с различными типами надроторных устройств под различные условия потока на входе, механизм их влияния на течение до сих пор не изучен. В настоящей работе исследование влияния НРУ на течение производится расчетным путем. Вначале производится расчет характеристики ступени без канавок, потом расчет характеристики ступени с добавлением канавок, и после этого характеристики сравниваются.

Возникновение и развитие срывных зон в компрессоре – существенная проблема. Поэтому исследование влияния надроторных устройств на характер течения является актуальной задачей. В первую очередь, разработка рекомендаций для проектирования оптимальной конфигурации НРУ позволит путем минимальных затрат улучшить

существующие компрессоры. Так же использование НРУ лабиринтного типа позволит в будущем разрабатывать более нагруженные ступени (которые обычно более склонны к срыву), что приведет к уменьшению длины и веса компрессора.

На основе результатов работы [1] была выбрана треугольная форма сечения канавки с углом скоса против потока для базовой конфигурации НРУ. Далее было проведено исследование влияния добавления дополнительной канавки перед передней кромкой лопатки, за задней кромкой, влияние увеличения расстояния между канавками с 1 мм до 2 мм, влияние формы канавки и угла скоса.

В результате серии расчётов с исследуемыми вариантами НРУ установлено, что надроторные устройства лабиринтного типа оказывают влияние на интегральные характеристики ступени. Наибольший эффект дала комбинация шести канавок треугольного сечения, располагающиеся над всей хордой лопатки. Запасы ГДУ ступени с такой конфигурацией канавок на частоте вращения n=1,0 увеличились на 7%, а максимальный КПД на 1,0%. Прирост КПД и запасов устойчивой работы был обнаружен, по результатам расчетов, и на других частотах вращения.

Список литературы

1. Georgios Goinis, Christian Voß, Marcel Aulich Circumferential grooves for a modern transonic compressor: aerodynamic effects, benefits and limitations. ETC10-Paper-60.
2. Hong Yu Parametric study for lossless casing treatment on a mixed-flow compressor rotor. ISABE 2013-1136
3. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н. Теория авиационных двигателей. М., 2005. Ч. 1.
4. Jameson A., Schmidt W., Turkel E., 1981, "Numerical Solutions of the Euler Equations by Finite Volume Methods using Runge-Kutta Time-Stepping Schemes", AIAA-81-1259.
5. Jameson A., 1995, "Positive schemes and shocks modeling for compressible flows", International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 20, pp 773-776.
6. Spalart P.R. and Allmaras S. R., 1992, "A one equation turbulence model for aerodynamic flows", AIAA 92-0439.
7. Johnson J. and King L., 1985, "A mathematically simple turbulence closure model for attached and separated turbulent boundary layers", AIAA Journal, vol.23, pp.1684-1692.
8. Jameson, A., 1991, "Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings", AIAA-Paper 91-1596.

АКТИВНОЕ СНИЖЕНИЕ ШУМА ВРД

Б.С. Замтфорт, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский,
aeroacoustics@mktsagi.ru

Основным способом снижения шума, генерируемого двигателем, является пассивный способ – установка звукопоглощающих конструкций (ЗПК) в его воздухозаборном и наружном каналах. Известно, что при измерениях уровней шума двигателя на открытом стенде или в контрольных точках самолета в спектрах шума видны хоть и уменьшенные ЗПК пики тонального шума, но не полностью ими заглушенные.

Тенденции развития уже создаваемых и перспективных двигателей показывают, что имеет место следующее сочетание неблагоприятных факторов: 1. рост диаметра вентилятора, что при его постоянной окружной скорости, ведет к уменьшению частоты следования лопаток вентилятора и ее гармоник, как из-за уменьшения числа оборотов вентилятора, так и уменьшения числа его лопаток из-за увеличения их размеров; 2. увеличению величины отношения H/λ (отношения высоты канала к длине звуковой волны); 3.уменьшению длины канала в калибрах (отношение длины канала к его высоте). Все это ведет к значительному снижению эффективности работы ЗПК. Поэтому применение метода активного снижения шума вентилятора не может не вызывать еще больший интерес. Как известно, тональный шум может быть уменьшен активным способом снижения – генерацией в противофазе шума на соответствующих частотах. К системе активного снижения шума предъявляются жесткие требования: а. создание высоких уровней звукового давления в заданном частотном диапазоне; б. небольшой вес при ограничениях по потребляемой мощности, в. ресурс работы, соответствующий ресурсу работы двигателя. Поэтому создание высокоинтенсивных и высокоэффективных источников шума таких как пьезокерамические, жидкостные и другие электромеханические излучатели является технически сложной и важной задачей. В связи с этим представляет интерес оценить потенциал снижения шума двигателей в контрольных точках самолета при использовании системы активного снижения шума.

Так в работе, выполненной одной из американских двигателестроительных фирм для ВРД со степенью двухконтурности m=15.8, показано, что эффективность пассивных средств снижения шума (ЗПК) для самолета, оснащенного этими двигателями, составляет: 5.2; 5.7; и 3.2 EPNдБ на режимах взлета, набора высоты и посадки соответственно. Применение только метода активного снижения шума дает возможность снизить шум самолета на: 2.3; 1.2 и 1.2 EPNдБ на тех же режимах соответственно. Максимальная величина снижения шума в одной из контрольных точек самолета составляет 2.5 EPNдБ при снижении шума всех гармоник частоты следования лопаток вентилятора и высокой окружной скорости вентилятора. Величина выигрыша увеличивается при увеличении $\pi_в$. При небольших $\pi_в$ величина выигрыша уменьшается до 1 EPNдБ.

В данной работе решается несколько другая задача – на практике достаточно часто встречаются случаи, когда самолету для удовлетворения тех или иных норм стандарта ИКАО не хватает совсем небольшой величины 1- 1.5 EPNдБ. На серьезное вмешательство в конструкцию самолета и/или двигателя нет ни времени, ни средств. В таких случаях использование системы активного снижения шума может дать требуемый положительный эффект. При решении задачи считается, что в двигателях уже находятся средства пассивного снижения шума (ЗПК). Ясно, что в условиях, когда интенсивность пиков тонального шума уже снижена ЗПК, эффективность применения системы активного снижения шума еще уменьшится. В работе были выполнены расчеты по оценке эффективности такого двойного воздействия на уровни шума, генерируемого вентилятором. На примере двигателей со степенью двухконтурности m=4.4,

установленных на 2-х двигательном самолете, показано, что применение системы активного снижения шума составляет: 0.5; 0.2 и 0.2 EPNдБ на режимах взлета, набора высоты и посадки соответственно т.е. полезный эффект может составить около 1 EPNдБ. Таким образом, эту методику снижения уровня шума самолета необходимо рассматривать наряду с другими приемами при выборе направления акустической доводки самолета.

ПЕРЕПРОЕКТИРОВАНИЕ ЗАКРЫТОГО ИМПЕЛЛЕРА С УЧЕТОМ ИЗМЕНЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ ЕГО ИЗГОТОВЛЕНИЯ. ПРИМЕР ПРИМЕНЕНИЯ СКВОЗНОЙ СИСТЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ CONCEPTS NREC (CAE/CAM) ОТ ЭТАПА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВКЛЮЧАЯ ИЗГОТОВЛЕНИЕ

И.Н. Клочков, ООО «Инженерный Центр Численных Исследований», Санкт-Петербург, i.klochkov@rescent.ru
М.Г. Михеев, ООО «Инженерный Центр Численных Исследований», Санкт-Петербург
М.Л. Дынкин, HERMLE-WWE AG, Москва, md@hermle-vostok.ru

К настоящему времени в отечественном турбомашиностроении накоплен существенный опыт проектирования и изготовления рабочих колес закрытого типа, используемых в центробежных компрессорах. В подавляющем большинстве случаев конструкция является составной, покрывной диск сочленяется с рабочим колесом с применением сварочной технологии. В последнее время также применяются методы порошковой металлургии для формирования заготовок закрытых рабочих колес центробежных компрессоров. Оба варианта изготовления требуют разработки специализированной технологической оснастки, что приводит к высокой себестоимости изготовления в мелкосерийном производстве, а также требует расширения временных рамок при отработке конструкции в ходе опытной доводки. Кроме того, в ряде случаев отмеченные технологии ограничивают уровень окружных скоростей на выходе из рабочего колеса, что сужает возможные области применения рабочих колес закрытого типа.

Развитие современного станкостроения совместно с разработкой специального программного обеспечения привело к возможности изготовления рабочих колес закрытого типа с применением только механической обработки при формировании полости межлопаточного канала фрезерованием. Изготовление рабочих колес закрытого типа в настоящее время освоено мировыми производителями компрессорного оборудования на обрабатывающих центрах ЧПУ. Временные затраты на отработку технологического процесса и изготовление первого экземпляра закрытого колеса с использованием отмеченной технологии могут быть сокращены фактически до одной недели. При этом необходимо отметить технологические ограничения при использовании процесса фрезерования, которые заключаются в требовании исключения в геометрической модели колеса недоступных для фрезерования внутренних зон межлопаточного канала. В связи с чем переход, например, от сварной конструкции закрытого колеса к конструкции колеса, получаемого фрезерованием, без изменения геометрии не всегда возможен.

В данной работе рассмотрен процесс перепроектирования рабочего колеса закрытого типа при изменении технологии изготовления, а именно при переходе от сварной конструкции к конструкции, получаемой фрезерованием межлопаточного канала

с применением шаровых фрез. Основным требованием при этом была необходимость сохранения проектных характеристик колеса.

Виртуальный анализ обрабатываемости (расчет траектории движения режущего инструмента) базовой сварной геометрии, предоставленной заказчиком, показал невозможность обработки зоны в области сочленения лопатки и покрывного диска со стороны поверхности сжатия. В процессе перепроектирования были проанализированы причины возникновения зон, недоступных для режущего инструмента, что позволило реализовать геометрию рабочего колеса, обеспечивающего его обрабатываемость. При этом расчетные характеристики контролировались применением численного газодинамического моделирования (3D CFD).

В ходе перепроектирования использовался следующий программный инструментарий: а) пакет трехмерного 3D-профилирования лопаточных машин Axcent, б) расчетный пакет 3D-CFD Fine/Turbo, в) узкоспециализированный модуль CAM анализа обрабатываемости геометрии лопаточных машин и генерации управляющих программ для их изготовления на обрабатывающих центрах MAX-PAC. Изготовление прототипа осуществлялось на станке фирмы HERMLE.

Нами применялось узкоспециализированное программное обеспечение компании Concepts NREC и NUMECA, это полностью интегрированная сквозная система проектирования турбомашин (компрессоров, насосов, вентиляторов, турбин, турбонагнетателей, расширительных машин и др.), обеспечивающая единый непрерывный цикл проектирования, охватывающий все стадии проектирования от одномерного, проектного расчета, трехмерного профилирования геометрии и численного анализа (газодинамического, структурного) до процесса изготовления. Специализированная система проектирования Concepts NREC предоставляет специалисту в области турбомашиностроения возможность разрабатывать, перепроектировать, модернизировать проточную часть лопаточной машины на всех этапах проекта, не вовлекая универсальные инструменты широкого применения. Это позволяет работать с проектом полностью в терминах турбомашиностроения, значительно сокращает временные затраты на проектирование, создание сеточных моделей для численных расчетов, анализ полученных результатов расчетов, а также использовать более быстрые и точные специализированные 3D-CFD решатели. Применение системы проектирования Concepts NREC полностью избавляет пользователя от проблемы передачи данных между различными модулями (в общем случае в процессе решения подобных задач дополнительной серьезной проблемой является неинтегрированность используемого программного обеспечения друг с другом, например, передача геометрии в универсальных форматах между независимыми модулями работы с 3D-геометрией и CAM-модулем зачастую отягощена трудозатратным «лечением» геометрии на каждом шаге передачи туда-обратно). С точки зрения охвата всех стадий проектирования любых типов лопаточных машин, программный комплекс Concepts NREC не имеет аналогов, как в России, так и за рубежом.

Обрабатывающие центы HERMLE для изготовления колеса выбраны нами также неслучайно, компании Concepts NREC и HERMLE имеют успешный опыт долгосрочного сотрудничества, как во всем мире, так и в России в частности. Полная совместимость CAM-модулей Concepts NREC и станков HERMLE доказана нами в ряде успешных проектов в России, а также российскими клиентами данного программно-аппаратного комплекса. Необходимо также указать на ряд преимуществ обрабатывающих центров фирмы HERMLE: 1) Высокие динамические характеристики станка, что позволяет обеспечить плавность обработки при резком изменении векторов. 2) Большие чем у конкурентов углы разворота «качалки» (+/- 130 град), что позволяет обрабатывать труднодоступные зоны. 3) уникальная конструкция шпиндельной головки, которая предусматривает защиту шпинделя от вертикально врезания за счет использования сминаемых втулок, а также компактные размеры шпинельной головки, которые позволяют шпинделю приближаться близко к зоне обработки.

На сегодняшний день нами перепроектировано и изготовлено рабочее колесо из легированной стали, на 2015 год запланировано его испытание на стенде заказчика для получения экспериментальных характеристик.

Список литературы

1. ГОСТ-23851-79. «Двигатели газотурбинные авиационные. Термины и определения». М., «Издательство стандартов», 1980.
2. Г. Н. Абрамович. «Прикладная газовая динамика». М. «Наука», 1969.
3. Theoretical Manual. FINE™/Turbo v8.9. Flow Integrated Environment. NUMECA International. Brussels. Belgium.
4. David Japikse, «Centrifugal Compressor Design and Performance», ISBN: 0-933283-03-2.

LES-МОДЕЛИРОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ РЕЗОНАНСНЫХ ЯВЛЕНИЙ В КАНАЛАХ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Р.Н. Колегов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, kolegov@avid.ru
А.А. Синер, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, siner@avid.ru

Проектирование современных авиационных двигателей невозможно представить себе без экспериментальной базы, но проводить многочисленные трудоемкие эксперименты, требующие большого количества финансовых затрат, нерентабельно для промышленности. Для описания физических процессов, протекающих в авиационном двигателе, совместно с экспериментом используют численное моделирование, которое позволяет за приемлемые сроки и при минимальных трудозатратах получить результат с требуемой точностью. Численное моделирование применяют для решения широкого спектра задач, в частности для расчета акустического резонанса и исследование его влияния на узлы авиационного двигателя.

В проточной части авиационного двухконтурного двигателя присутствует множество различных полостей. Одной из таких полостей является канал перепуска воздуха за компрессором низкого давления при закрытой заслонке. Перепуск воздуха обеспечивает устойчивую работу подпорных ступеней на нерасчетных режимах. В результате перепуска осевые скорости воздуха увеличиваются, а углы атаки приближаются к расчетным, что обеспечивает работу ступеней без срыва потока. На режимах работы авиационного двигателя при которых закрыты заслонки канала перепуска собственная частота полости может совпасть с частотой срыва вихря с её передней кромки, что служит возбудителем акустического резонанса. Резонанс может являться причиной возникновения слышимого тонального шума, который приводит к повышению вибронапряжений рабочих лопаток ступеней КНД, имеющих близкую резонансную частоту. Для устранения данной проблемы необходимо вносить конструктивные изменения, одним из которых является изменение собственной частоты полости канала перепуска путем изменения её объема. Оценить влияние этих мероприятий возможно с помощью численного моделирования.

В работе проведено численное моделирование генерации шума вихревого следа в каналах перепуска воздуха авиационного двухконтурного двигателя. Для получения точных результатов решения поставленной задачи необходимо правильно моделировать

турбулентное течение газа в месте срыва вихря. В задаче использовался метода крупных вихрей (LES). На входной границе в расчетах задавался поток, приводящий к возникновению резонанса на собственной частоте полости. В расчете вдоль всей проточной части были расположены контрольные точки, в которых записывались сигналы статического давления. На основании данных сигналов было сделано преобразование Фурье и построены спектры. Для устранения тонального шума были введены конструктивные мероприятия, изменяющие объем полости. В работе представлены результаты оценки эффективности влияния предложенных мероприятий на собственную частоту канала перепуска. Результаты расчетов собственной частоты в ANSYS CFX хорошо согласуются с аналитическими и экспериментальными данными.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СТРУИ ТРДД И МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА НА СЕРТИФИКАЦИОННЫЕ УРОВНИ ШУМА САМОЛЕТА НА МЕСТНОСТИ

В.Ф. Копьев, НИМК ЦАГИ, Москва, vkopiev@mktsagi.ru
И.В. Беляев, НИМК ЦАГИ, Москва, aeroacoustics@tsagi.ru
С.А. Величко, НИМК ЦАГИ, Москва, aeroacoustics@tsagi.ru
М.Ю. Зайцев, НИМК ЦАГИ, Москва, aeroacoustics@tsagi.ru
Н.Н. Остриков, НИМК ЦАГИ, Москва, aeroacoustics@tsagi.ru
Г.А. Фараносов НИМК ЦАГИ, Москва, aeroacoustics@tsagi.ru

Шум взаимодействия струи ТРДД и закрылка может быть важной проблемой для современных двигателей с высокой и сверхвысокой степенью двухконтурности, установленных под крылом. Снижение шума взаимодействия струи и закрылка необходимо для снижения общего шума самолета и для обеспечения соответствия современными самолетами ужесточающихся требований ИКАО по сертификационным уровням шума на местности.

Одним из возможных способов снижения шума взаимодействия является изменение угла отклонения закрылка. В данной работе было проведено экспериментальное исследование влияния угла закрылка на шум взаимодействия струи и крыла. Испытания проводились для реалистичной маломасштабной (1:25) модели стреловидного крыла с установленным двухконтурным соплом. Исследовались углы отклонения закрылка 5^o - 36^o. Было обнаружено, что угол отклонения закрылка оказывает значительное влияние на шум взаимодействия струи и закрылка в средней полосе частот, так что шум взаимодействия является практически линейной (в дБ) функцией от угла отклонения. Такая зависимость уровня шума взаимодействия от угла закрылка соответствует теоретическим предсказаниям.

Так как изменение угла закрылка обычно подразумевает изменение скорости полета самолета, было проведено параметрическое исследование влияния скорости спутного потока и скоростей потока во внутреннем и внешнем соплах на шум взаимодействия. Показано, что скорость потока из внутреннего контура не влияет заметным образом на шум взаимодействия струи и закрылка, тогда как скорость потока из внешнего контура и скорость спутного потока оказывают значительное влияние на шум в области высоких и низких частот, соответственно.

Полученные экспериментальные результаты были использованы для исследования влияния угла отклонения закрылка на сертификационные уровни шума на местности по сумме в двух контрольных точках для реалистичного среднемагистрального самолета.

Было показано, что учет шума взаимодействия струи и закрылка приводит к увеличению разницы в сертификационных уровнях шума на местности самолета с большими и с малыми углами закрылка.

Для рассмотренного среднемагистрального самолета была определена оптимальная траектория и соответствующий ей оптимальный угол отклонения закрылка с точки зрения шума самолета на местности.

Работа выполнена при частичной поддержке гранта РФФИ (проект 14-01-31041-мол-а).

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ВХОДНОЙ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОТОКА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОДНОРЯДНЫХ И БИРОТАТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ВЕНТИЛЯТОРОВ

В.Н. Коржнев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, 58korzhnev@mail.ru
В.И. Милешин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru
Р.Ю. Гатин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru
О.Ю. Марканов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru
А.В. Степанов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tomas@zmail.ru

В настоящей работе представлены результаты экспериментальных исследований влияния неравномерности потока, возникающей перед вентилятором ТРДД в воздухозаборнике мотогондолы летательного аппарата на различных режимах полёта, на характеристики однорядного и биротативного двухконтурных вентиляторов с большой степенью двухконтурности (однорядного порядка 8.5 и биротативного порядка 10). Во внутреннем контуре обоих вентиляторов были установлены компрессоры низкого давления (бустеры), приводимые во вращение валом основного рабочего колеса однорядного вентилятора и валом второго рабочего колеса биротативного вентилятора соответственно.

Испытания моделей вентиляторов проводились на стенде Ц-3А (НИЦ ЦИАМ). Однорядный вентилятор С179-2 был испытан в диапазоне приведенных частот вращения ротора N от 55,6% до 86,7%. Напорные ветки внешнего контура вентилятора снимались на режимах посадки (N = 55,6%), набора высоты (N = 81,4%) и взлёта (N = 86,7%). Напорные ветки внутреннего контура вентилятора снимались на режимах посадки (N = 55,6%) и взлёта (N = 86,7%). Сначала были проведены экспериментальные исследования этой модели вентилятора с равномерным потоком на входе, показавшие хорошее соответствие экспериментально полученных аэродинамических характеристик параметрам, заявленным в техническом задании. Затем во входном канале перед рабочим колесом вентилятора по очереди устанавливались два различных сетчатых имитатора неравномерности потока, рассчитанных на создание двух различных уровней возмущений поля полных давлений и пульсаций, обеспечивающих значение параметра неравномерности потока $W = \Delta\sigma_0 + \varepsilon$, равное 4.5% и 6.3% соответственно, на максимальном режиме (N = 86,7%).

Поля полных давлений для испытаний исследуемого вентилятора были выбраны после проведения статистического анализа экспериментальных данных, полученных при испытаниях вентиляторов в ЦИАМ и испытаниях моделей силовых установок, интегрированных с планером летательного аппарата, в ЦАГИ. Результаты этого анализа приведены в работе.

В результате проведенных испытаний получены напорные ветки обоих контуров модели вентилятора С179-2, значения адиабатического коэффициента полезного действия (КПД) и запасов газодинамической устойчивости (ГДУ) внешнего и внутреннего контуров вентилятора с равномерным потоком на входе и с двумя различными уровнями

неравномерности полного давления на входе. При N = 86,7% в точке расчётной земной рабочей линии внешнего контура вентилятора эти уровни неравномерности входного потока соответствовали значениям параметра W, равным 4.6% и 6.3% соответственно.

Биротативный вентилятор БВ-1 был испытан в диапазоне приведенных частот вращения роторов N от 50% до 95%. Напорные ветки внешнего контура вентилятора снимались на режимах посадки (N = 53%), набора высоты (N = 83%) и взлёта (N = 94%), запасы ГДУ не определялись. Напорные ветки внутреннего контура вентилятора не снимались. Исследовалось только влияние входной неравномерности потока на КПД внешнего контура вентилятора. В процессе испытаний использовался только один имитатор входной неравномерности потока, обеспечивавший значение W, равное 3% при N = 94%.

В результате проведенных испытаний и анализа экспериментальных данных получены следующие результаты:

- Вентилятор С179-2 имеет достаточный запас газодинамической устойчивости внешнего контура при значительной неравномерности потока на входе. На режиме взлёта запас ГДУ внешнего контура составляет 20.9% при W = 3.9%.
- Вентилятор С179-2 имеет достаточный запас газодинамической устойчивости внутреннего контура при максимально допустимой неравномерности потока на входе. На режиме взлёта запас ГДУ внутреннего контура составляет 18.3% при W = 6.3%.
- Неравномерность входного потока оказывает существенное влияние на запасы ГДУ внешнего контура вентилятора С179-2. Снижение запасов ГДУ составляет 0.5 – 1% ΔКу на 1% W.
- Неравномерность входного потока оказывает значительно большее влияние на запасы ГДУ внутреннего контура вентилятора С179-2. Снижение запасов ГДУ составляет на режиме взлёта 2.2 – 2.5% ΔКу на 1% W.
- Неравномерность входного потока оказывает значительное влияние на адиабатический КПД внешнего и внутреннего контуров однорядного вентилятора С179-2. Максимальные значения адиабатического КПД снижаются: во внутреннем контуре на режиме посадки на 4% при W = 1.8% и на режиме взлёта на 9% при W = 6.3%, во внешнем контуре на режиме посадки на 5.5% при W = 1.8%, на режиме набора высоты на 8% при W = 5.0% и на режиме взлёта на 7% при W = 6.3%.
- Неравномерность входного потока оказывает существенное влияние на адиабатический КПД внешнего контура биротативного вентилятора БВ-1. Максимальные значения адиабатического КПД снижаются: во внешнем контуре вентилятора на режиме посадки на 2.0% при W = 1.0%, на режиме набора высоты на 2.5% при W = 1.6% и на режиме взлёта на 1% при W = 3.0%.

РАСЧЁТ ГЕНЕРАЦИИ ШУМА ВЕНТИЛЯТОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДАМИ ВЫСОКОГО ПОРЯДКА ТОЧНОСТИ

Е.В. Коромыслов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, koromyslov@avid.ru
М.В. Усанин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, usanin@avid.ru
Л.Ю. Гомзиков, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, gomzikov@avid.ru
А.А. Синер, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, siner@avid.ru

В связи с непрерывным ужесточением норм по шуму самолетов высокоточное моделирование шума авиационного двигателя становится всё более актуальной проблемой. Одним из основных источников шума двигателя является его вентилятор.

Расчёт обтекания вентилятора является крайне сложной задачей, включающей в себя ротор-статор взаимодействие вращающихся лопаток вентилятора с неподвижными стойками наружного контура, носиком и входным направляющим аппаратом внутреннего контура. Для того чтобы учесть максимально возможное количество генерируемых акустических мод, необходимым является расчёт полного колеса, что требует значительных вычислительных ресурсов и длительного времени счета (порядка нескольких недель). В силу длительности счета, такое моделирование плохо пригодно с инженерной точки зрения. Для преодоления данной проблемы предлагается использовать новый решатель GHOST CFD (GPU-oriented High Order Structured) [1]. В GHOST CFD реализованы оптимизированные конечно-разностные схемы типа DRP [2], а также двухслойные оптимизированные схемы типа LDDRK [3] для расчёта временных производных. Для расчетов трансзвуковых течений используется специальный Shock-Capturing фильтр [4] с модифицированным детектором. В решателе так же реализуется метод крупных вихрей с Релаксационной Фильтрацией (LES-RF) [5]. Поддерживаются как многоблочные структурированные криволинейные, так и перекрывающиеся («CHIMERA») [6] расчетные сетки.

Одной из основных особенностей GHOST CFD является использование графических процессоров (ГПУ). Современные графические процессоры имеют сотни и тысячи вычислительных ядер, что делает их мощным инструментом для проведения параллельных расчетов. Полученное с помощью использования ГПУ ускорение для GHOST CFD составляет 12-20 раз с одним ГПУ (Nvidia Tesla M2090) по сравнению с восьмиядерным процессором (Intel Xeon E5-2680). Также поддерживается использование нескольких ГПУ. Типичный размер сетки, помещающейся в память одного ГПУ, для GHOST CFD составляет порядка 6-12 млн. ячеек.

С помощью GHOST CFD были проведены тестовые расчёты вентилятора для двух режимов работы двигателя (взлёт и посадка) (Рис. 1,2). Результаты качественно согласуются с экспериментом, но при этом уровни шума в случае посадочного режима несколько завышены. Кроме того, в полученном решении присутствует и широкополосная составляющая шума, чего обычно не наблюдается в случае ANSYS CFX\Fluent в силу RANS-постановки и диссипативности численной схемы.

Размер сетки в тестовых расчетах составлял около 28 млн. ячеек для GHOST CFD и около 60 млн. для ANSYS CFX. Расчётное время одного оборота вентилятора для ANSYS CFX составляло около 8 дней на 20 процессорах Intel Xeon E5 2680 (160 ядер, 10 узлов кластера). Для GHOST CFD данное время составило 1.5 дня на 4 ГПУ Nvidia Tesla M2090 (1 узел кластера).

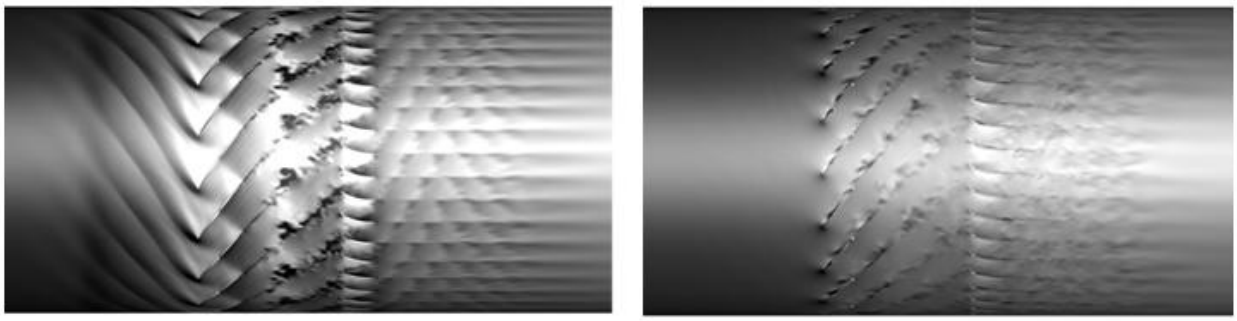


Рис. 1 – Распределение осевой скорости в расчетной области для взлета (слева) и посадки (справа)

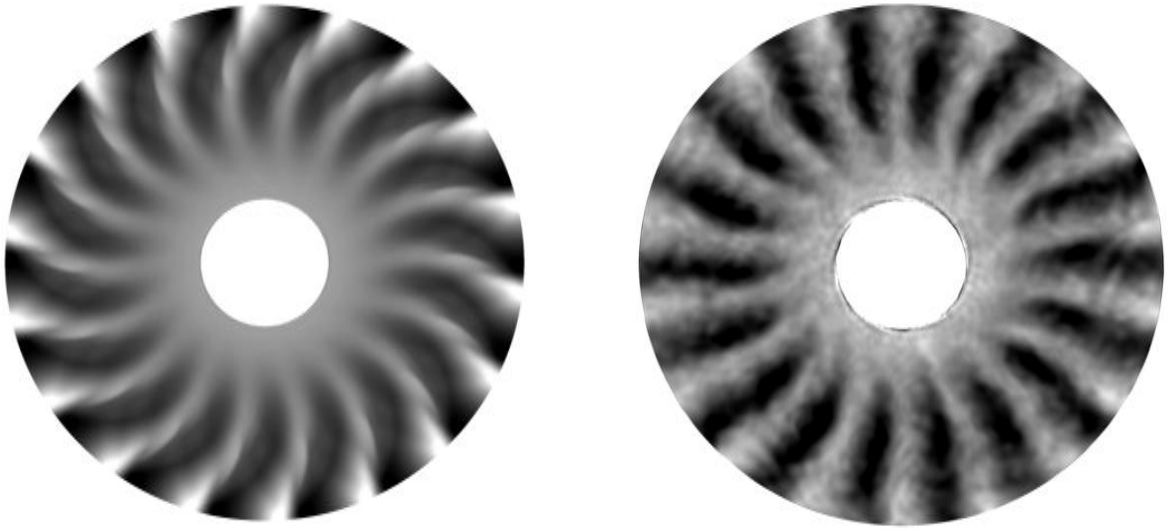


Рис. 2 – Распределение давления в сечении вблизи вентилятора для взлета (слева) и посадки (справа)

Список литературы

1. Koromyslov, E., Siner, A., Usanin, M., Gomzikov L. and Bolshagin, N., GPU-accelerated High Order Structured CFD Solver for engineering purpose (GHOST CFD), GPU Techonology Conference-2014, 2014, Poster, URL: http://ondemand.gputechconf.com/gtc/2014/poster/pdf/P4133_grid_turbomachinery_jet_nozzle.pdf
2. Bogey, C. and Bailly, C., A family of low dispersive and low dissipative explicit schemes for computing the aerodynamic noise, Journal of Computational Physics, 2002, 194(1), 194-214.
3. Berland, J., Bogey, C. and Bailly, C., Optimized explicit schemes: matching and boundary schemes and 4th-order Runge-Kutta algorithm, 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2004, AIAA 2004–2814.
4. Bogey, C., de Cacqueray, N. and Bailly, C., Self-adjusting shock-capturing spatial filtering for high-order non-linear computations, 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2008, AIAA 2008–2968.
5. Bogey, C. and Bailly, C., Computation of a high Reynolds number jet and its radiated noise using large eddy simulation based on explicit filtering, Computers & Fluids, 2006, 35, 1344–1358.
6. Cheshire, G. and Henshaw, W., Composite overlapping meshes for the solution of partial differential equations, Journal of Computational Physics, 1990, 90, 1-64

РАЗВИТИЕ МЕТОДОВ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК РЕШЕТОК, ЛОПАТОЧНЫХ ВЕНЦОВ, СТУПЕНЕЙ И КОМПРЕССОРОВ НА ОСНОВЕ ОБОБЩЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ

И.А. Кривошеев, УГАТУ, Уфа, krivosh777@mail.ru
К.Е. Рожков, УГАТУ, Уфа, rke85@mail.ru
Н.Б. Симонов, УГАТУ, Уфа, sventigo@yandex.ru

В настоящее время при выборе параметров, оптимизации, подготовке начальных и граничных условий для трехмерного (3D) CAD/CAE-моделирования применяются двумерные (2D) модели, в основе которых лежат эмпирические зависимости (полученные в [1-5] на основе обобщения многочисленных экспериментов и позволяющие уже на ранних этапах проектирования рассчитывать параметры и характеристики решеток профилей, лопаточных венцов, ступеней и многоступенчатых компрессоров). Анализ показал, что применение феноменологического подхода (сочетания эмпирики и теоретических представлений) позволяет уточнить эти зависимости и расширить область их использования. Так, например, установлено, что линейный участок базовой линии $\overline{H}_T = f(\bar{c}_a)$ - зависимости коэффициента напора решетки профилей от коэффициента расхода параллельна аналогичной линии соответствующей решетки тонких пластин (с той же густотой b/t и "лопаточным" углом выхода $\beta_{2Л}$). Характерный параметр (экстраполяция линейного участка кривой коэффициента теоретического напора на ось ординат) для решетки пластин до и после срыва описывается экспоненциальной зависимостью от густоты решетки b/t: $\overline{H}_{Ty(1,2)} = 1 - e^{-\frac{b/t}{T}}$. При этом (путем экспериментов и 3DCAD/CAE-моделирования) подобрано значение параметра $T_1 \approx 0{,}42...0{,}355$ - до начала срыва потока, $T_2 \approx 0{,}82...0{,}9$ - после срыва потока. Это позволяет определять градиент наклона линейного (вблизи номинального режима "о") участка базовой (для автомодельности по скорости натекания $\lambda_{w1}<0{,}4$)характеристики решетки профилей $d\overline{H}_T \big/ d\overline{C}_a = d\overline{H}_{Ty} \big/ d(tg\beta_{2л})$. Здесь используется определенное для эквивалентной решетки плоских пластин значение и $\beta_{2Л} = \gamma$ - угол установки пластин в решетке. Соответственно для реальной решетки профилей таким образом определяется градиент наклона линейного участка характеристики до и после начала срыва потока. Установлено, что известная универсальная зависимость [2] $\frac{\Delta\beta_1}{\Delta\beta_{1o}} = f(\frac{\beta_1 - \beta_{1o}}{\Delta\beta_o})$, из которой следует, что вблизи номинального режима "о" градиент $d\Delta\beta \big/ d\beta_1$ для всех решеток профилей примерно одинаков, имеет узкую область применения. Соответственно то, что из этой зависимости следует (для точки "m", где $\Delta\beta_m = \Delta\beta_{\max}$) $\frac{\beta_{1m} - \beta_{1o}}{\Delta\beta_o}$ ≈-0,4 в общем случае не согласуется с результатами продувки плоских решеток профилей. А ведь это соотношение часто используется для построения границы помпажа на характеристиках ступеней и компрессоров. Вместо этого авторами предложено соотношение $tg\beta_{1m}/tg\beta_{1o}=0{,}788$. Однако и оно для втулочных решеток профилей с большими кривизной, углом установки и утолщением имеет существенную погрешность. Из теоретических соображений $d\Delta\beta / d\beta_m = 0$, в этой же точке "m" $d\beta_2 / d\beta_1 = 1$. Соответственно в этой

точке"m"базовая линия $\overline{H}_T = f(\bar{c}_a)$ любой решетки должна касаться изолинии $\Delta\beta = \Delta\beta_m$ =const, т.е. $\overline{H}_T = 1 - tg\beta_1 / tg(\beta_1 + \Delta\beta_m)$ построенной в координатах $\{\overline{H}_T, \bar{c}_a\}$. На этом основании предложено строить семейство изолиний (с шагом $\Delta\beta_{i+1}$=1,25 $\Delta\beta_i$), каждая пара из которых соответственно характеризует номинальные режимы "o"и максимальные "m"для конкретной решетки. Для построения базовой линии $\overline{H}_T = f(\bar{c}_a)$ характеристики решеток предложен метод номограмм. При этом остается вопрос определения параметров на номинальном "o" режиме решетки профилей. Анализ показал, что наиболее точные результаты дает совместное использование зависимостей Бойса и Комарова А.П. Кроме того для уточнения известной эмпирической зависимости Хауэлла для определения номинальных режимов«o» авторами построены кривые. В отличие от метода Ольштейна Л.Н. (предложенного для ступеней) характеристики решеток ступеней расслаиваются не по приведенной окружной скорости λ_u, а по приведенной скорости натекания (в относительном движении) λ_{w1}. Для выделения соответствующих поправок выведена (при отсутствии закрутки на входе α_1=90^o) взаимная зависимость параметров λ_{w1}, λ_u и $\overline{C}_a$. Показано, что на пересечении траектории смещения номинальной точки «o» для решеток профилей и линейной зависимости для решетки плоских пластин определяется номинальная точка последней. Это полезно для решеток завихрителей камер сгорания, решеток слабо искривленных сверхзвуковых профилей. Показано, что для построения $\overline{H}_{Ty}$ характеристики решетки в виде $\overline{H}_s = f(\bar{c}_a)$ следует повернуть вокруг т. { ,0} (до и после срыва) лучи в базовой характеристике $\overline{H}_T = f(\bar{c}_a)$. Поворот определяется координатами т. "o" и значением КПД на номинальном режиме η_o. При этом учитывается искривление и ступенчатый участок (при срыве) в базовой линии $\overline{H}_T = f(\bar{c}_a)$. Далее добавляются поправки, учитывающие λ_{w1}. Показано, что протекание границы помпажа для решетки, венца и ступени определяется не точкой или $H_{\tau max}$, а точкой H_{smax}. Это позволяетстроить на характеристике решетки, ступени и компрессоралини "ms", "o" и "opt" (номинальных и оптимальных режимов). Для построения на характеристике ступени или компрессора линии номинальных режимов «o» достаточно повернуть базовую линию теоретического напора вокруг точки $\{H_S = f(\lambda_{1a})$,0} на оси ординат до касания с линией $\overline{H}_s = f(\bar{c}_a)$. Показано, что при проектировании ГТД и компрессора в его составе следует обеспечить протекание ЛРР в секторе между линией «o» - номинальных режимов и границей помпажа (с учетом дополнительно нанесенной линией запирания). Для учета диагнальности и "просадки" скорости выведена связь $\overline{H}_{oc}$ и с учетом диагональности $\bar{r}_2$ и параметра $\overline{C}_a$, в качестве которого здесь предложено использовать компоненту вдоль поверхности тока в меридиональной плоскости, при этом - коэффициент напора эквивалентной осевой решетки (без "просадки") с эффективным - среднемиделевым шагом. Кроме того предложен метод параметризации характеристик решеток профилей (а также ступеней, компрессоров) при изменении закрутки на входе (положения ВНА и НА). Показано, что при изменении закрутки на входе α_1 номинальная точка «o» смещается по линии Хауэлла, при этом базовая линия на характеристике решетки не меняет свою форму а лишь поворачивается вокруг точки $\{H_T = f(\lambda_{1a})$,0} на оси ординат.

В целом предложенный метод позволяет получать характеристику лопаточных венцов и ступеней, включая зону срыва и запомпажные ветви. Он позволяет получать универсальную обезразмеренную характеристику компрессоров, включая универсальную границу помпажа, экстраполировать ветки, строить новые, уточнять границу помпажа при

экспериментах. Разработанные алгоритмы положены в основу разработанной СИМ (системы имитационного моделирования) VENEC. С ее помощью проведено моделирования ряда ступеней и компрессоров (в т.ч. с поворотным ВНА и центробежных).

Список литературы

1. Хоуэлл А.Р. Газодинамика осевого компрессора: Сб. стат. «Развитие газовых турбин» Пер. с англ. / Под ред. АлександроваВ.Л. - М.: Изд- во БНТИМАП, 1947, - с. 42 – 56.
2. Ольштейн Л.Е., Процеров В.Г. Труды ЦИАМ №150 с.п. Метод расчета осевого компрессора по данным продувок плоских компрессорных решеток. – Издательство бюро новой техники, 1948. - 63 с.
3. Казанчан П.П., Караваев Б.В., Серков В.И., Шишкин В.Н. Обобщение результатов продувок плоских компрессорных решеток методом регрессионного анализа/ЦИАМ.-М.:ЦИАМ, 1975.-64 с. - Труды/ЦИАМ; №679
4. Бунимович А.И., Святогоров А.А. Аэродинамические характеристики плоских компрессорных решеток при большой дозвуковой скорости. Сборник статей «Лопаточные машины и струйные аппараты» - М.: Машиностроение ,1967. Вып. 2. - с. 5 - 35.
5. Бунимович А.И., Святогоров А.А. Обобщение результатов исследования плоских компрессорных решеток при дозвуковой скорости. Сборник статей «Лопаточные машины и струйные аппараты».- М.: Машиностроение ,1967. Вып. 2. - с. 36 - 66.

ИССЛЕДОВАНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ НЕСТАЦИОНАРНОЙ СТРУКТУРЫ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ В КОМПРЕССОРЕ ПРЕДШЕСТВУЮЩЕЕ НАРУШЕНИЮ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ. ЭКСПЕРИМЕНТ

Н.Н. Ледовская, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Проведено экспериментальное исследование нестационарной структуры потока в моделях ступеней, спроектированных для использования в компрессорных узлах современных ТРДД, имеющих различные расчетные параметры и, соответственно, различные экспериментальные характеристики $\pi^*=f(G_{пр})$ и $\eta^*_{ад}=f(G_{пр})$. На основании анализа структуры потока в широком диапазоне окружных скоростей и расхода воздуха, а так же статистического анализа пульсаций давления измеренных по тракту испытанных ступеней при различных частотах вращения от $\bar{n}$ =1.0 до 0.5 и изменении расхода воздуха: от $G_{пр\ макс}$ до $G_{пр\ мин}$ показано, что приближение к границе устойчивой работы, сопровождается существенными изменениями нестационарной структуры потока, которые сопровождаются перераспределением энергии пульсаций в низкочастотную область спектра. Предложен параметр П, характеризующий повышение интенсивности пульсаций давления, являющихся следствием формирования окружной неоднородности во вращающихся лопаточных колесах.

Анализ имеющихся результатов экспериментального исследования нестационарной структуры потока в компрессорах показал, что при уменьшении расхода воздуха через компрессор при одной и той же частоте вращения в рабочем колесе

постепенно теряется устойчивость течения, что проявляется в дестабилизации течения в отдельных межлопаточных каналах рабочего колеса компрессора. В этом случае происходит изменение пульсаций давления, измеряемых на стенке над рабочим колесом. Датчики пульсаций показывают, что одновременно с изменением высокочастотной части спектра, проявляющимся в увеличении амплитуды гармоники частоты следования лопаток - $A_{n1,}$ и кратных ей частот: A_{n2}, A_{n3} …A_{ni}. возрастает среднеквадратичное отклонение давления в широкой полосе частот f=0…40 кГц. Предварительный анализ измеренных нестационарных параметров на входе в ступени показал, что в проточной части наблюдается пульсирующая окружная и радиальная периодические неоднородности потока. Окружная неоднородность, вращающаяся вместе с колесом, описывается гармониками на частотах следования лопаток, а так же роторными гармониками в низкочастотной части спектра. Интенсивность окружной неоднородности изменяется в зависимости от режима работы по частоте вращения и расходу воздуха. При приближении к границе устойчивости она усиливается при всех частотах вращения. Одновременно изменяется спектральный состав пульсаций давления в полосе частот $\Delta f = 0…f_{рот}\ Z_{рк}$**.** Из-за изменения структуры и увеличения интенсивности окружной неоднородности потока, обтекание лопаток в соседних межлопаточных каналах происходит по-разному и структура потока в каналах отличается. Отличие усиливается по мере уменьшения расхода и приближения к границе устойчивости. При этом изменяется спектральный состав пульсаций во всем широком диапазоне частот. Происходит перераспределение энергии пульсаций в низкочастотную область спектра. Эти данные получены при испытании большого числа модельных ступеней различного назначения. Анализ структуры течения в каналах периферийных сечений, показал, что в оптимальных по эффективности режимах работы ступени течение в каждом межлопаточном канале «квази стационарно» - то есть слабо изменяется по времени, но сильно отличается в окружном направлении. При этом имеет место изменение по шагу решетки РК значений угла β1, на пример, в ступени – модели одноступенчатого вентилятора, в оптимальной точке характеристики при окружной скорости близкой к расчетной может составить до 35º, в соответствии с изменением по шагу измеренной осевой скорости потока (смотри рис.1). Периодичность течения, наблюдавшаяся в оптимальной точке характеристики, вблизи границы устойчивости изменяется.

По результатам проведенных исследований в качестве критерия для распознавания указанных процессов предложен параметр П, характеризующий повышение интенсивности пульсаций давления, являющихся следствием образования окружной неоднородности во вращающихся лопаточных колесах. Для его формирования анализируются пульсационные характеристики потока в полосе частот $\Delta f = =0…1/2f_{рот}Z_{рк}$, определенные в оптимальной точке характеристики и вблизи границы устойчивости, соответственно. В качестве примера на рисунке 2 показано формирование окружной неоднородности потока вблизи границы устойчивости на расчетной окружной скорости в ступени, являющейся моделью последней ступени КВД. На рисунке 1 показаны временные реализации пульсаций перепадов полного и статического давлений перед и за ступенью, измеренных синхронно за период $t = 3T_{рот}$ до возникновения неустойчивости.

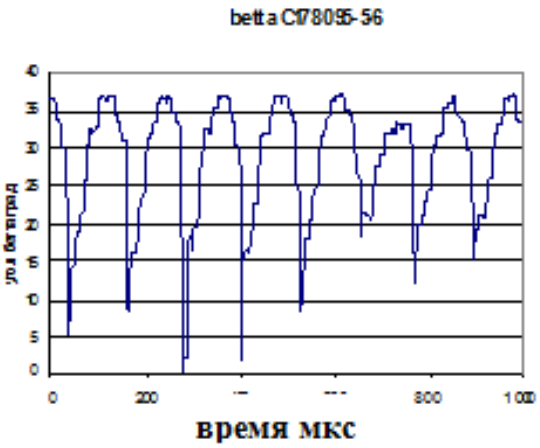


Рис. 1 – Изменение угла β1 на входе в 8 межлопаточных каналов рабочего колеса модельной ступени одноступенчатого вентилятора

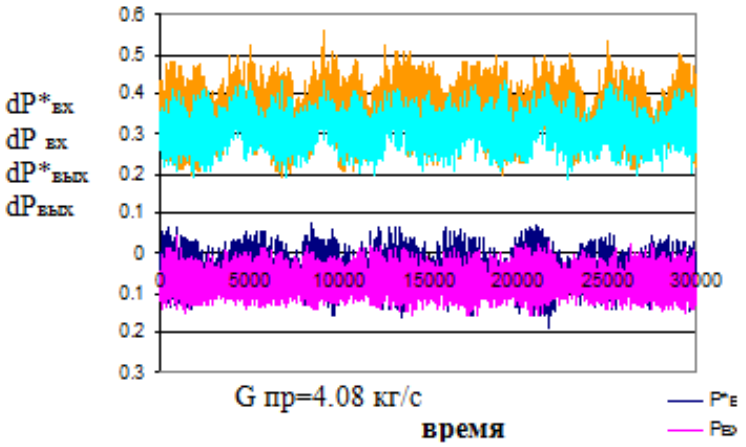


Рис. 2 – Формирование окружной неоднородности потока вблизи границы устойчивости на расчетной окружной скорости в ступени, являющейся моделью последней ступени КВД

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Как показали исследования, проведенные на моделях типовых ступеней компрессора и натурных объектах, значения параметра $П = \sum_{0}^{0.5\,fnz} Ai \,/\, \sum_{0}^{0.5\,fnz} Ai_{opt}$ при приближении к границе нарушения ГДУ увеличиваются в 2 – 5 и более раз в зависимости от близости режима к границе устойчивости.

Определение параметра П основывается на физическом явлении, развивающемся до возникновения неустойчивости течения. Одним из показателей является окружная неоднородность потока, появляющаяся вследствие отрыва потока в РК, вращающаяся с ним и трансформирующаяся при фиксированной частоте вращения по мере изменения расхода воздуха.

Использование параметра П, как диагностического признака приближения к границе устойчивости, обеспечивает предотвращение возникновения вращающегося срыва и помпажа. Пороговое значение сигнала управления является функцией частоты вращения рабочего колеса и приведенной осевой скорости потока на входе, и определяется в условиях устойчивой работы компрессора.

При приближении к границе устойчивости во всех рассмотренных компрессорных ступенях происходит перестройка нестационарной структуры потока на входе в компрессор. Этот процесс сопровождается усилением в несколько раз пульсаций в полосе частот 0…0.5 $f_{рот}$ $Z_{рк}$ перед компрессором. Полученный в результате проведенных исследований нестационарной структуры потока параметр предложен для опережающей

диагностики вращающегося срыва. Его работоспособность по опережающей диагностике изменения ГДУ проверена в многоступенчатых компрессорах при их автономном испытании и испытании в системе двигателя. Новизна подхода к диагностике границы газодинамической устойчивости подтверждается патентом «Способ контроля режимов работы компрессора и устройство для его осуществления». Патент РФ №2354851.

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕЧЕНИЯ В КНД ТРДД БОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ НА РЕЖИМАХ, БЛИЗКИХ К ПОТЕРЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ, ПРИ РАЗНЫХ УСЛОВИЯХ НА ВХОДЕ

В.Е. Макаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, vmakarov@ciam.ru
В.А. Шорстов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, shorstov@ciam.ru
С.П. Андреев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, s.p.andreev@ciam.ru
А.В.Карнаухов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, karnauchov@avid.ru

Представленный доклад посвящен проблеме численного предсказания влияния входной окружной неравномерности, формируемой в воздухозаборнике, на течение в компрессоре низкого давления (КНД), образованном внутренней частью рабочего колеса (РК) вентилятора и подпорными ступенями ТРДД большой степени двухконтурности. Основные результаты доклада были получены в работах [1,2].

Известно, что входная неравномерность, вызываемая разными причинами (боковой ветер, экстремальные углы атаки, скоса и др.), может приводить сильным нестационарным аэродинамическим нагрузкам на лопатках компрессора и к опасным динамическим напряжениям в них. Другие серьезные проблемы связаны с возможностью усиления входной неравномерности в вентиляторе и подпорных ступенях, которое может привести к потери газодинамической устойчивости и, конечном итоге, к помпажным явлениям.

В настоящем исследовании выполнено комплексное моделирование нестационарного течения одновременно всех 762-х межлопаточных каналах показанной на рис. 1 системе «Вентилятор–подпорные ступени». Расчеты проводились с использованием разработанного в ЦИАМ программного комплекса (ПК) Cobra [3] в постановке RANS/URANS с моделью турбулентности Спалларта-Аллмараса на сетке, содержащей ~$2.5 \cdot 10^8$ ячеек.

Результаты расчетов сравнивались с экспериментальными данными, полученными в ОАО «Авиадвигатель» на установке с модельным вентилятором и подпорными ступенями, показанной на рис. 2. Для моделирования сильной входной окружной неравномерности перед вентилятором использовался интерцептор.

Результаты расчета включали напорные ветки, структуру нестационарного течения, Фурье-разложение окружных моментов нестационарных сил, действующих на лопатки, Фурье-разложения расходов воздуха в осевых зазорах, окружное распределение полного давления в различных перечных сечениях и его Фурье-разложения.

Режимы течения в рассматриваемой системе определялся дросселем (соплом) установленным на выходе из подпорных ступеней сопла. Относительные значения площадей критического сечения этого сопла, отвечающих рассмотренным режимам в таблице 1.

На рис. 3 показано как в процессе расчета нестационарного течения в КНД с однородным потоком на входе меняется среднее статическое давление за подпорными

ступенями. Как видно из рисунка режимы 1, 2 и 3 являются относительно стабильными, а для режима 4 течение в КНД подвергается большим изменениям.

На рис. 4 приведены некоторые результаты расчета течения в КНД на режиме, отвечающем дросселю 3, предшествующему режиму 4, на котором происходит глобальная перестройка течения.

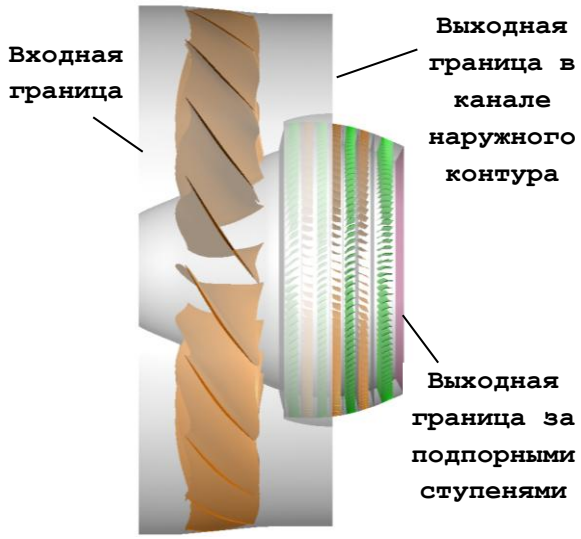


Рис. 1 – Исследуемая конфигурация

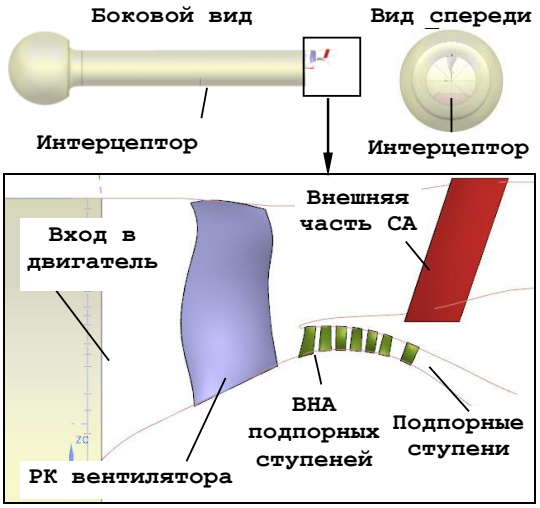


Рис. 2 – Экспериментальная установка (ОАО «Авиадвигатель»)

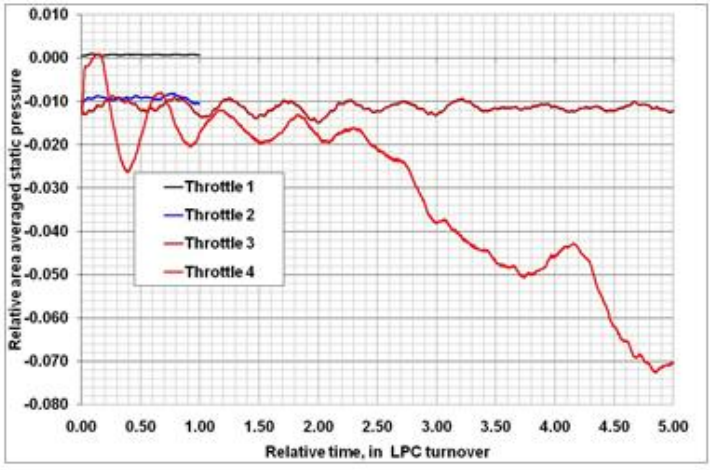
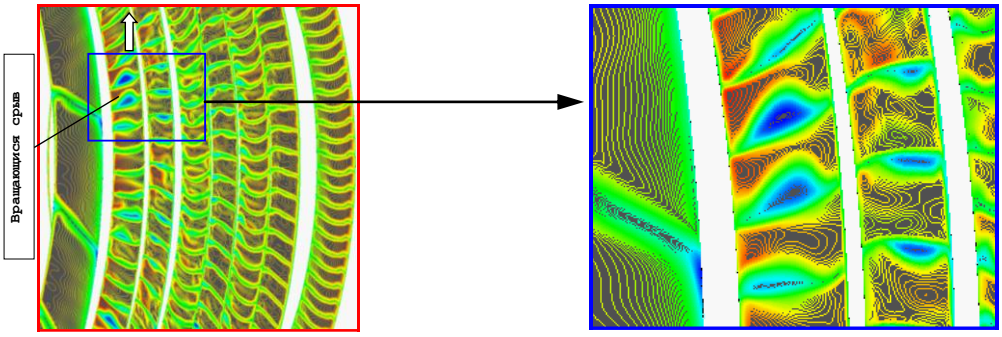


Рис. 3 – Изменения осредненного относительного статического давления за КНД при расчете нестационарного те разных режимах

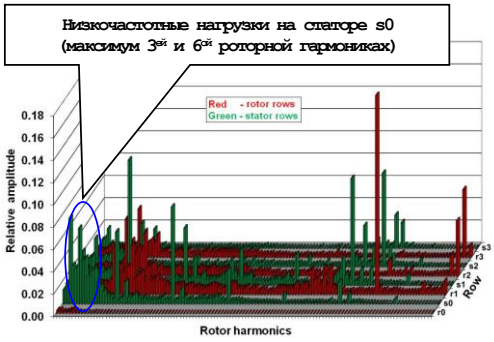
Таблица 1. Параметры дросселя.

Режим	1	2	3	4
Относительная площадь	1	0.966	0.949	0.932

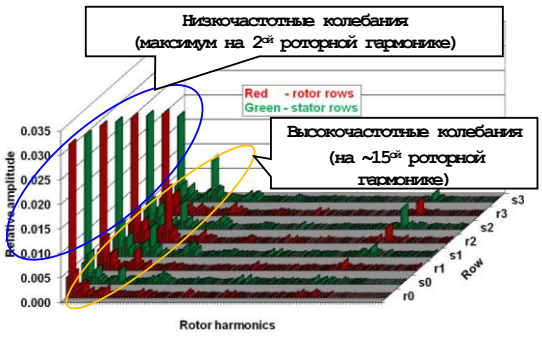
Дополнительный анализ показывают, что для рассматриваемого режима в ВНА бустера возникают структуры, которые двигаются в направлении вращения компрессора и которые могут рассматриваться как вращающийся срыв. Оценка времени пространственной повторяемости структуры показывает, что эта структура перемещается в направлении вращения со скоростью, составляющей ~ 1/7 от скорости вращения КНД.



Изолинии мгновенной осевой скорости на фрагментах сеточных поверхностей в осевых зазорах



Фурье разложения окружного момента сил на лопатках



Фурье разложения расхода через венцы

Рис. 4 – Результаты расчета течения в КНД на режиме, отвечающем дросселю 3 при равномерных входных параметрах

Список литературы

1. Макаров В.Е., Шорстов В.А., Андреев С.П., Федорченко Ю.П., Фролов В.Н., Валидация расчетной методики определения влияния входной окружной неравномерности на устойчивость течения в вентиляторе и КНД по результатам модельных испытаний на установке К-1-100м с интерцепторами на входе. Технический отчет ЦИАМ № 14477, 2014.
2. Макаров В.Е., Шорстов В.А., Андреев С.П., Федорченко Ю.П., Фролов В.Н. Расчетное определение изменения границы нарушения устойчивости течения в вентиляторе и КНД двигателя ПД-14 в наихудших по параметрам входной окружной неравномерности условиях полета. Технический отчет ЦИАМ № 14509, 2014.

3. Федорченко Ю.П., Шорстов В.А., Макаров В.Е. Программный комплекс COBRA NG v1.0 («ПК COBRA NG v1.0»). Свидетельство о государственной регистрации №2010756511.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ И РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В МНОГОСТУПЕНЧАТОМ ОСЕВОМ КОМПРЕССОРЕ ВЕРТОЛЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВ3-117

О.В. Маракуева, ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург, contact@numeca-ru.com
Д.В. Ворошнин, ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург
А.С. Муравейко, ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург

Производится моделирование течения в многоступенчатом осевом компрессоре вертолетного двигателя ТВ3-117 с использованием ПК FINE/Turbo с целью разработки расчетной модели и её идентификации. В процессе моделирования течения анализируется влияния некоторых геометрических и сеточных параметров на течение в компрессоре, а также рассматриваются различные постановки задачи.

Исследуемым объектом является многоступенчатый осевой компрессор турбовального вертолетного двигателя ТВ3-117. Компрессор данного двигателя включает в себя ВНА (входной направляющий аппарат) и 12 ступеней. Лопатки ВНА и НА (направляющих аппаратов) первых 4-х ступеней являются регулируемыми. РЛ (рабочие лопатки) всех ступеней имеют периферийные зазоры, НА с 3 по 12 ступени - втулочные зазоры, лопатки ВНА и НА 1-2 ступеней являются двухопорными. СА (спрямляющий аппарат) и НА последней ступени сопряжены тандемно.

Все расчеты проводятся для одного режима работы компрессора с 100%-ой частотой вращения (n=19500 об/мин). Решается система уравнений RANS с параметрами термически совершенного газа с применением условия «Mixing Plane» для моделирования "ротор-статор" взаимодействия. Для замыкания системы уравнений используются модели турбулентности Спаларта - Аллмараса и k-ε. В качестве граничных условий на входе указываются стандартные полные параметры P*=101325 Па, T*=288 K, на выходе - статическое давление. В расчетной модели учитываются входные стойки. Сетка во всей расчетной области является гексагональной блочно-структурированной.

В данном проекте рассматриваются:

- сеточная сходимость;
- влияние моделей турбулентности;
- влияние притрактовых полостей;
- зазоры двухопорных НА;
- применение метода NLH;
- начальный анализ работы ступеней.

Результаты расчетов численной модели с подключением моделей турбулентности Спаларта - Аллмараса и k-ε сравниваются с экспериментальными данными. Необходимо отметить, что экспериментальная кривая была получена путем осреднения результатов нескольких экспериментов, поэтому характер поведения данной кривой может значительно отличаться от характеристики при действительной работе компрессора. Оба расчета дают практически одинаковые результаты по расходу (разница менее 1% с экспериментом), но по КПД разница у модели турбулентности k-ε составляет порядка 4%, у модели Спаларта - Аллмараса - 5%.

Анализ течения показывает, что относительное число Маха возрастает по радиусу

на спинке РЛ 1-ой ступени, в периферийном сечении оно достигает значения 1.4, возникает ударная волна, соответственно, приводящая к торможению потока, на корытце лопатки в этом сечении реализуется отрыв пограничного слоя. Распределение числа Маха на спинке РЛ 2-ой ступени не является стандартным для осевых компрессоров: число Маха уменьшается по высоте.

Моделируются притрактовые полости в первых ступенях компрессора, в которых реализуется сложное вихревое течение. Но, тем не менее, интегральные характеристики имеют незначительно меньший расход и немного более пологий характер.

ВНА и НА 1-2 ступеней являются двухопорными и имеют частичные зазоры у втулки и периферии, данные зазоры моделируются полными, но с большой шириной: 2.5 и 1.0 мм. По результатам можно заключить, что чем больше размер зазора, тем левее ложится характеристика компрессора, имея при этом более пологий характер.

Применение нелинейного гармонического анализа позволяет оценивать нестационарные эффекты в компрессоре. Расчеты показывают, что на спинке РЛ 1-ой ступени образуются трансзвуковые зоны, которые в дальнейшем мигрируют вверх по течению, видны взаимодействия следов лопаток с лопатками следующих венцов.

Начальный анализ работы ступеней показывает, что 6-ая ступень ограничивает работу компрессора по расходу.

В данной работе в процессе разработки численной модели течения в многоступенчатом осевом компрессоре турбовального вертолетного двигателя исследовано влияние сходимости по сетке, оценено влияние моделей турбулентности на результаты расчетов, рассмотрены различные геометрические конфигурации проточной части (притрактовые полости, зазоры в двухопорных лопатках). Разработанная численная модель течения в компрессоре даёт приемлемые результаты при сравнении с экспериментальными данными, но требуется дальнейших детальный анализ работы каждой из ступеней для выявления элемента, запирающего компрессор.

В процессе исследования и анализа течения выявлен потенциал для дальнейшей аэродинамической оптимизации геометрии компрессора. Данный двигатель находится в эксплуатации уже долгое время, соответственно, цикл его производства отработан и оптимизирован с экономической и временной точек зрения. Таким образом, внесение изменений в данный цикл может привнести немало сложностей и потребовать больших экономических затрат. Альтернативным путем является оптимизация программы регулирования, т.е. подбор оптимальных углов установки регулируемых НА на всех режимах работы компрессора.

Список литературы

1. Кампсти, Н. Аэродинамика компрессоров Текст. / Н. Кампсти.- М.: Мир, перевод под ред. Ф. Ш. Гельмедова, 2000.
2. C. Hirsch, Numerical Computation of Internal & External Flows: the Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, 2nd ed. Butterworth-Heinemann (Elsevier), 2007.
3. Japikse D. Nicholas C. Baines "Introduction to Turbomachinery", Concepts ETI, Inc., 1997
4. NUMECA Int., "Flow Integrated Environment", User Manual, Numeca Int., Brussels, Belgium, 2014.

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕНДЕНЦИИ В ПРОЕКТИРОВАНИИ ТУРБОМАШИН. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДОВ ОПТИМИЗАЦИИ В ЦИКЛЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТУРБОМАШИН

О.В. Маракуева, ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург, contact@numeca-ru.com
Д.В. Ворошнин, ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург
И.Н. Клочков, ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург
И.М. Лакомова, ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург

Применение CFD методов при проектировании турбомашин имеет более чем 50-тилетнюю историю. В настоящее время эффективность компонентов авиационных двигателей достигла высокого уровня, использование упрощенных инструментов моделирования, основанных на одномерных и двумерных методах, не позволяет достичь необходимой точности моделирования. Это влечет необходимость использования трехмерных CFD методов не только для определения окончательных характеристик машины, но и в процессе проектирования изделия.

На первом этапе CFD моделирования строится дискретная модель. Использование структурированных сеток даёт меньшую погрешность при вычислении потоков массы и импульса и обеспечивает высокую скорость получения решения. Для сокращения трудозатрат при построении дискретных моделей и автоматизации препроцессинга необходимо использовать специализированные сеточные генераторы, например, AutoGrid5, который предназначен для автоматического построения высококачественных блочно-структурированных гексаэдральных расчетных сеток в проточной части лопаточных машин. В задачах газодинамики турбомашин одним из основных пунктов является моделирование «ротор-статор» взаимодействия. В случае сложных течений (сверхзвуковые зоны, скачки уплотнения, сложные циркуляционные и отрывные течения) вблизи сопряжения ротора и статора модель Mixing Plane не всегда даёт удовлетворительные результаты как по картине течения, так и по интегральным параметрам. В таких случаях следует переходить к нестационарному моделированию течения. При этом необходимо использовать высокоэффективных методов учета нестационарности. Метод нелинейного гармонического анализа (NLH) подразумевает решение осреднённых уравнений Навье - Стокса с включением пульсационных составляющих, связанных с ротор-статор взаимодействием. Существенным плюсом метода является возможность в кратчайшие сроки получить нестационарное решение, расчет производится в одном межлопаточном канале каждого венца, уменьшается влияние положения "ротор-статор" интерфейса на решение. Всё это позволяет учесть нестационарные явления в турбомашине ещё на стадии проектирования.

На современном уровне проектирования для получения достоверных характеристик изделия важно находить доверительный интервал выходных параметров при наличии «шумящих» входных параметров (значения граничных условий, геометрические неопределенности, например, радиальный зазор и др. технологические и производственные отклонения), для этого используется так называемый «метод анализа неопределенностей».

В настоящее время всё более актуальным становится решение многодисциплинарных задач (FSI). При Решении FSI задач на практике используются два подхода:

- прямой метод, когда итерационно, последовательно решаются CFD (ВГД) и FEM (НДС) задачи. Такой подход крайне ресурсозатратный.
- модальный подход, когда структурная деформация рассчитывается с помощью модальных уравнений, где динамическое поведение линейной системы представляется в виде разложения по формам собственных колебаний на каждом физическом временном шаге с учетом нагрузки жидкости на конструкцию.

Актуальной на данный момент является многопараметрическая оптимизация по газодинамическим показателям эффективности проточной части. Методы математической оптимизации могут применяться как на этапе профилирования (для "гладкой" проточной части), так и на этапе конструктивной проработки турбомашины. Ниже представлены результаты оптимизации геометрии двух тестовых задач: модельные РК осевого компрессора и 1,5-ступенчатая турбина с применением ПК FINE/Turbo и ПО IOSO.

Целью математической оптимизации РК осевого компрессора являлась максимизация КПД компрессора в рабочей точке при варьировании угла установки лопатки γ, геометрических углов входа и выхода β_1, β_2 в 3-х сечениях, 2-х углов меридионального и 2-х углов тангенциального навалов, всего 11 варьируемых переменных. Ограничения накладывались на массовый расход G, степень повышения давления π^*_k и угол выхода потока α_2. В процессе оптимизации прирост по КПД составил порядка 1,5%.

Цель оптимизации 1,5-ступенчатой турбины - повышение КПД в расчетной точке, варьировались углы установки γ 7-ми сечений и коэффициенты тангенциального навала - 36 независимых переменных. В качестве ограничения выступал массовый расход. За 114 обращений к математической модели удалось повысить КПД машины на 1,1%.

В последние годы математическая оптимизация особенно актуальна в двигателестроении, т.к. совершенство элементов авиационных двигателей достигло высокого уровня, дальнейшее их улучшение с использованием традиционных подходов становится затруднительным, поэтому для повышения эффективности необходимо привлечение методов математической оптимизации. Примером такого использования служит оптимизация геометрии турбины. Данная турбина включала в себя 4 реактивные ступени с направляющими лопатками постоянного и рабочими лопатками переменного по высоте профиля, лабиринтные уплотнения для всех венцов. Предварительный одномерный анализ показал, что при уровне КПД турбины 93% с учетом надбандажных перетечек резервы повышения эффективности составляют 0,28-0,3%. Наиболее рациональным путем оптимизации при этом является компенсация потерь, вызванных вторичными течениями и наличием перетечек, т.к. профили лопаток исходной геометрии близки к оптимальным, а изменение выходных кромок ограничено прочностными ограничениями.

Анализ работы отдельных ступеней показал некоторую рассогласованность венцов, поэтому варьируемыми переменными в первой задаче оптимизации являлись углы установки лопатки γ - 8 параметров, цель оптимизации - максимизация КПД, за 300 обращений к математической модели КПД увеличен на 0,1%. Необходимо отметить, что при использовании параллельных методов оптимизации общее время счета составило 30 часов на 4-х процессорах. Дальнейшим этапом модернизации являлась оптимизация тангенциального навала лопаток 4-ой ступени, т.к. в ней наблюдались наибольшие влияния вторичных течений и минимальные значения эффективности, при 8 варьируемых переменных за 200 обращений к математической модели прирост КПД составил 0,05%. Затем оптимизация производилась по углам входа и выхода β_1, β_2 в 5-ти сечениях - 20 переменных. В данном случае за 300 обращений КПД вырос на 0,27%.

Сегодня создание современного конкурентоспособного авиадвигателя невозможно без применения CFD методов в процессе проектирования, при этом необходимо решать совместные задачи газодинамики и прочности конструкции, проводить тщательный анализ нестационарных процессов, анализировать различного рода неопределенности входных параметров, а также производить доработку геометрии с подключением алгоритмов математической оптимизации для повышения эффективности машины. При этом растет не только качество, точность моделирования и проектирования, но и снижается потребность в проведении промежуточных экспериментов, что в свою очередь экономит как ресурсы, так и время проектирования.

Список литературы

1. Д.В. Ворошнин, И.Н. Егоров, М.Г. Михеев, К.С. Федечкин «Опыт использования CFD методов (программный комплекс NUMECA FINE\Turbo) для разработки сложных технических систем».
2. Кампсти, Н. Аэродинамика компрессоров Текст. - М.: Мир, 2000.
3. C. Hirsch, Numerical Computation of Internal & External Flows: the Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, 2nd ed. Butterworth-Heinemann (Elsevier), 2007.
4. Japikse D. Nicholas C. Baines "Introduction to Turbomachinery", Concepts ETI, Inc., 1997

АЭРОУПРУГОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОВЕДЕНИЯ ЛОПАТКИ КОМПРЕССОРА В ПОТОКЕ

Е.В. Мехоношина, ПНИПУ, Пермь, mevpstu@gmail.com
В.Я. Модорский, ПНИПУ, Пермь, modorsky@pstu.ru

Основным фактором, приводящим к ускоренному износу роторов, являются вибрации. Исследование динамической устойчивости роторов традиционно базируется на применении аналитических методов, реже – численных, причем в рамках только теории упругости. При этом вибрационные процессы в турбомашинах возникают непрогнозируемо и выявляются на этапе эксплуатации, когда внесение изменений в конструкцию требует больших материальных и временных ресурсов. Проблема вибраций проявляется, в частности, в компрессорах газоперекачивающих станций, но, в целом, является общей для турбомашиностроения [1,2,3,4,5].

Нерешенным остается вопрос о влиянии аэроупругости на вибрации валов и вклад в аэроупругой составляющей в вибрации, возникающие от технологических дисбалансов валов и других деталей вращения, дисбалансов при монтаже, температурных нагрузок, наличия магнитных или газодинамических опор. Кроме того, важным фактором, влияющим на вибрации, являются процессы в лабиринтных уплотнениях и в газодинамическом тракте.

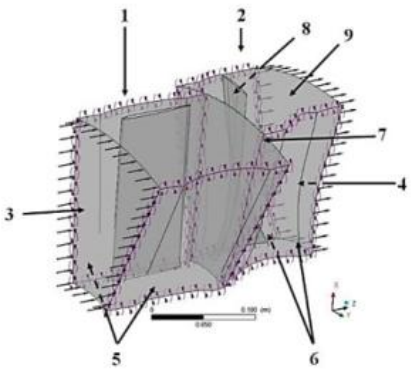
В данной работе проводится первый этап исследования. Исследуется механизм и отрабатывается методика анализа аэроупругих взаимодействий в венце рабочего колеса компрессора без учета его деформирования вместе с валом. На втором, следующем этапе, модель будет уточнена и вместо жесткой заделки будет произведен учет жесткости ротора.

Рассмотрены два домена: входной направляющий аппарат (ВНА) и сам ротор. Домен ВНА стационарен, домен ротора вращается с постоянной угловой скоростью. Рассматривается сектор, представляющий собой 1/12 часть конструкции Сектор

ограничен плоскостями, на которых записываются условия симметрии, при этом не учитываются эффекты, связанные с влиянием гравитации на напряжённо-деформированное состояние (НДС). Производится учёт взаимовлияния газодинамического потока и деформирования лопатки ротора. Рассматривается течение идеального газа с заданными свойствами, что для сравнительно низких давлений, температур и дозвуковых скоростей потока приемлемо. Химические процессы не учитываются; поток однофазный; стенки конструкции не поглощают и не выделяют тепло, шероховатые. Не учитывается взаимовлияние ступеней компрессора, влияние вибраций подшипников рабочего вала на вибрации лопаток.

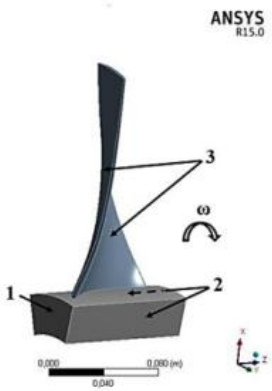
В соответствии с выбранной физической используется математическая модель, включающая в себя две подмодели. Подмодель газодинамики базируется на законах сохранения массы, импульса, энергии, уравнении состояния совершенного сжимаемого газа и замыкается начальными и граничными условиями. Граничные условия для газодинамики представлены на рис. 1а. Математическая подмодель для оценки компонентов напряжённо-деформированного состояния (НДС) описывается в работах [6,7]. Граничные условия для конструкции представлены на рис. 1б.

На рис. 2а представлены результаты расчёта полных перемещений в контрольной точке на верхней кромке лопатки для двух подходов – 2FSI (двухсторонний FSI (Fluid-Structure Interaction)) и нестационарного расчёта компонент НДС для скорости вращения ω=733 с-1. Модуль упругости материала лопатки E=2·1011 Па, на рис. 2б – то же для скорости вращения ω=301,59 с-1.



1 – домен статора; 2 – домен ротора; 3 – вход; 4 – выход; 5 – симметрия домена статора; 6 – симметрия домена ротора; 7- интерфейс между доменами; 8 – интерфейс «газ-конструкция» (подвижная сетка лопатки ротора); 9 – подвижная сетка зазора в домене ротора

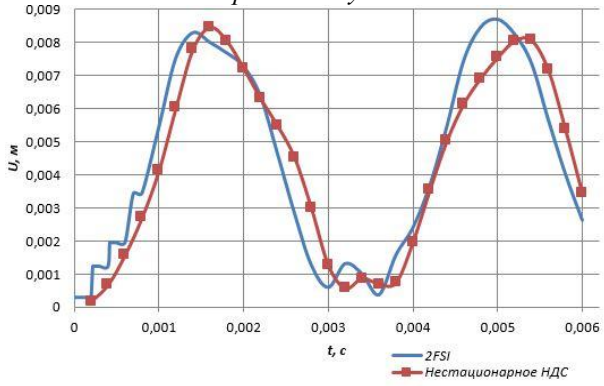
а



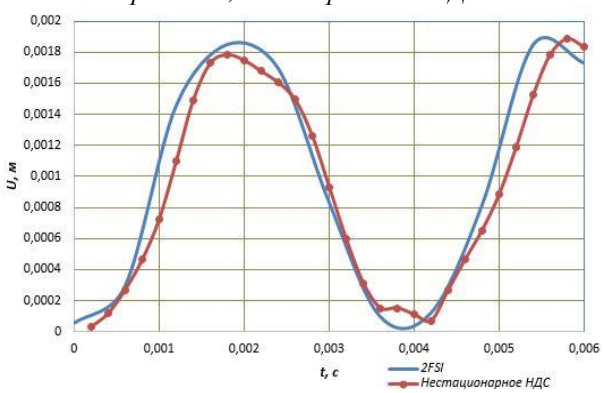
1 – запрет перемещений по нормали к поверхности замка лопатки; 2 – симметрия; 3 – интерфейс «конструкция – газ»

б

Рис. 1 – Граничные условия: а – для газодинамического расчета; б – для расчета НДС



а



б

Рис. 2 – Полные перемещения в контрольной точке на верхней кромке лопатки

Перемещения увеличились в 4,5 раза, при росте скорости в 2,4 раза. Вклад аэроупругости при этом незначителен, однако, заметным является сдвиг фаз колебаний и смещение частот, что может привести к дополнительным вибрациям на скоростях, близких критическим.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда (проект №14-19-00877).

Список литературы

1. Мехоношина Е.В., Модорский В.Я. Разработка методики численного моделирования аэроупругой работы компрессора. – Казань: Научно-технический вестник Поволжья, 2014 г. – №.5. – С.264-268.
2. Модорский В.Я., Соколкин Ю.В. Газоупругие процессы в энергетических установках. – М.: Наука, 2007. – 176 с.
3. Копысов С.П., Тонков Л.Е., Чернова А.А. Двухстороннее связывание при моделировании взаимодействия сверхзвукового потока и деформируемой пластины. Сравнение численных схем и результатов эксперимента. – Пермь: Вычисл. мех. сплош. Сред, 2013. – Т. 6, № 1. – С. 78-85.
4. Амарантов Г.Н., Егоров М.Ю., Егоров С.М., Егоров Д.М., Некрасов В.И. Численное моделирование внутрикамерных процессов при выходе на режим работы ракетного двигателя твердого топлива. – Пермь: Вычисл. мех. сплош. сред. – 2010. – Т. 3, № 4. – С. 5-17.
5. Ганеева М.С., Моисеева В.Е., Скворцова З.В. Нелинейный изгиб и устойчивость эллипсоидальной оболочки, взаимодействующей с жидкостью. – Пермь: Вычисл. мех. сплош. сред. – 2011. – Т. 4, № 3. – С. 32-40.
6. ANSYS Structural Analysis Guide, Release 15.0. Source. URL: http://www.ansys.com/ (дата обращения 20.05.2015).
7. Wang E, Nelson T. Structural Dynamic Capabilities of ANSYS. URL: http://easc.ansys.com/staticassets/ANSYS/staticassets/resourcelibrary/confpaper/2002-Int-ANSYS-Conf-200.PDF (дата обращения 20.05.2015).

РАСЧЁТНЫЙ АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ ПОТОКА В ШЕСТИ-СТУПЕНЧАТОМ КВД И СРАВНЕНИЕ ИНТЕГРАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТДЕЛЬНЫХ СТУПЕНЕЙ И ВСЕГО КВД С ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМИ ДАННЫМИ

В.И. Милешин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru
И.К. Орехов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, orekhov@ciam.ru

В последнее десятилетие, при проектировании и доводке компрессоров, используются трёхмерные методы расчёта, основанные на решении уравнений Навье–Стокса как в стационарной модели течения (с осреднением потока в межвенцовом зазоре), так и в нестационарной (с учётом взаимодействия вращающихся и неподвижных венцов). Результаты расчётов, в целом, неплохо согласуются с экспериментальными результатами, при этом вывод о соответствии расчётной картины течения реальному процессу делают на основе совпадения интегральных характеристик.

В работе приводятся сравнения суммарных характеристик и характеристик отдельных ступеней, рассчитанных с использованием разработанной в отделении 100 ЦИАМ программы «3D–IMP–MULTI», с экспериментальными данными в диапазоне приведенных частот вращения ротора от 25% до 105%. Суммарные расчётные характеристики компрессора неплохо согласуются с экспериментальными по величине расхода, степени повышения полного давления и положения границы устойчивой работы во всём диапазоне частот вращения ротора. Наблюдаются заметные отличия в величине максимального КПД при частотах вращения ротора ниже 65%. Обнаружено отличие расчётных и экспериментальных характеристик для отдельных ступеней.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ СОЗДАНИЯ ДЕСЯТИСТУПЕНЧАТОГО КВД НА $\pi^*_к$=27

В.И. Милешин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru
П.Г. Кожемяко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru
В.А. Фатеев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, fateev@ciam.ru
Орехов И.К., ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, orekhov@ciam.ru

Одним из методов улучшения топливной экономичности для больших ГТД и тем самым улучшения их тепловой эффективности является увеличение суммарной степени сжатия. Эта увеличенная полная степень сжатия ГТД требует увеличения степени сжатия КВД. В настоящей работе рассматриваются проблемы создания высоконапорных десятиступенчатых КВД на степень сжатия $\pi^*_к \approx 25 \div 27$.

Одной из кардинальных задач, возникающих при разработке малоступенчатых высоконапорных компрессоров высокого давления (КВД), является рациональный выбор законов распределения параметров по ступеням и, соответственно, выбор облика этих ступеней. В результате сравнительного расчётного анализа параметров различных вариантов КВД [1] было установлено, что предпочтительной является схема, в которой в качестве первых двух ступеней используются ступени со сверхвысокой аэродинамической нагруженностью. Благодаря выбору такой схемы удаётся снизить аэродинамическую

нагруженность остальных ступеней и облегчить решение проблемы обеспечения потребного уровня КПД и достаточных запасов газодинамической устойчивости.

В связи с минимизацией числа ступеней КВД высоконагруженные ступени должны иметь повышенные коэффициенты теоретического напора (в среднем $\bar{H}т>0.4$). Это означает, что они должны отличаться высокой аэродинамической нагруженностью с соответствующим уровнем фактора диффузорности как рабочих колёс, так и направляющих аппаратов (DL>0.5). Среднее значение другого критерия – комплексного параметра $\bar{H}т/\bar{C}1а$ – должно приблизиться к единице.

Проектирование современных малоступенчатых высоконапорных КВД с большой степенью сжатия на $\pi^*_к\approx25\div27$ во многом определяется двумя первыми высоконагруженными ступенями [2-6]. В настоящей работе представлены результаты расчетно-экспериментального исследования двух вариантов высоконагруженных и высокоэффективных первых двух ступеней перспективных КВД. Первый вариант представляет результаты расчетно-экспериментального исследования изолированного двух ступенчатого компрессора с $\pi^*_к=3.7$ [2-4]. Второй вариант посвящен расчетно-экспериментальному исследованию в составе восьмиступенчатого КВД первых двух ступеней с $\pi^*_к\approx3.5$ и меньшим на 7% приведенным расходом по сравнению с первым вариантом. Первые две ступени обоих компрессоров имеют, примерно, одинаковое отношение $\pi^*_к/G_{пр}$, хотя особенности их проектирования существенно отличаются.

Кроме того, в статье представлены результаты экспериментального исследования локальных и интегральных характеристик указанных двух первых ступеней в составе отдельной экспериментальной установки ЦИАМ НРС2 [3,4] и в составе восьми ступенчатого КВД [2]. Расчетные результаты, полученные на основе 3D вязкого течения (RANS), вполне удовлетворительно совпадают с результатами экспериментальных исследований.

Также будет представлен анализ результатов расчетно-экспериментального исследования локальных и интегральных характеристик двух первых ступеней GE [5,6] для высоконапорного КВД на $\pi^*_к\approx25\div27$. Сопоставление расчетных и экспериментальных данных для двух первых ступеней GE показало некоторые проблемы по моделированию потерь в первой высоконагруженной ступени КВД GE. С другой стороны, расчетные результаты ЦИАМ, полученные на основе 3D вязкого течения для НРС2 [2-4], вполне удовлетворительно совпадают с результатами экспериментальных исследований.

При проектировании и расчете характеристик высоконапорных КВД на $\pi^*_к\approx25\div27$ были использованы современные 3D математические модели, основанные на сквозном расчете 3D вязкого течения в рамках уравнений Навье-Стокса [2-4], а также 3D-обратная задача [2,7-10] для построения оптимального лопаточного венца по заданному оптимальному распределению нагрузки. После построения оптимальных лопаточных венцов на основе 3D-обратной задачи проводился анализ статической и динамической прочности. Обычно требовалось 2-3 итерации между газодинамическим и прочностным проектированием, чтобы обеспечить требуемые газодинамические и прочностные характеристики ступеней.

На основе современных математических моделей и сквозного расчёта 3D вязкого течения (RANS) представлен анализ характеристик высоконапорного десятиступенчатого КВД на $\pi^*_к=27$, спроектированного в ЦИАМ.

Список литературы

1. Ф.Ш. Гельмедов, Е.И. Степанов. “Совершенствование параметров высоконапорных широкохордных ступеней осевых компрессоров и эффективность их использования при разработке компрессоров ГТД”. Научный вклад в создание двигателей, книга 2, под общей редакцией В.А. Скибина и В.И. Солонина, «Машиностроение», Москва 2000, с.с.115-117.
2. V.I. Mileshin, P.G. Kozhemyako, I.K. Orekhov, V.A. Fateev. “Experimental and numerical study of two first highly-loaded stages of compressors as a part of HPC and separate test unit”. 28th International Congress of Aeronautical Sciences, Brisbane, Australia, 2012.
3. V.I. Mileshin, P.G. Kozhemyako, I.A. Brailko, N.M. Savin“ Numerical and experimental analysis of rotor and stator clocking effect by example of model high loaded two stage compressor on $\pi^*c=3.7$”. Proceedings of ISABE Conference, Busan, South Korea, ISABE2013-1131, 2013.
4. V. Mileshin, N. Savin, P. Kozhemyako, Ya. Druzhinin – “Numerical and experimental analysis of radial clearance influence on rotor and stator clocking effect by example of model high loaded two stage compressor”, Proceedings of ASME Turbo 2014, GT2014-26345, Dusseldorf, Germany, 2014.
5. P.S. Prahst, S. Kulkarni, K.H. Sohn. “Experimental results of the first two stages of an advanced transonic core compressor under isolated and multi-stage conditions”. Proceedings of ASME Turbo Expo Conference, Montréal, Canada, GT2015-42727, 2015.
6. D.P. Lurie, A. Breeze-Stringfellow “Evaluation of experimental data from a highly loaded transonic compressor stage to determine loss sources”. Proceedings of ASME Turbo Expo Conference, Montréal, Canada, GT2015-42526, 2015
7. V.I. Mileshin, I.K. Orekhov, S. K. Shchipin, A.N. Startsev. “New 3D inverse Navier-Stokes based method used to design turbomachinery blade rows”. Proceedings of HT-FED Conference, Charlotte, North Carolina, USA, HT-FED-2004-56436, 2004.
8. V.I. Mileshin, I.K. Orekhov, S. K. Shchipin, V.A. Fateyev. “Effect of tip clearance on flow structure and integral performances of six-stage HPC”. Proceedings of ISABE International Conference, Bejing, Chine, ISABE-2007-1179, 2007.
9. V.I. Mileshin, I.K. Orekhov, S.K. Shchipin and A.N. Startsev. “3D inverse design of transonic fan rotors efficient for a wide range of RPM”. Proceedings of ASME Turbo Expo Conference, Montreal, Canada, GT2007-27817, 2007.
10. V.I. Mileshin, M.A. Nyukhtikov, S.V. Pankov, S.K. Shchipin, I.K. Orekhov. “Open counter – rotating fan blades optimization based on 3D inverse problem Navier-Stokes solution method with the aim of tonal noise reduction”. Proceedings of ASME Turbo Expo Conference, Berlin, Germany, GT2008-51173, 2008.

МОДЕРНИЗАЦИЯ ДЕВЯТИ-СТУПЕНЧАТОГО КВД ГТУ-25 С ЦЕЛЬЮ СОЗДАНИЯ КВД ДЛЯ ГТУ-35

В.И. Милешин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru
П.Г. Кожемяко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru
В.А. Фатеев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru

Целью и задачей работы является проектирование высокоэффективной лопаточной систем осевого компрессора высокого давления (КВД) для газотурбинной установки промышленного назначения мощностью 35 МВт.

Прототипом для создания нового КВД являются аналогичные компрессора газотурбинной установки мощностью 25 МВт, разработанной и серийно выпускаемой на предприятии ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект».

На базе полученной от ГП ИП НПКГ «Зоря-Машпроект» геометрии КВД создана трехмерная математическая модель девятиступенчатого компрессора высокого давления.

На основе сквозного расчета 3D-вязкого течения в венцах КВД в рамках программного комплекса 3D-IMP-MULTI:

- рассчитаны характеристики компрессора по приведенным параметрам на основных режимах работы: 8000, 7500, 7000, 6500 и 6000 об/мин;
- выполнен анализ работы отдельных венцов компрессора по основным параметрам лопаточной машины: напорные ветки каждой ступени, степень сжатия по высоте канала за каждой ступенью, диффузорность венцов, скорость и углы потока на входной и выходной кромках. Построены картины течения для всех режимов в точке максимума КПД и вблизи потери устойчивости;
- выполнен сравнительный анализ результатов расчета и результатов испытаний КВД.

В рамках математической модели ЦИАМ на оборотах n=8000 об/мин в точке максимума КПД получены следующие параметры: $G_{пр}$=24.58 кг/сек; $\pi^*_к$=5.09 и $\eta^*_{ад}$=0.843. По сравнению с данными, предоставленными ГП ИП НПКГ «Зоря-Машпроект» превышение расхода составляет примерно ΔG=0.5 кг/сек и $\Delta\eta^*_{ад}$=-2%. Из указанных величин недобора КПД, около 1÷1.5% приходится на разные процедуры осреднения потока на выходе из КВД, используемые в ГП ИП НПКГ «Зоря-Машпроект» и ФГУП ЦИАМ. Методика ЦИАМ учитывает потери в следах за НА при осреднениях в окружном направлении, что и приводит к занижению КПД. Другие физические причины занижения КПД выявлены в группе двух первых и двух замыкающих ступенях КВД.

Анализ результатов показывает превышение расхода воздуха в расчёте по сравнению с экспериментом. Это может быть связано с граничным условием на входе в компрессор. На входе задавалась эпюра полного давления (101325 Па) и полной температуры (288 К) по высоте канала, и угол потока (0 градусов). Эпюра задавалась равномерно по высоте. Однако, на входе в компрессор всегда присутствует радиальная неравномерность. Необходимо экспериментальное распределение полного давления и полной температуры для уточнения расхода воздуха через компрессор.

Также видно превышение экспериментального КПД компрессора над расчётным значением. Это связано с многочисленными отрывами у втулок статоров. В расчёте не учитывались перетекания в лабиринтных уплотнениях под статорными венцами. Для уточнения расчёта необходимы экспериментальные значения перетечек в лабиринтных уплотнениях. В расчёте с заданными перетечками течение у втулок статоров может перестроиться.

Основными отличиями разработанного компрессора высокого давления от компрессора-прототипа является увеличение расхода с 90 кг/с до 105 кг/с и степени повышения давления с 3,9 до 4,2. При этом абсолютный уровень КПД разрабатываемого компрессора на номинальном режиме был увеличен на 2% по сравнению с компрессором-прототипом.

При выполнении работы по проектированию нового КВД учитывались следующие условия: полностью сохраняются геометрические параметры ротора компрессора по замковой и по дисковой части, а также количество лопаток в рабочих колесах. Увеличение параметров было произведено за счет увеличения наружного диаметра и перепрофилирования лопаточной системы компрессора при заданной частоте вращения. Проектирование нового КВД выполнено на основе современных методик по профилированию (профиля с откорректированной диффузорностью) и методов структурно-параметрической оптимизации.

МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ ЛОПАТОК ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ 3D ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ

В.И. Милешин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru
С.К. Щипин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru
И.К. Орехов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, orekhov@ciam.ru

В связи с развитием современных вычислительных технологий на основе 3D RANS и URANS применительно к турбомашинам, встает вопрос и о новых методах оптимизации лопаточных венцов. Одним из направлений решения указанной проблемы является разработка генетических алгоритмов. Другим направлением является применение 3D обратных задач для оптимизации лопаточных венцов [1].

Если в первом методе оптимизация лопаточных венцов проводится за счет перебора огромного числа вариантов возможных конфигураций лопаточных венцов для построения фронта Парето (поэтому генетический алгоритм требует большого вычислительного времени), то второй метод оптимизации основан на анализе газодинамического течения и оптимальном управлении этим течением путем задания улучшенного распределения нагрузки на лопаточном венце. С точки зрения вычислительных затрат это значительно более быстрый метод оптимизации.

В настоящей работе рассматриваются и анализируются многочисленные результаты применения 3D обратной задачи для оптимизации лопаточных венцов конкретных ступеней и компрессоров.

3D обратная задача наиболее эффективна для оптимизации лопаточных венцов трансзвуковых и сверхзвуковых ступеней. Основная проблема оптимизации таких ступеней связана с уменьшением волновых потерь в скачках уплотнения различного типа при заданной нагрузке на лопаточном венце. Приводятся примеры оптимизации ступеней с локальными скачками уплотнения на спинке профиля с числом Маха перед скачком M~1,2÷1,25, которые полностью устраняются путем построения безскачкового (суперкритического) профиля на основе решения 3D обратной задачи.

Рассматриваются также примеры оптимизации ступеней с интенсивными ударными волнами в виде выбитой ударной волны на входе в лопаточный венец, либо замыкающий скачок уплотнения внутри межлопаточного канала. Особую опасность представляют режимы с выбитой ударной волной. Например, для шестиступенчатого КВД «Кавери» наличие выбитой ударной волны на входе не только не позволяло получать проектные параметры (расход, степень сжатия и КПД), но и привело к поломке компрессора из-за

сильнейшего помпажа. В работе демонстрируется способ перепрофилирования I-го ротора КВД «Кавери» на основе решения 3D обратной задачи, который позволяет переместить выбитую ударную волну во внутрь межлопаточного канала, где она превращается в замыкающий скачок уплотнения [2].

Демонстрируется пример построения многорежимной вентиляторной лопатки на основе решения 3D обратной задачи. Передняя часть профиля указанной лопатки проектируется под малые обороты ($\bar{n}$=60-70%), а вторая половина профиля вдоль хорды проектируется под проектные обороты ($\bar{n}$=100%) [3].

Приводится пример применения 3D обратной задачи для оптимизации распределения нагрузки вдоль хорды профиля и по высоте лопатки. Проведенные расчетные и экспериментальные исследования показали, что более равномерное распределение нагрузки является хорошим методом улучшения акустических характеристик винтовентиляторов типа «открытый ротор» [4].

На примере восьмиступенчатого КВД двигателя ПД-14 приводится пример последовательной оптимизации всех лопаточных венцов указанного КВД при условии сохранения заданной нагрузки и граничных условий на входе и выходе расчетной области для каждого венца взятых из параметров потока, полученных на поверхностях осреднения «mixing plane» [5].

Список литературы

1. V.I. Mileshin, I.K. Orekhov, S. K. Shchipin, A.N. Startsev. “New 3D inverse Navier-Stokes based method used to design turbomachinery blade rows”. Proceedings of HT-FED Conference, Charlotte, North Carolina, USA, HT-FED-2004-56436, 2004.
2. Mileshin V.I., I.K. Orekhov, V.A. Fateyev, S.K. Shchipin, “Effect of tip clearance on flow structure and integral performances of six-stage HPC”, ISABE-2007-1179-Paper, Beijing, China, 2007.
3. V.I. Mileshin, I.K. Orekhov, S.K. Shchipin and A.N. Startsev. “3D inverse design of transonic fan rotors efficient for a wide range of RPM”. Proceedings of ASME Turbo Expo Conference, Montreal, Canada, GT2007-27817, 2007.
4. V.I. Mileshin, M.A. Nyukhtikov, S.V. Pankov, S.K. Shchipin, I.K. Orekhov. “Open counter – rotating fan blades optimization based on 3D inverse problem Navier-Stokes solution method with the aim of tonal noise reduction”. Proceedings of ASME Turbo Expo Conference, Berlin, Germany, GT2008-51173, 2008.
5. V.I. Mileshin, P.G. Kozhemyako, I.K. Orekhov, V.A. Fateev. “Experimental and numerical study of two first highly-loaded stages of compressors as a part of HPC and separate test unit”. 28th International Congress of Aeronautical Sciences, Brisbane, Australia, 2012.

ПРОБЛЕМЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЕНТИЛЯТОРНОГО КОНТУРА ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРДД С РЕДУКТОРОМ

М.Г. Михеев, ОАО «Кузнецов», Самара, mecmod@mail.ru

В настоящее время в авиационном двигателестроении наметилась тенденция применения редуктора в трансмиссии НД ТРДД большой и сверхбольшой степени двухконтурности. Основным преимуществом использования редуктора в ТРДД состоит в возможности достижения более высокой удельной топливной эффективности при более низких показателях акустической эмиссии ТРДД.

Еще с 80-х годов прошлого столетия известны серийные ТРДД с редукторным приводом ALF502 и TFE731 с двухконтурностью 4-5. Однако, для такого уровня двухконтурности выгода от использования редуктора является сомнительной. В течении последних двадцати лет компанией Pratt-Whitney проводились исследовательские работы по возможности реализации ТРДД большой степени двухконтурности (m>10) с редукторным приводом (программы ADP, GTF/PW-8000, рис.1). Результатом работ в этом направлении стала разработка и серийное производство семейства ТРДД с редукторным приводом на платформе PW-1100G. В настоящий момент младшие члены данного семейства (с взлетной тягой менее 11 тонн) уже поступают в сервис, в то время как продолжается летная сертификация старших членов семейства (с тягой 14-15 тонн). В данном семействе используется однорядный нерегулируемый вентилятор и редуктор с неподвижным промежуточным звеном (типа «звезда» или простой перебор).

Некоторое время назад в открытых источниках был анонсирован перспективный проект редукторного ТРДД сверхвысокой степени двухконтурности (m>16), создаваемого по программе ULTRAFAN фирмы Rolls-Roys. В данном проекте предполагается использование регулируемого вентилятора с поворотными лопатками ротора. В тоже время известны и другие проекты редукторного ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности (m>16) с двухрядным биротативным регулируемым вентилятором при использованием дифференциального редуктора. Среди последних исследовательский проект CRISP западногерманской фирмы MTU и российский проект НК-93 ОАО «КУЗНЕЦОВ», который в отличии от иностранного аналога прошел значительный объем земных экспериментальных исследований.

Каждая из приведенных выше схем обладает своими преимуществами и недостатками. В работе рассмотрены основные трудности реализации вентилятора ТРДД с редукторным приводом, связанные с обеспечением высокой аэродинамической эффективности вентилятора при выполнении ограничений по редуктору и ТРДД в целом.

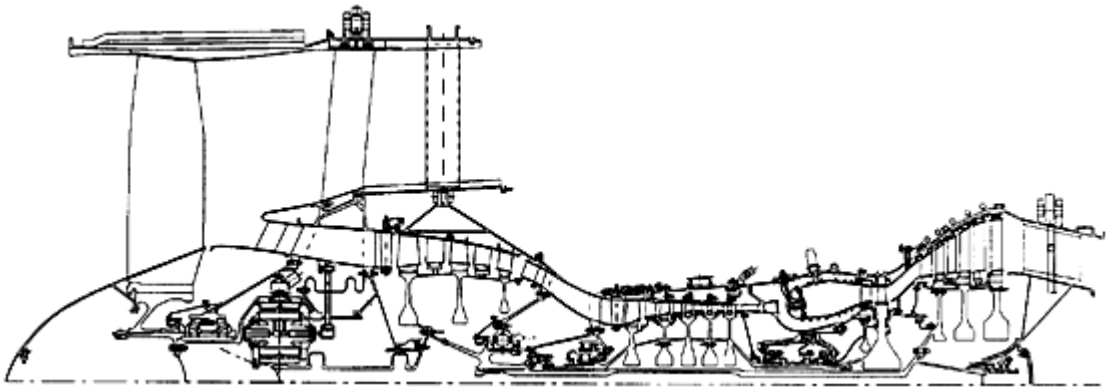


Рис. 1 – Продольный разрез PW-8000

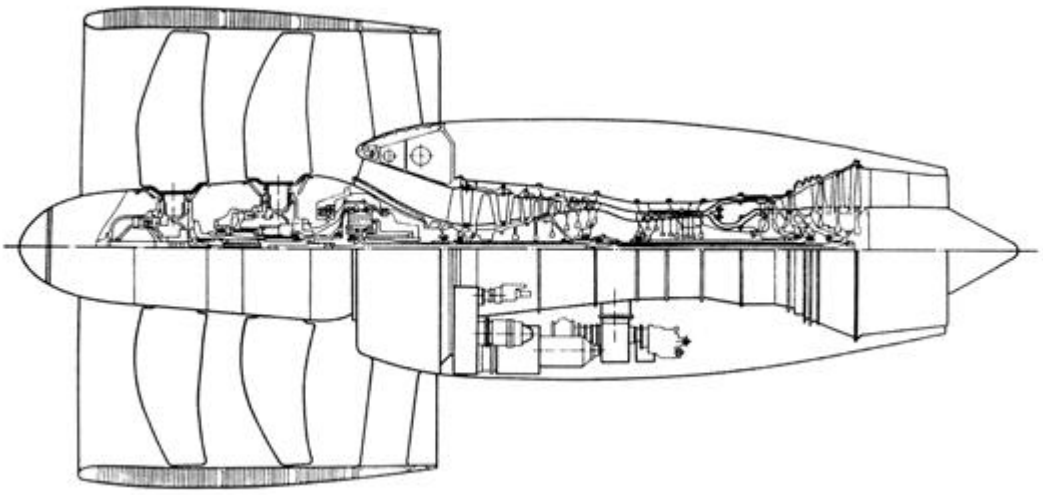


Рис. 2 – Продольный разрез НК-93

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЫДЕЛЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТДЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПРИ ДОВОДКЕ И ПРОЕКТИРОВАНИИ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ ГТД

М.Г. Михеев, ОАО «Кузнецов», Самара, mecmod@mail.ru

В настоящее время численное моделирование (3D CFD) вошло в повседневную практику аэродинамического проектирования и доводки компрессоров ГТД. Не взирая на некоторые неразрешенные вопросы в области адекватного применения численного моделирования (3D CFD) для прогнозирования параметров турбомашин, накопленный в этой области опыт привел к повседневному использованию данного подхода при проектировании и доводке современных изделий. При этом на ранней стадии внедрения численного моделирования в практику проектирования в связи с ограниченной возможностью вычислительной техники подобные расчеты выполнялись только как поверочные расчеты на финальных этапах проектирования, т.е. проектирование фактически выполнялось в рамках менее ресурсоемких подходов, например, в рамках двухмерной модели потока. Получение же неудовлетворительной характеристики турбомашины в рамках 3D CFD расчета требовало существенного уточнения двухмерной модели, что в некоторых случаях повторялось многократно. В современной практике в погоне за более высокой аэродинамической эффективностью все чаще используется математическая оптимизация в сопряжении с численным моделированием. Данный подход набирает все большую популярность и в настоящий момент уже начинает используется на начальных этапах аэродинамического проектирования. Подобная оптимизация является более затратной как по времени так и по вычислительным ресурсам, особенно в случае существенного количества входных переменных оптимизации, например, при разработке многоступенчатого компрессора. В данной работе использован подход, позволяющий уточнять геометрию компрессора для повышения его аэродинамических свойств, непосредственно исходя из анализа результатов численного моделирования. В таком подходе в большинстве случаев удается обеспечить достаточно высокое аэродинамическое совершенство компрессора за конечное число обращений к 3D CFD модели. При этом конечная аэродинамическая эффективность разрабатываемого

таким образом компрессора, как правило, незначительно уступает описанной процедуре с использованием методов оптимизации и не требует наличие существенных вычислительных мощностей и значительного времени.

За последнее десятилетие на ОАО «КУЗНЕЦОВ» был накоплен значительный опыт по 3D CFD расчетной идентификации компрессоров и вентиляторов. Была проведена расчетная идентификация практически всех компрессоров и вентиляторов предприятия. При анализе результатов данного исследования определены выделенные характеристики отдельных ступеней и венцов компрессоров. Это в дальнейшем позволило определить венцы, лимитирующие расход воздуха через компрессор, венцы, определяющие границу срыва компрессора, а также параметры отвечающие за согласование венцов по углу натекания. На рисунке 1 представлено протекание коэффициента восстановления полного давления и эффективного коэффициента повышения статического давления в венцах одного из исследованных компрессоров вдоль напорной ветки на проектной частоте вращения. Первый параметр определяет долю сохранения полного давления в венце (для рабочего колеса в относительном движении). Второй параметр определяет относительную величину коэффициента повышения статического давления на данном режиме по отношению к режиму срыва. Совпадение максимумом первого параметра свидетельствует о качестве согласования венцов компрессора по углу натекания, в то время как выполаживание кривой эффективного коэффициента статического давления сигнализирует о наступлении срыва в венце.

Проведение аналогичного анализа радиальных полей параметров потока по данным в межвенцовых зазорах позволяет выявлять проблемные места по высоте лопатки, фактически не прибегая к визуализации пространственной структуры потока.

Проведенный анализ вместе с данными по экспериментальным ступеням позволил накопить значительную статистику по наиболее благоприятному сочетанию параметров ступеней для достижения высокого аэродинамического совершенства с обеспечением достаточных запасов по срыву (рис.2). Накопленные данные легли в основу статистической модели по оценке максимально достижимого уровня политропического КПД для ступени компрессора с данными параметрами:

$$\eta_n = f\left\{\overline{C}_a, \overline{H}_T, M_{w1}, \mathrm{Re}, H/b\right\}.$$

В период 2012-2014 годов с использованием накопленного опыта были проведены работы по глубокой модернизации высоконагруженных КНД аэропроизводных ГТУ, а также работы по проектированию и модернизации компрессоров газогенераторов перспективных ГТД различного назначения. Результаты отмеченных работ будут представлены в докладе.

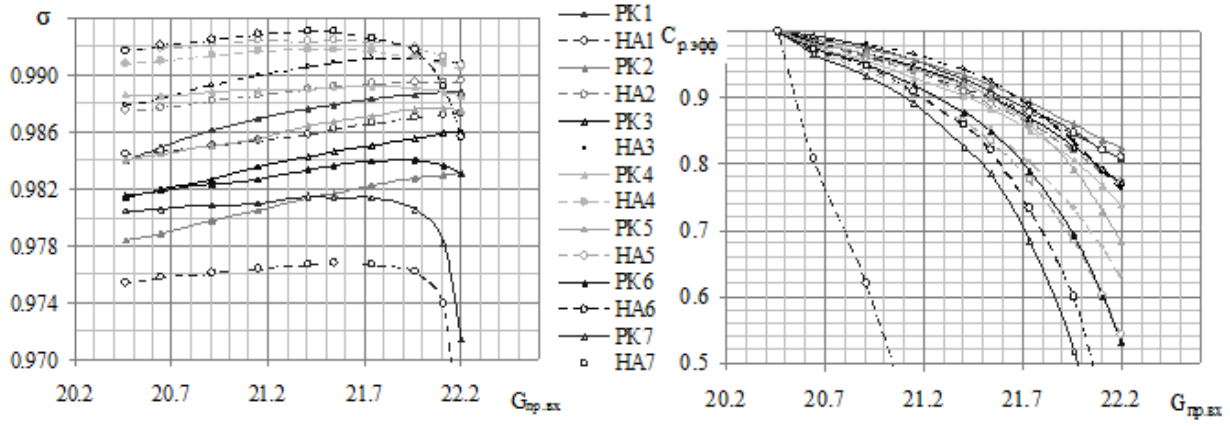


Рис. 1 – Коэффициент восстановления полного давления (слева) и эффективный коэффициент повышения статического давления (справа) в венцах компрессора

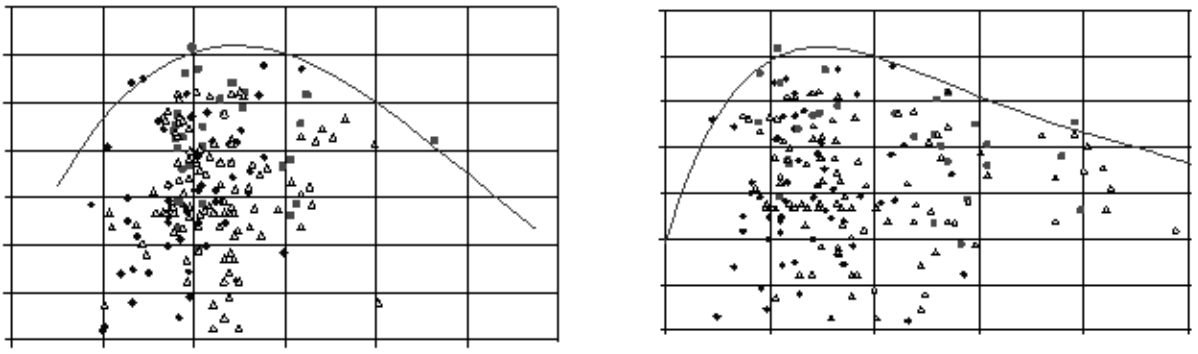


Рис. 2 – Статистическое влияние коэффициента расхода (слева) и коэффициента напора (справа) на политропический КПД ступени

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА ЗАМКНУТОЙ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ ОСОБО МАЛОЙ МОЩНОСТИ

Б.Б. Новицкий, МГТУ им. Н.Э. Баумана, novitskiybronislav@yandex.ru

Создание автономных маломощных многоцелевых энергетических установок, предназначенных для электро-, тепло- и холодоснабжения автономных потребителей является основой развития систем распределенной энергетики, позволяющей минимизировать потери при передаче электричества на расстояния, особенно в труднодоступных районах. В качестве решения данных проблем может выступать замкнутая газотурбинная установка. Проектирование данных газотурбинных установок, на смесях инертных газов в качестве рабочего тела, требует накопления определённых знаний и экспериментальных исследований, необходимых для облегчения процесса создания данных энергетических машин. Среди основных критических узлов таких установок одним из важнейших является малоразмерный центробежный компрессор, характеристики которого определяют работоспособность и эффективность установки в целом. Однако экспериментальное определение характеристик лопаточных машин на рабочих телах, отличных от воздуха, крайне затруднено и требует создания изолированных от атмосферы стендов.

В работе представлен экспериментальный стенд по определению характеристик малоразмерных ЦБК на различных рабочих телах (колесо центробежного компрессора спрофилировано по методике, предложенной в литературе [1, 2, 3]), а также экспериментально полученные данные. Выполнена верификация результатов численного моделирования (проведённого в ANSYS CFX) с результатами экспериментов.

На рис. 1 представлены характеристики ЦБК полученные численными методами. Где 1 – Степень повышения давления ЦБК при работе на аргоне при относительной частоте вращения 1; 2 – к.п.д. ЦБК при работе на аргоне при относительной частоте вращения 1; 3 – Степень повышения давления ЦБК при работе на аргоне при относительной частоте вращения 0,86; 4 – к.п.д. ЦБК при работе на аргоне при относительной частоте вращения 0,86; 5 - расчётная точка; 6 – Степень повышения давления ЦБК при работе на аргоне при относительной частоте вращения 0,5; 7 – к.п.д. ЦБК при работе на аргоне при относительной частоте вращения 0,5; 8 – Степень повышения давления ЦБК при работе на гелиексеноне при относительной частоте

вращения 1; 9 – к.п.д. ЦБК при работе на гелиексеноне при относительной частоте вращения 1.

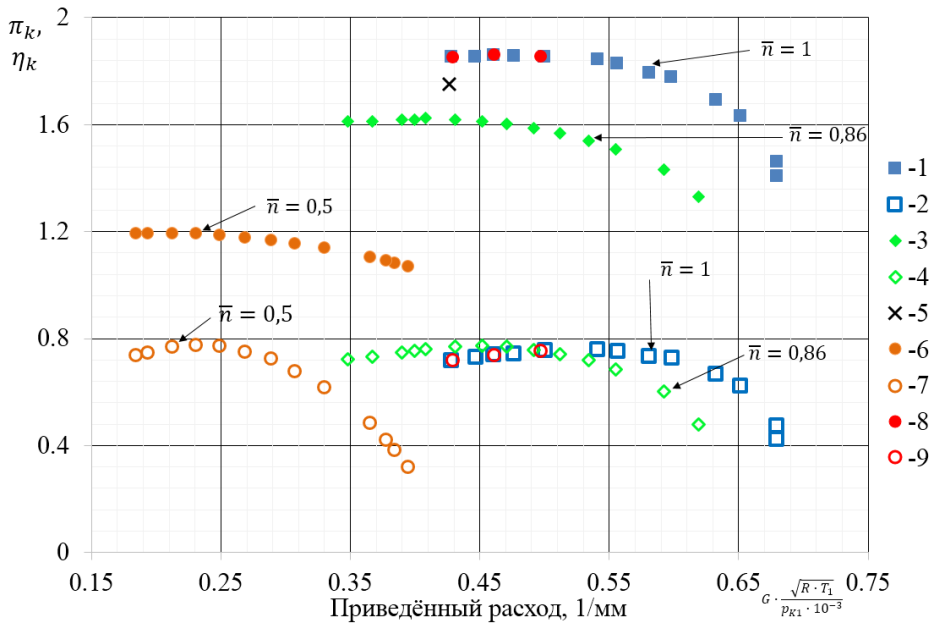


Рис. 1 – Характеристик малоразмерного центробежного компрессора

Список литературы

1. Бекнев В.С., Михальцев В.Е., Шабаров А.Б., Янсон Р.А Основы теории и проектирования компрессоров, турбин, МГД-генераторов газотурбинных и комбинированных установок. – М.: 1983. – 392 с.
2. Бекнев В.С., Куфтов А.Ф. Проектирование решёток рабочих колёс центробежных компрессоров с использованием коэффициентов аэродинамической нагрузки // Изв. Вузов. Сер. Машиностроение, 1975. –№11 – С. 113-118.
3. Куфтов А.Ф., Сыроквашо А.В. Профилирование проточной части рабочих колёс осерадиальных компрессоров // Авиационная техника – 2010 - № 4 – С 35-38.

ОПЫТ РАЗАБОТКИ СТЕНДОВОГО ВАРИАНТА ВЫСОКОНАПОРНОГО 2-Х СТУПЕНЧАТОГО ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА

Н.И. Огарко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru
В.И. Милешин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.А. Фатеев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.Н.Старцев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
С.А. Марков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Целью работы, проводимой в рамках создания научно-технического задела для перспективных двигателей гражданской авиации, является проектирование экспериментального высоконапорного однокаскадного двухступенчатого центробежного компрессора для испытаний на специализированном стенде УК-1 ЦИАМ в обеспечение верификации новых методов проектирования и математического моделирования, определения газодинамических характеристик компрессора в широком диапазоне частоты вращения, а также подтверждения возможности достижения требуемого уровня показателей компрессора.

При M=0, H=0, МСА компрессор должен иметь $\pi^*_к \approx 16{,}0$; $G_{пр}=4{,}0$ кг/с; $n_{пр}=42700$ об/мин; $\eta^*_{ад} \geq 0{,}78$ при $\Delta Ку \geq 15\%$.

На данном этапе на основе 3D сквозных расчетов вязкого течения проведено уточнение аэродинамического проекта. Получены 3D расчетные характеристики компрессора при $\bar{n}$=0,8; 0,9; 0,925; 1,0 и 1,05.

В окрестности расчетной точки полученые данные, подтверждают возможность получения требуемых параметров.

С использованием результатов расчета осесимметричного течения в проточной части компрессора выполнена оценка теплового состояния рабочих колес и основных деталей статора. При этом показано, что наиболее высокий уровень температур достигается в диске рабочего колеса 2-ой ступени вблизи ступицы и составляет 484°С.

По результатам расчета полей температур проведена оценка прочности рабочих колес, которая показала, что расчетная циклическая долговечность превышает требуемый ресурс в 1000 циклов.

Получение высоких параметров двухступенчатого центробежного компрессора должно обеспечиваться накопленным опытом разработки высоконапорных центробежных компрессоров, а также современной методологией, основанной на комплексном использовании методов газодинамического расчета проточной части, прочностных и тепловых расчетов.

Применение 3D математической модели для детального сквозного расчета пространственного вязкого течения в проточной части двухступенчатого компрессора повышает надежность определения «горячей» геометрии проточной части, обеспечивающей достижение высоких параметров.

Данная работа является комплексной, в ней участвовали работники ряда подразделений ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова» всем участникам работы, пользуясь случаем, приносится глубокая благодарность: отделение 100 – аэродинамический проект, 3D вязкий расчет, прочностная оценка лопаток, разработка РКД стендового варианта компрессора (под общим руководством Милешина В.И.), отдела 018 – расчеты теплового состояния основных деталей компрессора (руководитель – Харьковский С.В.), отделение 200 - прочностные расчеты дисков и лопаток (руководитель – Блинник Б.С.), оценка

работоспособности подшипниковых узлов (руководитель – Петров Н.И.), отдел 003 – определение критических частот вращения (руководитель – Темис Ю.М.).

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВДУВА ЗА РК НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СТУПЕНИ

Н.И. Огарко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru

Работа посвящена созданию научно-технического задела в области регулирования центробежных компрессоров.

Вопрос о смещении характеристик ступени возникает при работе компрессора, например, в составе ВСУ для снижения потребной мощности на режимах без отбора сжатого воздуха, а также в системе осецентробежного компрессора для улучшения согласования осевой и центробежной частей.

В данной работе исследовалась возможность смещения характеристик путем вдува воздуха в проточную часть за рабочим колесом через специально организованную полость со щелью. Это дает возможность смещать характеристики на меньшие расходы путем уменьшения эффективного проходного сечения в горле диффузора. Диапазон смещения при этом ограничивается способностью рабочего колеса работать при повышенных углах атаки, что наиболее актуально для высоконапорных центробежных ступеней.

Следует отметить, что в качестве источника сжатого воздуха для вдува за рабочим колесом используется воздух из-за регулируемого компрессора (т.е., если проводятся испытания на компрессорном стенде перед дросселем, или перед камерой сгорания, если компрессор работает в системе двигателя).

В качестве объекта выбрана центробежная ступень со следующими параметрами при $n_{пр}$=36000 об/мин $G_{пр}$=1,25 кг/с, $\pi^*_к$=4,0 $\eta^*_{ад}\approx$0,8.

В ходе данных исследований, как и предполагалось, был получен оригинальный результат, подтвержденный экспериментально. А именно, при глубоком раздросселировании точка характеристики G_{max} смещается вправо, т.е. имеет место перетекание воздуха через перепускной трубопровод в обход радиального диффузора и осевого спрямляющего аппарата сразу за компрессор (в полость перед дросселем). При поджатии компрессора с помощью выходного дросселя происходит постепенное уменьшение расхода воздуха перетекающего в обход. Когда давление за компрессором превысит давление за колесом, начинается обратный переток (вдув) рабочего тела (воздуха) в пространство перед радиальным лопаточным диффузором. Происходит дополнительное загромождение диффузора «паразитным» потоком, циркулирующим по тракту: перепускной трубопровод, радиальный лопаточный диффузор, спрямляющий осевой аппарат, полость перед дросселем.

На разработанное и экспериментально исследованное устройство получен патент РФ №2327060 от 23.11.2006г.

Особенно ценным является то, что при использовании разработанного устройства возможно снижение потребляемой мощности на сжатие воздуха в центробежной ступени. Для данной ступени при $n_{пр}$=36000 об/мин снижение составило 30% от мощности в оптимальной точке на режимах без перепуска. При ΔКу$\geq$10% снижение мощности составляет примерно 23%. Данный эффект может найти применение в системах регулирования ВСУ.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ДЕМОНСТРАТОРА ТРДД СВЕРХБОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ В ПРИСУТСТВИИ БИРОТАТИВНОГО ВИНТОВЕНТИЛЯТОРА

С.В. Павлик, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский,
sergej_pawlik@mail.ru
А.В. Лысенков, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Одной из основных задач проектирования современных двигателей, является повышение топливной эффективности. В связи с этим необходимо повышение степени двухконтурности силовой установки. Для моделирования работы двигателей большой степени двухконтурности в 1997г в ЦАГИ был создан экспериментальный стенд, позволяющий проводить исследования на различных режимах как прямой, так и обратной тяги, прямой и косой обдувки. Основываясь на накопленном экспериментальном опыте и развитии вычислительной техники, стали возможны валидация и верификация численной методики расчёта аэродинамических характеристик ТРДД.

В данной работе исследуется модель ТРДД большой степени двухконтурности (масштаб 1:4) при различных скоростях набегающего потока и числах оборотов. В расчёте присутствуют основные элементы конструкции: по одной лопасти для переднего и заднего винта, мотогондола, обтекатель втулки, кольцевой воздухозаборник. Поддерживающие пилоны не моделируются (Рисунок 1). Для моделирования работы внутреннего контура ставится граничное условие расхода на выходе из расчётной области.

Расчёты проводятся с использованием коммерческого программного продукта ANSYS [1]. Исследование осуществляется в нестационарной постановке по структурированной гексоганальной расчётной сетке, которая преобразовывается в неструктурированную в программе CFX. Используется модель турбулентности SST. В терминах программы CFX интенсивность турбулентности I=5%. В ходе расчёта вычисляются как распределённые (давление на поверхностях), так и интегральные (тяга, момент. КПД) характеристики винтовентилятора.

Исследования показывают, что при скоростях потока до 45м/с отклонение от эксперимента величины полного давления перед и за винтом составляет не более 1%.

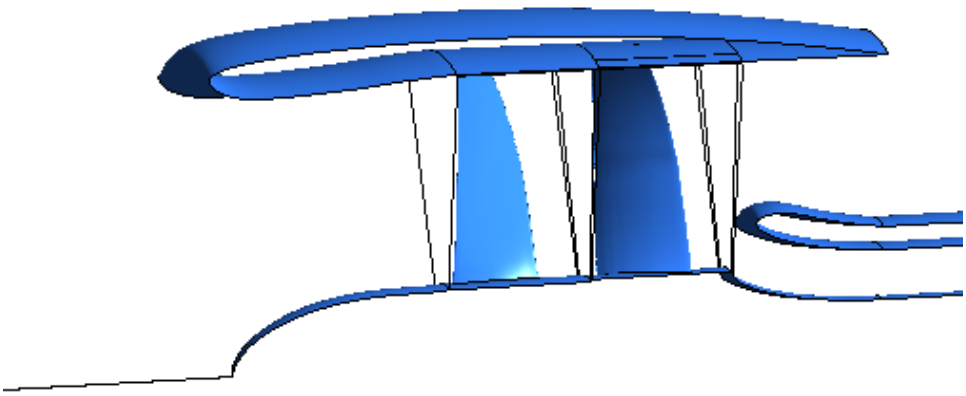


Рис. 1 – Геометрия модели

Список литературы

1. www.ansys.com/Products/Other+Products/ANSYS+ICEM+CFD

РАЗРАБОТКА МОДЕЛЬНОЙ СТУПЕНИ ВЕНТИЛЯТОРА С УЛЬТРАНИЗКОЙ СКОРОСТЬЮ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА

С.В. Панков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, pankov@ciam.ru
В.И. Милешин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru
И.К. Орехов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.А. Фатеев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе представлены результаты аэромеханического проектирования крупномасштабной модельной ступени ($\boldsymbol{D}_{\text{В}}$=700мм) прототипа высокоэффективного малошумного одноступенчатого вентилятора перспективного редукторного ТРДД гражданского применения с ультранизкой окружной скоростью вращения ротора, с большой удельной производительностью и высокой двухконтурностью ($\boldsymbol{U}_{\text{В}}$~310÷330м/с, $\boldsymbol{m}$~12), рис. 1. Ступень предназначена для испытаний в безэховой камере специализированного акустического стенда Ц-3А НИЦ ЦИАМ

Выполнено проектирование двух вариантов ступени. Первый вариант с пониженным диаметром втулки в области выходной кромки рабочей лопатки предполагает проведение запланированных мероприятий, направленных на совершенствование испытательного стенда, в том числе и на увеличение пропускной способности внутреннего контура. Этот вариант ступени точнее моделирует разрабатываемый натурный вентилятор, во внутреннем контуре которого расположен переходный канал и высокооборотный трёхступенчатый компрессор. Во втором варианте ступени увеличена степень повышения полного давления внутреннего контура для увеличения его пропускной способности за счёт повышения диаметра втулки. С той же целью во внутреннем контуре второй модели предусмотрена вспомогательная подпорная ступень.

Бесполочные широкохордные рабочие лопатки модели вентилятора имеют сложную пространственную форму, их парусность больше 1, они выполнены с переменной по высоте стреловидностью, при проектировании учитываются все особенности их изготовления из композитных материалов. Профили в поперечных сечениях рабочих лопаток имеют нетрадиционную форму с целью обеспечения необходимой статической и динамической прочности, а также снижения вязких и волновых потерь. Предполагается изготовить и испытать два комплекта лопаток из титанового сплава и композита. Металлические и композитные лопатки должны иметь близкую форму в горячем состоянии на расчётном режиме работы.

Проектирование вентиляторов и представленные расчёты выполнены с помощью методов и алгоритмов, реализованных в разработанных в ЦИАМ программах. Математическая модель основана на численном решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса методом установления по схеме Годунова (неявный вариант повышенного порядка точности по пространственным координатам) и интерфейсов между неподвижными и вращающимися венцами типа «mixing plane». Для замыкания системы уравнений Навье-Стокса применялась двухпараметрическая дифференциальная модель турбулентности «k-ω» с граничными условиями на твёрдых поверхностях типа закона стенки (пристеночные функции). При проектировании модели вентилятора учитывается влияние степени двухконтурности на локальные характеристики течений и интегральные характеристики с помощью задания величин статического давления в выходных сечениях каналов внутреннего и внешнего контуров аналогично тому, как при экспериментальных исследованиях вентиляторов двухконтурных ТРД применяются два независимых дросселя в этих каналах.

Расчёты характеристик модели вентилятора выполнены от режимов запирания вплоть до границы потери устойчивости в широком диапазоне изменения частоты вращения. В расчетах достигнуты заявленные основные аэродинамические параметры при необходимых запасах устойчивости и с некоторым запасом по КПД в наружном контуре, рис. 2. Расчёты свидетельствуют о возможности обеспечения высокой экономичности вентилятора, так, общий уровень максимальных КПД его ротора в расчётах был выше величины $\eta^*_{\max} > 0.95$, без учёта выходной системы и направляющих аппаратов, расположенных в наружном и внутреннем контурах.

Для верификации используемого расчётного метода ранее выполнены экспериментальные исследования нескольких двухконтурных ступеней, являющихся уменьшенными моделями-прототипами безредукторных вентиляторов, включая три - четыре подпорных ступени [1,2]. Получено хорошее соответствие расчётных и экспериментальных величин при высоком уровне КПД во всём диапазоне работы. Экспериментальные данные при сопоставлении расчёта с экспериментом получены при испытаниях моделей вентиляторов в акустической камере стенда Ц3-А ЦИАМ.

Работы проведены с целью создания научно-технического задела для оптимального проектирования и математического моделирования процессов, а также экспериментальных исследований аэродинамических и акустических характеристик новых вентиляторов на специализированных стендах. Расчёты параметров течений и характеристик вентиляторов проведены с целью выбора оптимальных вариантов при проектировании, а также экспертизы модельных ступеней, предлагаемых для экспериментальных исследований.

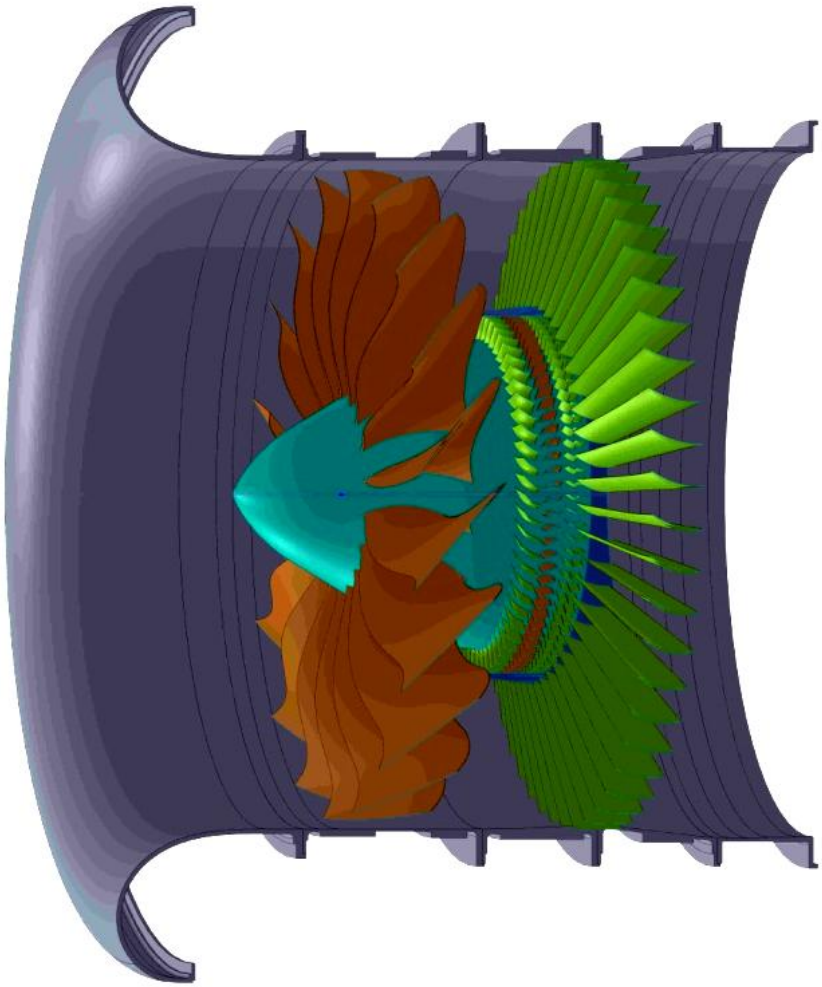


Рис. 1 – Модельная ступень - прототип высокоэффективного малошумного вентилятора с редукторным приводом перспективного двухконтурного ТРД

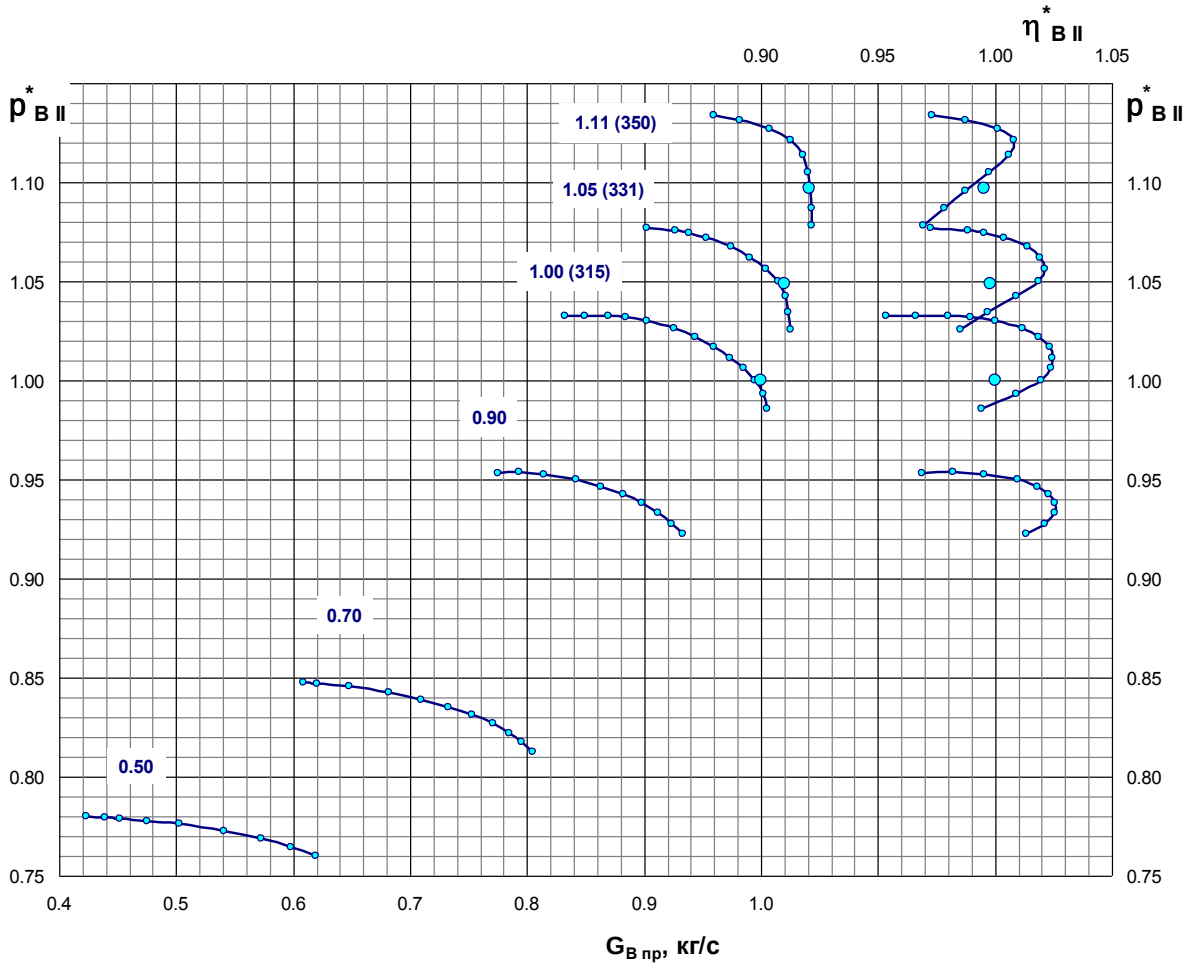


Рис. 2 – Характеристики наружного контура модели вентилятора (расчёты, 3D-RANS). Все величины отнесены к их расчётным значениям на режиме $\bar{n} = 1.00$ *(*U_B*~315м/с)*

Список литературы

1. V.I. Mileshin, I.K. Orekhov, S.V. Pankov. Numerical and experimental investigations of bypass fans characteristics, Proceedings of ISABE International Conference, Beijing, China, ISABE-2007-1138.
2. S.V. Pankov, V.I. Mileshin, V.N. Korzhnev. Numerical and experimental investigations bypass-flow fans for an advanced civil aircraft engine, Proceedings of ICAS Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St Petersburg, Russia, ICAS-2014-0104.

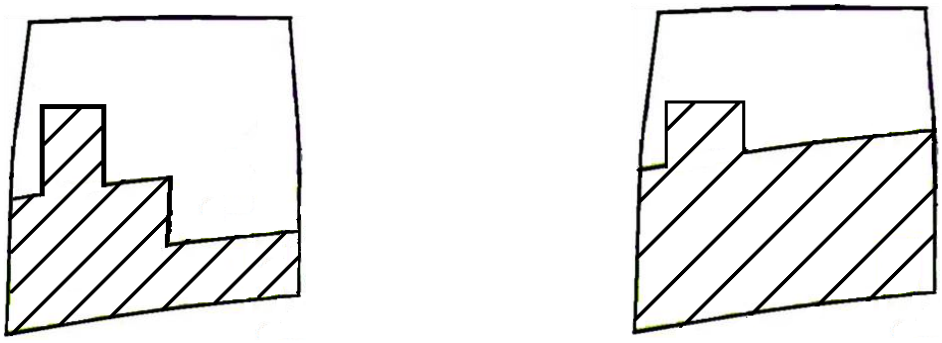
СНИЖЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ НАПРЯЖЕНИЙ В РАБОЧИХ ЛОПАТКАХ КВД С КОЛЬЦЕВЫМ ЗАМКОМ ЗА СЧЕТ ИЗМЕНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ

М.В. Пивоварова, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, maria-assoll@yandex.ru
В.А. Бессчетнов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь

При проектировании авиационного газотурбинного двигателя актуальной является задача обеспечения допустимого уровня динамических напряжений деталей, в частности, рабочих лопаток КВД с кольцевым замком. Наибольшее опасение вызывает возможность возникновения высокого уровня динамических напряжений на резонансах по первой изгибной форме колебаний. Основной целью работы стала разработка мероприятий (изменение геометрии) для снижения динамических напряжений по первой изгибной форме колебаний. Решение задачи показано на примере рабочих лопаток двух ступеней КВД.

Для снижения динамических напряжений проводилась сравнительная оценка изменения напряжений на основе расчетов собственных частот и форм колебаний в конечно-элементном пакете «ANSYS». Из условия равенства суммарной потенциальной энергии динамические напряжения в новых вариантах лопаток масштабировались к «исходной» лопатке. В итоге в зонах максимальных напряжений определялись коэффициенты изменения динамических напряжений для новых конструкций лопаток по анализируемым формам. Такой метод сравнения справедлив при локальном изменении геометрии лопатки, которое не приводит к значительному изменению частот и форм собственных колебаний лопаток. При этом предполагается, что не изменится и уровень аэродинамического возбуждения лопатки и демпфирования [1].

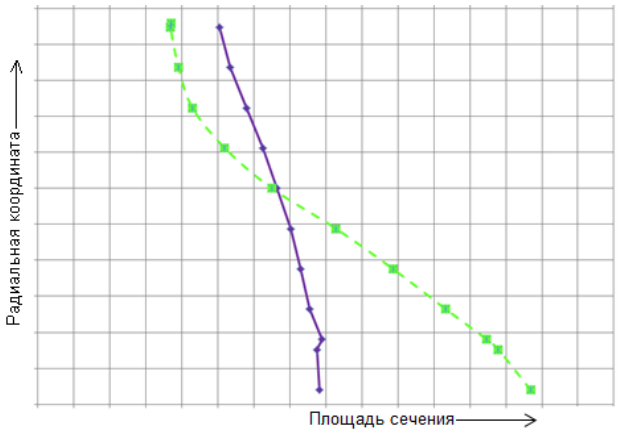
Для снижения динамических напряжений в лопатках было рассмотрено несколько вариантов изменения геометрии со следующими мероприятиями: локальные утолщения зон входной и выходной кромок на различные толщины и в различных областях, утонение периферии, утолщение пера по втулке. Из рассмотренных вариантов были выбраны варианты, показавшие наибольшее снижение вибрационных напряжений в зонах возможного возникновения высоких динамических напряжениями. На рисунке 1 показаны изменения геометрии лопаток 1 и 2 (вид со стороны корыта). Зона локального утолщения на рисунке заштрихованы, зоны без штриховки были утонены или оставлены без изменения. Распределение площадей сечений, выбранных вариантов, приведены на рисунке 2.



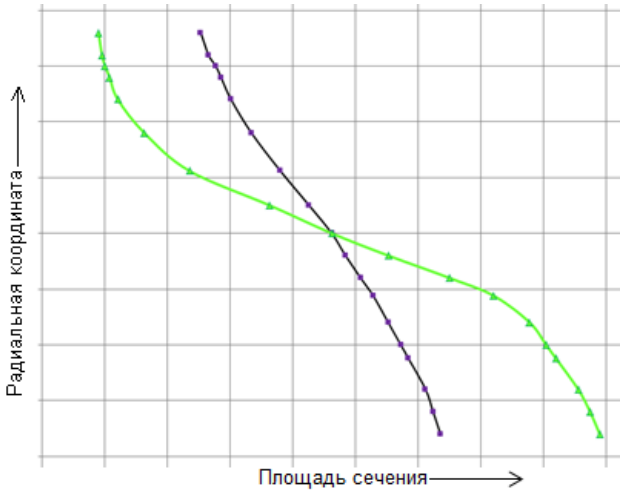
Лопатка 1 *Лопатка 2*

Рис. 1 – Сравнение исходных и измененных геометрий

По первой изгибной форме колебаний проводился сравнительный анализ динамических напряжений нескольких зон лопатки: выходная кромка в галтели, спинка, входная кромка. Анализ результатов сравнительных расчетов показал, что при изменении геометрий лопаток динамические напряжения снизились на 16,2 % – 45,5 % по первой изгибной форме колебаний.



Лопатка 1



Лопатка 2

Исходная геометрия *Измененная геометрия*

Рис. 2 – Распределение площадей сечений

Также предложенные изменения конструкции лопаток 1 и 2 приводят к существенному росту собственных частот по первой изгибной форме, а это приводит к отстройке от резонансов.

Результаты аэродинамических расчетов показали, что подобные изменения геометрии лопаток не оказывает значительного влияния на газодинамические характеристики КВД.

Список литературы

1. Бессчетнов В.А., Пивоварова М.В., Стром А.А., Сараева Л.В. Отработка расчетного метода снижения динамических напряжений в пустотелой лопатке вентилятора. – М.: Сборник тезисов (НТКД-2014). – 2014. – Т. 1. —С. 174-177.

ПРОБЛЕМЫ ДОВОДКИ ГТД ПО ОСЕВОМУ УСИЛИЮ НА РОТОР ТУРБОКОМПРЕССОРА

А.Н. Поткин, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, andrey.potkin@npo-saturn.ru
Р.Ю. Старков, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, starkov.ryu@npo-saturn.ru
Е.А. Шохина, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, shohina.ea@npo-saturn.ru

На силовые элементы конструкции ГТД действуют разного рода нагрузки в виде сил и моментов. В зависимости от направления действия нагрузки разделяются на осевые и поперечные, действующие в горизонтальных и вертикальных плоскостях.

Осевая сила компрессора (проточная часть и внутренние полости) частично уравновешивается осевой силой турбины. Разность этих сил воспринимается осевым (упорным) подшипником. Для того, чтобы эта разность не превышала допустимую силу для упорного подшипника, давления на боковые поверхности диска турбины и ротора компрессора, а также расположение уплотнений на дисках подбираются необходимой величины и расположения. Определяется необходимость и способы регулирования давлений воздуха в разгрузочных полостях изделия [1].

При проектировании системы разгрузки по осевому усилию, воспринимаемому упорным подшипником, обеспечивают:

- отсутствие величин осевого усилия, превышающего максимальные значения, которые могут вызвать неупругие деформации подшипниковых опор;
- соответствие величин осевого усилия допустимому диапазону значений, при котором обеспечивается работоспособность (долговечность) подшипников;
- отсутствие нулевых значений величин осевого усилия для всех рабочих режимов изделия.

Обеспечение приемлемой осевой нагрузки на подшипники опор ротора (опоры компрессора в первую очередь) является одной из основных проблем доводки ГТД и требует ощутимых затрат на проведение расчетно-конструкторских по разработке мероприятий и экспериментальных работ по проверке и подтверждению их эффективности.

Негативным фактором, связанным с применением перекладки осевого усилия, является переход величины осевого усилия через нулевое значение [2] – рисунок 1.



Рис.1 – Экспериментальные данные по замеру осевого усилия на ротор турбокомпрессора с перекладкой осевого усилия

Свести к минимуму негативное влияние перекладки осевого усилия возможно кратковременной работой на данном режиме, т.е. сделать этот режим переходным. Или перекладку осевого усилия привести именно к переходному режиму.

Управление величиной осевого усилия реализуется путем изменения давлений в разгрузочных полостях за счет регулирования расхода среды через данные полости путем дополнительного подвода или сброса среды. Настройка величины осевого усилия осуществляется путем применения заменяемых конструктивных элементов во время испытаний или при переборке изделия.

Наиболее сложной задачей при проектировании ГТД является проблема обеспечения приемлемого осевого усилия на ротор без сброса (~ 1,0…2,0%) рабочего тела из разгрузочных полостей (из термодинамического цикла) для обеспечения заданных в ТЗ параметров. Это возможно достичь специальными конструктивными мероприятиями с проведением гидравлических расчетов и расчетов осевого усилия по верифицированных моделям.

Таким образом, процесс обеспечения допустимого осевого усилия на опоры ротора турбокомпрессора представляет из себя комплекс сложных и трудоёмких (трехмерных) расчётных работ и требует экспериментального определения осевого усилия путем прямого или косвенного замера на стационарных и переходных режимах работы ГТД. А непосредственно доводка ГТД по величине осевого усилия зачастую связана с серьёзными изменениями в конструкции.

Список литературы

1. «Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей / Под общей ред. д.т.н. Д.В. Хронина»;
2. Локай, В.И. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов [Текст] / В.И. Локай, М.К. Максутова, В.Д. Струнки – М.: Машиностроение, 1979. – 447 с.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ШУМА ВЕНТИЛЯТОРА ТРДД С УЧЕТОМ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ КОНСТРУКЦИЙ ВО ВХОДНОМ КАНАЛЕ

К.Р. Пятунин, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, kodlin@bk.ru
Н.В. Архарова, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, arkharova_nata@mail.ru

Достижение акустического совершенства авиационных двигателей является одной из основных задач при их проектировании. Однако в условиях ужесточения международных норм по шуму самолетов на местности также необходим поиск путей улучшения акустических характеристик двигателей, уже находящихся в эксплуатации и имеющих сертификат типа.

В современных авиационных двигателях для снижения тонального шума широко применяется облицовка каналов лопаточных машин звукопоглощающими конструкциями (ЗПК). Их относительная конструктивная простота и слабое влияние на эксплуатационные характеристики лопаточных машин позволяет улучшить акустические характеристики двигателя без перепроектирования основных узлов. Однако сложность процессов генерации шума и его распространения в каналах лопаточных машин осложняет применение некоторых инженерных методик для оценки эффективности ЗПК ввиду отсутствия математических моделей, наиболее полно учитывающих условия работы ЗПК.

Для принятия технических решений необходимо иметь возможность проверки эффективности модифицированных ЗПК и их влияние на уровень шума в условиях, наиболее приближенных к реальному двигателю. При этом необходимо выполнять такую оценку еще до проведения инженерных испытаний.

В современной практике при проектировании лопаточных машин авиационных двигателей широко применяются технологии численного моделирования. Аэродинамические и аэроакустические расчеты уже сегодня являются стандартными видами инженерного анализа.

В данной работе представлены результаты апробации подхода к оценке шума ступени вентилятора ТРДД с учетом ЗПК, установленных во входном канале. Валидация данного подхода производилась путем сравнения результатов вычислительного эксперимента с результатами акустических испытаний двигателя на открытом стенде по уровню звукового давления в дальнем поле.

Расчеты нестационарного ротор-статор взаимодействия выполнены в программном комплексе ANSYS CFX на основе решений осредненных по времени уравнений Навье-Стокса. Моделирование распространения шума в дальнее поле выполнены в осесимметричной постановке в программном комплексе Actran на основе модального состава шума, рассчитанного по результатам аэродинамических расчетов. Для расчетов характеристик ЗПК, использовалась полуэмпирическая модель ЗПК, представленная в работе [2]. Полученные в результате расчетов значения импеданса, прикладывались в качестве граничных условий на стенках канала воздухозаборника при моделировании распространения шума, при этом учитывалось среднее поле скоростей в канале воздухозаборника и непосредственно вокруг двигателя. На рис. 1 и 2 представлен общий вид аэродинамической и акустической расчетных моделей.

По результатам расчетов отмечено качественное совпадение результатов вычислительного эксперимента с результатами акустических испытаний.

Учет влияния звукопоглощающих конструкций при моделировании шума вентилятора позволяет ставить задачи оптимизации конструктивных параметров ЗПК на основе расчетного анализа их характеристик. При этом автоматизированное использование данной расчетной технологии, при условии верифицированного метода определения импеданса, предоставляет проектировщикам систем шумоглушения возможность использования современных оптимизационных алгоритмов, позволяющих находить оптимальное сочетание конструктивных параметров одно-, двух-, и трехслойных ЗПК.

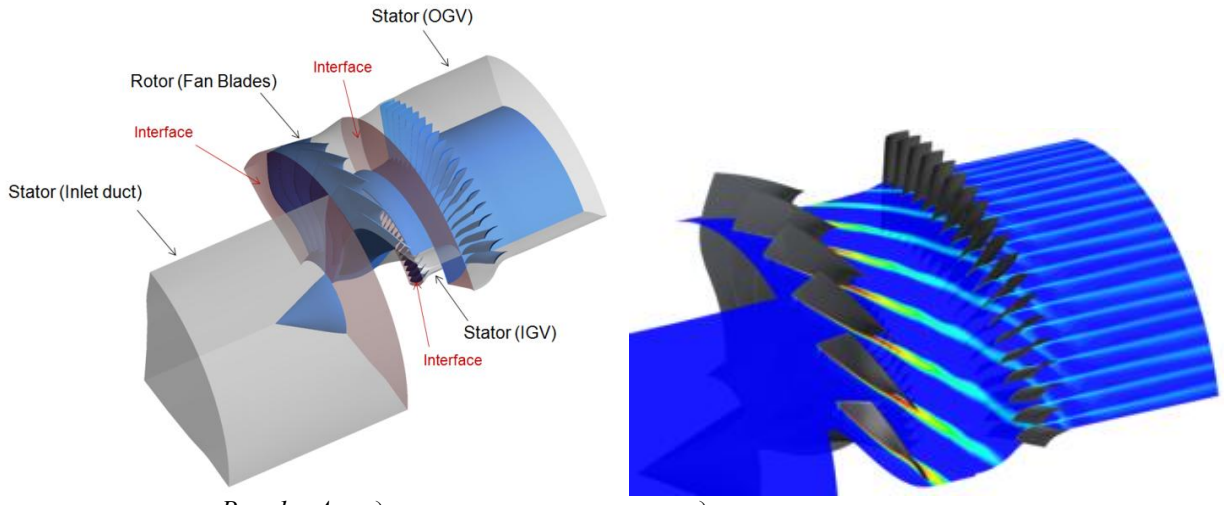


Рис. 1 – Аэродинамическая расчетная модель ступени вентилятора

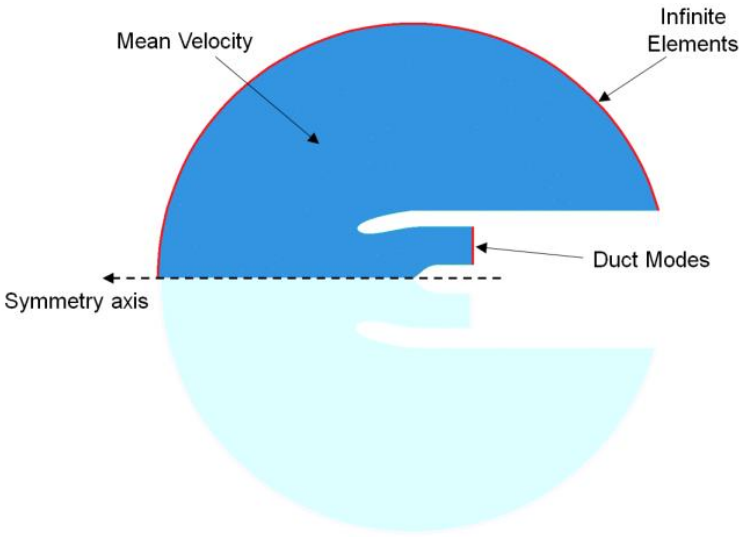


Рис. 2 – Акустическая расчетная модель ступени вентилятора

Работа выполнена в рамках создания комплексной акустической модели двигателя, позволяющей проводить оптимизацию основных узлов, определяющих уровень его шума (вентилятор, ТНД, реактивное сопло).

Список литературы

1. Августинович В. Г. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях: Научное издание / В.Г. Августинович, Ю.Н. Шмотин и др. – М.: Машиностроение, 2005. – 536 с.
2. Соболев А.Ф. Полуэмпирическая теория однослойных сотовых звукопоглощающих конструкций с лицевой перфорированной панелью. / Акустический журнал, том 53, №6, с. 861-872, 2007;
3. Actran User's Guide. / Free Field Technologies SA. – Actran Release 15.0 – 2014.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БИРОТАТИВНЫХ ОТКРЫТЫХ РОТОРОВ

А.А. Россихин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, rossikhin@ciam.ru
И.А. Браилко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»,
В.И. Милешин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru

На протяжении последнего десятилетия наметилось возрождение интереса ведущих авиационных компаний в отношении применения винтов в авиации. Еще ранее, в начале 90-х г. на натурных прототипах была экспериментально подтверждена высокая аэродинамическая эффективность перспективных биротативных винтов, получивших название открытый ротор. Движущей силой возрождающегося интереса являются вопросы экономического и экологического характера, возможность разрешение которых прогнозируют на основе новых технических решений и современных технологий, а также новейших методов проектирования, оценки характеристик и оптимизации винтов (однорядных и биротативных) и двигателя. В соответствии с наметившейся мировой тенденцией, в ЦИАМ на протяжении последних 7 лет выполнены комплексные

исследования применительно к биротативным винтовым системам по международным и внутренним программам.

В работе представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований для ряда модельных биротативных винтовентиляторов толкающей схемы, разработанных в рамках внутренних программ и международной программы DREAM. Проектирование, оптимизация, расчет аэродинамических и акустических характеристик были выполнены на основе кодов, созданных в ЦИАМ. Изготовление моделей и экспериментальные исследования выполнены в аэродинамических трубах ЦАГИ. Материалы работы содержат сопоставление данных расчета и эксперимента для интегральных аэродинамических характеристик (коэффициенты тяги, мощности и кпд винтов) и частично для локальных параметров течения (радиальные распределения параметров течения перед и за винтами, распределение давления на втулке и распределения давления на лопастях по данным PSP). Анализ результатов численного и экспериментального исследования демонстрирует хорошее качественное соответствие для локальных и интегральных параметров. В то же время, количественное соответствие можно считать только удовлетворительным, особенно для интегральных характеристик (максимальное различие для коэффициенты тяги, мощности достигает 5%). Отдельным разделом рассмотрено влияние на аэродинамические характеристики угла атаки и пилона подвески двигателя. Влияние угла атаки исследовано для режима взлета (0°÷9°) и крейсерского полета (0°÷3°) в конфигурации без планера с мотогондолой, приближенной к реальной, т.е. с моделированием работы воздухозаборника и сопла.

Расчетные исследования акустических характеристик модельных винтовентиляторов проводились с помощью программного комплекса ЦИАМ 3DAS. Для ряда модельных биротативных винтовентиляторов получены поля пульсации в ближнем поле и диаграммы направленности излучения и спектры в дальнем поле. Проведено сравнение с экспериментальными результатами. Результаты сравнения в большинстве случаев являются удовлетворительными для шума на комбинационных частотах. Наблюдается качественное, а в некоторых позициях микрофонов и количественное соответствие между расчетом и экспериментом. Различие же между уровнями шума на частотах следования роторов в расчете и эксперименте является существенным, что, по-видимому, может быть объяснено взаимодействием роторов в эксперименте с неоднородностями набегающего потока.

ЧИСЛЕННЫЙ МЕТОД 3D РАСЧЕТА ТОНАЛЬНОГО ШУМА ЛОПАТОЧНЫХ МАШИН

А.А. Россихин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, rossikhin@ciam.ru
С.В. Панков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Я.М. Дружинин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.И. Милешин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru

В ЦИАМ разработан численный метод 3D расчета тонального шума лопаточных машин в ближнем и дальнем поле. Метод базируется на прямом численном решении трехмерных уравнений Эйлера для возмущений, как линейных, так и нелинейных, поверх стационарного неоднородного трёхмерного вязкого поля течения с помощью разностных схем вычислительной акустики. Он позволяет проводить как расчет генерации шума, при взаимодействии венцов, так и расчет распространения излучения по каналам лопаточной машины. Для расчета акустических характеристик лопаточной машины в дальнем поле применяется методика, основанная на уравнении Фокс Вильямса – Хоукингса. Метод реализован в программном комплексе ЦИАМ 3DAS.

Дискретизация уравнений по пространству в рамках используемого метода построена на основе метода конечных объемов и с использованием обобщенной на метод конечных объемов аэроакустической DRP (Dispersion Relation Preserving Scheme) схемы четвертого порядка. Для дискретизации уравнений по времени применяется явная оптимизированная 4х шаговая схема Рунге-Кутта (LDDRK – Low Dissipation and Dispersion Runge-Kutta Schemes) второго порядка или 6ти шаговая схема Рунге-Кутта четвертого порядка.

Программный комплекс допускает проведение нестационарного расчета, как во временной, так и в частотной области. Во втором случае решение ищется в виде конечного набора полей гармоник некоторой базовой частоты, достаточного для описания эволюции течения во времени. При этом нестационарная задача сводится к стационарной задаче для набора коэффициентов Фурье. Для целого ряда задач, метод расчета в частотной области обеспечивает более быструю сходимость решения. В настоящее время в программном комплексе расчет в частотной области можно проводить с использованием как линейных, так и нелинейных уравнений Эйлера для возмущений.

Метод расчета ротор-статор взаимодействия, используемый в программном комплексе, основан на решении трехмерной системы уравнений Эйлера для возмущений в системе отсчета связанной с лопаточными венцами. На первом этапе расчета, с использованием полных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса и интерфейсов между венцами типа “mixing plain”, проводится расчет среднего стационарного поля течения внутри турбомашины. Полученные результаты используются как исходные данные для нестационарного расчета взаимодействия на основе невязких уравнений для возмущений. Взаимодействие между венцами в рамках данного расчета осуществляется с помощью интерфейса скользящих сеток.

Результаты, полученные при расчете взаимодействия, используются в программном комплексе как исходные данные для задачи расчета распространения шума через входное и выходное устройства лопаточной машины. При этом, если входные или выходные устройства осесимметричны, а амплитуда возмущений мала, решение может быть разложено по гармоникам азимутального угла, и расчет может быть проведен отдельно для каждой гармоники на двумерной расчетной области, которая соответствует продольному сечению изначальной трехмерной геометрии (квазитрехмерный подход). Переход от трехмерной задачи к набору двухмерных позволяет, когда он возможен, существенно ускорить расчет.

Программный комплекс ЦИАМ 3DAS может применяться для расчета тонального шума лопаточных машин разных типов, в том числе однорядных вентиляторов, закапотированных биротативных вентиляторов, турбин низкого давления и открытых биротативных винтовентиляторов. В данной работе представлен ряд тестовых примеров, показывающих, что различные методы расчета, которые могут использоваться в программном комплексе, дают согласующиеся друг с другом результаты. Кроме того приведены примеры трехмерных расчетов тонального шума для реально существующих лопаточных машин.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ РАДИАЛЬНЫХ ЗАЗОРОВ НА КЛОКИНГ-ЭФФЕКТЫ РОТОРОВ И СТАТОРОВ НА ПРИМЕРЕ МОДЕЛЬНОГО ВЫСОКОНАГРУЖЕННОГО ДВУХСТУПЕНЧАТОГО КОМПРЕССОРА

Н.М. Савин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, savin@ciam.ru
В.И. Милешин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru
Я.М. Дружинин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
П.Г. Кожемяко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Основной целью постановки этой работы является проверка возможности уменьшения отрицательного влияния радиального зазора на газодинамические характеристики осевых компрессоров с помощью клокинга лопаточных венцов в многоступенчатом компрессоре. Издавна известна проблема ухудшения параметров лопаточных машин с увеличением радиального зазора [1]. В последние годы в отечественной и зарубежной литературе появились работы, посвященные управлению нестационарным взаимодействием (клокингом) лопаточных венцов для улучшения газодинамических характеристик турбомашин [2, 3, 4]. Несмотря на то, что эффекты радиального зазора и клокинга лопаточных венцов имеют разную физическую природу, целесообразно проверить проявления клокинг эффекта в компрессоре при различных радиальных зазорах.

В качестве объекта экспериментального и расчетного исследований использовался двухступенчатый компрессор, моделирующий две первые ступени высоконапорного малоступенчатого осевого КВД. Компрессор имеет следующие основные параметры:

Размеры компрессора:

$D_{к\ вх}$=627.4mm, $\bar{d}_{вт\ вх}$=0.6525, $D_{к\ вых}$=574.5mm, $\bar{d}_{вт\ вых}$=0.8676, $Z_{BHA}=Z_{HA1}=Z_{HA2}=68$, $Z_{PK1}=28$, $Z_{PK2}=2Z_{PK1}=56$. Осевые зазоры – 0.3-0.36 от осевой проекции лопаточных венцов.

Проектные параметры компрессора при МСА:

$G_в$=31.8Кг/с, n=13434об/мин, $U_к$=440м/с, $\pi^*_к$=3.7, $\eta^*_{ад}$=0.865, $\pi^*_{1ст}$=2.15, $\pi^*_{2ст}$=1.72, $\bar{H}_{z1ст}$=0.421, $\bar{H}_{z2ст}$=0.404, $\eta^*_{ад1ст}$=0.868, $\eta^*_{ад2ст}$=0.880.

Компрессор испытывался на стенде Ц-3 НИЦ ЦИАМ с тремя величинами радиальных зазоров $d_{рад}$=0.5, 0.75 и 1мм, полученных за счет изменения наружного диаметра компрессора в области рабочих колес 1-й и 2-й ступеней. При каждом из трех радиальных зазоров производилось изменение клокинга РК1 в 6 положений в пределах шага его лопаток и изменение клокинга НА2 также в 6 положений в пределах шага его лопаток. При испытании компрессора производились измерения статических и динамических параметров, необходимых для определения газодинамических

характеристик, и контроля вибросостояния лопаток и корпусных деталей на частотах вращения ротора $n_{пр}$=0.7 и 0.88.

Численное моделирование течения выполнено с помощью программного комплекса Numeca FINE TURBO для решения осредненных по Рейнольдсу нестационарных 3D уравнений Навье-Стокса. В качестве модели турбулентности используется однопараметрическая модель турбулентной вязкости без пристеночных функций. Для экономии вычислительного времени в математической модели компрессора был выбран общий период с числом лопаточных каналов 2/1/2/2/2. Реальная конструкция компрессора имеет следующие числа лопаток: 68/28/68/56/68. Для выполнения условия общей периодичности в расчёте числа лопаток в статорных венцах изменены с 68 на 56.

Результаты экспериментальных исследований компрессора в виде зависимостей изменения КПД компрессора от максимума до минимума (в процентах по отношению к среднему значению) при клокинге НА, РК и РК+НА. при трех величинах радиальных зазоров рабочих колес приведены на рис. 1 для двух частот вращения ротора. Видно, что клокинг эффект по этой величине относительно невысок и изменяется от 0.3% (пределы погрешности эксперимента) при клокинге РК на $d_{рад}$=0.75мм до значения 1.5% при клокинге РК+НА на $d_{рад}$=1мм. Небольшие величины клокинга по КПД компрессора связаны с относительно большими осевыми зазорами между лопаточными венцами компрессора. Тем не менее можно сделать вывод, что при повышенных радиальных зазорах клокинг эффект может быть использован для уменьшения потерь КПД.

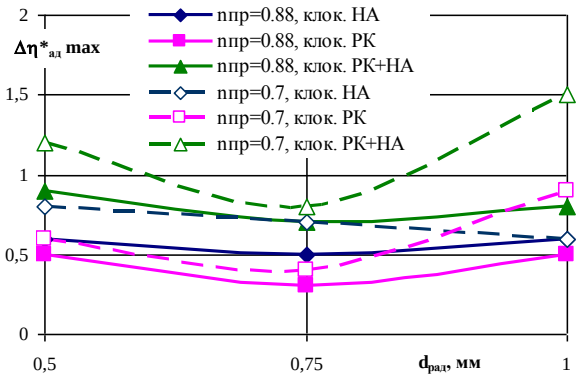


Рис. 1 – Зависимости от радиального зазора изменения КПД компрессора от максимума до минимума при клокинге НА, РК и РК+НА

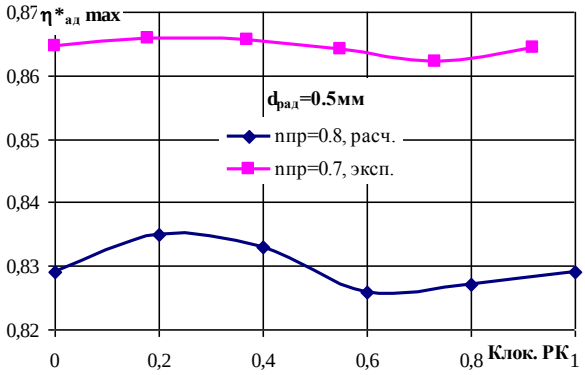


Рис. 2 – Зависимости экспериментальных и расчетных значений максимальных КПД компрессора от клокинга РК.. dрад=0.5 мм

На рис. 2 производится сравнение экспериментальных и расчетных значений максимальных КПД при клокинге РК на частоте вращения ротора компрессора $n_{пр}$=0.7 в эксперименте и на $n_{пр}$=0.8 в расчете. Наблюдаемое значительное превышение экспериментальных КПД над расчетными (на 3.5%) связано помимо всего прочего с тем, что в расчете приняты уменьшенные величины густот решеток статоров из-за уменьшения чисел лопаток с 68 до 56. Важно отметить, что при принятых мерах усовершенствования расчета нестационарного взаимодействия лопаточных венцов удается получить значимые величины клокинг эффектов по КПД на уровне ~1%. Это позволяет надеяться эффективно использовать расчетные методы для поиска оптимальных конструкций лопаточных машин с учетом нестационарного взаимодействия венцов при выборе осевых зазоров, чисел лопаток в венцах и радиальных зазоров.

Список литературы

1. Mileshin V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Fateyev V.A. Effect of tip clearance on flow structure and integral performances of six-stage HPC. Proceedings of ISABE International Conference, Beijing, China, ISABE-2007-1179, 2007.
2. Saren V.E., Savin N.M., Smirnov S.A., Krupa V.G. and Yudin V.A. Hydrodynamic Interaction of Axial Turbomachine Cascades. // Journal of Engineering Mathematics, Vol.55, No.1-4, 2006, P. 9-39.
3. Mileshin V.I., Brailko I.A., Savin N.M., Kozhemyako P.G. Numerical and Experimental Analysis of Rotor and Stator Clocking Effect by Example of Model High Loaded Two Stage Compressor on π*c=3.7. Proceedings of ISABE conference 2013, paper# ISABE-2013-1131.
4. Stading, J. Friedrichs, T. Waitz, C. Dobriloff, B. Becker, V. Gummer. The Potential of Rotor and Stator Clocking in a 2.5-stage Low-speed Axial Compressor. Proceedings of ASME TURBO EXPO 2012, Paper GT2012-68353, Copenhagen, Denmark, June 2012.

НЕКОТОРЫЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ТЕЧЕНИЯ В ТУРБОМАШИНАХ

В.Э. Сарен, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, saren@ciam.ru

В работе анализируется осевая турбомашина, рабочую часть которой представляет кольцевой канал, содержащий некоторое число роторных и статорных венцов. Предполагается, что каждый из венцов составлен из идентичных лопаток и режим работы турбомашины является установившимся в том смысле, что угловая скорость вращения роторных венцов Ω и массовый расход потока G сохраняются постоянными. Выполненный в работе анализ основан на определении кинематически допустимых течений и газодинамических механизмов, связанных с ротор-статор взаимодействием. Параметры течения подтверждаются результатами измерений, выполненных на экспериментальной установке, содержащей в рабочей части трехвенцовый осевой компрессор в составе: статор (S1)-ротор (R)-статор (S2)/ Полученные результаты позволяют сформулировать локальные модели течения в рабочей части турбомашины, которые могут быть использованы далее в численных решениях.

1. Кинематика течения в ступени.

Пусть Π=Π(t, r, φ, x) – параметр (давление, скорость, и т.п.) потока через ступень осевой турбомашины статор (S)÷ротор (R), описываемого в цилиндрической системе координат, где t – время, r, φ, x – соответственно радиальная, окружная и осевая координаты. В системе координат (t, r, φ′, x), где φ′=Ωt+φ и Ω - угловая скорость вращения ротора, параметр Π имеет представление Π=Π′(t, r, φ′, x). Тогда справедливы разложения в ряды Фурье

$$\Pi=\Pi(t, r, \varphi, x)=\sum_n \sum_k \Pi_{nk}(x,r) e^{2\pi i k \varphi/\Delta\varphi_S} e^{2\pi i n \Omega \frac{t+\varphi/\Omega}{\Delta\varphi_R}}$$

$$\Pi=\Pi'(t, r, \varphi', x)=\sum_k \sum_n \Pi'_{kn}(x,r) e^{2\pi i n \varphi'/\Delta\varphi_R} e^{2\pi j k \Omega \frac{t-\varphi'/\Omega}{\Delta\varphi_S}}$$

Здесь $\Delta\varphi_S$, $\Delta\varphi_R$ - соответственно, угловые шаги между лопатками S и R;

k, n=0, ±1; ±2,…и предполагается, что мнимые единицы i и j не взаимодействуют между собой, т.е. i·j≠-1.

Преобразование

$(t, r, \varphi, x) \rightarrow (t, r, \varphi', x)$ (1)

образует группу вращения относительно оси Ox, и для определения параметра П в потоке относительно ротора достаточно выполнить измерения в точках (t, r, φ, x) неподвижного пространства. Технически это существенно проще, чем измерения в окрестности вращающейся лопатки ротора. Для определения параметров вихревых следов за лопатками ротора используется инвариантность среднеквадратического значения величины ($П-П_{00}$) относительно преобразования (1).

2. Вихреобразование за ротором в ступени.

Наиболее важным отличием течения в ступени от течения через изолированный венец является наличие за лопатками ступени свободных (сносимых потоком) вихрей, которые согласно теореме Кельвина компенсируют изменение циркуляции скорости на лопатках вследствие ротор-статор взаимодействия.

На основании результатов лазерной анемометрии поля течения в ступени осевого компрессора в работе предложена газодинамическая модель течения за ротором, включающая диффузию свободных вихрей в зонах автомодельных вихревых следов за лопатками [1-4].

3. Газодинамические потери.

Для оценки газодинамических потерь, вызванных диссипацией вихрей, в работе используется уравнение потока энергии и представлен пример определения эмпирического коэффициента турбулентной вязкости путем измерения функции диссипации и потерь полного давления.

Список литературы

1. Saren V.E. Relative Position of Two Rows of an Axial Turbomachine and Effects on the Aerodynamics in a Row Placed Between Them – Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines, Elsevier, 1995. – P. 421 - 425.
2. Saren V.E., Savin N.M., Dorney D.J. and Zacharias R.M. Experimental and Numerical Investigation of Unsteady Rotor-Stator Interaction on Axial Compressor Stage (with IGV) Performance – Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines, Kliwer Academic Publishers, 1998. – P. 407 - 424.
3. Saren V.E., Savin N.M. Smirnov S.A. Krupa V.G. and Yudin V.A. Hydrodynamic Interaction of Axial Turbomachine Cascades – Journal of Engineering Mathematics, 2006. – Vol. 55, No. 1-4, P. 9 – 39.
4. Milton Van Dyke. An Album of Fluid Motion – The Parabolic Press, Stanford, California, 1982. – (Russian, Moscow, “Mir”, 1986).

ИССЛЕДОВАНИЕ И ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ШУМА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С БИРОТАТИВНЫМИ ВОЗДУШНЫМИ ВИНТАМИ

В.Ф. Самохин, НИМК ЦАГИ, Москва, e-mail: samohin_vf@mail.ru

В докладе изложены основные результаты экспериментального исследования [1] в статических условиях акустических характеристик натурных биротативных воздушных винтов диаметром 4.5м с широкохордными саблевидными лопастями (8+6), рассмотрена структура полуэмпирического метода прогнозирования шума таких винтов и дается сравнение расчетных и измеренных третьоктавных спектров звукового давления в дальнем поле винтов. Исследовано влияние осевого зазора между плоскостями вращения соосных винтов, окружной скорости и шага винтов на акустические характеристики.

Установлено, что в рассматриваемой системе соосных воздушных винтов доминирующим источником шума является аэродинамическое взаимодействие лопастей заднего винта с турбулентными следами, образующимися за лопастями переднего винта.

В узкополосном спектре излучения выделяются гармоники шума вращения, соответствующие излучению переднего винта, излучению заднего винта и излучению шума взаимодействия винтов. Уровни мощности первых гармоник шума вращения переднего и заднего винтов на 10-12 дБ ниже уровня первой гармоники шума взаимодействия соосных винтов.

Увеличение осевого зазора между плоскостями вращения винтов на 46% от исходного расстояния, приводит к снижению уровня мощности суммарного акустического излучения на 3 дБ во всем рассматриваемом диапазоне тяг винтов. При этом основной эффект от увеличения межосевого расстояния проявляется в снижении уровня мощности излучения более чем на 8 дБ на частоте первой гармоники шума взаимодействия. На частоте второй гармоники шума взаимодействия снижение не превышает величины 3-4 дБ.

Основные закономерности генерации шума натурными соосными винтами нашли подтверждение и при акустических испытаниях модельных винтов в аэродинамической трубе [2].

Прогнозирование шума соосных винтов осуществляется с помощью полуэмпирического метода [3], построенного на основе акустической аналогии Лайтхилла и представления реального винта в виде системы статических источников с учетом возможного акустического взаимодействия этих источников между собой. Спектральная плотность мощности от индуктивной и профильной составляющих шума вращения винта рассматривается на основе представления об импульсном характере воздействия лопасти на элемент среды.

Матрица спектров шума соосных винтов определяется как сумма трех матриц спектров уровней звукового давления - матриц для изолированных первого и второго винтов и матрицы спектров шум взаимодействия второго винта.

На рис. 1 представлены для направления распространения шума $\varphi = 60^o$ расчетные спектры звукового давления в третьоктавных полосах частот для изолированных первого $(L_{в1})$ и второго $(L_{в2})$ винтов, спектр шума взаимодействия $(L_{в\text{-}взмд})$ второго винта и суммарный $(L_{в\text{-}sum})$ спектр шума соосных винтов. Можно видеть, что для рассматриваемых биротативных винтов одинакового диаметра излучение от взаимодействия лопастей второго винта с турбулентными следами за лопастями первого винта является определяющим в диапазоне средних частот 200-1250 Гц, а в области низких (ниже 200Гц)

и высоких (выше 1250Гц) частот преобладают уровни спектральных составляющих излучения изолированных первого и второго винтов.

Сравнение (рис. 2) расчетного ($L_{р\text{-}сум}$) третьоктавного спектра звукового давления биротативных винтов и измеренного ($L_{изм}$) в дальнем поле третьоктавного спектра суммарного акустического излучения силовой установки показывает их удовлетворительное соответствие.

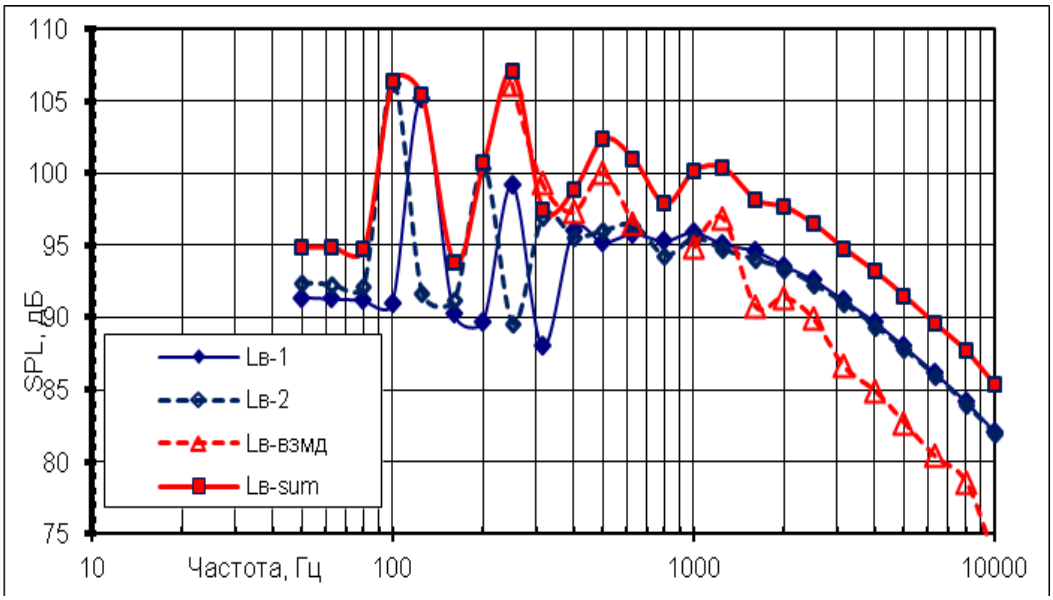


Рис. 1 – Расчетные спектры акустического излучения биротативных винтов, R=50м, FI=60о, режим - взлетный, МСА

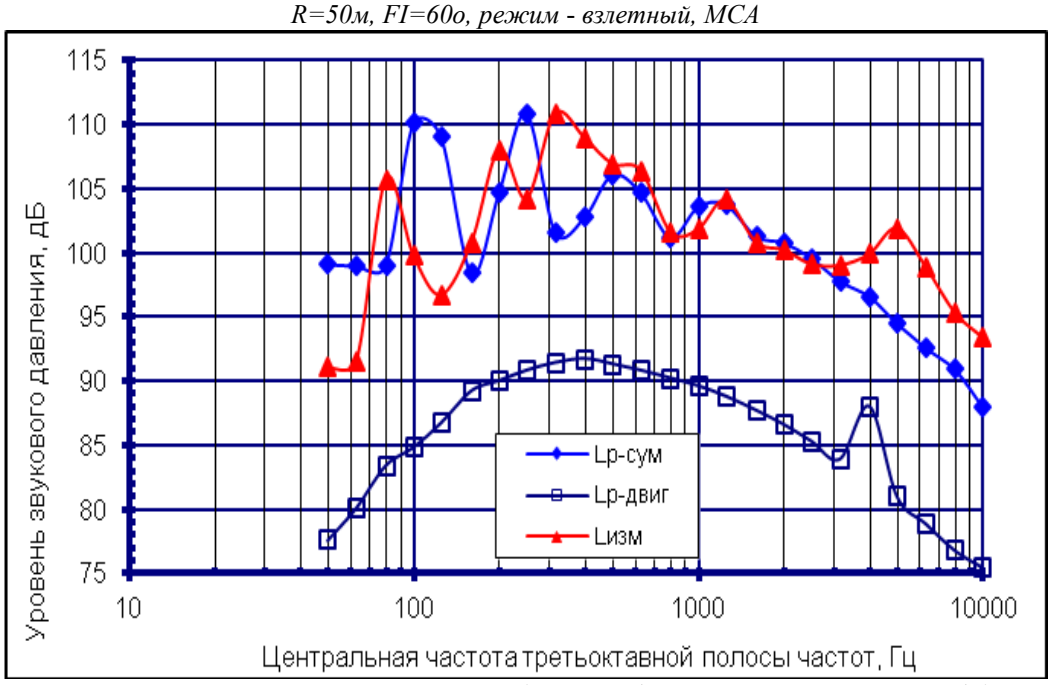


Рис. 2 – Расчетный и измеренный спектры звукового давления биротативных винтов в свободном звуковом поле (R=30м, FI=70о, режим - взлетный, РУД=115о (расчет) и 98о (измерения))

Как видно из приведенных на рис. 2 данных, расчетные спектральные уровни шума двигателя (струя + камера сгорания + турбина), определенные с помощью программного комплекса «Аэрошум» [4], существенно ниже спектральных уровней шума биротативных винтов, поэтому можно говорить об удовлетворительном соответствии расчетных и экспериментальных данных по шуму биротативных винтов.

Список литературы

1. Самохин В.Ф., Круль Н.К. Основные источники и закономерности генерации шума соосными воздушными винтами. Сб. докладов 7-й НТК по гидроавиации “Гидроавиасалон-2008”. М., 2008.
2. I.V. Pankratov, V. F. Samokhin , E.V. Vlasov, A.F. Chevagin Acoustic tests of contra rotating propellers in the “Dream” project. 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference). 2011, AIAA 2011-2761.
3. Самохин В.Ф. Полуэмпирический метод прогноза шума воздушного винта. Инж. физический журнал. Том 85, № 5, 2012. С. 1064-1072.
4. В.Г. Дмитриев, В.Ф. Самохин. Комплекс алгоритмов и программ для расчета шума самолетов на местности. TsAGI Science Journal, 45(3–4), XXX–XXX (2014).

ПРИНЦИПЫ РАСЧЕТА И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ «ПЛАВАЮЩИХ» УПЛОТНЕНИЙ

А.В. Селиванов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tejoum@ciam.ru
Ю.М. Темис, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
И.Ю. Дзева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

«Плавающие» уплотнения представляют собой большой класс перспективных газодинамических уплотнений, принцип работы которых основан на балансировке сегментов надроторного кольца на тонкой газовой пленке. К этому классу относятся бесконтактные пальчиковые, лепестковые/пластинчатые, фольговые и комбинированные (щеточные) газодинамические уплотнения [1]. Отличительной особенностью перечисленных уплотнений является гибкий подвес надроторных сегментов, что позволяет им смещаться в радиальном направлении под действием подъемной силы газового потока. Изменение рабочего зазора в уплотнении, вызванное внешними тепловыми и инерционными нагрузками, приводит к изменению величины подъемной силы и согласованному отклонению сегментов. Таким образом, плавающие уплотнения автономно корректируют относительные смещения в системе «ротор-корпус», обеспечивая бесконтактную работу с малым зазором на различных режимах рабочего цикла двигателя.

Для расчета и проектирования плавающих уплотнений необходимо использовать многодисциплинарные имитационные модели, объединяющие расчет течения газа, расчет теплового и напряженно-деформированного состояния деталей, а также динамические модели для анализа кинетики изменения зазора в уплотнении и оценки аэроупругой устойчивости. Общая структура многодисциплинарной модели, разработанной в ЦИАМ для исследования плавающих уплотнений с гибкими элементами, представлена на рис. 1.

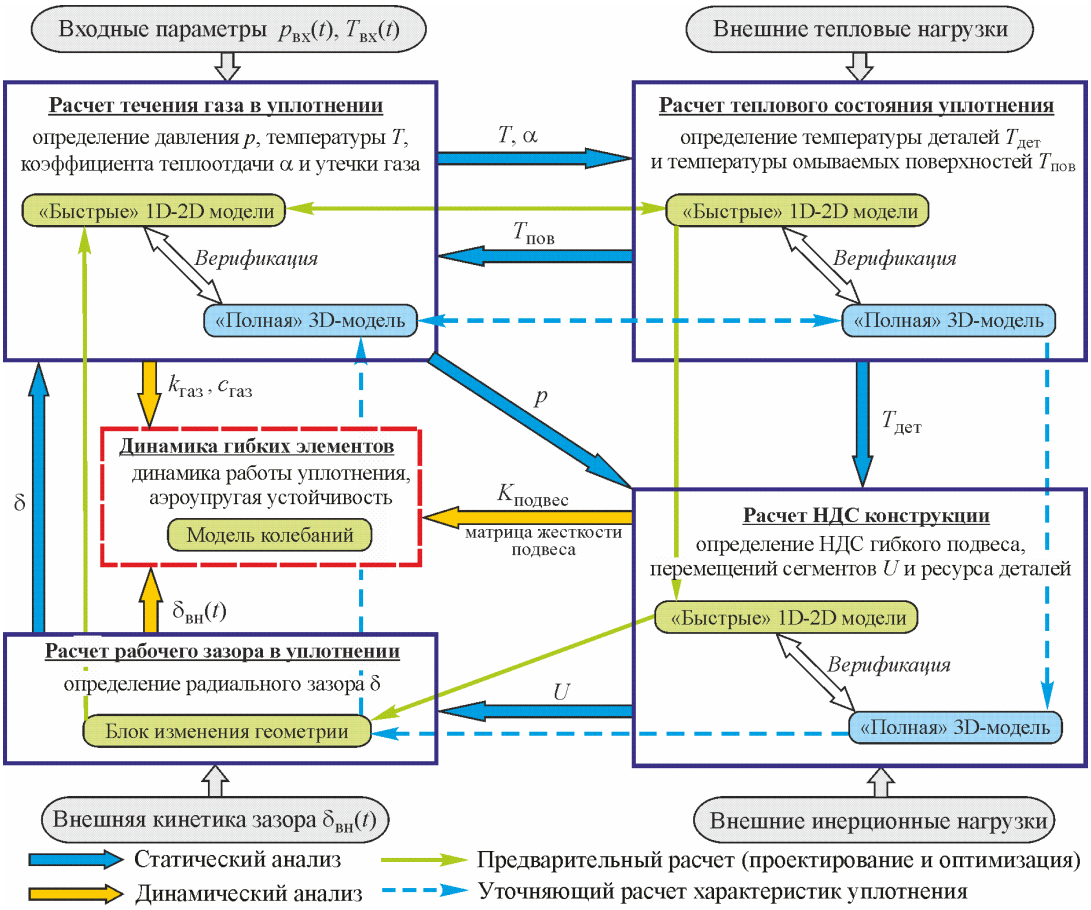


Рис. 1 – Структура многодисциплинарной модели расчета перспективных «плавающих» уплотнений

Входными параметрами модели являются: давление и температура газа на входе в уплотнение и давление газа за уплотнением на основных режимах полетного цикла; частота вращения ротора по режимам полета; тепловое состояние вала и корпуса уплотнения и кинетика внешнего изменения радиального зазора в уплотнительном узле, в том числе с учетом неосесимметричных деформаций корпуса и при прецессии ротора. Частота вращения ротора и параметры газа в основном тракте определяются программой полета, остальные данные могут быть получены из результатов расчета узлов двигателя на основе связанных термомеханических моделей. При этом следует учитывать, что замена уплотнения или изменение его расходной характеристики приведет к изменению распределений давления и температуры газа во всем тракте охлаждения, а, следовательно, – к изменению термонапряженного состояния деталей. В общем случае необходимо проведение уточняющих расчетов для учета этого эффекта.

Одним из важных требований является использование математических моделей различного уровня детализации. Это позволяет решить не только прямую задачу (определение характеристик заданной конструкции), но и обратную задачу (проектирование новой конструкции уплотнения). Ключевые характеристики уплотнения (зазор в уплотнении и утечка газа) можно определить при квазистационарной постановке задачи, для чего необходимо рассмотреть последовательность равновесных положений на основных рабочих режимах. Однако, в общем случае, необходимо учитывать нестационарные эффекты, связанные с внешней кинетикой радиального зазора и изменением рабочих условий. Актуальными задачами являются оценка аэроупругой устойчивости элементов уплотнения в потоке газа и определение циклической долговечности гибкого подвеса.

Разработанная многодисциплинарная модель применена для расчета характеристик пальчиковых, фольговых и комбинированных щеточных уплотнений. В качестве

упрощенной модели течения использовано приближение для газовой смазки, а для решения результирующего нелинейного уравнения Рейнольдса разработана программа на основе МКЭ. Для определения НДС и перемещений сегментов на гибком подвесе использованы как упрощенные подходы, так и трехмерное КЭ моделирование с последующим вычислением матрицы жесткости упругого подвеса в соответствии с выбранной системой обобщенных координат. Для пальчикового уплотнения использовано оригинальное представление пальчика в виде криволинейной консольной балки с абсолютно жесткой подъемной площадкой [2]. Допустимость использования упрощенных моделей подтверждена сравнением полученных результатов с данными проведенных трехмерных расчетов и результатами исследований NASA [3].

Предложен метод проектирования бесконтактных пальчиковых уплотнений на основе итерационного решения обратной задачи математического моделирования с использованием «быстрых» моделей для базовых расчетов и трехмерных моделей для поверочного расчета новой конструкции.

Список литературы

1. Темис Ю.М., Селиванов А.В., Дзева И.Ю. Комплексный анализ перспективных уплотнительных систем // Новые технологические процессы и надежность ГТД. Вып. 9. Подшипники и уплотнения. Научно-технический сборник статей под ред. Ножницкого Ю.А. и Петрова Н.И. – М.: ЦИАМ, 2013. – С. 179-203.
2. Temis J.M., Selivanov A.V., Dzeva I.J. Dynamic Analysis of a Non-Contacting Finger Seal // Proceedings of the 9th IFToMM International Conference on Rotor Dynamic / Springer. Mechanisms and Machine Science, Vol. 21, 2015, pp. 2031-2042.
3. Braun M.J., Pierson H.M., Li H., Dong D. Numerical Simulations and an Experimental Investigation of a Finger Seal // NASA/CP-2006-214383/Vol. 1, pp. 309 – 359.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ВЫХОДНОЙ СИСТЕМЫ ВЫСОКОНАПОРНЫХ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРОВ В ПРОЕКТЕ ESPOSA

А.Н. Старцев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, aerora@bk.ru
И.А. Браилко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
И.К. Орехов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлены результаты работы по проектированию высоконапорных центробежных компрессоров (степень повышения полного давления 8 ÷ 9.5), выполненные в ЦИАМ в рамках проекта ESPOSA 7-ой Рамочной Программы ЕС. Руководителями Рабочего Пакета и проектантами двигателей выступили ГП Ивченко-Прогресс и Мотор-Сич (Украина). Хотя основные усилия авторов были направлены на практическое перепроектирование лопаточных диффузоров с целью повышения эффективности компрессора и уровня его работоспособности, однако были сделаны и некоторые общие наблюдения.

Как известно, область течения на выходе из рабочего колеса и входе в лопаточный диффузор дестабилизируется большими углами атаки и обратными токами в окрестности передних кромок лопаток диффузора. Повышенные углы атаки – результат пониженной

радиальной компоненты импульса в окрестности торцевых поверхностей (втулки и периферии), кроме того, углы атаки увеличиваются из-за обратного течения в зазоре между крышкой и рабочим колесом, а также вследствие роста пограничных слоев в безлопаточном диффузоре. Рассматривая выходную систему как дроссель, можно предположить, что уменьшение потерь полного давления в диффузоре и загромождения приводит к увеличению расхода и росту перепада статического давления в диффузоре, что разгружает рабочее колесо. Этот путь совершенствования центробежного компрессора является основной целью данного исследования – получить геометрию лопатки диффузора, улучшающую процесс восстановления статического давления в лопаточном диффузоре и устраняющую отрывы потока на стороне давления лопатки диффузора.

Рассмотрены два различных мероприятия по ослаблению отрыва: добавление второго ряда лопаток (двухрядный диффузор) и вариация контура лопатки однорядного диффузора. Двухрядный диффузор довольно привлекателен из-за более равномерного потока, меньшей закрутки потока и меньшего числа М потока на выходе (по сравнению с однорядным диффузором), что в свою очередь понижает потери полного давления в радиальном выходном направляющем аппарате. Однако однорядный диффузор оказывается более дешевым в изготовлении и его хорошее проектирование позволяет ослаблять нежелательные явления, например, сместить отрывную зону к задней кромке лопатки, где она не так опасна.

Описаны численные (RANS/URANS) и экспериментальные исследования двух разных компрессоров (Ивченко и Мотор-Сич) с упором на проектирование их лопаточных диффузоров. Приведены экспериментальные результаты, демонстрирующие преимущества двухрядного диффузора над исходным однорядным диффузором (эти результаты также были получены в рамках проекта ESPOSA): двигатель Мотор-Сич с новым диффузором в сравнении с тем же двигателем, но с исходным диффузором, продемонстрировал 4% уменьшение удельного расхода топлива. Компрессор Ивченко с новым однорядным диффузором продемонстрировал улучшение как RANS, так и URANS характеристик. Новый диффузор обеспечил (в расчетах) 1% рост КПД компрессора и расширение запаса устойчивой работы. URANS расчеты также позволили смоделировать процесс потери устойчивости течения в центробежном компрессоре Ивченко.

В заключение обсуждаются некоторые предложения по снижению рисков проектирования лопаточных диффузоров.

АЭРОАКУСТИЧЕСКИЕ РЕЗОНАНСНЫЕ ЯВЛЕНИЯ В КАНАЛАХ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА ЗА КОМПРЕССОРОМ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ГТД

С.В. Сухинин, ИГиЛ СО РАН, Новосибирск, sukhinin@hydro.nsc.ru
А.А. Алексенцев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, aleksentsev@avid.ru
А.Н. Саженков, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, office@avid.ru
А.А. Синер, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, siner@avid.ru

В каналах перепуска воздуха из-за подпорных ступеней компрессора низкого давления в наружный контур ТРДД типа ПС-90А обнаружены аэроакустические резонансные явления.

Наличие акустического резонанса может привести к появлению тонального шума и к повышению вибронапряжений рабочих лопаток бустера. Поэтому, основываясь на

результатах исследования и воспроизведения этих аэроакустических явлений, были оперативно разработаны мероприятия по их подавлению и ликвидации.

Область колебаний. Внешний и внутренний контуры турбомашин, являются кольцевыми каналами, и представляют собой волноводы для акустических волн. Каналы перепуска при открытых заслонках связывают эти кольцевые волноводы между собой. При перекрытии каналов перепуска (при помощи заслонок) образуются резонансные полости, открытые в соответствующий кольцевой канал.

Классификация колебаний. Конструкция двигателя ПС-90А предусматривает три штатных состояния положения заслонок перепуска. На малом газе и пониженных режимах все заслонки перепуска воздуха открыты; на взлетном режиме работы двигателя (H=0, M=0) большая часть заслонок закрыта (9 из 11); и далее, в процессе разбега самолета по взлетно-посадочной полосе закрываются еще две заслонки.

Собственные колебания и резонансные явления в каждом канале перепуска разбиваются на 3 типа. При закрытых заслонках возможны два типа несвязных и независимых собственных колебаний и резонансных явлений в полостях каналов перепуска выходящих во внутренний и внешний контур. Третий тип – собственные акустические колебания в каналах перепуска в случае открытых заслонок.

В ГТД типа ПС-90А система каналов перепуска допускает симметрию. Поэтому взаимодействие каналов полностью описывается при помощи сдвига фазы колебаний в соседних (по окружной координате) каналах перепуска. Если число каналов перепуска равно N, то возможные сдвиги фазы колебаний (по окружной координате) в соседних каналах перепуска имеют вид $\Theta_m = 2\pi m/N$, $0 \le m \le M$ здесь $M = [m/N]$, квадратные скобки означают целую часть. Количество всех возможных сдвигов фазы колебаний равно $M+1$, здесь учтен нулевой сдвиг фазы колебаний в соседних каналах перепуска. Для ГТД типа ПС-90А взаимодействие соседних каналов перепуска описывается при помощи 6 возможных сдвигов фазы установившихся колебаний (стоячих волн) и 5 видов бегущих по окружной координате волн.

Формулировка. Если в уравнениях, описывающих акустические колебания, сделать преобразование Лапласа по времени или отделить время, то собственные колебания и резонансные явления описываются спектральными свойствами оператора Лапласа с условиями Неймана на границах области колебаний. Существенной трудностью изучения собственных колебаний и резонансных явлений в каналах перепуска является то, что они происходят в неограниченных областях. Резонансные явления в неограниченных областях происходят на частотах двух типов: частоты чисто точечного спектра оператора Лапласа; частоты абсолютно непрерывного спектра, на которых происходит скачок геометрической кратности обобщенных собственных функций.

Методы. При помощи методов теории самосопряженных операторов и представлений групп симметрий в пространстве решений показано, что для всех типов акустических колебаний в полостях и каналах перепуска существуют собственные частоты. Собственные функции, соответствующие собственным частотам, локализованы в окрестности каналов перепуска. Показано что существуют собственные функции, которые описывают бегущие по окружной координате (геликоидальные) волны.

Результаты. Проведены численно-аналитические исследования собственных частот и собственных функций конкретного газотурбинного двухконтурного двигателя. Для осерадиальных колебаний результаты численных исследований удовлетворительно совпали с результатами экспериментальных исследований. На основании полученных результатов предложен и апробирован комплекс мероприятий для снижения тонального шума двигателя. На рисунках 1 и 2 показаны спектры звукового давления в точке измерения для двигателя без мероприятий (рис. 1) и двигателя ПС-90ГП-25 после проведения мероприятий по подавлению и ликвидации аэроакустических резонансных явлений (рис. 2).

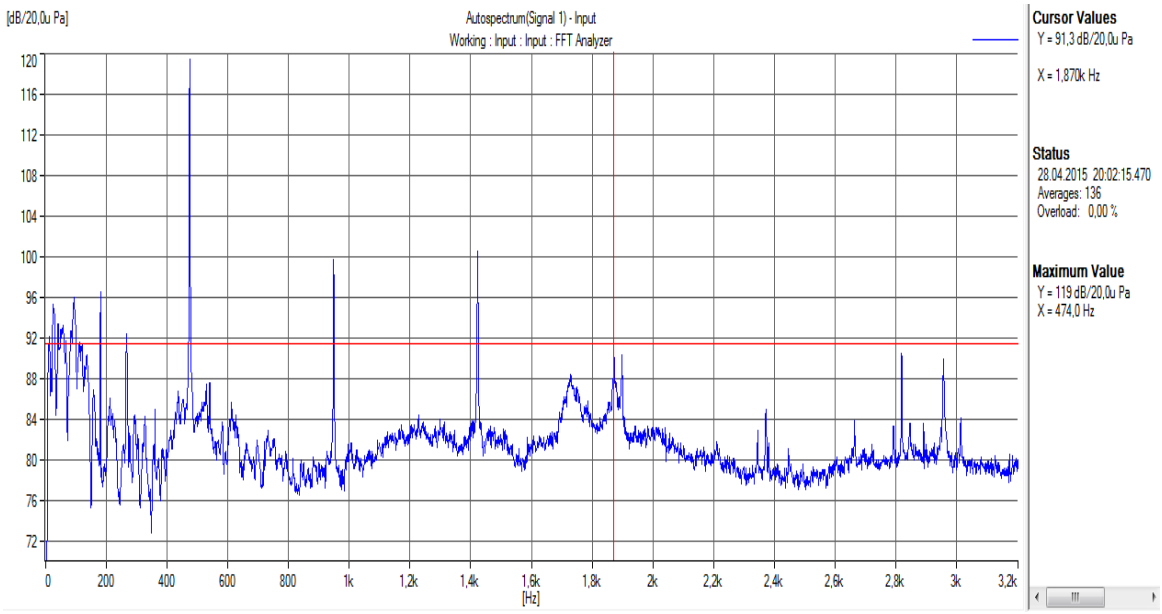


Рис. 1 – Спектр звкового давления для двигателя без мероприятий

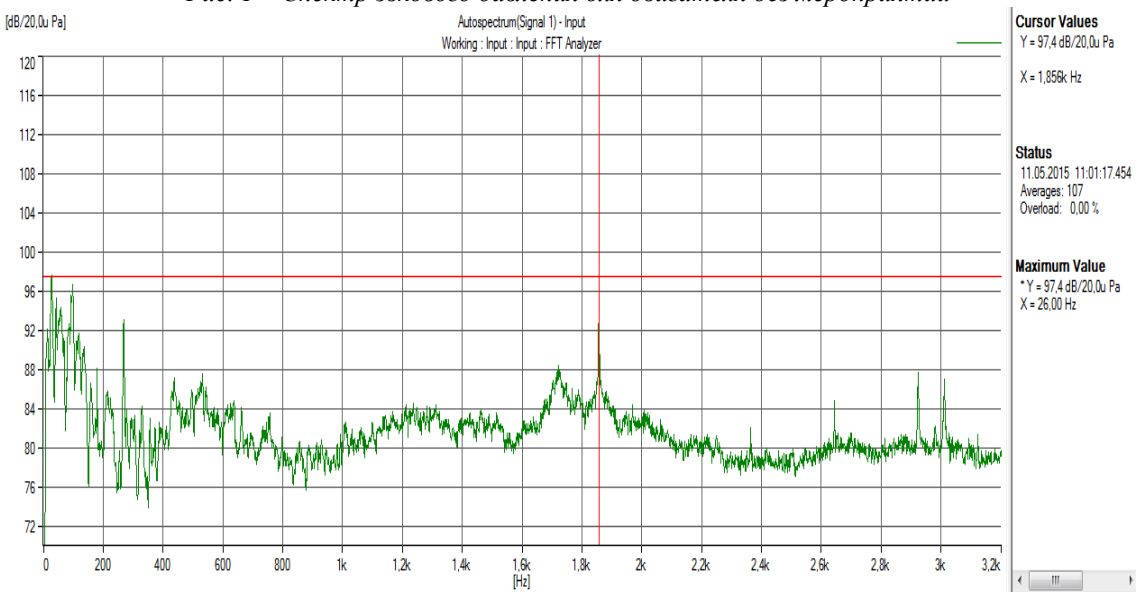


Рис. 2 – Спектр звукового давления для двигателя с мероприятиями

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КЛОГИНГ-ЭФФЕКТА В 2.5- СТУПЕНЧАТОМ КОМПРЕССОРЕ

А.В. Степанов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tomas@zmail.ru
Я.М. Дружинин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yadjoker@yandex.ru
В.И. Милешин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru
Н.М. Савин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru

За последние годы проведен ряд отечественных и зарубежных исследований, посвященных снижению пульсаций давления и потерь в лопаточных машинах путем управления нестационарным взаимодействием лопаточных венцов (так называемый клокинг эффект). При испытании изолированных ступеней было получено, что клокинг эффект может достигать 1.5-2.0% по КПД и 50% по величине пульсаций давления [1]. В

данной работе приведены результаты экспериментального и расчетного исследований клокинг-эффекта для высоконагруженного 2.5-ступенчатого компрессора, моделирующего две первые ступени КВД перспективного двигателя. Компрессор отличается высокой аэродинамической нагруженностью составляющих его ступеней с суммарной степенью сжатия π^*_k=3.7, запасами газодинамической устойчивости 17 % и КПД $\eta_{ад}$≈88% при оборотах $n_{пр}$= 88%, что было подтверждено экспериментально [2].

В работе приводятся результаты испытаний на стенде НИЦ ЦИАМ Ц-3 в сборке с величиной радиального зазора в обоих рабочих колесах d_{rad}=0.5 мм. Во время испытаний проверялись клокинг эффекты при раздельном и одновременном изменении клокинг расположении статорных и роторных лопаточных венцов. В качестве экспериментальных данных используются показания бесконтактной системы измерения параметров вибраций рабочих лопаток (дискретно-фазовый метод) [3] и датчиков пульсаций давления. В предыдущих работах по данной теме было показано, что физической основой клокинга роторов является следовое взаимодействие, которое изменяет поведение пограничного слоя на лопатках 2-го колеса. В настоящей работе к указанному механизму клокинга роторов добавляется механизм изменения углового положения лопаток 2-го колеса из-за взаимодействия со следами 1-го ротора. В ходе эксперимента было отмечено, что изменение клокинг-положения ротора с кратным числом лопаток 1-го и 2-го роторов влияет на статическое положение рабочих лопаток 2-го ротора, вызывая перестройку установки лопаток в зависимости от значения клокинг-положения ротора. Для подтверждения такого результата был проведен 3D нестационарный аэродинамический расчет с использованием вычислительного пакета NUMECA, моделирующего одну из исследуемых точек. Таким образом, в докладе приводятся расчетные и экспериментальные данные, показывающие, что вихревые следы от лопаток 1-го рабочего колеса, распространяясь вниз по потоку, достигают 2-го рабочего колеса и приводят к возникновению переменной аэродинамической нагрузки и разношаговости венца. Данный эффект может служить основанием для внесения поправки в представление о модели клокинга роторов работы компрессора с подобными параметрами.

Список литературы

1. “Experimental and Numerical Investigation of Airfoil Clocking and Inter-Blade-Row Gap Effects on Axial Compressor Performance”, 1998, AIAA-98-3413, V.E. Saren, N. M. Savin, D. J. Dorney and D.L. Sondak.
2. “Experimental and numerical study of two first highly-loaded stages of compressors as a part of HPC and separate test unit”, Brisbane, Australia, 2012, Proceedings of ICAS Congress, Paper ICAS 2012-474, V.I. Mileshin, P.G. Kozhemyako, I.K. Orekhov, V.A. Fateev.
3. “Методы и средства бесконтактных измерений вибраций рабочих лопаток турбомашин”, 2005, ISSN 0869-6772, “Конверсия в машиностроении” № 4-5, Максимов В.П., Потапов И.А., Коростелев О.Б., стр. 106-108

НЕКОТОРЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ КНД 3-Х КОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

К.С. Федечкин, ОАО «НПО «Сатурн», Москва, fedeconst@mail.ru
И.А. Лещенко, ОАО «НПО «Сатурн», Москва, igor.leshchenko@yandex.ru
Н.В. Кикоть, ОАО «НПО «Сатурн»», Рыбинск, kikot_nv@mail.ru

В настоящее время в США ведутся работы по созданию двигателя изменяемого процесса, с которым связывают будущее снижении расхода топлива и улучшение характеристик силовой установки для самолетов военной авиации. По заявлениям специалистов компаний PW и GE перспективный двигатель (рис. 1) возможно будет потреблять на 25 процентов меньше топлива, иметь на 10 процентов большую тягу, чем другие существующие двигатели.

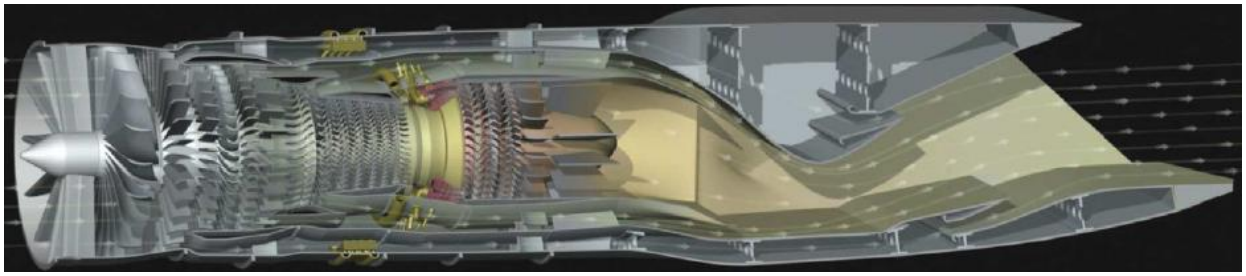


Рис. 1 – Проект перспективного двигателя компании GE

В связи с этим, для руководства и авторского коллектива «НПО «Сатурн», приобрела актуальность задача исследования характеристик трехконтурного двигателя с целью оценки целесообразности проведения НИОКР в данной области [1]. Одним из принципиально новых элементов такого двигателя, является компрессор низкого давления (КНД), в котором предусматривается отбор воздуха в 3-й контур после первой ступени трехступенчатого вентилятора. В процессе проведенных исследований рассматривались различные компоновки и конструктивные схемы реализации места отбора воздуха в 3-й контур, а также способы его дросселирования.

Для предварительной термодинамической оценки эффективности применения третьего контура для существующего проекта двигателя, КНД условно был разделен на два компрессора. Первый компрессор представлял собой изолированную первую ступень, а второй представлял собой объединенную 2-ю и 3-ю ступень и рассчитывался как изолированный двухступенчатый компрессор с заданными газодинамическими параметрами на входе. В дальнейшем на основе расчетных характеристик были получены характеристики КНД 3-контурного двигателя для создания термодинамической модели двигателя изменяемого процесса.

В рамках данной работы проведено детальное исследование работы КНД с учетом взаимодействия его с каналом 3-го контура, когда дросселирование компрессора происходит сразу по двум каналам. Для этого необходимо было получить расчетные трехпараметрические характеристики вентилятора, позволяющие осуществлять корректное моделирование работы 3-х контурного двигателя. Основная идея расчета таких характеристик заключается в определении зависимости основных параметров компрессора (степеней повышения давления, КПД и приведенных расходов воздуха, осредненных по первому и второму контурам) от приведенной частоты вращения и двух произвольных параметров, определяющих степень дросселирования по каждому контуру (рис.2). В качестве расчетной модели для получения характеристик использовался верифицированный CFD-3D код по результатам эксперимента прототипа компрессора. На

основе полученных результатов было проведено уточнение термодинамической модели двигателя изменяемого процесса.

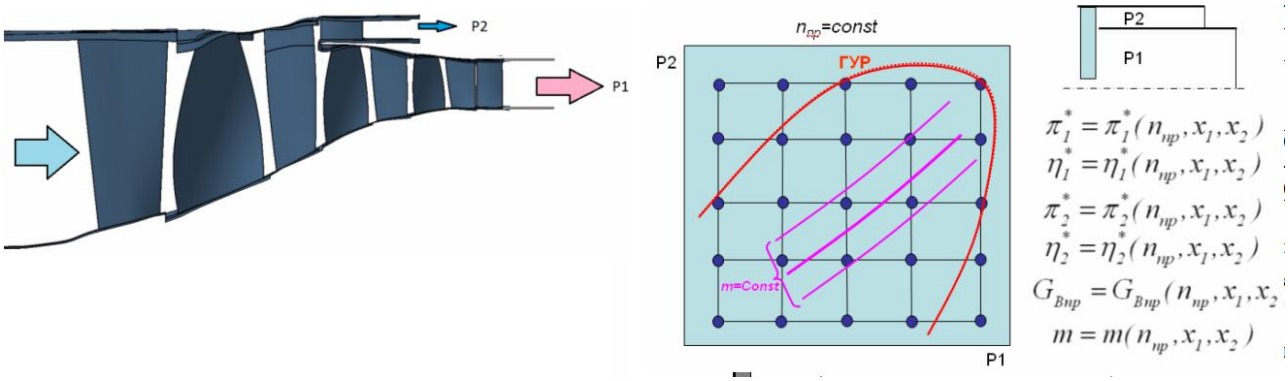


Рис. 2 – Схема получения трехпараметрических характеристик компрессора

Следует также отметить ряд особенностей КНД двигателя такого типа, компрессор многорежимного двигателя должен обладать высокими газодинамическими параметрами, как при "открытом", так и при "закрытом" 3-ем контуре (рис. 3). Также выявлено значительное влияние степени дросселирования 3-го контура на области возникновения срыва и запасы ГДУ в зависимости от частоты вращения.

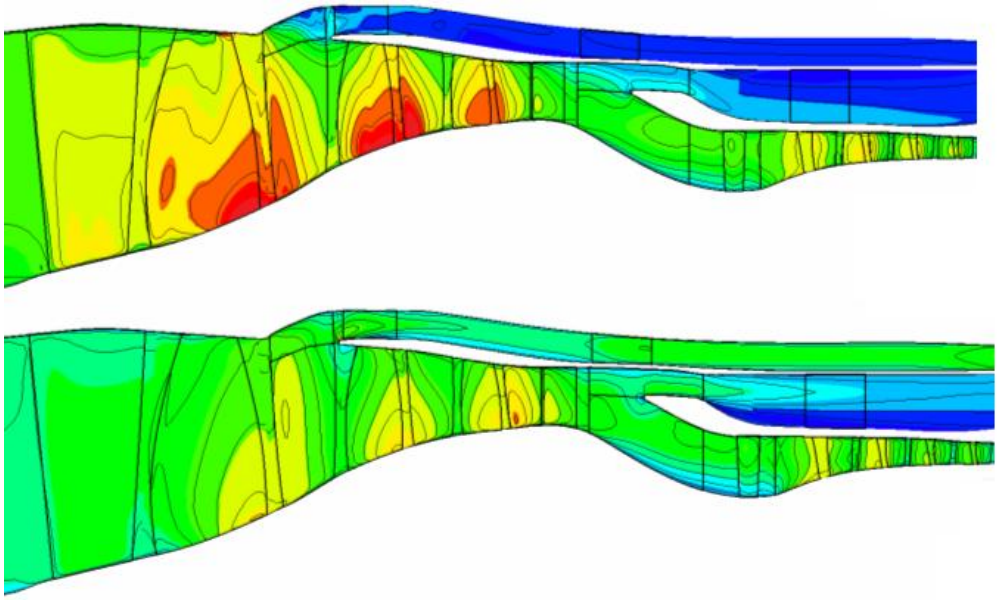


Рис. 3 – Качественная картина течения в компрессорном модуле на режиме максимальной тяги (3-й контур "закрыт") и крейсерского полета (3-й контур "открыт")

Таким образом, в рамках данной работы показана принципиальная возможность создания вентилятора 3-контурного двигателя на базе существующего КНД, получены характеристики в широком диапазоне частот вращения и степени дросселирования 3-го контура. Проведена качественная и количественная оценка уменьшения расхода топлива силовой установки с 3-им контуром для самолетов военной авиации.

Список литературы

1. Шмотин Ю.Н., Егоров И.Н., Карелин Д.В., Кикоть Н.В., Кретинин Г.В., Лещенко И.А., Федечкин К.С. Исследование эффективности применения независимо управляемого 3-го контура в силовой установке истребителя. Сборник научных трудов Всероссийской научно-практической конференции «Академические Жуковские чтения». – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2014.

ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИКИ КОМПРЕССОРА НА СТЕПЕНЬ ПОВЫШЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ 23...25

К.С. Федечкин, ОАО «НПО «Сатурн», Москва, fedeconst@mail.ru
И.Р. Каминский, ОАО «НПО «Сатурн», Пермь, ilia.kaminski@perm.npo-saturn.ru

Как показывает успешный опыт зарубежного двигателестроения, в частности фирмы GE, продуманное техническое решение начала 80-х годов прошлого столетия позволяет на протяжении 30-ти лет создавать новые двигатели для гражданской авиации на базе одного газогенератора. Речь идет о демонстраторе технологий EEE (1977-83 г), в рамках которого был создан революционный для того времени десятиступенчатый КВД на степень повышения давления (π^*) 23 с окружной скорость конца лопатки (первой ступени) порядка 450 м/с. Успешная разработка такого газогенератора (компрессора) позволила создать в 90-х годах семейство двигателей GE-90, GP-7200, а в 2000-ых GEnx, Leap, Passport и GE9X. Инженеры НПО «Сатурн», внимательно изучив передовой зарубежный опыт и проведя собственные расчетные исследования по созданию семейства двигателей, сформировали требования к отечественному компрессору для перспективных ГТД авиационного, наземного и специального назначения.

Исследования по вопросу возможности создания такого компрессора велись по двум независимым друг от друга направлениям. В первом направлении была проведена оценка возможности глубокой модификации компрессора серийного ГТД наземного применения, за счет поджатия и перепрофилирования группы последних ступеней. При решении данной задачи применялись современные численные методы CFD-3D, верифицированные по результатам экспериментов компрессоров данного класса и методы численной оптимизации. Промежуточные результаты данной работы представлены на рисунке 1.

Работа по второму направлению проводилась по пути проектирования нового компрессора (с оглядкой на передовой зарубежный опыт), под заданные газодинамические параметры в размерности перспективного российского двигателя ПД-14. При разработке такого проекта использовались в качестве основного инструментария 2D и CFD-3D, модели компрессоров. В рамках данной работы проведена оценка влияния нагруженности ступеней на характеристики компрессора и различные законы и способы его регулирования. Общий вид и характерная картина течения в проектной точке компрессора представлена на рис. 2.

Таким образом, в рамках данной работы показана возможность создания компрессора на степень повышения давления 23...25 с высокими газодинамическим параметрами на уровне лучших образцов зарубежной техники.

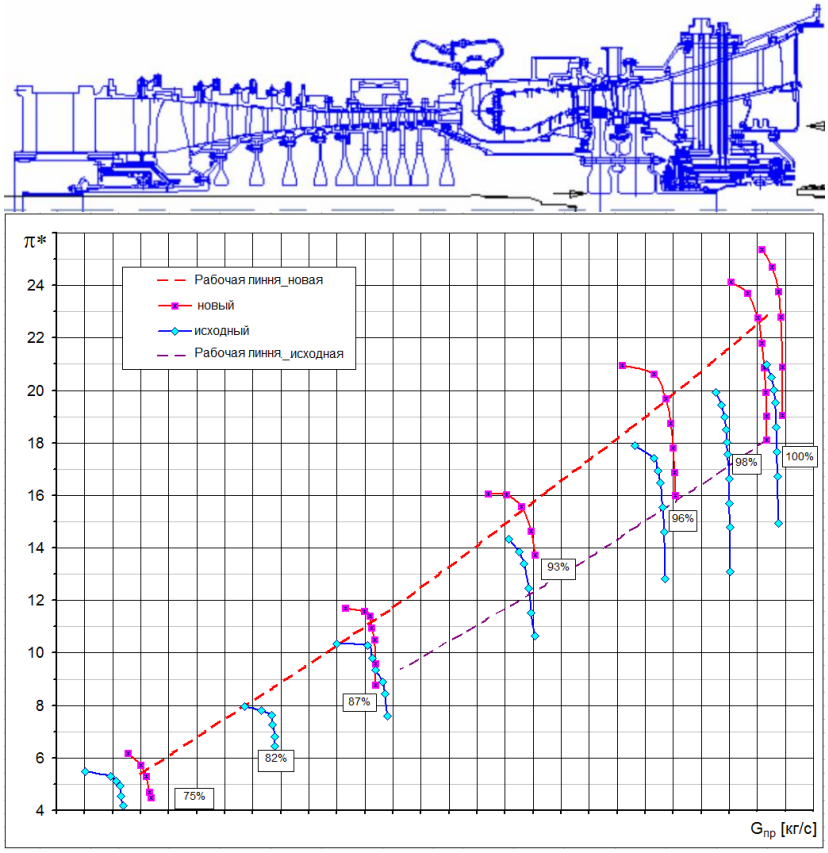


Рис. 1 – Характеристика исходного и модифицированного компрессора серийного ГТД наземного применения

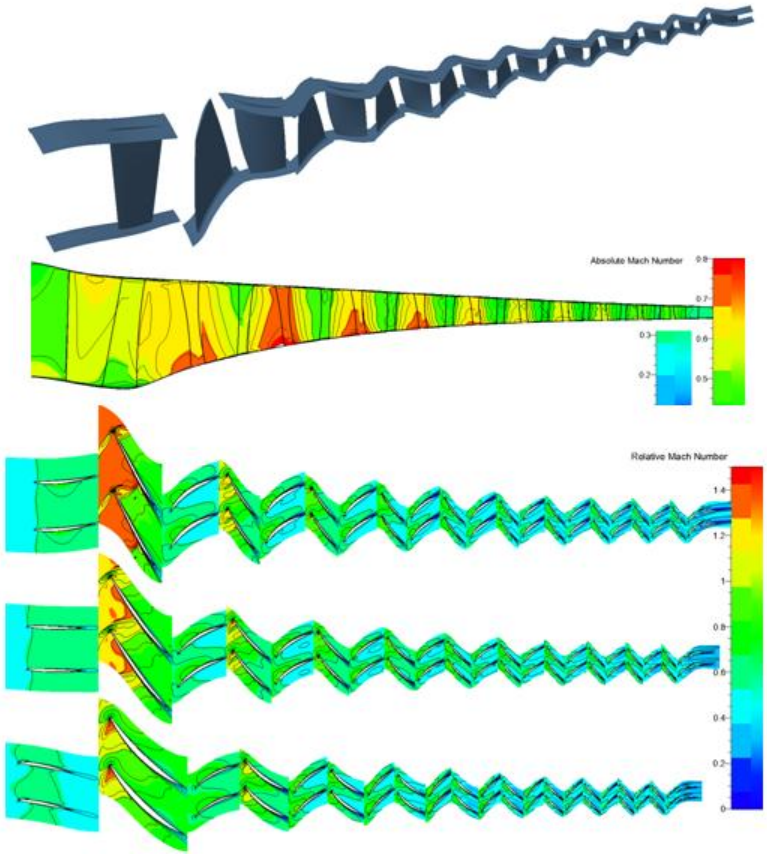


Рис. 2 – Характерная картина течения в проектной точке (π^*=23, η^*=84, $\Delta Ку$=19%) компрессора

ОПТИМИЗАЦИИ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ДИАГОНАЛЬНОГО КОМПРЕССОРА

К.С. Федечкин, ОАО «НПО «Сатурн»», Москва , fedeconst@mail.ru
Ф.А. Фаррахов, ОАО «НПО «Сатурн»», Рыбинск, farrahov_fa@saturn.ru
И.Н. Егоров, ОАО «НПО «Сатурн»», Москва, egorov300657@yandex.ru
Г.В. Кретинин, ОАО «НПО «Сатурн»», Москва, gennadii.kretinin@npo-saturn.ru

В процессе совершенствования элементов малоразмерных газотурбинных двигателей и повышения их эффективности большое внимание уделяется аэродинамике проточной части компрессора. Причем добиться качественного повышения газодинамических параметров компрессора в настоящее время можно лишь с привлечением численных методов расчета пространственного течения CFD-3D. При поиске путей совершенствования компрессора в настоящее время, на наш взгляд, наиболее привлекательным является интеграция CFD-3D кодов с современными методами оптимизации [1,2,3].

Для решения задач оптимизации был организован замкнутый цикл обмена данными между алгоритмом оптимизации, параметрическим описанием геометрии компрессора и математической моделью течения в компрессоре (рис. 1). Математическая модель течения в компрессоре включает процедуры создания геометрической модели, расчетной сетки и выполнение расчета с использованием CFD-кода.

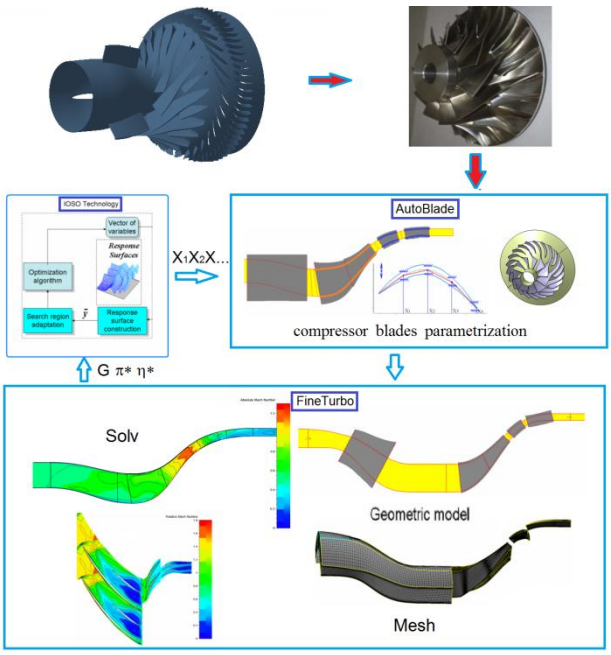


Рис. 1 – Технологический цикл оптимизации

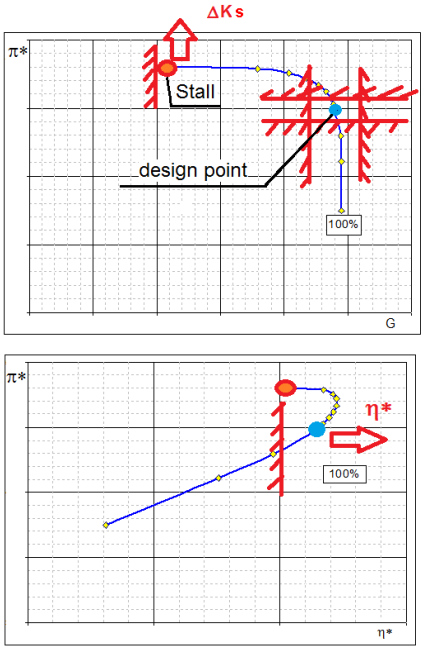


Рис. 2 – Постановка задачи оптимизации

Поскольку в компрессоре величины КПД и запаса газодинамической устойчивости всегда находятся в противоречии, задача оптимизации решались в двухкритериальной постановке. Таким образом, целью данного оптимизационного исследования являлось получение множества компромиссных решений (множество Парето) между уровнем КПД в проектной точке и уровнем запаса ГДУ (рис. 2). Варьируемыми переменными были геометрические параметры лопаточных венцов компрессора, описывающие форму средней линии профиля. Общее количество варьируемых переменных - 21: импеллер (2*4=8) + диффузор (2*3=6) + спрямляющий аппарат (2*3=6) + статическое давление (1).

В результате решения задачи оптимизации было получено множество Парето, из полученного множества был выбран вариант компрессора и рассчитаны его

характеристики. Сравнительная оценка рассчитанной характеристики исходного и оптимального варианта компрессора (рис.3) показывает, что полученный вариант обладает большим КПД во всем рабочем диапазоне частот вращения 90-105%. Запас устойчивой работы снизился незначительно, в основном за счет изменения максимальной степени повышения давления.

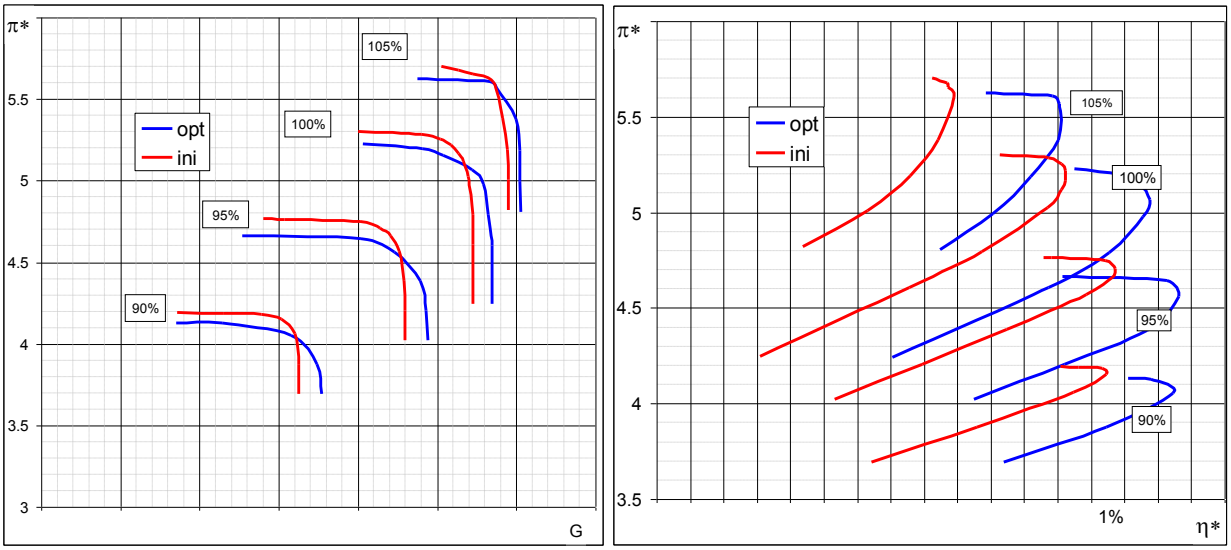


Рис. 3 – Характеристика компрессора исходного и оптимального варианта

Таким образом, в рамках данной работы показана интеграция алгоритма оптимизации IOSO и CFD -кода для проведения оптимизационных исследований с целью повышения аэродинамической эффективности диагональной ступени. В результате выполненных исследований был найден вариант геометрии лопаточных венцов ступени с большим уровнем КПД на 2,5-3% при сохранении запаса ГДУ в рабочем диапазоне частот вращения по сравнению с прототипом. Наиболее важными элементами в организации процесса оптимизации является возможность автоматической генерации расчетных сеток высокого качества для широкой гаммы геометрии лопаточных венцов, верифицированный CDF-код по результатам эксперимента и эффективный алгоритм оптимизации, позволяющий при наименьшем количестве обращений к модели течения получать наибольший прирост целевой функции.

Список литературы

1. Egorov, I.N. and Kretinin, G.V., 1996, "Search for Compromise Solution of the Multistage Axial Compressor’s Stochastic Optimization Problem", World Publishing Corporation, Aerothermo-dynamics of internal flows III, Beijing, China, pp. 112-120.
2. Egorov, I.N., Kuzmenko, M.L., Shmotin, Yu.N., and Fedechkin K.S., 2007, “Optimization of the Gas Turbine Engine Parts Using Methods of Numerical Simulation ", ASME paper GT2007-28205.
3. Шмотин Ю.Н., Егоров И.Н., Кретинин Г.В., Фаррахов Ф.А., Федечкин К.С. Методика оптимизации геометрических параметров диагонального компрессора. Сборник научных трудов Всероссийской научно-практической конференции «Академические Жуковские чтения».– Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2014.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ ДЛЯ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК ВЫСОКОНАПОРНЫХ ДИАГОНАЛЬНЫХ И ЦЕНТРОБЕЖНЫХ СТУПЕНЕЙ

К.С. Федечкин, ОАО «НПО «Сатурн»», Москва, fedeconst@mail.ru
Ф.А. Фаррахов, ОАО «НПО «Сатурн»», Рыбинск, farrahov_fa@saturn.ru
И.Р. Каминский, ОАО «НПО «Сатурн», Пермь, ilia.kaminski@perm.npo-saturn.ru

В настоящее время добиться качественного повышения газодинамических параметров компрессора можно с привлечением численных методов расчета пространственного течения CFD (computational fluid dynamics) основанных на решении уравнений Навье-Стокса в форме осреднений по Рейнольдсу (RANS), реализованных в различных программных комплексах. Главной особенностью успешного применения CFD-кода на практике является, отработанная технология проведения вычислительных исследований, в основу которой положено понимание принципов и особенностей работы, как CFD-кода, так и самого объекта исследования.

Весь технологический процесс применения CFD-кода для расчета характеристик компрессора (рис. 1), можно разбить на следующие этапы :

- Построение расчетной геометрической модели на основе реальной конструкции.
- Построение расчетной сетки.
- Настройка «решателя» и выполнение расчета.
- Обработка и анализ результатов расчета.

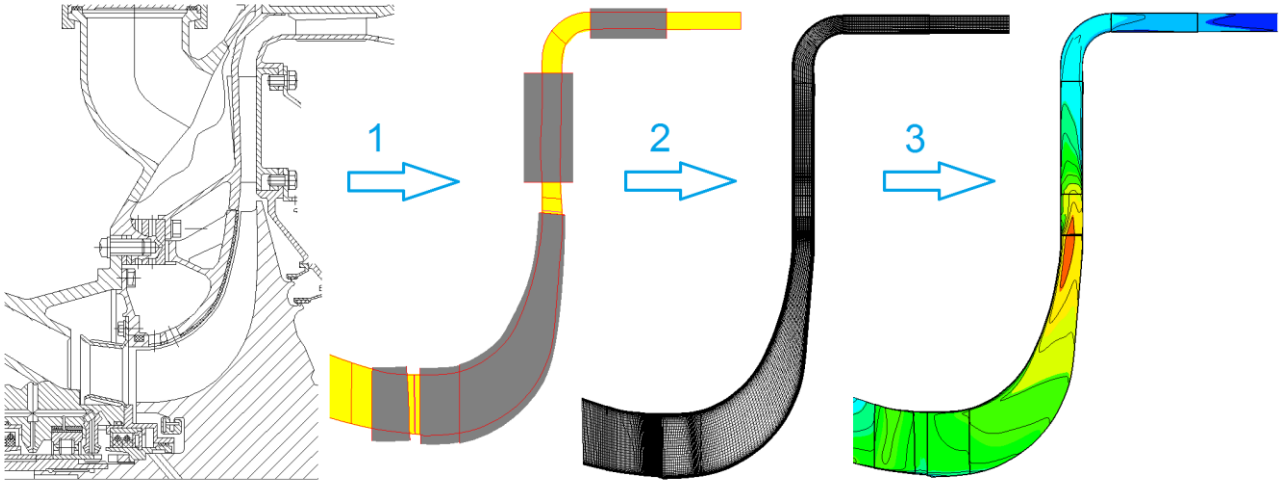


Рис. 1 – Технологический процесс применения CFD-кода

Однако формальное следование описанию по применению CFD-кода для реальных компрессоров, редко приводит к желаемому результату, поскольку каждый элемент такой технологической последовательности имеет свои особенности. В представленной работе показаны элементы разработки технологического процесса применения CFD-кода для расчета характеристик диагональных и центробежных компрессоров. Целью проведенных расчено-исследовтельских работ являлось с одной стороны, учет настроек "решателя" CFD-модели (детализация геометрической модели, расчетная сетка, модель турбулентности, параметры «решателя»), с другой стороны - геометрических, газодинамических параметров осевых компрессоров на получаемые в результате расчета газодинамические характеристики. В качестве критерия оценки достоверности вычислительного эксперимента выступает степень совпадения результатов расчета с

экспериментальными данными, как по интегральным, так и по локальным распределениям ряда параметров.

В работе показаны результаты расчета характеристик центробежных и диагональных компрессоров с проектной степенью повышения давления π* от 4,5 до 8,5, с применением различных коммерческих CFD-кодов официально используемых на предприятии (рис. 2). Проведена оценка влияния геометрических параметров лопаточных венцов (величины радиального зазора, галтели и т.д.) на характеристику ступени. Выполнены расчеты с различными моделями турбулентности и оценен ряд других параметров настроек "решателя" (рис. 3).

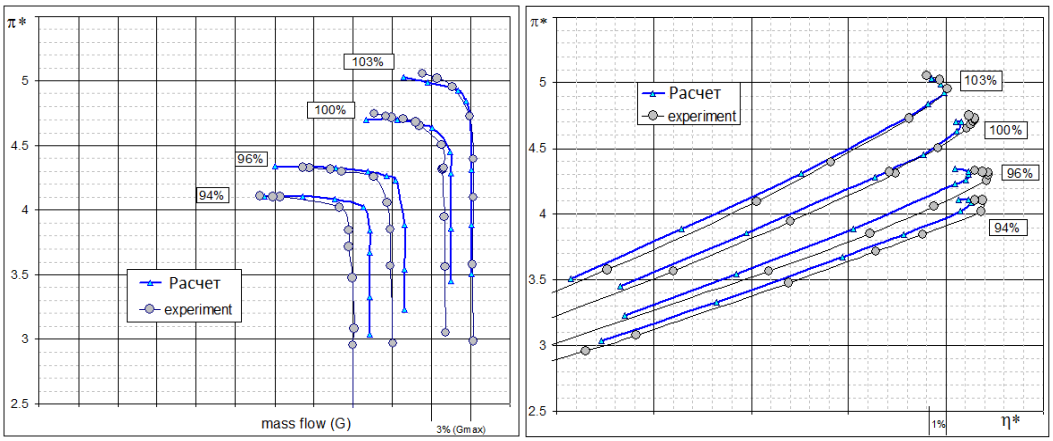


Рис. 2 – Расчетная и экспериментальная характеристика компрессора

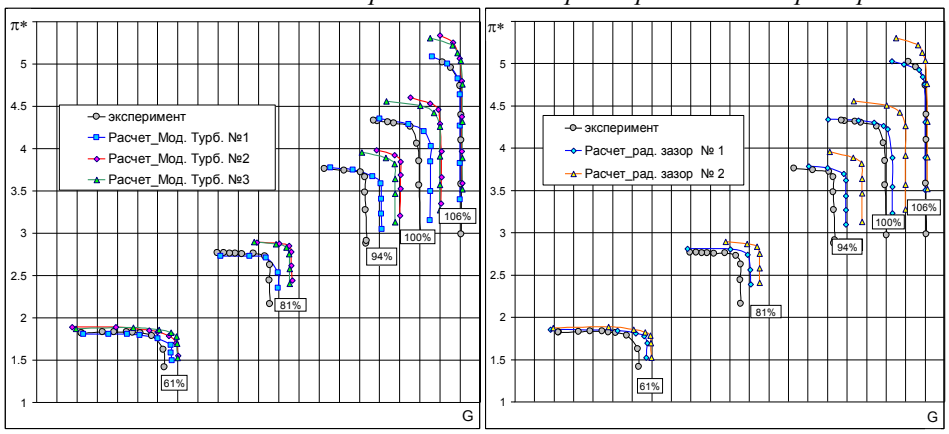


Рис. 3 – Влияние модели турбулентности и радиального зазора на характеристику компрессора

В результате выполненной работы выявлены общие принципы и правила построения расчетных CFD-моделей. Это позволяет сформировать последовательность действий и рекомендации для инженеров расчетчиков при проектировании высоконапорных центробежных и диагональных ступеней.

ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ ВТОРОГО ПОРЯДКА НА ШУМ МОДЕЛИ ВЕНТИЛЯТОРА

Ю.Д. Халецкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yurikhalet@ciam.ru
Я.С. Почкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yurikhalet@ciam.ru
В.Н. Коржнев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, 58korzhnev@mail.ru

Множество вращающихся и неподвижных венцов в турбомашинах делает их спектры шума сложными и разнообразными, содержащими тональный шум не только вентилятора, но и компрессора низкого давления на частотах следования и их гармониках, а также на суммарных и разностных частотах. Тональные составляющие на этих частотах являются результатом нелинейного взаимодействия вращающихся венцов. Обычно распространяющиеся в канале двухконтурного двигателя тоны генерируются только в результате взаимодействия ротора вентилятора и его направляющего аппарата, поскольку тоны, распространяющиеся вниз по потоку, многочисленны и имеют различные механизмы генерации. Однако следы от ротора вентилятора взаимодействуют не только с НА вентилятора, но и со статорами компрессора. При этом наличествует также взаимодействие между статорами и роторами компрессора (бустера). Кроме того, следы от ротора вентилятора взаимодействуют с вращающимися роторами компрессора. Между тем, тоны, генерируемые во внутреннем контуре двигателя, т.е. в компрессоре, при распространении их к воздухозаборнику должны преодолеть встречный поток и вращающиеся венцы, отражающие волновой фронт. В зависимости от угла, при котором распространяется волновой фронт, вращающаяся решетка может пропустить его через себя, а может оказаться непреодолимым барьером [1, 2]. Организация барьера для волнового фронта может быть важным инструментом для снижения шума турбомашин, наряду с отсечкой и др.

При исследовании акустических характеристик модельной ступени двухконтурного широкохордного вентилятора были получены «богатые» спектры шума, содержащие большое число тональных составляющих на частоте следования вентилятора, на частотах следования компрессора и суммарные и разностные составляющие шума взаимодействия вентилятора с компрессором.

При более тщательном рассмотрении реальной конструкции модели вентилятора обратило на себя внимание наличие трех щелей на нижней поверхности компрессорных ступеней, которые являются элементами лабиринтных уплотнений. На низких режимах работы вентилятора эти уплотнения открыты и пропускают некоторый поток воздуха, который может исказить картину течения перед ротором вентилятора. В результате этот элемент конструкции на определенных режимах существенно влияет на генерацию тонального шума вентилятора. Естественно, влияние этих конструктивных особенностей вентилятора второго порядка значимости до сих пор не принимается во внимание в методах расчета шума вентиляторов ТРДД.

Сравнение спектров шума модели вентилятора при наличии и отсутствии лабиринтных уплотнений является целью данной работы.

Список литературы

1. Kaji, D., Okazaki T. Propagating of Sound Waves through a Blade Row. J. Sound Vibration, 1970, 11(3), pp 355-375.
2. Philpot, M.G. The Role of Rotor Blockage in the Propagating of Fan Noise Interaction Tones. AIAA Paper 75-447.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ СНИЖЕНИЯ ШУМА ВЕНТИЛЯТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Ю.Д. Халецкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yurikhalet@ciam.ru
В.И. Милешин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mileshin@ciam.ru

Перспективные схемы авиадвигателей должны обеспечить существенное снижение потребления топлива. К счастью, развитие конструктивных параметров вентиляторов авиационных двигателей осуществляется за счет повышения их степени двухконтурности, которое имеет жесткую связь со снижением окружной скорости вентилятора, являющимся наиболее значимым параметром, влияющим на уровень генерируемого шума. За последние 20 лет ведущими авиадвигателестроительными корпорациями мира с целью снижения шума достигнуто снижение окружной скорости вентиляторов стандартной схемы с 450 м/с до 350 м/с при увеличении степени двухконтурности с 5-6 до 10-12.

Дальнейший прогресс снижения шума в источнике связан с переходом на другую конструктивную схему авиационных ГТД, а именно – схему двигателя с редуктором. Для редукторного ТРДД окружная скорость вентилятора стандартной схемы может быть снижена до Uв=315-330 м/с, а для вентиляторов биротативной схемы до Uв=280 м/с и ниже. Для создания НТЗ по исследованию акустических характеристик указанных вентиляторов ЦИАМ разрабатывает УСИД на базе модельной ступени вентилятора стандартной схемы С194-2 с Uв=313 м/с. Для биротативных вентиляторов разрабатываются два УСИДа – на базе ступени CRTF2A с Uв=280 м/с, m=10 и на базе ступени вентилятора проекта COBRA с Uв=218 м/с и m=20.

В настоящее время в нашей стране и за рубежом выполняются научно-исследовательских программы, направленные на разработку методов снижения шума основного источника шума современных самолетов – вентилятора ТРДД. В соответствии с завершенной в этом году российской исследовательской программой, выполнена верификация нескольких таких методов с использованием универсального стендового имитатора двигателя диаметром 700 мм. К ним относятся метод наклона стреловидных лопаток спрямляющего аппарата [1], использование комбинированных глушителей шума авиационных двигателей [2], использование пористого материала в качестве второго слоя сопротивления в двухслойных сотовых ЗПК [3], применение надроторного устройства в виде щелевой проставки в качестве глушителя шума вентилятора [4], акустического разделителя потока, установленного за СА вентилятора. Эти методы в настоящее время находятся на уровне технологической готовности 4-5. На более низком уровне технологической готовности (2-3) находятся такие методы, как регулировка площадью сопла внешнего контура двигателя, акустическая облицовка поверхности обечайки над РК пористым материалом, облицовка звукопоглощающим материалом поверхности лопаток СА вентилятора, применение активных методов управления шумом вентилятора, экранирование шума двигателя фюзеляжем.

Список литературы

1. Ю.Д. Халецкий, Я.С. Почкин. «Снижение шума вентилятора авиадвигателя путем наклона лопаток спрямляющего аппарата». Акустич. журн. 2015, т. 61, 1, с. 106-113.
2. Ю.Д. Халецкий. «Акустическая эффективность комбинированных глушителей шума авиационных двигателей». Акустический журнал, 2012, т. 58, № 4, с. 556-562.

3. Y. Khaletskiy, Y. Pochkin, A. Igolkin. Acoustic Response of a Fan Duct Liner Including Porous Material. Proceeding of the 20th International Congress on Sound and Vibration, Bangkok, 2013.
4. V. Povarkov, Yu. Khaletskiy, R. Shipov. The Effect of Casing Treatment on the Scale Fan Noise. Proceeding of the 12th International Congress on Sound and Vibration, Lisbon, 2005.

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ К ФЛАТТЕРУ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА ДВИГАТЕЛЯ SAM146

Н.В. Шуваев, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, shuvaev_nv@mail.ru

Современная тенденция к росту нагруженности рабочих лопаток компрессоров газотурбинных двигателей (ГТД) повышает риск развития автоколебательного процесса, известного как флаттер. Возникновение флаттера на рабочих режимах должно быть исключено на этапе проектирования и доводки рабочих колес.

В настоящей работе рассмотрены результаты применения численной методики оценки устойчивости лопаток к флаттеру на примере расчета широкохордной лопатки вентилятора двигателя SaM146. Методика реализована с использованием программных комплексов ANSYS CFX и ANSYS Mechanical v13.

Объектом исследования служит вентилятор двигателя SaM146, при испытаниях которого на открытом испытательном стенде обнаружена зона автоколебательной неустойчивости, находящаяся за пределами рабочих режимов. Расчетные исследования проведены для 4 режимов работы, лежащих в области зарегистрированных в эксперименте автоколебаний.

В качестве критерия устойчивости лопаток к флаттеру используется анализ значений декрементов колебаний лопатки по собственным формам за счет аэродемпфирования [1]:

$$\delta = \frac{-A}{2E_{к,макс}} = \frac{-\int_0^T \int_S \mathbf{F} \cdot \mathbf{v} dS\ dt}{2E_{к,макс}} \qquad (1)$$

где A – работа газа над лопаткой за один период колебаний лопатки, Ек,макс – максимальное значение кинетической энергии при колебаниях, T – период колебаний лопатки, F – поверхностная плотность газодинамических сил на лопатке, v – скорость движения поверхности лопатки, S – поверхность лопатки.

В случае, когда декремент колебаний является положительной величиной, лопатка считается устойчивой к автоколебаниям по заданной форме, отрицательной – неустойчивой. Подобный подход в литературе именуется как «энергетический» [2].

Для повышения точности определения параметров потока вблизи лопатки и динамических характеристик колеса (собственных форм и частот) предложено получать «горячую» геометрию в результате стационарного сопряженного расчета с использованием технологии двустороннего FSI (Fluid Structure Interaction). Перестроение расчетной сетки в процессе счета производилось при помощи встроенной процедуры путем решения уравнения диффузии относительно перемещений узлов. «Горячая» геометрия для выбранных режимов получена в точках на линии рабочих режимов, при движении по напорным веткам, а также при проведении нестационарных расчетов, геометрия считалась неизменной.

Нестационарные аэродинамические расчеты по определению значений декрементов колебаний выполнены для двух первых собственных изгибной и крутильной форм колебаний. Колебания лопаток считаются гармоническими, синфазными, нейтральному положению соответствует «горячая» геометрия. Амплитуды колебаний определены из анализа диаграммы Гудмана, как обеспечивающие требуемую долговечность рабочего колеса в циклах. Шаг по времени составляет 1/100 периода колебаний. Критерий остановки решения – установление постоянного значения логарифмического декремента колебаний.

На каждом режиме проанализированы от 4 до 5 точек вдоль соответствующих напорных кривых. По результатам расчетов при колебаниях по крутильной форме получены положительные декременты колебаний во всех расчетных точках, что согласно энергетическому подходу свидетельствует об устойчивости лопаток к флаттеру по выбранной форме. При колебаниях по первой изгибной форме получены точки, как с положительными, так и с отрицательными значениями декрементов колебаний. С использованием линейной интерполяции найдено положение расчетной нейтральной линии (границы устойчивости), которое на напорной характеристике вентилятора оказалось близко к экспериментально определенному (рис. 1). Согласно обработке показаний тензодатчиков, полученных в ходе эксперимента, форма и частота колебаний при флаттере также определены верно.

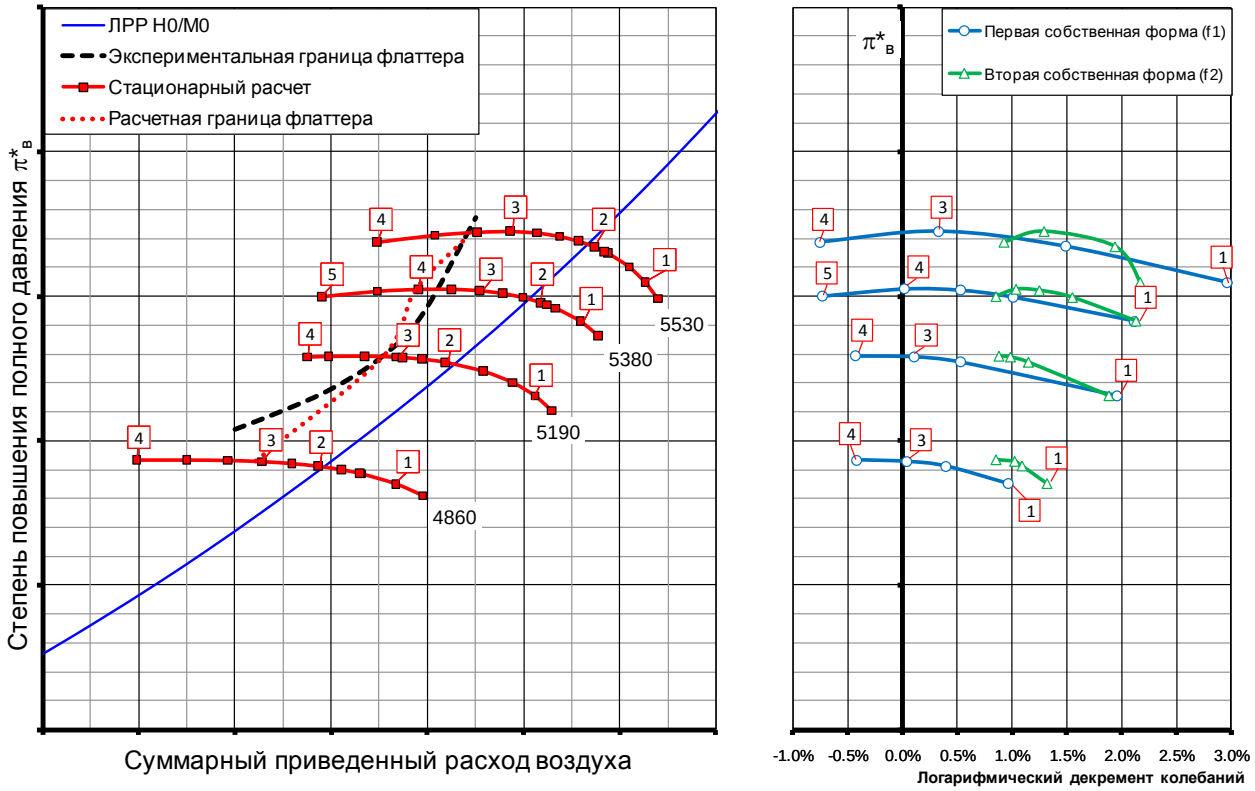


Рис. 1 – Положение границ устойчивости на напорной характеристике и значения логарифмических декрементов колебаний для двух собственных форм колебаний лопатки

Для определения типа флаттера были построены распределения средних за период мощности аэродинамических сил по поверхности лопатки. Анализ показал, что режимы с наличием и отсутствием флаттера, отличаются главным образом в периферийной части (порядка 90% высоты проточной части). В данной области существует участок с большой подводимой положительной мощностью (рис.2), образовавшийся, по-видимому, за счет перемещения скачка уплотнения по поверхности лопатки при колебаниях.

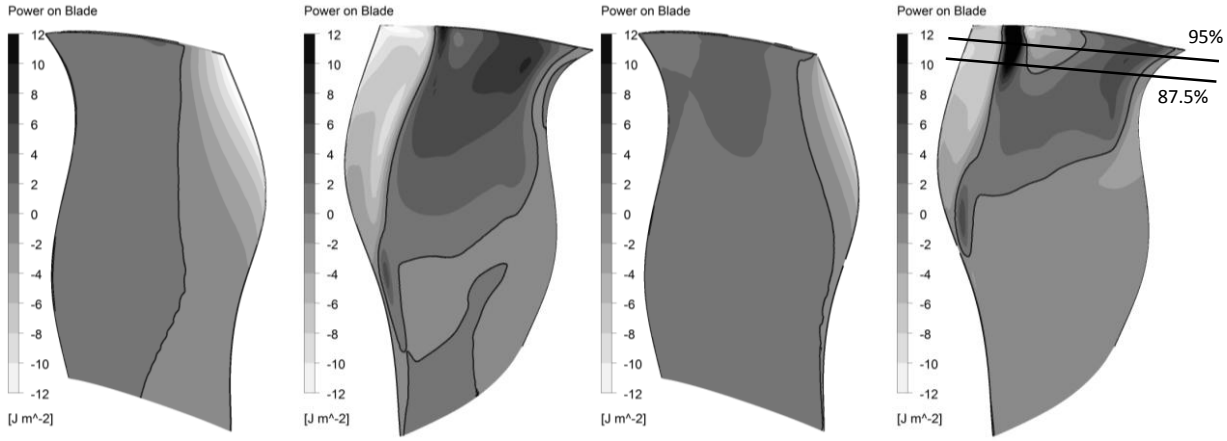


Рис. 2 – Распределение средней за период колебаний мощности газовых сил по поверхности лопатки на режиме 5380 об./мин

Список литературы

1. Августинович, В. Г. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях: Научное издание / В. Г. Августинович, Ю. Н. Шмотин [и др.] – М.: Машиностроение, 2005. – 536 с.
2. Ремизов, А. Е. Методы прогнозирования флаттера рабочего колеса компрессора авиационного газотурбинного двигателя / А. Е. Ремизов, В. В. Посадов // Вестник Рыбинского государственного авиационного технического университета имени П. А. Соловьева – 2012. – № 2 (23). – С. 85 91.

ГЕЛИКОИДАЛЬНЫЙ АЭРОАКУСТИЧЕСКИЙ РЕЗОНАНС КАК ПРЕКУРСОР ВРАЩАЮЩЕГОСЯ СРЫВА В КОМПРЕССОРНЫХ РЕШЕТКАХ ГТД

В.С. Юрковский, ИГиЛ СО РАН, Новосибирск, yvs2000@gmail.com
С.В. Сухинин, ИГиЛ СО РАН, Новосибирск, sukhinin@hydro.nsc.ru

Известно, что в окрестности любой периодической решетки могут существовать собственные акустические колебания. Это означает, что энергия собственных акустических колебаний не распространяется по осевой координате. Частоты этих колебаний находятся ниже соответствующей частоты отсечки кольцевого канала, поэтому колебания локализованы в окрестности решетки. Это обуславливает возможность аэроакустических резонансных явлений около любой решетки, в том числе около решеток компрессора ГТД. В работах [1, 2] проведены численно-аналитические исследования собственных частот и собственных функций акустических колебаний около решеток пластин. В настоящей работе проведены исследования резонансных явлений, которые описываются собственными волнами, вращающимися в кольцевом канале, содержащем лопатки. Эти резонансные явления локализованы по осевой координате в окрестности одиночной решетки, в окрестности ступени и (или) нескольких ступеней. Основным источником акустических резонансных колебаний являются когерентные вихревые структуры в основном потока газа.

В рамках гипотезы плоских сечений такие колебания описываются колебаниями около бесконечной, одномерно-периодической цепочки пластин (рис.1).



Рис. 1 – Геометрия области колебаний

Установившиеся акустические колебания в потоке газа около решетки пластин G с круговой частотой ω, описываются при помощи потенциала скорости, который удовлетворяет уравнению Гельмгольца с соответствующими краевыми условиями, условию локальной конечности энергии в любой ограниченной подобласти области колебаний, и условиям излучения.

$$\Delta u + \lambda^2 u = 0\,,\ \partial u / \partial \vec{n} = 0\,,\ (x,y) \in G\,, \qquad (1)$$

где $\lambda = \omega / c$ - безразмерная собственная частота, c - скорость звука в газе, переменные безразмерны [1, 2] – расстояние между пластинами (лопатками) считается равным 1. В силу сдвиговой симметрии, решения задачи (1) имеет вид $u(x, y+1) = \exp(i\xi) u(x, y)$, поэтому решение (1) можно искать в виде:

$$u(x,y) = \exp(i\xi y) v(x,y), \qquad (2)$$

где $v(x,y) = v(x,y+1)$ является амплитудным фактором, величина сдвига фазы колебаний ξ - волновое число для волн, распространяющихся по окружной координате, принимает дискретные значения, которые определяются количеством лопаток в компрессорной решетке [1, 2]: $\xi_{(k,N)} = 2\pi k / N$, здесь N - число лопаток в компрессорной решетке, $k=1,2,...(N-1)$. Каждое значение $\xi_{(k,N)}$ определяет соответствующее значение резонансной (собственной) частоты $\lambda(\xi_{(k,N)})$ [1, 2]. На рис. 2 представлена зависимость безразмерных собственных частот λ, от волнового числа ξ. Число лопаток в компрессорной решетки N=99.

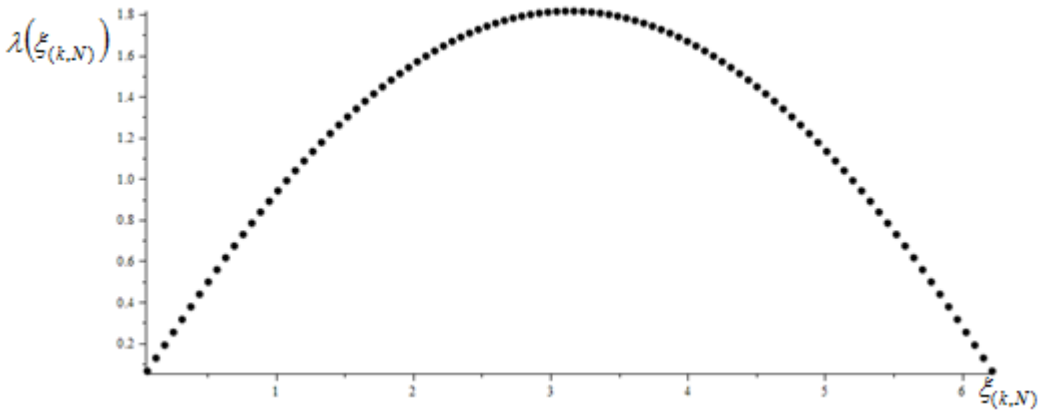


Рис. 2 – Зависимость собственных частот от сдвига фазы колебаний

Собственные функции задачи (1), для каждого значения $\xi_{(k,N)}$ описывают бегущие вдоль окружной координаты (геликоидальные) волны. Необходимо отметить, что $\lambda(\xi_{(k,N)}) = \lambda(\xi_{(N-k,N)})$. Соответствующие волновым числам $\xi_{(k,N)}$ и $\xi_{(N-k,N)} = 2\pi - \xi_{(k,N)}$ решения (2) представляют собой волны бегущие в различных направлениях. Поэтому собственные волны вида (2) в системе координат решетки могут быть как бегущими вдоль окружной координаты, так и стоячими. Это обстоятельство существенно осложняет

детектирование геликоидальных аэроакустических резонансных явлений в компрессорных решетках ГТД.

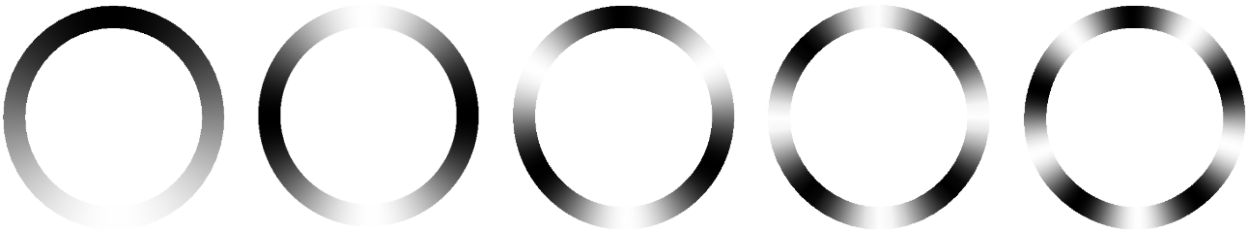


Рис. 3 – Вид собственных колебаний около решетки из 99 лопаток. Волновое число колебаний $\xi_{(1,99)} = 2\pi/99$ $\xi_{(2,99)} = 4\pi/99$, $\xi_{(3,99)} = 6\pi/99$, $\xi_{(4,99)} = 8\pi/99$ $\xi_{(5,99)} = 10\pi/99$ *соответственно*

Фазовые скорости волн (2) определяются при помощи соотношения $v^{\mathrm{ph}}_{(\mathrm{k,N})} = \omega_{(k,N)}/\xi_{(k,N)}$. Здесь $\xi_{(k,N)} < \pi$. Волновым числам $\pi < \xi_{(k,N)} < 2\pi$, соответствуют волны, бегущие в противоположном направлении. По имеющимся экспериментальным данным аэрокустический резонанс вида (2) является прекурсором вращающегося срыва.

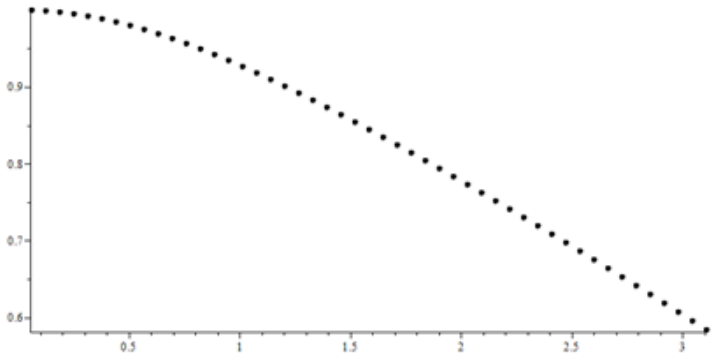


Рис. 4 – Зависимость фазовой скорости бегущей волны от ξ *для решетки из 99 лопаток*

Список литературы

1. Сухинин С.В. Эоловы тона решетки пластин// Известия РАН МЖГ. 2000, №2, С.171-186
2. Сухинин С.В. Волноводные, циклические и аномальные свойства колебаний около решетки пластин.//Препринт ИГиЛ СО РАН №2-98б 1998. 32стр.

ОЦЕНКА КИНЕТИКИ РАДИАЛЬНЫХ ЗАЗОРОВ С УЧЕТОМ НЕОСЕСИММЕТРИЧНЫХ НАГРУЖЕНИЙ

Г.Г. Юрченко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tejoum@ciam.ru
Ю.М. Темис, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.В. Селиванов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Х.Х. Азметов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.А. Лазарев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
И.Ю. Дзева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Одной из важных задач при создании конкурентоспособного авиационного двигателя является минимизация радиальных зазоров над рабочими лопатками газогенератора в течение полетного цикла [1]. Множество факторов, влияющих на величину радиального зазора, можно условно разбить на две группы:

- осесимметричные факторы: центробежные силы, неравномерное тепловое состояние деталей, давление газа в полостях и др.;
- неосесимметричные факторы: перегрузки, связанные с эволюциями самолета, внешние аэродинамические силы, действующие на мотогондолу, неосесимметричность формы и расположения силовых элементов и подвески двигателя, неосесимметричность конструкции и др.

Для расчета кинетики радиальных зазоров под действием осесимметричных нагрузок разработана термомеханическая модель узлов двигателя, которая объединяет в себе модели газовой динамики и модели напряженно-деформированного состояния деталей различного уровня детализации [2, 3]. Для оценки давления, температуры и коэффициентов теплоотдачи газа в вентиляционном тракте использованы одномерные и двухмерные (осесимметричные) модели газовой динамики, а для определения теплового и напряженно-деформированного состояния – двухмерные конечно-элементные модели корпусов и роторов. Для оценки НДС и ресурса с учетом отверстий, замков и других несимметричных элементов конструкции использованы трехмерные модели. Модели связаны между собой итерационным взаимодействием с различной иерархией.

Для учета неосесимметричных составляющих нагрузок разработана полная трехмерная конечно-элементная модель силовой схемы двигателя на основе объединения элементов различных типов (балочных, оболочечных и объемных). В результате расчетов показано, что вклад несимметричных нагрузок является значимым и должен учитываться при оценке кинетики радиальных зазоров, выборе монтажного зазора и настройке систем управления радиальным зазором.

Список литературы

1. Хронин Д.В. и др. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. – 565 с.
2. Азметов Х.Х., Булчинский Я.С., Темис Ю.М., Харьковский С.В. Численное моделирование процессов изменения теплового и термонапряженного состояния и кинетики зазоров в турбине ГТД на нестационарных режимах // Вопр. авиац. науки и техники. Сер.: Авиац. двигателестроение. Вып. 1 (1320), ЦИАМ, 2001. С. 51–61.
3. Юрченко Г.Г., Селиванов А.В., Лазарев А.А. Термо-механическая модель газотурбинного двигателя // Всероссийская научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов. Новые решения и технологии в газотурбостроении. Москва 26-28 мая 2015 г. Сборник тезисов докладов. – М.: ЦИАМ, 2015. – С. 287-288.

ИССЛЕДОВАНИЕ КРУПНОМАСШТАБНЫХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР В ЦЕНТРОБЕЖНОМ КОМПРЕССОРЕ

Р.А. Юсупов, БГТУ «ВОЕНМЕХ», Санкт-Петербург, brmc_rhcp@mail.ru
Ю.М. Циркунов, БГТУ «ВОЕНМЕХ», Санкт-Петербург, tsrknv@bstu.spb.su

Численно исследовано течение в одноступенчатом центробежном компрессоре. Рассматриваемая область потока включала рабочее колесо (РК), безлопаточный диффузор (БЛД) и обратный направляющий аппарат (ОНА) [2]. Схема компрессора показана на рис.1. Число лопаток РК равно 16, скорость вращения РК – n = 6944,44 об./мин.

Целью данной работы являлось исследование возможностей программного обеспечения NUMECA FINE/Turbo для решения методических и практических задач. Конфигурации РК и ОНА показаны на рис. 2.

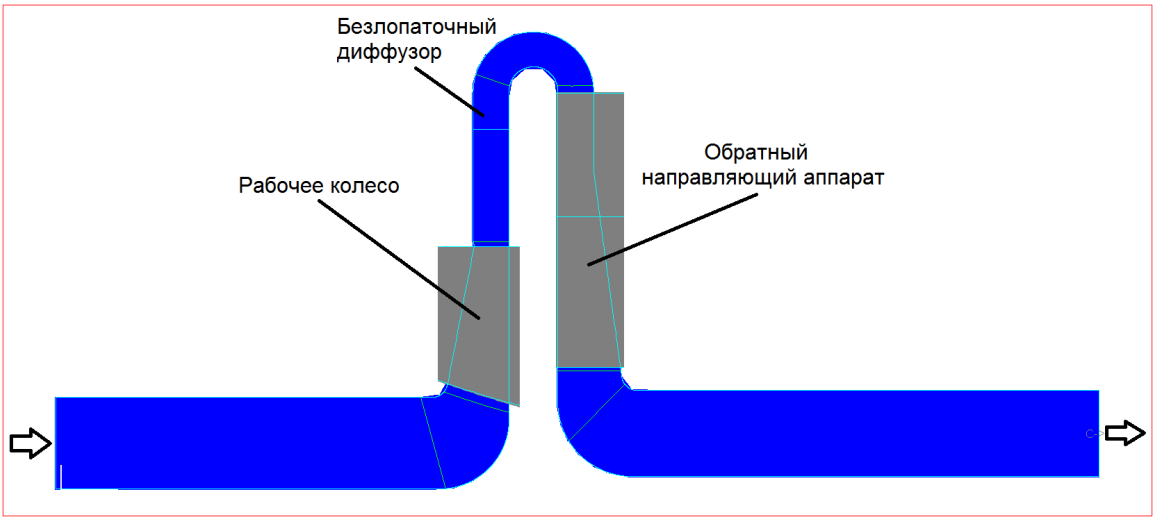


Рис. 1 – Меридиональное сечение центробежного компрессора

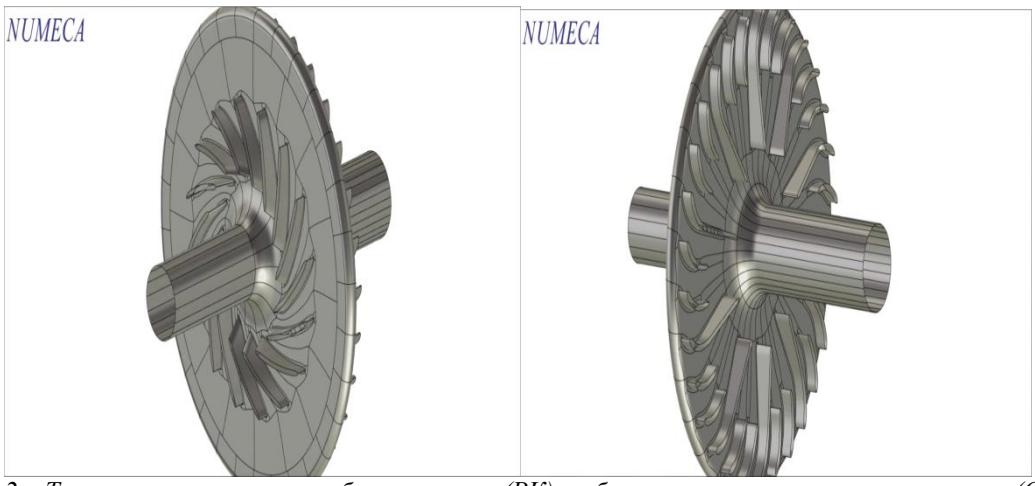


Рис. 2 – Трехмерная геометрия рабочего колеса (РК) и обратного направляющего аппарата (ОНА)

Течение моделировалось на основе стационарных, трехмерных, осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса (RANS-подход) с тремя различными моделями турбулентности: Спаларта–Аллмараса (СА), *k–ε* и SST. Воздух считался совершенным газом. Рассматривались несколько режимов работы компрессора. На входе задавались полные давление и температура: P* = 101325 Па, T* = 288,15 K, на выходе – статическое давление, соответсвующее «вертикальному» участку характеристики (графика зависимости степени сжания от расхода), или расход на «горизонтальном» участке характеристики [1]. Гидродинамическое взаимодействие между РК и БЛД описывалась с помощью условий на промежуточной поверхности смешения (mixing plane). На границах расчетной области в межлопаточных каналах РК и ОНА задавались условия периодичности. Сетки в расчетной области были блочно-структурированными с гексагональными ячейками. Общее число ячеек составляло около 3, 38 млн. и 6,4 млн. Исследовалось влияние положения поверхности смешения на газодинамическую структуру течения и интегральные характеристики компрессора.

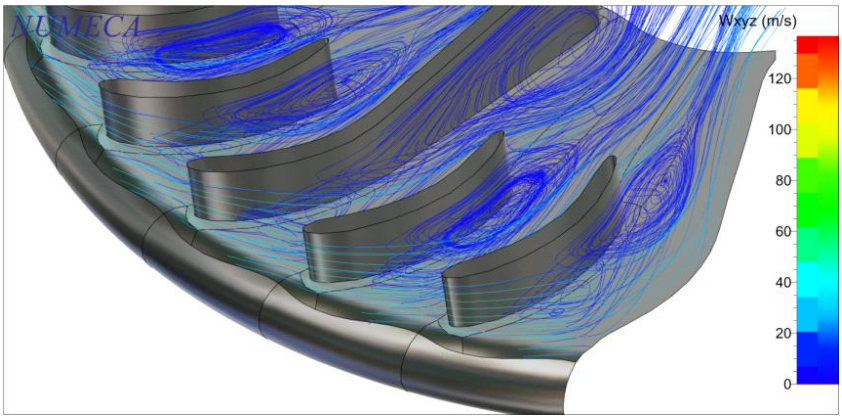


Рис. 3 – Картина линий тока в направляющем аппарате: расход G = 0,2 кг/с, модель турбулентности k–ε

Результаты численных расчетов показали, что при малых расходах воздуха (G < 0,3 кг/с) в межлопаточных каналах РК и ОНА наблюдаются обширные отрывные течения, которые занимают бóльшую часть каждого межлопаточного канала. Пример такого отрывного течения в ОНА показан на рис. 3. В этом случае положение поверхности смешения существенно влияет на картину течения и характеристики компрессора, и для правильного моделирования структуры потока эту поверхность нужно задавать дальше вниз по потоку. Если же отрыва нет, то влияние положения поверхности смешения незначительно. Конфигурация зон отрыва и параметры в них слабо зависят от выбора той или иной модели турбулентности (из рассмотренных). Также модель турбулентности практически нее влияет на такие интегральные характеристики компрессора, как

зависимость степени повышения полного давления и КПД от расхода. В то же время сравнение с опытными данными показало, что расчетная кривая зависимости повышения полного давления от расхода лежит выше экспериментальной и отличие составляет около 1% во всем исследованном диапазоне изменения расхода (0,2 кг/с < G < 0,65 кг/с).

Для дальнейшего уточнения численной модели течения следует учитывать такие «тонкие» детали геометрической конфигурации проточного тракта, как особенности лабиринтных уплотнений, зазор между лопатками рабочего колеса и внешним кожухом тракта, а также рассматривать задачу в полной нестационарной постановке.

Данное исследование было частично поддержано РФФИ (грант № 15-08-07965).

Список литературы

1. Д.В. Ворошнин, И.Н. Егоров, М.Г. Михеев, К. С. Федечкин «Опыт использования CFD методов (программный комплекс NUMECA FINE\Turbo) для разработки сложных технических систем».
2. Кампсти, Н. Аэродинамика компрессоров / Н. Кампсти.- М.: Мир, перевод под ред. Ф. Ш. Гельмедова, 2000.

СЕКЦИЯ 2Б – ГАЗОВЫЕ ТУРБИНЫ

СРАВНЕНИЕ МОДЕЛЕЙ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПРОФИЛЬНЫХ ПОТЕРЬ В ОСЕВЫХ ТУРБИНАХ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ СТАТИСТКИ

О.В. Батурин, СГАУ, Самара, oleg.v.baturin@gmail.com
А.Ю. Горшков, СГАУ, Самара, gorshkoff00@mail.ru
Г.М. Попов, СГАУ, Самара, grishatty@gmail.com
Д.А. Колмакова, СГАУ, Самара, kolmakova.daria@gmail.com

Сегодня основным инструментом анализа рабочего процесса турбомашин являются методы вычислительной газовой динамики (CFD), основанные на численном решении системы уравнения Навье - Стокса. Сейчас это самый точный расчетный инструмент в руках инженера, который позволяет с высокой достоверностью позволяет изучить структуру течения в канале любой формы с учетом всех нюансов реальной геометрии. Особенность CFD методов заключается в том, что по сути это поверочный расчет. Для его проведения нужно иметь полное представление о геометрии канала. Она, как и много лет назад, получается в результате проектных 1 и 2D расчетов. В этой связи задача развития методов проектирования осевых турбин с помощью моделей низкого уровня не теряет свою актуальность. Чем более достоверны будут результаты проектного расчета, тем меньшее число обращений к дорогой в вычислительном плане CFD модели потребуется.

Ключевым вопросом повышения качества проектирования турбин является достоверное предсказание потерь энергии. На сегодняшний день известно более десятка комплексных моделей, позволяющих рассчитать потери в осевых турбинах и еще несколько десятков уравнений, позволяющих рассчитать различные компоненты потерь. Авторы поставили себе цель выяснить, какая из них точнее всего позволяет определить значение профильных потерь и характер их изменения под действие различных факторов. Всего рассматривалось пять наиболее известных моделей профильных потерь: Саделберга (Soderberg), Анлея и Метисона (Ainley&Mathieson), Данхема и Кейма (Dunhem&Came), Какера и Окапу (Kaker&Ocapu) и ЦИАМ [1].

С их помощью были рассчитаны значения профильных потерь в более чем 170 решетках осевых турбин, параметры которых были взяты из источника [2]. Рассматриваемый массив решеток отражает все многообразие профилей лопаток осевых турбин, используемых в авиационном ГТД.

Сопоставляя данные эксперимента и расчетов было обнаружено, что полученные данные не позволяют однозначно сказать, какая из моделей потерь является наилучшей. Любая из использованных моделей может для одной решетки давать практически полное совпадение, а для другой показывать значение потерь, отличающееся от реального в два и более раза.

Для того, чтобы решить данную проблему был предложен следующий алгоритм. На первом этапе, для каждой решетки, массив экспериментальных данных был описан с помощью регрессионных уравнений, представлявших собой полиномы 3...6 степени. С их помощью для каждой решетки были вычислены ожидаемые в эксперименте значения профильных потерь при значениях изоэнтропической приведенной скорости λ_{w2s} от *0,6* до *1,2* с шагом *0,05*.

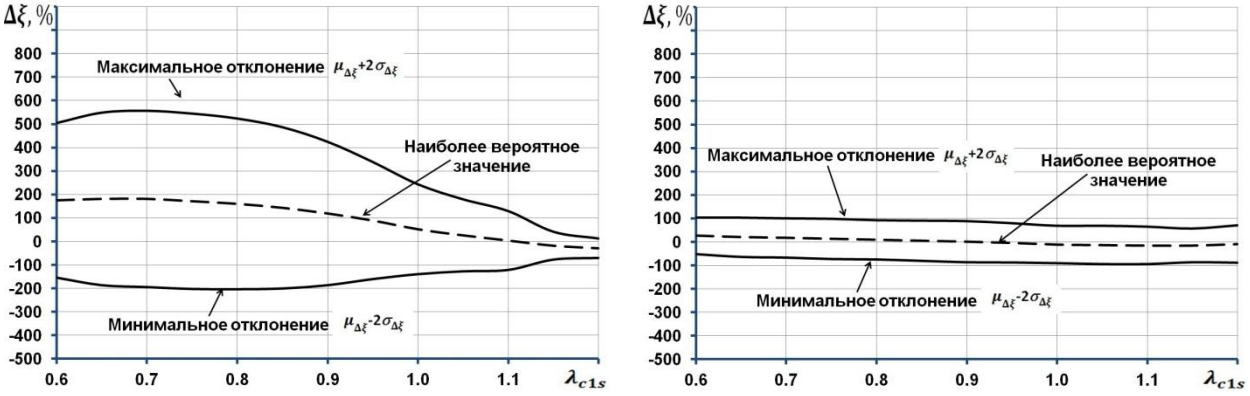
Значения профильных потерь $\xi_{\text{расч}}$ для тех же значений λ_{w2s} были также рассчитаны для всех решеток с помощью выбранных моделей потерь. Затем для каждого

вычисленного значения было найдено его от ожидаемого экспериментального значения. Таким образом, для каждой рассматриваемой модели потерь и для каждого рассмотренного значения приведенной скорости λ_{w2s} было получено множество отклонений расчетных значений от экспериментальных данных $\Delta\xi$.

Статистический анализ полученных данных показал, что внутри каждого полученного множества значение $\Delta\xi$ подчиняется нормальному закону распределения. Это позволяет для каждой рассмотренной модели потерь, для каждого рассмотренного значения изоэнтропической приведенной скорости λ_{w2s} указать наиболее вероятное значение (математическое ожидание) $\mu_{\Delta\xi}$ отклонения данных расчета от эксперимента, среднеквадратичное отклонение $\sigma_{\Delta\xi}$.

Наихудшие результаты из рассмотренных моделей показывает модель Данхема и Кейма. Она показывает как большое математическое ожидание $\mu_{\Delta\xi}$, так и среднекватичное отклонение $\sigma_{\Delta\xi}$. В среднем их значение составляет 173 и 237% соответственно. Наилучшие результаты показывают модели Какера и Окапу (в среднем $\mu_{\Delta\xi} = 20\%;\ \sigma_{\Delta\xi} = 73\%$) и ЦИАМ (в среднем $\mu_{\Delta\xi} = 2\%;\ \sigma_{\Delta\xi} = 41\%$). В целом обе указанные модели показывают близкие друг к другу статистические результаты, особенно в трансзвуковой области. Однако предпочтение следует все же отдать модели ЦИАМ, поскольку у данной модели наименьшее значение как математического ожидания, так и среднекватичного отклонения из всех моделей. Более того, его значение стабильно, и мало меняется в рассмотренном диапазоне скоростей.

В дальнейшем планируется провести подобные исследования для других видов потерь, и найти наилучшую комплексную модель потерь.



Модель Анлея и Метисона *Модель ЦИАМ*

Рис.1 – Изменения наиболее вероятного значения отклонения расчетного значения профильных потерь от действительных значений и границ рассеивания с вероятностью 95% в зависимости от изоэнтропической приведенной скорости λ_{w2s} для разных моделей потерь

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках базовой части государственного задания.

Список литературы

1. Абианц В.Х. Теория газовых турбин реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 246с.
2. Венедиктов В.Д. Атлас экспериментальных характеристик плоских решеток охлаждаемых газовых турбин. – М.: ЦИАМ, 1990. – 393 с.

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛООБМЕНА В ОХЛАЖДАЕМЫХ ЛОПАТКАХ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТУРБИН

С.В.Белов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, belov@ciam.ru
Е.В. Щербакова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
А.В. Морозов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, morozov@ciam.ru
М.В. Дрожжин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, drozhzhin@ciam.ru
В.Ж. Чепурнов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

При проектировании перспективных ГТД проводятся расчётно-экспериментальные исследования теплообмена в элементах конструкции высокотемпературных турбин, такие как: теплообмен на внешних поверхностях профилей и полках лопаток, в каналах систем охлаждения лопаток, при выдуве заградительного охлаждения и между элементами конструкции турбин.

Процессы теплообмена исследуются как в совокупности (при пакетных испытаниях на решётках), так и по отдельности в элементах конструкции ТВД в модельных условиях, близких к натурным режимам работы турбин. Тепловые испытания, как правило, проводятся при более низких температурах газового потока и охлаждающего воздуха, что значительно снижает стоимость, сроки подготовки и проведения испытаний, а также повышает информативность получаемых экспериментальных данных за счёт применения высокоточных лабораторных измерительных систем, чем в условиях работы турбины в составе газогенератора. Результаты экспериментальных исследований эффективности охлаждения лопаток и элементов конструкций турбин используются при верификации расчетных математических моделей с последующим применением этих моделей для определения теплового состояния ТВД на натурных режимах работы. При расчетно-экспериментальных исследованиях реализуются значения относительных параметров газо-воздушных потоков и выполняются основные критерии теплового моделирования, что позволяет дать экспертную и сравнительную оценку разрабатываемых систем охлаждения, принять меры по устранению конструктивных недостатков, возможных неточностей при математическом моделировании перспективных турбин. Данные исследования востребованы и применяются на всех этапах проектирования, так как на создание полноразмерной турбины и проведение её испытаний требуется значительное количество времени и средств.

В настоящее время, в связи с изменением формы профилей лопаток (утолщение за счет внедрения развитой системы охлаждения, увеличения перепада на решетках и т.д.), требуется проверка и уточнение применяемых инженерных методов определения коэффициентов внешнего теплообмена и используемых в расчетах эмпирических зависимостей применительно к лопаткам турбин современных и перспективных двигателей. При исследовании процессов теплообмена на внешних поверхностях профилей современных лопаток в отделе 018 проводятся расчетно-экспериментальные работы и анализ существующих экспериментальных данных. По результатам экспериментальных исследований получено, что максимальное (~ 30%) различие значений коэффициентов теплоотдачи имеется в районе входной кромки со стороны спинки, а также в области выходной кромки. В средней части лопатки со стороны как спинки, так и корыта отличие экспериментальных и расчетных значений коэффициентов теплоотдачи находится в пределах 10%, а на входной кромке со стороны корыта разница составляет ~5%. С помощью программного комплекса ЦИАМ, основанного на обобщенных экспериментальных данных по теплообмену, выполнено расчетное определение

коэффициентов теплоотдачи на внешней поверхности лопаток Mark II, C3X и перспективной сопловой лопатки для гражданской авиации. Выполнено сравнение экспериментальных данных по коэффициентам теплоотдачи и значений коэффициентов теплоотдачи, полученных путем решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Максимальное отличие составляет ~ 15% в области спинки. Данное отличие может быть связано недостаточно точным описанием современными моделями турбулентности и методами расчета перехода пограничного слоя из ламинарного течения в турбулентное. В связи с этим, необходимо проводить дополнительные расчетно-экспериментальные исследования для уточнения методов определения коэффициентов внешнего теплообмена, поскольку недооценка величины коэффициентов теплоотдачи в расчете может привести к нарушению работоспособности ТВД при эксплуатации двигателя.

Для оценки эффективности систем охлаждения во внутренних каналах лопаток исследовано влияние геометрических параметров перфораций относительного шага и количества отверстий перфорации, в широких диапазонах чисел Re и относительной массовой скорости потока (t, n, v). Эксперименты выполнены на модельных каналах. Проведен анализ вклада каждого из определяющих параметров n, t, v и Re на средние числа Nu в каналах охлаждения. Средняя по длине каналов интенсивность теплообмена в 1,5-2,6 раза выше, чем в аналогичных каналах без перфорации при одном и том же значении числа Re на входе в канал. Количество отверстий перфораций $64 \le n < 512$, относительная массовая скорость оттока $v > 1{,}1$ и относительный шаг отверстий при $t > 15$ слабо влияют на интенсивность теплообмена в канале. При значениях $t \le 15$ в экспериментах наблюдался значительный рост средней интенсивности теплообмена при уменьшении относительного шага отверстий. Полученные экспериментальные данные по интенсивности теплообмена хорошо согласуются с зависимостью $Nu = A(n,t,v) \cdot Nu_{труб}(Re)$, где коэффициент $A(n,t,v) > 1$ является функцией параметров n,t и v на режиме, а $Nu_{труб}(Re) = 0{,}018 \cdot Re^{0.8}$ хорошо известная эмпирическая зависимость для установившегося турбулентного течения в трубе.

Значительный интерес представляют исследования процессов теплообмена при выдуве заградительного охлаждения в системах конвективно-плёночного охлаждения лопаток в диапазоне режимов работы турбины, которые характеризуются относительным параметрами потоков газа и охладителя такими как: параметр выдува - $M = (\rho_в \omega_в)/(\rho_г \omega_г)$, относительная скорость газового потока – $\lambda_г$, относительная скорость охлаждающего воздуха – $\lambda_в$, отношение температуры газа и охладителя – $Тг^*/Тв^*$, расстояние от места выдува - x, диаметр отверстия - d. Эффективность заградительного охлаждения определяется на относительных расстояниях x/d от места выдува охлаждающего воздуха по известной зависимости $\theta = (Тг^* - Тст)/(Тг^* - Тв^*)$. Особенностью экспериментальных исследований является то что, охлаждающий воздух проходит через теплоизолированные каналы моделей до отверстия и полностью выдувается в газовый поток, т.е. влияние транзитного течения на охлаждение стенки в исследуемой зоне полностью отсутствует, таким образом, определяется эффективность плёночного охлаждения без влияния конвективной составляющей. Полученные эффективность конвективно-плёночного охлаждения в зависимости от параметра M=0.5-4.5 и относительного расстояния от места выдува и расходные характеристики в широком диапазоне расходов охладителя используется для верификации расчетных моделей различных систем плёночного охлаждения.

Важной составляющей в теплообмене охлаждаемых турбин является контактный теплообмен (КТ) между её элементами. Для определения термического сопротивления контакта в отделе 018 ЦИАМ разработан метод расчётно-экспериментального исследования КТ на элементах, моделирующих зону контакта в замковом соединении лопаток турбин. В основу способа экспериментального определения термического сопротивления контакта заложен метод стационарного теплового потока. Так как расположение замковых соединений лопаток по ободу диска периодично, а условия их

нагрева и охлаждения идентичны по параметрам, то термическое сопротивление в замковом соединении можно представить как термическое сопротивление составного цилиндра постоянного сечения. На опытной установке У-276К ЦИАМ выполнена апробация метода определения термического сопротивления контакта на цилиндрических экспериментальных образцах, изготовленных из материалов, применяемых в конструкциях турбин. Экспериментально определены величины термического сопротивления в зонах контакта образцов в диапазонах нагрузки сжатия 0,5-400 МПа, уровня температур 350-650 °С, значениях чистоты обработки Ra=0.1-3.2. С использованием программного комплекса, разработанного в ЦИАМ, выполнена расчётная оценка влияния величины термического сопротивления контакта в замковом соединении лопатки на тепловое состояние обода диска ТВД. Получено, что максимальная разница температур лопатки и обода диска составляет ~ 70°С при величине термического сопротивления контакта $1/R_к$, равного 1000 Вт/(м^{2}К). При более высоких величинах термического сопротивления контакта >15000 Вт/(м^{2}К) разница температур является незначительной и сокращается до 1÷10°С.

В настоящее время в ЦИАМ методы расчетно-экспериментальных исследований теплообмена в охлаждаемых высокотемпературных турбинах постоянно совершенствуются и требуют дальнейшего развития в обеспечение создания перспективных ГТД.

ДОВОДКА ПО ТЕПЛОВОМУ СОСТОЯНИЮ ОХЛАЖДАЕМЫХ ЛОПАТОК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

А.В. Викулин, МАТИ, Москва, vav106@yandex.ru
Н.Л. Ярославцев, МАТИ, Москва, yaroslavcevnl@mati.ru

Одной из основных проблем, возникающих при создании регенераторов тепла в газотурбинных двигателях (ГТД), является разработка высокоэффективных поверхностей теплообмена и конструкций компактных теплообменников. При этом требуются не только высокие локальные, но и интегральные по поверхности конструкции характеристики теплосъема.

В «МАТИ – Российский государственный технологический университет имени К.Э. Циолковского» на кафедре «Двигатели летательных аппаратов и теплотехника» в течение продолжительного периода времени проводились научные исследования, направленные на создание малогабаритных эффективных теплообменников (например, охлаждаемых лопаток газовых турбин), использующихся в современных высокотемпературных ГТД.

Локальные значения плотности теплового потока q определялись по толщине цинковой корки, образовавшейся на наружной поверхности объекта в результате продувки воздухом его внутренней полости в расплаве кристаллизующегося высокочистого цинка. Значение толщины цинковой корки получалось на основании статистических данных пяти замеров в поперечных сечениях по высоте объекта [1].

Гидравлические и тепловые характеристики объекта исследования строились в зависимости от перепада давлений охлаждающего воздуха $\pi_л$ на его входе и выходе.

Температура $T_{вх}$ воздуха измерялась экранированными хромель-алюмелевыми термопарами с диаметром термоэлектродов $0{,}15\cdot10^{-3}$ м, установленными непосредственно перед входом охладителя в раздаточную полость.

Анализ существующих типов поверхностей теплообмена показал, что достаточно высокой интенсивностью теплосъема обладают щелевые тракты с компланарными каналами, получившие название «узкие» вихревые матрицы. При этом эффект повышения

внутренней теплоотдачи зависит, с одной стороны, от местной закрутки потока на участках контакта скрещивающихся струй воздуха, с другой, от развития теплообменной поверхности. Поэтому при конструировании теплообменников с компланарными каналами необходимо иметь соотношения, позволяющие оценивать их гидравлические и теплообменные характеристики в зависимости, как от заданного сочетания геометрических параметров, так и от предполагаемого режима эксплуатации [2].

Для интенсификации теплообмена в каналах широко используются завихрители с тангенциальным подводом жидкости через одно или несколько периферийных отверстий. Жидкость в таких устройствах, пройдя входные отверстия, совершает вихревое движение в канале и затем выходит через выходные отверстия наружу. Эти завихрители получили название «циклонно-вихревые камеры» [3].

В качестве объекта исследования в работе была использована лопатка турбины высокого давления (ТВД) и разработаны конструктивные мероприятия по совершенствованию конвективной системы ее охлаждения [4].

Теоретический анализ и экспериментальные исследования показали, что повысить уровень интенсификации теплообмена в выходной кромке модернизируемой конструкции лопатки можно за счёт использования комбинированных систем охлаждения, таких как вихревые матрицы и несколько рядов наклонных прерывистых перемычек.

На основании результатов калориметрических испытаний были построены зависимости изменения относительной интенсивности теплообмена Nu от числа Re, которые показали равномерность распределения теплосъема на спинке и корыте в зоне расположения вихревой матрицы. Это связано с конструктивным исполнением матрицы, т.е. одинаковой высотой ребер, как со стороны спинки, так и корыта на всем ее протяжении.

Результаты сопоставительного анализа исходной и модернизированной конструкций систем охлаждения лопаток, показали перспективность использования комбинированной системы интенсификаторов теплообмена в виде секционной матрицы и нескольких рядов перемычек.

Список литературы

1. Тепловые испытания и доводка охлаждаемых лопаток газовых турбин: Монография / Викулин А.В., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. и др. – Кострома: ООО «КПД», 2012. 568 с.
2. Викулин А.В., Чеснова В.А., Ярославцев Н.Л. Диагностика эффективности работы системы охлаждения теплообменников с компланарными каналами, Принята к изданию «Известия Вузов. Авиационная техника», №2, 2016. Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева. 12 с.
3. Викулин А.В., Ярославцев Н.Л. Исследование влияния конструктивных параметров на теплогидравлические характеристики циклонно-вихревых камер, Международный технологический форум «Инновации. Технологии. Производство». Рыбинск: РГАТУ им. П.А. Соловьева, 2015. 6 с.
4. Викулин А.В., Чеснова В.А., Ярославцев Н.Л. Разработка конструктивной схемы охлаждения сопловой лопатки турбины высокого давления ГТД. «Известия Вузов. Авиационная техника», №3, 2015. Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева. 12 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВУХКОНТУРНОЙ РЕВЕРСИВНОЙ ТУРБИНЫ СУДОВОГО ГТД С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ ПОТЕРЬ МОЩНОСТИ НА РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ

К.А. Виноградов, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск
К.В. Отряхина, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск
К.Р. Пятунин, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск
Р.А. Диденко, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск
Ф.В. Карпов, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск

В рамках создания ГТД морского применения разрабатывается свободная турбина (СТ) с возможностью работы как на прямом так и на обратно ходу без использования сложных трансмиссионных агрегатов. Основная сложность при проектировании таких турбин – обеспечение минимальных потерь мощности от турбины заднего хода (ТЗХ) при работе на режиме прямого хода и наоборот: обеспечение минимальных потерь мощности от турбины прямого хода (ТПХ) при работе на режиме обратного хода.

В данной работе представлены результаты расчетного исследования двухконтурной реверсивной турбины с учетом газодинамической связи между ТПХ и ТЗХ на различных режимах работы.

Расчетная модель включает в себя трехступенчатую ТПХ и одноступенчатую ТЗХ. Для передачи крутящего момента от ТЗХ к валу СТ разработана двухъярусная реверсивная рабочая лопатка, включающая в себя РЛ третьей ступени ТПХ и РЛ ТЗХ (рис. 1). Режим работы СТ регулируется с помощью реверсивной створки (рис. 2).



Рис. 1 – Реверсивная рабочая лопатка

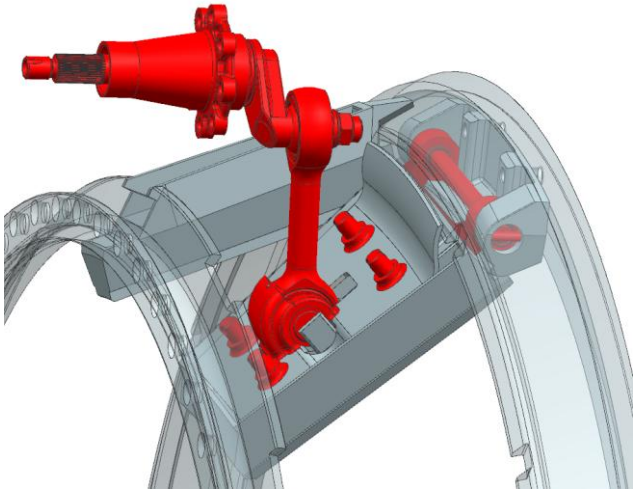


Рис. 2 – Реверсивная створка

Перекладка положения реверсивной створки обеспечивает изменение расхода газа между ТПХ и ТЗХ, и, соответственно, мощности турбин, что приводит к изменению величин зазоров и геометрии утечек между контурами СТ.

В разработанная расчетная 3D модели СТ газодинамическая связь между турбинами прямого и обратного хода реализуется путем совместного расчета течения в лопаточных венцах, реверсивной створке и заднем стоечном узле. Таким образом, все перетечки моделируются напрямую. Расчетная модель представлена на рис. 3.

Для минимизации потерь мощности от ТЗХ на прямом ходу применен П-образный экран над РЛ ТЗХ, который на режиме прямого хода перекрывает межлопаточный канал для минимизации активной массы рабочего тела вокруг РЛ ТЗХ, и, соответственно, величины «паразитной» мощности, создаваемой турбиной заднего хода. При этом

значительно увеличиваются величина зазоров в полость над П-образным экраном, и возрастает величина утечек в нее.

По результатам 3D расчетов получена мощность ТПХ (ТЗХ) с учетом потерь на режиме прямого (обратного) хода, выполнен анализ аэродинамических характеристик СТ, а так же произведена оценка величины утечек через реверсивную створку. Общая картина течения представлена на рис. 4.

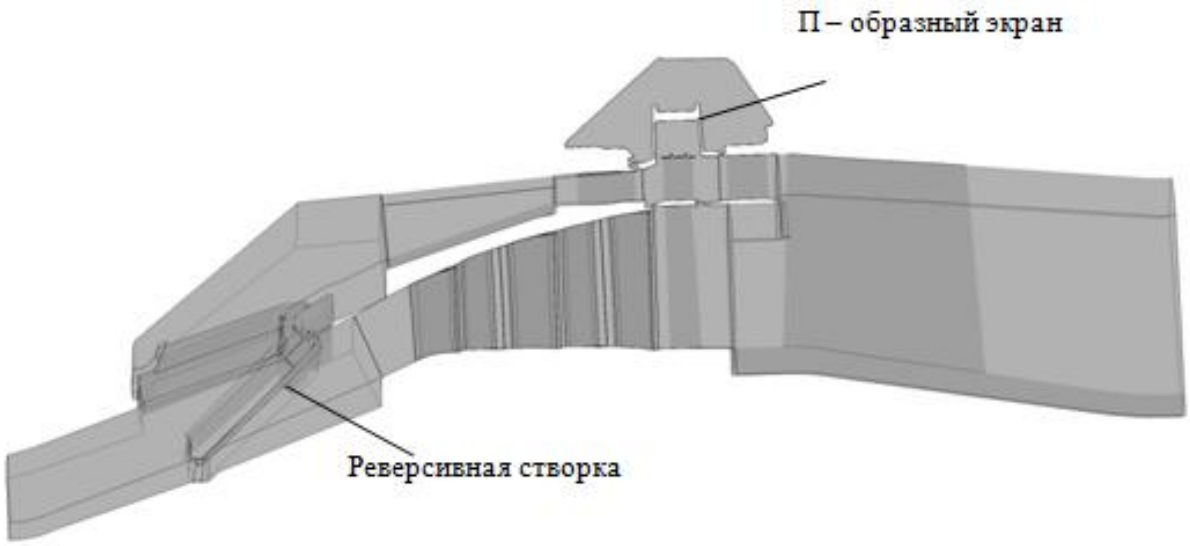


Рис. 3 – Расчетная модель СТ (режим обратного хода)

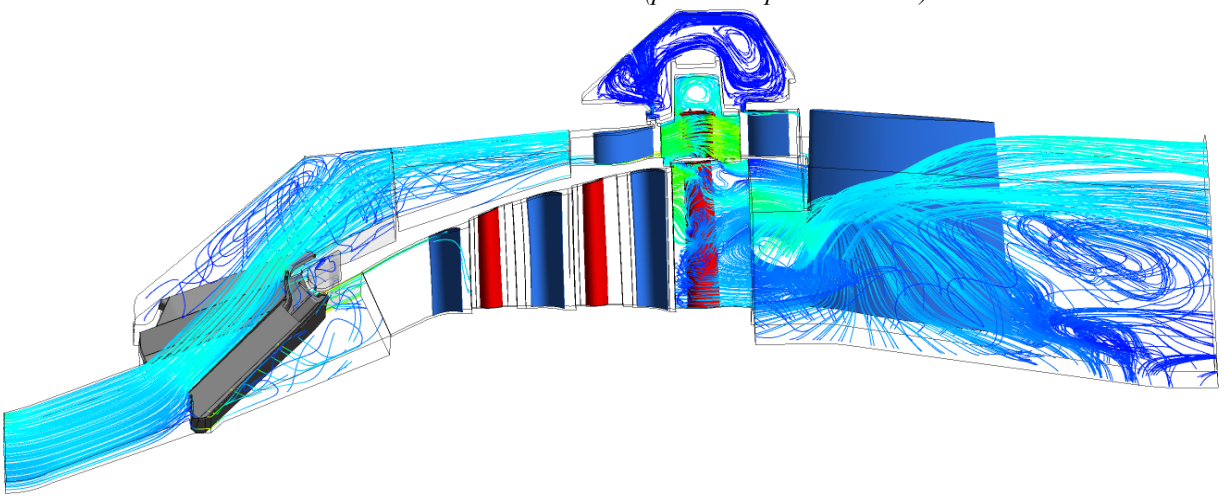


Рис. 4 – Общая картина течения в СТ (режим обратного хода)

Список литературы

1. В. Д. Венедиктов «Газодинамика охлаждаемых турбин»
2. Е. Н. Богомолов «Основы теории и выбор параметров авиационных газовых турбин»
3. ANSYS CFX-Solver Modelling Guide./ANSYS Inc.-ANSYS CFX Release 14.5.-2012

СРАВНИТЕЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЛЕНОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ С ЦИЛИНДРИЧЕСКИМИ И ПРОФИЛИРОВАННЫМИ ОТВЕРСТИЯМИ

Ю.Г. Горелов, АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва, Yury.Dina@gmail.com
К.В. Тюльков, АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва, kuzma163@mail.ru

Влияние изменения параметров в фундаментальной физике пленочного охлаждения детализируются примерно в 2700 публикациях (Bunker [1]). На начальной стадии пленочное охлаждение применялось при инжекции охлаждающего воздуха из дискретных круглых отверстий. Однако, этот метод приводил ко множеству новых проблем: «струя в поперечном потоке», взаимодействие струи охладителя и горячего газа при поперечном течении суммировались в развитии комплекса вихревых систем, как было показано в исследовании Kelso и др. [2]. Наряду с другими факторами, была идентифицирована противоположно вращающаяся пара вихрей (почкообразный вихрь), что приводило к снижению характеристик пленочного охлаждения, так как пара вихрей затягивала горячий газ из набегающего потока в пристенную область. Поэтому необходимо противодействовать вторичному полю течения, в области влияния геометрии отверстий пленочного охлаждения. В связи с этим особый интерес представляет выходная часть «веерообразных» отверстий. Goldstein и др. [3] инициировали первую научно-исследовательскую работу по влиянию профилированных отверстий в 1970-х годах, в которой установлено, что в профилированном отверстии при расширении выходной площади снижается импульс струи на выходе, посредством этого снижаются потери смешения и улучшается поперечная защита охладителем. Thole и др. [4] обнаружили, что «веерообразные» и «веерообразные настильные в выходной части» отверстия существенно снижают уровни турбулентности охладителя вдоль лопатки.

Для того, чтобы максимизировать эффективность пленочного охлаждения сопловых лопаток ТВД в представленном исследовании проведено сравнение отверстий различной формы: цилиндрических, веерообразных и веерообразных настильных в выходной части - на сопловой лопатке ТВД с увеличенным диаметром входной кромки. Сопоставление проводилось при трех рядах пленочного охлаждения на корытце и двух рядах на спинке.

С целью подтверждения достоверности 3D сравнительных расчетов эффективности пленочного охлаждения в ANSYS CFX, проводились тестовые расчёты коэффициентов плёночного охлаждения, выполненные методами различного уровня сложности (1D и 2D представленными в [5] и 3D – в данной работе) на профиле лопаток вертолетного двигателя С3Х увеличенных в 4,5 раза при высокой турбулентности на входе. Сравнение результатов 1D, 2D и 3D решений с экспериментальными данными показало удовлетворительное совпадение результатов исследования.

В представленном исследовании поддерживалось соотношение температуры воздуха к температуре газа от 0,4 до 0,55. В связи с тем, что в экспериментальной работе [6] было установлено, что оптимум эффективности пленочного охлаждения при всех расстояниях отверстий одно от другого найден при значении параметра вдува $m = 1$, в представленной работе исследования проводились при близких величинах $m \approx 0{,}9$ и 1,24. Так как Sagot и др. [7], Ramakumar и Prasad [8] в результате сравнения различных RANS моделей, рекомендовали модель турбулентности k-ω SST, та же модель была выбрана для настоящего исследования. Величина y^+ составила 1, в пограничном слое было

сгенерировано 16 призматических слоев, для цилиндрических и веерных отверстий использовалась сетка из 10 миллионов конечных элементов, для веерных отверстий настильных в выходной части – из 18 миллионов. Сетка генерировалась инструментом автоматической генерации сетки – ANSYS ICEM. Структура сетки была гексаэдральной, мелкая сетка находилась в отверстиях пленочного охлаждения и в области домена потока, где струя охладителя взаимодействовала с поперечным течением. На входе была выбрана интенсивность турбулентности набегающего потока: при m ≈ 0,9 - Tu ≈ 5%, при m ≈ 1,24 - Tu ≈ 19%. Для решения использовался решатель ANSYS CFX.

Визуализация показала, что в веерообразном отверстии, настильном в выходной части охладитель более присоединен к поверхности, так как его наиболее расширенный выход снижает вертикальный импульс струи. Результаты показали чистый выигрыш от использования веерообразных отверстий над цилиндрическими и веерообразных настильных в выходной части - над веерообразными, как в продольных, так и в поперечных сечениях лопатки. Так, например, показано существенное превышение эффективности пленочного охлаждения веерообразных отверстий настильных в выходной части над веерообразными и цилиндрическими отверстиями в среднем сечении по всей длине спинки (на 45% - за 1 рядом отверстий и ~ на 70% - за 2 рядом). При этом эффективность пленочного охлаждения осредненная в поперечном направлении веерообразных отверстий настильных в выходной части выше эффективности цилиндрических отверстий на всем протяжении корытца между отверстиями – в 5 раз, на 70% непосредственно за 1 и 2 рядами отверстий и на 10% - в районе выходной кромки.

Представленные результаты прогнозов суперпозиции Селлерса эффективности пленочного охлаждения $\overline{\eta}$ сравнивались в направлении течения с пятью рядами цилиндрических отверстий инжектируемого охладителя. На спинке сопловой лопатки прогнозы суперпозиции были достаточно правдоподобны за первым рядом отверстий при m = 1,37, однако за вторым рядом отверстий (m = 1,4), из-за того, что суперпозиция базировалась на действии отдельных рядов, а увеличение адиабатической эффективности вследствие слияния струй не принималась в расчет, прогнозируемые величины эффективности были ниже, чем величины эффективности, полученные из 3D расчетов. На корытце прогнозы суперпозиции $\overline{\eta}$ были ниже, чем расчетные 3D величины примерно на $\Delta\eta$ = 0,03. При действии всех рядов отверстий, и при более высоком отношении потоков импульса имело место очевидное слияние струй охладителя во внешних рядах отверстий охлаждения, которое суммировалось в значительном увеличении адиабатической эффективности. Это значительное увеличение эффективности приписывалось сливаемым струям охладителя, блокирующим основной поток и форсирующим течение основного потока вдали от стенки.

Список литературы

1. Bunker, R.S., 2005, ”A Review of Shaped Hole Turbine Film-Cooling Technology,” Journal of Heat Transfer, 127, pp. 441-453.
2. Kelso, R.M., Lim, T.T., Perry, A.E., 1996, ”An experimental study of round jets in cross-flow” Journal of Fluid Mechanics, 306, pp. 111-144.
3. Goldstein, R.J., Eckert, E.R.G., Burggraf, F., 1974, ”Effects of Hole Geometry and Density on Three-Dimensional Film Cooling,” International Journal of Heat and Mass Transfer, 17, pp. 559-607.
4. Thole, K., Gritsch, M., Schulz, A.,Wittig, S., 1998, ”Flowfield Measurements for Film-Cooling Holes with Expanded Exits,” ASME Journal of Turbomachinery, 120, pp. 327-336.

5. В.В. Ананьев, П.М. Бывальцев, Л.Ф. Ивчик. Оценка эффективности пленочного охлаждения на турбинных лопатках по различным методикам // Тез. докл. III-й Междун. конф. Авиадвигатели XXI в., посвящ. 80-летнему юбилею ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва, 30 нояб. – 3 дек. 2010. М.: ФГУП ЦИАМ, 2010, с. 311 – 312.
6. Liess, C., 1975, "Experimental Investigation of Film Cooling with Ejection from a Row of Holes for the Application to Gas Turbine Blades" ASME *Journal of Engineering for Power*, Vol. 97, p. 21.
7. Sagot, B., Antonini, G., Christgen, A. and F. Buron, 2007, "Jet impingement heat transfer on a flat plate at a constant wall temperature", *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 47, pp.1610-1619.
8. Ramakumar B.V.N. and Prasad B.V.S.S.S.,"Computational flow and heat transfer of a row of circular jets impinging on a concave surface", *Heat and Mass Transfer*, Volume 44, pp. 667-678, 2008.

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ВНЕШНЕГО ТЕПЛООБМЕНА ПРИ КОНВЕКТИВНО-ПЛЕНОЧНОМ ОХЛАЖДЕНИИ ЭЛЕМЕНТОВ ЛОПАТОК ТВД

Г.Б. Жестков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zhestkov_g@ciam.ru
С.В. Харьковский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kharkovski@ciam.ru
С.В. Белов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, belov@ciam.ru
Е.В. Щербакова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Д.В. Муравский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Целью настоящей работы являются расчетно-экспериментальные исследования внешнего теплообмена на входной кромке лопатки при конвективно-пленочном охлаждении. Проведение данных исследований актуально применительно к современным лопаткам высокотемпературных турбин.

Экспериментальные исследования процессов теплообмена, протекающих в области входной кромки лопатки ТВД, проведены на исследуемой модели, выполненной в виде цилиндра, на экспериментальной установке при следующих параметрах основного газового потока: Тг*=570°К, Рг*=2 бар, Gг=1кг/с, и изменении параметров охлаждающего потока воздуха в диапазонах Тв*=290-300°К, Рв*=2-3.5 бар, Gв=0,001кг/с. Проходящий по каналу внутри модели транзитный воздух охлаждает стенки цилиндра за счет конвективного теплообмена, часть воздуха выдувается из отверстия и создаёт заградительную пелену со стороны газового потока. Так реализуется конвективно-плёночное охлаждение экспериментальной модели, при этом исследуемой областью является передняя часть цилиндрической стенки, на которую набегает газовый поток в зоне выдува воздуха через отверстие.

Экспериментальные исследования системы конвективно-плёночного охлаждения лопаток проведены на режимах, близких работе турбины в натурных условиях, которые характеризуются относительным параметрами потоков газа и охладителя, такими как: параметр выдува $M=(\rho_в\omega_в)/(\rho_г\omega_г)$, $\lambda г=0.55$, число Рейнольдса газового потока $Re=4{,}6*10^4$ (за характерный размер взят гидравлический диаметр газового канала). При экспериментальном исследовании пленочного заградительного охлаждения применяется метод, основанный на предварительном измерении температуры газового потока на поверхности профиля модели без заградительного охлаждения с последующим

измерением температуры поверхности профиля Тст при выдуве охладителя. Параметры воздушного потока, вытекающего из отверстия, варьировались в диапазоне чисел $Re=3,4*10^4-7,0*10^4$ при отношении температур Тг*/Тв*=2. Эффективность заградительного охлаждения определяется на относительных расстояниях x/d=10, 20, 30 от места выдува охлаждающего воздуха по известной зависимости θ=(Тг*-Тст)/(Тг*-Тв*).

В результате проведенных испытаний получены расходные характеристики исследуемого элемента системы охлаждения с цилиндрическим отверстием и определена эффективность конвективно-плёночного охлаждения в зависимости от параметра M=0.5-4.5 и относительного расстояния от места выдува охладителя в широком диапазоне расходов охладителя.

По экспериментальным данным верифицирована расчетная модель системы охлаждения. При сравнительном анализе получено удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных данных по эффективности охлаждения θ в пределах 10-20% во всем диапазоне исследуемых параметров.

Для проведения расчетных исследований использован программный комплекс CFX, основанный на решении полных трехмерных нестационарных уравнениях Навье-Стокса. Для замыкания уравнений Рейнольдса использована двухпараметрическая SST модель турбулентности Вилкокса, дополненная поправками, позволяющими учесть сжимаемость течения и кривизну линий тока. Течение газа в непосредственной близости от стенки описано с помощью масштабированной пристеночной функции, а переход из ламинарного течения в турбулентное - с помощью транзитной модели турбулентности. Расчетные исследования проведены двумя способами. В первом, приближенном, способе выполнено численное моделирование течения газа при поперечном обтекании цилиндра с выдувом охлаждающего газа через отверстие перфорации. Во втором, более точном, рассматривалась задача расчета сопряженного теплообмена при внешнем обтекании полого цилиндра в поперечном направлении при наличии внутри цилиндра транзитного охлаждающего потока воздуха и канала перфорации для выдува части охлаждающего воздуха на внешнюю поверхность цилиндра.

Из анализа результатов расчетов следует, что даже незначительный по интенсивности выдув охлаждающего воздуха позволяет охладить часть входной кромки в направлении натекающего потока. Уменьшение угла выдува между охлаждаемой поверхностью и направлением охлаждающего воздуха позволяет увеличить охлаждаемую область стенки без повышения расхода охлаждающего воздуха. При этом эффективность охлаждения возрастает на 5-15% в продольном направлении входной кромки за счет безотрывного течения охладителя.

Результаты по распределению температуры поверхности модели, полученные при решении сопряженной и несопряженной задач, существенно отличаются друг от друга и степенью охлаждения, и формой охлаждаемой поверхности вследствие учета перетекания тепла внутри охлаждаемой модели. Приток тепла из неохлаждаемых областей значительно снижает эффективность охлаждения. Сопоставление экспериментальных и расчетных, полученных при решении сопряженной задачи, распределений температуры на входной кромке цилиндра свидетельствует о том, что в данном случае усложнение расчетной методики, связанное с решением сопряженной задачи, оправдано и позволяет получить более достоверные результаты.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО, ВЯЗКОГО ТЕЧЕНИЯ В ТВД И ТНД ТРДД

В.Г. Крупа, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kru@ciam.ru
С.В. Руденко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, serg@ciam.ru

При проектировании (оценке эффективности) турбин часто используется численное решение уравнений Навье-Стокса. При этом для уменьшения объема вычислений в осевых зазорах турбомашины выполняют осреднение параметров в окружном направлении: осреднение обычно проводится с учетом выполнения законов сохранения на поверхности – «mixing plane». В такой постановке рассчитывается течение только в одном канале для каждого ряда лопаток турбомашины. Хотя такой подход можно считать «продвинутым», точность расчета apriori остается неизвестной.

Расчет течения в более точной постановке – нестационарные осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса, дифференциальная модель турбулентности (URAN) – требует в $10^3 \div 10^4$ раз больше вычислительных операций чем расчет с «mixing plane»: ступень авиационной турбины «в среднем» имеет 120 лопаток (каналов); для расчета нестационарного (периодического) течения необходимо выполнить в $10 \div 10^2$ раз больше шагов (итераций) по времени в сравнении со «стационарным» расчетом.

Развитие вычислительной техники и программных средств для параллельных вычислений делает, по-видимому, в настоящее время возможным проведение массовых (серийных) расчетов нестационарного течения в многоступенчатых турбинах. Суперкомпьютеры из top100 (2012 г.) имеют ~$10^5 \div 10^6$ вычислительных ядер [1].

Цель доклада: оценка эффективности (временных затрат) численного метода (разработанного в ЦИАМ) расчета нестационарного течения в турбине; более или менее систематическое сравнение результатов расчета нестационарного течения с результатами расчета с «mixing plane».

В качестве примеров были выбраны две высокоперепадные одноступенчатые (модельные) турбины ($\pi_т^* = 4.0$) (эти турбины исследовались экспериментально в [2] и численно, в постановке с «mixing plane» в [3]); высокоперепадная одноступенчатая ТВД ($\pi_т^* = 4.6$) (в постановке с «mixing plane» течение в этой турбине подробно исследовалось исследовалась в работе в [5]); трехступенчатая ТНД ТРДД ($\pi_т^* = 4.3$) [7].

Постановка задачи. Задача расчета нестационарного (периодического) течения в турбине решалась в рамках осредненных трехмерных уравнений Навье-Стокса, замкнутых двухпараметрической (q-ω) моделью турбулентности [6]. Граничные условия ставились следующим образом: на входе в турбину задавались полное давление, полная температура и два угла потока, для турбулентных величин – значения q_∞, ω_∞; на выходе – фиксировалось статическое давление. На твердых стенках для скорости ставилось условие прилипания (роторы турбины движутся с постоянной угловой скоростью), стенка предполагалась адиабатической $\partial T/\partial n = 0$ (n-нормаль к стенке); для q, ω на стенке - $q = \partial\omega/\partial n = 0$.

Отметим два очевидных факта. Расчет периодического течения можно проводить в секторе с углом $2\pi/NOD(N_1,\ldots,N_i,N_{nr})$, NOD- наибольший общий делитель, N_i - число лопаток в i – ом ряду турбины; nr - число рядов. При расчете на границах сектора должны выставляться периодические условия для искомых величин. Далее, предположим, что i – й ряд лопаток относительно неподвижной системы координат делает целое число

оборотов ω_i за (фиксированный) промежуток времени T_f. Тогда искомые величины имеют период по времени равный $T_p = T_f / NOD(\omega_1 N_1, ..., \omega_i N_i, ..., \omega_{nr} N_{nr})$.

Численный метод и вычислительная сетка. Аппроксимация невязких членов осуществлялось схемой Годунова повышенного порядка точности (TVD –схема); вторые производные по пространству аппроксимировались центральными разностями. Численное интегрирование по времени осуществлялось неявным методом Эйлера (1-ый порядок точности по времени). На каждом шаге по времени делалась 1 итерация. Более подробное описание метода и сравнение со схемами 2 порядка точности по времени приведено в [4].

Вычислительный алгоритм был распараллелен при помощи интерфейса MPICH2.

При расчете применялись составные сетки: в межлопаточном канале сетки типа O-H; в окрестности радиального зазора типа O-C-H.

При расчете нестационарного течения в качестве начального приближения бралось решение, полученное в постановке с «mixing plane».

Расчеты ТВД проводились на кластере, имеющем 16 x 24 =384 вычислительных ядер и 16 x 64 =1024 Гб оперативной памяти. Расчеты трехступенчатой ТНД проводились на кластере, имеющем 143 x 12 =1716 вычислительных ядер и каждый из 143 узлов имел 16 Гб оперативной памяти. Число Куранта, рассчитанное по «крупным» ячейкам, равнялось 1-2.

При вычислении углов выхода, коэффициента потерь и т.д. все необходимые параметры осреднялись по времени; в ТВД осреднение проводилось по 5-9 периодам, в ТНД осреднение проводилось по 1-2 периодам. Мощность ротора вычислялась по (модифицированной) формуле Эйлера.

ТВД ($\pi_т^* = 4.6$) имеет 34(статор) +62(ротор) = 96 лопаток; вычислительная сетка имела $\approx 32 \cdot 3.4 \cdot 10^5 + 62 \cdot 3.6 \cdot 10^5 \approx 3.3 \cdot 10^7$ узлов. Для выработки периодического решения требовалось 5-6 периодов; 1 период составлял $\approx 6 \cdot 10^3$ шагов по времени; время расчета одной итерации на 384 ядрах $\approx$ 0.95 сек. Для достижения периодического решения потребовалось $\approx$ 5 x $6 \cdot 10^3$ x 3.79 сек $\approx$ 475 мин $\approx$ 7.91 часов. Расчет в постановке с “mixing plane” на 16 ядрах занимал 40 минут.

ТНД имеет (76+59+60)(статоры) +(89+71+73)(роторы) = 428 лопаток. Вычислительная сетка имела $\approx 428 \cdot 3.1 \cdot 10^5 \approx 1.33 \cdot 10^8$ узлов. Для выработки периодического решения требовалось 4 периода; 1 период составлял $\approx$ 86000 шагов по времени; время расчета одной итерации на 1716 ядрах $\approx$ 2.097 сек. Для достижения периодического решения потребовалось $\approx$ 4 x $86 \cdot 10^3$ x 2.097 сек $\approx$ 12023 мин $\approx$ 200 часов. Расчет в постановке с “mixing plane” занимал 4.5 часа на 48 ядрах.

Результаты. Рассчитанные в различных постановках распределения коэффициентов (изоэнтропической) скорости, углов выхода потока, коэффициентов потерь и коэффициентов полезного действия (КПД) сравниваются между собой и (где возможно) с данными эксперимента.

Список литературы

1. www.top500.org
2. Речкоблит А.Я. Разработка и исследование высокоперепадных одноступенчатых турбин. М.: ЦИАМ, 2000. Сборник. Научный вклад в создание авиационных двигателей. Книга 2. стр. 228-241.
3. Крупа В.Г., Руденко С.В. Расчет течения в турбине с учетом радиального зазора. Сборник статей. ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности. Том 1, стр.335-337. Москва, 2005.
4. Крупа В.Г. Расчет нестационарного течения в одноступенчатой турбине. ЦИАМ, 2007г.

5. В.Д. Венедиктов, С.В Харьковский С.В. Руденко, Ю.Ю. Рыкачев, Н.Е. Градова. Разработка рекомендаций на основе опыта создания и испытаний демонстрационной одноступенчатой высокоперепадной охлаждаемой турбины высокого давления с переходным каналом. Сборник статей «Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ (2011г.)», стр. 297-299. Москва, ЦИАМ, 2012.
6. Coakley T.J. Turbulence modeling methods for the compressible Navier-Stokes equations: AIAA Paper N83-1693. 1983. 13p
7. Венедиктов В.Д., Непомнящий А.Д. «О влиянии числа Рейнольдса на КПД ТВД и ТНД малоразмерного ТРДД». Журнал «Авиационная промышленность», №2, 2012 г., стр. 21-24.

ВЛИЯНИЕ РАБОТЫ СИЛ ВНУТРЕННЕГО ТРЕНИЯ ВОЗДУХА НА ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ГТД, ФОРМИРУЮЩИХ ОКОЛОДИСКОВЫЕ ПОЛОСТИ

А.М. Лапин, ОАО «Климов», Санкт-Петербург, klimov@klimov.ru

Отбор воздуха через ротор компрессора в газотурбинных двигателях осуществляется с целью наддува предмасляных полостей, регулировки теплового состояния дисков и транспортировки воздуха к охлаждаемым узлам турбины. Соответствующие расходы воздуха варьируются от десятых долей до единиц процентов от расхода воздуха на входе в компрессор. Отбираемый воздух следует через образованные подвижными и неподвижными поверхностями кольцевые каналы, в которых подогрев от работы сил внутреннего трения воздуха может оказаться значительным. В конструкциях роторов барабанно-дискового типа со стяжными болтами на тепловыделение и распредление теплового потока в охлаждающих диск системах влияют выступающие головки болтов и другие неровности поверхности ротора [1]. Теплообмен определяется характером течения воздуха в поле массовых сил, геометрическими размерами полости и каналов, схемой течения воздуха через полость. Градиенты скорости, которые возникают при вращении диска с плохообтекаемыми головками болтов приводят к переходу работы сил внутреннего трения воздуха в его внутреннюю энергию, что приводит к росту температуры воздуха. В полостях с околонулевым расходом воздуха этот процесс может определять тепловое состояние элементов конструкции, формирующих околодисковые полости.

В работе промоделирована кольцевая полость между ротором и статором, представляющая собой со стороны ротора полотно диска с равномерно распределенными по окружности болтами. Болты выполнены в двух исполнениях - отдельностоящими и капотированными. Капот повторяет обводы отдельностоящего болта и заполняет пространство между болтами. Поверхность статора представляет собой ответную плоскую стенку, отстоящую от правого торца болта на 3.4мм. Кроме того, рассмотрена конфигурация модели, соответствующая кольцевой полости между соосно вращающимися дисками. Указанная конфигурация обеспечена вращением ответной стенки с окружной скоростью ротора. Прокачка воздуха осуществлена от периферии к центру. В указанных конфигурациях кольцевой полости проведены исследования закрутки потока $Y=c_u/u$ и зависимостей подогрева воздуха от оборотов ротора и от расхода сквозного потока воздуха.

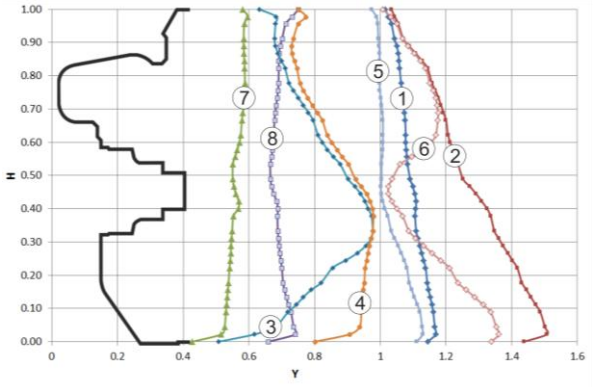


Рис.1 – Распределение закрутки по относительной высоте полости

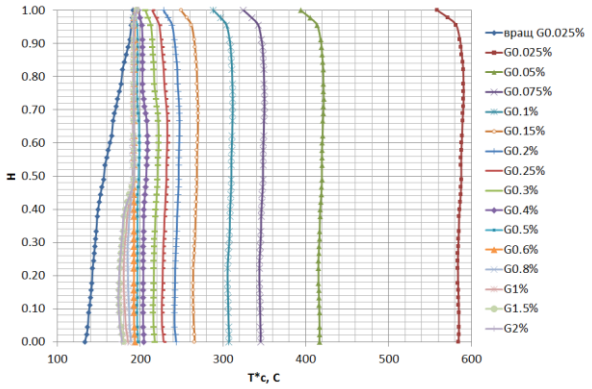


Рис.2 – Tc воздуха в зависимости от расхода сквозного потока воздуха. Слева – Tc* в полости между соосно вращающимися дисками при G=0.025%*

На рис.1 показана закрутка потока Y для случаев: «1», «2» – капотированных болтов и «5», «6» – открытых болтов в полости между вращающимися дисками при расходах 0.025% и 0.15% соответственно; «3», «4» –открытые болты и «7», «8» – капотированные в случае неподвижной ответной стенки при расходах 0.025% и 0.15%.

Максимальное тепловыделение от работы сил внутреннего трения воздуха определено в адиабатической постановке. На рис. 2 показана зависимость полной температуры воздуха T_c^* от расхода сквозного потока ($G_{отн.}$=0,025..2%) при n=30000 об/мин.

Тепловое состояние элементов конструкции рассмотрено в сопряженной постановке на примере охлаждаемой неподвижной ответной плоской стенки, толщиной 5 мм. Материал стенки - титановый сплав ВТ5-1, применяемый для силовых деталей и узлов, работающих при температурах до 400°С. На обратной стороне стенки заданы ГУ III рода, постоянные для всех серий расчетов. На рис. 3 показаны местные значения Nu/Nu_0 на поверхности охлаждаемой стенки. Nu - для случая открытых болтов, Nu_0 - капотированных болтов.

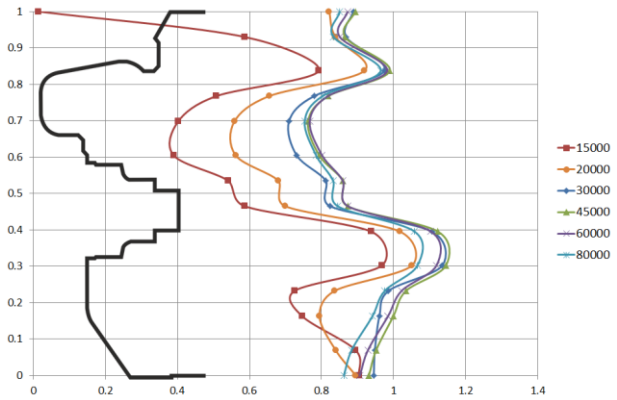


Рис.3 – Распределение Nu/Nu0 по радиусу в зависимости от оборотов ротора

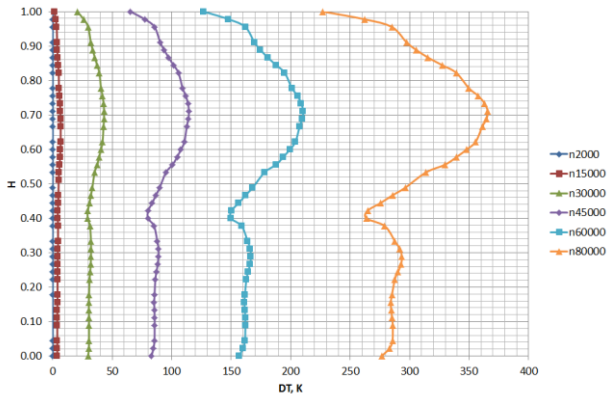


*Рис.4 – Разница между T*c воздуха в полости с открытыми и капотированными болтами в адиабатической постановке*

Как видно из рис.3, критерий Нуссельта, характеризующий отношение конвективного теплового потока к тепловому потоку за счет теплопроводности подвижной среды, при росте оборотов увеличивается для случая открытых болтов. Вклад открытых болтов в интенсификацию конвективного теплообмена увеличивается у нижних границ болта, но снижается при удалении ротора от статора. Наличие зон $Nu<Nu_0$ говорит о суммировании теплового потока за счет теплопроводности с тепловыделением от работы сил внутреннего трения воздуха в случае открытых болтов, что снижает значение

Nu при оборотах ниже 30000 об/мин. На рис.4 показана разница между температурами воздуха в полостях с открытыми и капотированными болтами.

При расходах сквозного потока менее 0.15% и оборотах свыше 20 000 об/мин полная температура воздуха в полости может превышать 400°С, что потребует перехода к капотированным болтам, замены материала на более жаропрочный или дополнительного охлажения элементов конструкции, формирующие околодисковые полости.

Список литературы

1. Циммерман, Фиршинг, Дибелиус, Зиман, «Потери на трение и распределение потока для вращающихся дисков с закрытыми и выступающими болтами» Энергетические машины. 1986. — №3. 1. —000. 117 с.

ПРИНЦИПЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ МОДУЛЯ ПЕРЕПУСКА РЕВЕРСИВНОЙ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ НА ПРИМЕРЕ ТУРБИНЫ М70ФРУ РЕВЕРС

О.Н. Левитова, ОАО «НПО «САТУРН», Рыбинск, Levi-09@mail.ru
И.Г. Бухалов, ОАО «НПО «САТУРН», Рыбинск

Газотурбинные двигатели (ГТД) с реверсивной газовой турбиной используются в составе силовых установок водоизмещающих кораблей. Отличительной особенностью реверсивной турбины является наличие турбины заднего хода и модуля газоперепуска, что позволяет изменять направления вращения выходного вала двигателя. Модуль перепуска расположен на входе в силовую турбину (СТ) и обеспечивает подачу газа в турбины переднего (ПХ) или заднего хода (ЗХ).

Принцип работы СТ реверсивного ГТД заключается в следующем. При работе двигателя на переднем ходу газ из турбины высокого давления поступает в турбину ПХ, при этом модуль перепуска закрыт, а турбина заднего хода работает в вентиляционном режиме. При открытии модуля перепуска часть газа поступает в турбину ЗХ и выходная мощность турбины уменьшается вследствие уменьшения расхода газа через турбину ПХ, увеличения вентиляционных потерь и отбора мощности на вращения лопаток турбины ЗХ. При равных моментах турбин ПХ и ЗХ выходная мощность СТ становится равной нулю. Этот режим называется «стоп-винт». При дальнейшем открытии модуля перепуска турбина начинает работать в режиме ЗХ. Полная выходная мощность турбины заднего хода достигается при полностью открытом модуле перепуска. Таким образом, модуль перепуска реверсивного ГТД позволяет подавать газ в турбину ПХ или турбину ЗХ вследствие чего изменяется направление вращения ротора силовой турбины.

Существует ряд возможных конструктивных схем модулей перепуска турбин реверсивных ГТД. Их можно разделить на два основных типа:

- ленточный модуль перепуска (рис. 1а);
- створчатый модуль перепуска (рис. 1б).

Ленточный модуль перепуска [1] состоит из двух независимых клапанов – клапана ПХ и клапана ЗХ. Клапан ПХ представляет собой поворотные лопатки поз. 4 аэродинамического профиля. При работе на режиме «ПХ» лопатки устанавливаются в положении, обеспечивающем доступ газа в СТ ПХ. При работе на режиме «ЗХ» лопатки поворачиваются и перекрывают доступ газа в СТ ПХ. Клапан ЗХ представляет собой корпус с окнами, закрытыми на режиме «ПХ» лентой поз. 1. При работе на режиме «ЗХ»

лента отдвигается и газ поступает в СТ ЗХ. Оба клапана соединены между собой кольцом поз. 3, которое перемещается через систему подвижных элементов при движении штока привода поз. 2.

Модуль перепуска створчатого типа состоит из подвижных створок поз. 5, которые поворачиваются вокруг осей, расположенных в петлях поз. 12, которые в свою очередь, установлены во внутреннем корпусе конической формы с окнами для перепуска газа поз. 11, наружного корпуса поз. 13 и механизма перепуска. Механизм перепуска работает под воздействием усилия со стороны привода поз. 10. При перемещении штока привода поворачивается кольцо поз. 9, вращая при помощи канатного привода шкивы поз. 8. При вращении шкивов кривошипы поз. 7 перемещает шарнирно закрепленные на них шатуны поз. 6. При движении вниз шатуны перемещают створки вниз из положения «ПХ» в положение «ЗХ».

Каждая из схем имеет свои преимущества и недостатки. Был проведен анализ конструкции различных модулей перепуска, результаты приведены в табл. 1.

Основными требованиями, предъявляемыми к устройству газоперепуска, являются: обеспечение минимальных утечек рабочего тела в полость неработающей турбины и обеспечение минимальных гидравлических потерь.

В результате анализа эксплуатационных показателей СТ с ленточным модулем перепуска выявлено, что она не отвечает данным требованиям. При работе турбины в режиме «ПХ» клапан ЗХ не достаточно герметичен из-за неплотного прилегания ленты, вследствие чего вентиляционные потери неоправданно высокие. При работе турбины в режиме «ЗХ» клапан ПХ также не обеспечивает достаточного уровня газоплотности, так как лопатки аэродинамического профиля неплотно прилегают друг к другу.

Гидравлические потери в турбине с ленточным модулем перепуска на режиме «ПХ» сравнительно малы, так как клапан ПХ представляет собой профилированную лопатку. Потери на режиме «ЗХ» высокие, так как поток газа при поступлении во второй контур поворачивается на 90^{o}.

В связи с низкой газоплотностью и высоким гидравлическим сопротивлением мощность СТ с ленточным модулем перепуска оказывается ниже заявленной. Предъявленным требованиям в большей мере удовлетворяет конструктивная схема модуля перепуска створчатого типа, поэтому она была применена в конструкции М70ФРУ реверс.

Таблица 1 – Преимущества и недостатки конструктивных схем модулей перепуска силовой турбины

	Преимущества	Недостатки
Ленточный модуль перепуска	Данная схема применялась в реверсивных ГТД производства НПО «Машпроект» и подтвердила свою работоспособность	Большие утечки, высокие гидравлические потери, повышенные требования к жесткости корпусов турбины в районе лопатки, необходимость организации цилиндрического участка в районе окон перепуска (увеличение длины двигателя), высокая сложность конструкции
Створчатый модуль перепуска	Невысокие утечки, легче доводка (модуль расположен на наружном корпусе), невысокие гидравлические потери	Нет примеров практической реализации данной схемы, высокая сложность конструкции

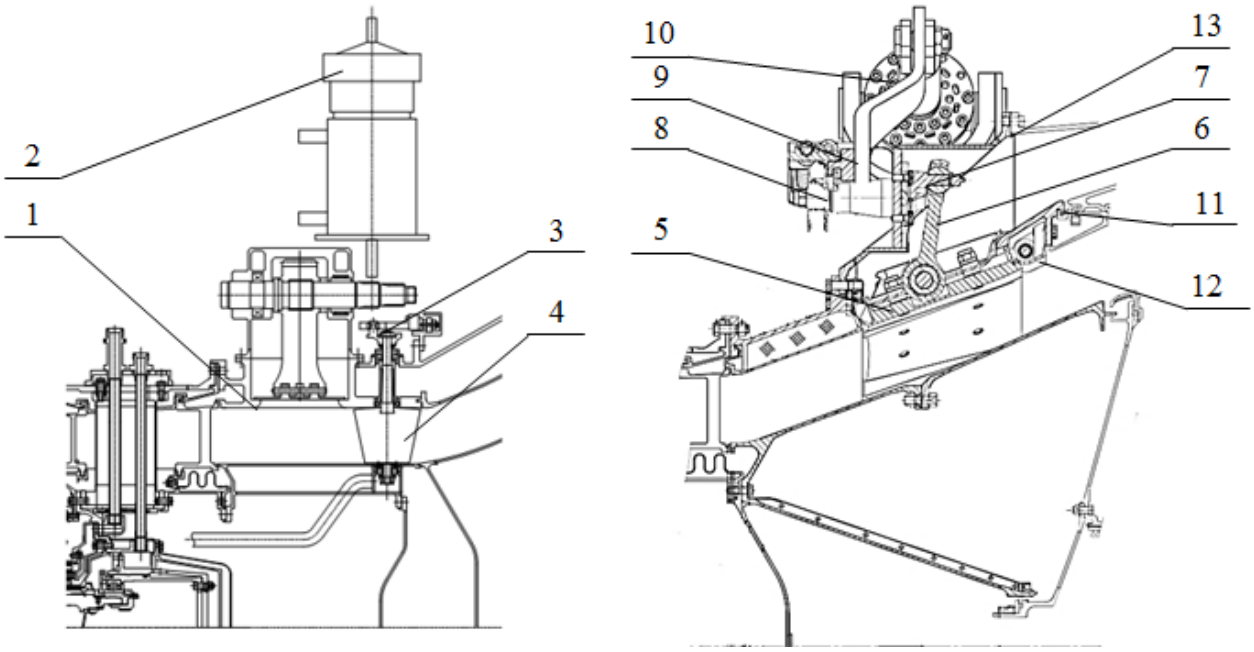


Рис. 1 – Конструктивные схемы модулей перепуска турбин реверсивных ГТД: а – ленточный модуль перепуска: 1 – лента для перекрытия окон канала ЗХ; 2 – привод; 3 – поводковое кольцо; 4 – лопатка перекрытия канала ПХ; б – створчатый модуль перепуска: 5 – створка перекрытия канала ПХ и ЗХ; 6 – шатун; 7 – кривошип; 8 – шкив 9 – поводковое кольцо; 10 – привод

Список литературы

1. Романов В.И., Кирзнер Ф.И. Реверсивные газовые турбины. — Санкт-Петербург: Судостроение, 1992.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРОПРОВОДНОСТИ МАТЕРИАЛОВ ДЕТАЛЕЙ ТУРБИН ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ УСКОРЕНИЙ И ВИБРОУСКОРЕНИЙ

А.Р. Лепешкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lepeshkin@rtc.ciam.ru
Н.Г. Бычков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bychkov@rtc.ciam.ru

Теплофизические свойства материалов, в том числе характеристики температуропроводности материалов используются при расчете теплового состояния деталей авиационных газотурбинных двигателей (ГТД). Указанные характеристики температуропроводности получаются в стационарных условиях земного тяготения (g=1) на ненагруженных образцах. В реальных условиях рабочие лопатки и диски турбин нагружены растягивающими центробежными силами ($\sigma_р$≈250…500 МПа) и работают при ускорениях a= 40000 ... 100000 м/с^2 (4000 ... 10000 g) и более и изменение температуропроводности материала в этих условиях можно ожидать существенным [1-3]. В [4, 5] приводятся сведения по электронному явлению (инерционному движению электронов) в металлах, которое опытным путем установили русские ученые-физики Л.И. Мандельштам и Н.Д. Папалекси в 1913 г и американский ученый Р.Ч. Толмен – в 1916 г [5].

В данной работе разработаны методики и устройства с теплопроводниками для исследования температуропроводности и теплопроводности металлических материалов на разгонном стенде с использованием вакуумной камеры в условиях воздействия центробежных ускорений и сил, на устройстве с осевым нагружением в условиях влияния растягивающих сил и вибростенде в условиях воздействия виброускорений. Приведены результаты исследований нестационарного нагрева теплопроводников в поле центробежных ускорений и сил и виброускорений. Из анализа результатов экспериментальных исследований следует, что температуропроводность теплопроводников увеличивается при увеличении частоты вращения или виброускорений по сравнению со статическим состоянием. В исследуемом явлении температуропроводности присутствуют несколько составляющих: действие центробежного ускорения и центробежной растягивающей нагрузки и виброускорений. Вторая составляющая составляет малую величину на основе полученных экспериментальных данных о влиянии сил растяжения. Таким образом, указанные эффекты повышения температуропроводности значительно связаны с увеличением электронной проводимости (скорости инерционного движения электронов) металла под действием центробежных ускорений или виброускорений. Применение разработанных методик позволяет более точно определять тепловое и термонапряженное состояние дисков и лопаток авиационных ГТД в условиях эксплуатации.

Список литературы

1. Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г. Патент №. 2235982 РФ. Способ и установка для определения теплофизических характеристик твердых материалов в поле действия центробежных сил. 2011, Бюл. — № 11.
2. Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г. Экспериментальное исследование температуропроводности материалов в поле действия центробежных ускорений и сил // Тепловые процессы в технике. 2012. — № 8, — Том 4. — С. 376-379.
3. Лепешкин А.Р. Исследование температуропроводности металлов при воздействии виброускорений // Сборник трудов V Всероссийской конференции по фундаментальным и инновационным вопросам современной физики. 10-15 ноября. М.: ФИАН. 2013. — С. 98.
4. Гинзбург В.Л., Коган Ш.М. Об электронно-инерционных опытах // ЖЭТФ, 1977, — т. 61, — вып. 3(9), — С. 1177-1180. Tolman R.C., Stewart T.Д. // Phys. Rev., 1916.— №8, — p. 164.

ОБОБЩЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ ПО ТЕПЛОВОМУ СОСТОЯНИЮ ТУРБИНЫ ТРЁХВАЛЬНОГО ГТД И МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ПЕРВОЙ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ

А.С. Матвеев, ОАО «Кузнецов», Самара, gk_okb@kuznetsov-motors.ru
М.В. Лаврушин, ОАО «Кузнецов», Самара
М.В. Сухов, ОАО «Кузнецов», Самара
В.Н. Чуйкин, ОАО «Кузнецов», Самара
С.В. Наздрачёв, ОАО «Кузнецов», Самара

Обобщение научно-практического опыта создания и доводки авиационных двигателей в ОКБ Н.Д. Кузнецова позволяет сохранить этот опыт и использовать его в создании нового двигателя на базе проверенного газогенератора. В немаловажной степени это касается системы охлаждения турбины и теплового состояния её деталей.

В работе представлены результаты экспериментального исследования эффективности охлаждения рабочих и сопловых лопаток ТВД в пакетной установке, приведено сравнение с аналогичными исследованиями в составе однокаскадного газогенератора.

Приведены результаты термометрирования датчиками ИМТК роторных деталей всех ступеней турбины в составе полноразмерного изделия на режиме максимальных температур воздуха на входе в компрессор и газа перед турбиной. По результатам термометрирования были построены графики распределения вдоль радиуса эффективности охлаждения дисков, замковых соединений и покрывных дефлекторов.

Представлены результаты термометрирования датчиками ИМТК входных кромок неохлаждаемых рабочих лопаток в составе газогенератора и полноразмерного изделия, которые позволили проследить деформацию эпюры радиальной неравномерности температуры газового потока вдоль тракта турбины с целью дальнейшего использования в ресурсных расчётах.

В условиях эксплуатации многорежимного двигателя возникает необходимость снижать расход охлаждающего воздуха на режимах с пониженной температурой газа, что в свою очередь приводит к изменению термодинамической модели двигателя, улучшению КПД турбины и снижению удельного расхода топлива. Исследование влияния расхода охлаждающего воздуха на параметры двигателя выполнено на полноразмерном двигателе на режиме крейсерского дозвукового полёта при постоянной тяге. Получено изменение параметров двигателя, КПД турбины ВД, удельного расхода топлива в диапазоне варьирования давлением воздуха за аппаратом закрутки от 0,7 до 0,55 по отношению к полному давлению за КВД.

Дальнейшее совершенствование газодинамики и охлаждения современных турбин основывается на математическом моделировании физических процессов с применением метода конечных элементов. В работе представлены результаты решения задачи определения теплового состояния рабочей лопатки с конвективным охлаждением в сопряжённой постановке без учёта предыстории потока в сопловом аппарате, без вращения, т.е. в таких условиях, которые реализованы в экспериментальных исследованиях эффективности охлаждения лопаток на пакетной установке.

Объектом исследования послужила рабочая лопатка турбины ВД. Цель данных расчётов − установить, насколько хорошо созданная виртуальная CAD/CAE модель лопатки описывает процессы, происходящие в реальной лопатке. Это соответствие можно

выявить путём сравнения результатов расчёта с экспериментальными исследованиями на пакетной установке.

Рабочая лопатка турбины промоделирована в сопряжённой постановке между газом, металлом лопатки и воздухом, охлаждающим внутренние полости лопатки. В программе NX были созданы трёхмерные модели лопатки и газовоздушной области. Затем в программе ICEM CFD построены неструктурированные тетраэдрические сетки (с призматическим подслоем для газовоздушной области). Конечно-элементные модели были импортированы в CFX-Pre, где были заданы входные и выходные граничные условия, созданы интерфейсы между доменами, указаны свойства газа, воздуха и материала лопатки и настроен решатель. Затем проведена серия расчётов. Граничные условия в расчётах соответствовали параметрам газа и воздуха в эксперименте: давление и температура газа на входе в пакет 2,4 кг/см^2 и 600^{0}С соответственно; температура охлаждающего воздуха на входе 240^{0}С; расход охлаждающего воздуха изменялся в диапазоне 0…3%. Критерии подобия $\lambda_{Гвых}$=0,95; $T^*_Г/T^*_{ОХЛ}$ =1,7 соответствуют натурным; число $Re_Г = 3{,}2\cdot10^5$ – в автомодельной области.

Сравнение расчёта с экспериментом проводилось по величине глубины охлаждения на поверхности лопатки на среднем радиусе в зависимости от расхода охлаждающего воздуха. Погрешность между расчётными и экспериментальными данными не превышает 5%. Следовательно, виртуальная модель лопатки достаточно точно описывает процессы теплопереноса, происходящие в реальной лопатке. Поэтому данную модель можно использовать в дальнейших сопряжённых теплогидравлических расчётах.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА СЖИГАНИЯ ТОПЛИВА В МЕЖЛОПАТОЧНОМ КАНАЛЕ ТУРБИНЫ

М.А. Мураева, УГАТУ, Уфа, marija_muraeva@rambler.ru
И.М. Горюнов, УГАТУ, Уфа, gorjunov@mail.ru
В.Ф. Харитонов, УГАТУ, Уфа, vkhariton@yandex.ru

В связи с высоким уровнем совершенства авиационных ГТД все более актуальной становится проблема получения температуры газа перед турбиной и степени повышения давления в компрессоре, обеспечивающих улучшение эксплуатационных показателей двигателей. Если высокое значение степени повышения давления в компрессоре возможно достичь, применяя схемные и конструктивные решения, то температура газа перед турбиной ограничена по своей природе температурой адиабатического сгорания стехиометрической топливовоздушной смеси. Кроме того, высокий уровень температуры требует применение дорогостоящих жаропрочных, жаростойких материалов и технологий, а также приводит к повышенному уровню эмиссии оксидов азота.

Однако существует ряд альтернативных направлений совершенствования ГТД как тепловой машины, одним из которых является применение сложных термодинамических циклов, например, цикла с изотермическим расширением в турбине. Последнее предлагается осуществить путем организации сжигания дополнительного количества топлива в межлопаточном канале (МЛК) турбины [1,2]. Применение изотермического расширения в авиационных ГТД позволяет получать требуемую тягу при меньшей температуре газа перед турбиной.

Настоящая работа посвящена численному исследованию процесса подвода тепла к рабочему телу турбины для организации изотермического расширения и включает в себя моделирование горения метана и керосина в МЛК ступени турбины в программном

комплексе ANSYS CFX (рис. 1). Закономерности изменения параметров при подводе керосина и метана одинаковы.

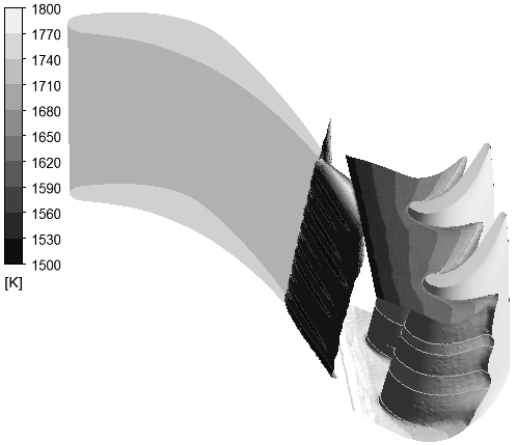


Рис. 1 – Распределение температуры заторможенного потока в относительном движении на изоповерхности массовой концентрации оксида углерода 0,001

Работа состоит из двух частей.

В первой части выполнен сравнительный анализ рабочего процесса турбины с изотермическим и адиабатическим расширением. Проанализировано изменение температуры, свойств рабочего тела, энтропии и параметров турбулентности вдоль МЛК. Сделан вывод о влиянии подвода топлива в МЛК турбины на ее работу, степень повышения давления и КПД.

При одинаковой геометрии КПД турбины с изотермическим расширением меньше КПД турбины с адиабатическим расширением на 3-4 %. Уменьшение КПД связанно с дополнительными тепловыми потерями и потерями на смешение, а так же с нерасчетным обтеканием рабочей лопатки. Соотношение работы, температуры и степени повышения давления в турбине с изотермическим расширением соответствуют ее термодинамической модели.

Во второй части проведено численное исследование схем подвода топлива в МЛК через рабочее колесо и сопловой аппарат турбины. Определено влияние скорости истечения топлива, угла подвода топлива, диаметра и высоты расположения отверстий на эффективность процесса горения в МЛК турбины. При оценке схем подвода топлива учитывалась длина зоны выгорания топлива (рис. 2) и относительная температура потока у стенки рабочей лопатки.

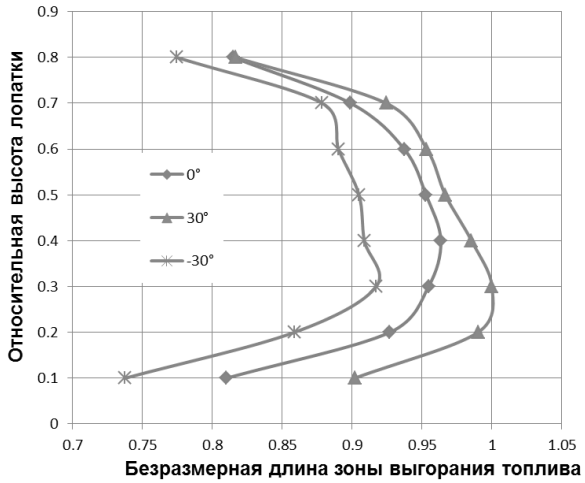


Рис. 2 – Характерная эпюра длины зоны выгорания топлива (горение керосина при различных углах подвода)

Проведенные исследования позволяют сделать вывод, что топливо в канал турбины наиболее целесообразно подавать через сопловой аппарат турбины при приведенной скорости истечения топлива около 0,4. Оптимальный диаметр отверстий с точки зрения минимальной длины зоны выгорания топлива и температуры заторможенного потока в относительном движении у стенки ротора зависит от рода топлива и варьируется от 0,6 до 1,2 мм.

Список литературы

1. M. Rice. Simulation of isothermal combustion in gas turbines. Blacksburg, Virginia, February, 2004. – 108p.
2. D. M. Bachovchin, T. E. Lippert, R. A. Newby, P. G. A. Cizmas. Gas turbine reheat using in situ combustion. Siemens Westinghouse Power Corporation, Final Report, May, 2004. – 112p.

ИССЛЕДОВАНИЕ И АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ И КОНСТРУКЦИЙ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ТУРБИН ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ТВД И ТВЛД

В.В. Нестеренко, МАИ, Москва, vladnesterenko@gmail.com
В.Г. Нестеренко, МАИ, Москва,valerinesterenk@yandex.ru

В настоящее время количественная оценка качества проектирования авиационных ГТД осуществляется по параметру стоимости жизненного цикла, который включает как технические, так и экономические оценки результатов проектирования и учитывает стоимость изготовления, эксплуатации и ремонта ГТД, как это показано в работе [1].

Рассмотрены варианты проектирования турбин высокого давления современных отечественных и иностранных ГТД - ТВ7 117, ВК 2500, РД 600, Ардиден и др., отличающихся: числом ступеней турбины газогенератора, одна или две; параметрами лопаточных аппаратов СА и РК, а также переходного канала к силовой турбине, влияющими на их к.п.д.; уровнем максимальной температуры газа перед турбиной, определяющим разработку охлаждаемой или не охлаждаемой турбины при условии сохранения её мощности на одинаковом уровне; количеством лопаток, ценой их изготовления и ремонта и др. Представлен анализ результатов этих исследований и новые конструктивные решения этих узлов, позволяющие повысить их эффективность.

Список литературы

1. Основы конструирования, производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS технологий: учеб. М.: Наука, 2012.- Т.3/Н.Н. Сиротин [и др.].616 с.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОХЛАЖДАЕМЫХ ЛОПАТОК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТУРБИН ВРД С БАНДАЖНОЙ ПОЛКОЙ

В.Г. Нестеренко, МАИ, Москва,valerinesterenk@yandex.ru
Ле Тиен Зыонг, МАИ, Москва, tienduong86stvn@gmail.com
В.В. Нестеренко, МАИ, Москва, vladnesterenko@gmail.com
А.А. Матушкин, МАИ, Москва, radon@inbox.ru

Перетекание газа через радиальный зазор уменьшает крутящий момент на валу турбины и приводит к снижению её к.п.д. Эти потери можно существенно снизить путём применения на лопатках бандажных полок, на которых установлены лабиринтные уплотнения и которые «утоплены» в корпусе турбины, как это показано в работе [1].

Исследованы особенности конструкций: бандажной полки рабочей лопатки ТВД Трент 800, которая имеет систему конвективного охлаждения с поперечными каналами, соединёнными с внутренней полостью пера лопатки и выходом охлаждающего воздуха на грани полки - заднюю и боковые [2]; новой конструкции бандажной полки, где реализована система плёночного охлаждения щелевого типа наружных поверхностей бандажной полки. Представлена классификация бандажных полок различного вида и назначения, а также рекомендации по методике проектирования лопаток такого типа.

Список литературы

1. Абианц В.Х. Теория авиационных газовых турбин. М.: Машиностроение, 1961.
2. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. М.: Машиностроение, 2008.- Т.2/А.А. Иноземцев [и др.].368 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА В ЦЕНТРОСТРЕМИТЕЛЬНОЙ ТУРБИНЕ

Р.З. Нигматуллин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, nigmarz@ciam.ru
В.В. Баранов, ОАО «НПП «Аэросила», Ступино

Особенностями центростремительных турбин ВСУ для летательных аппаратов являются их относительно малые размеры и довольно сложная пространственная геометрия. Это требует применения современных методов расчета 3-мерных турбулентных течений вязкого теплопроводного газа для получения более точных оценок их эффективности.

В докладе приведены результаты численного исследования течения газа в проточной части перспективной центростремительной турбины (рис.1). Исследование проводилось с использованием метода расчета, описанного в работах [1, 2]. Эффекты турбулентности учитывались с помощью модели [3].

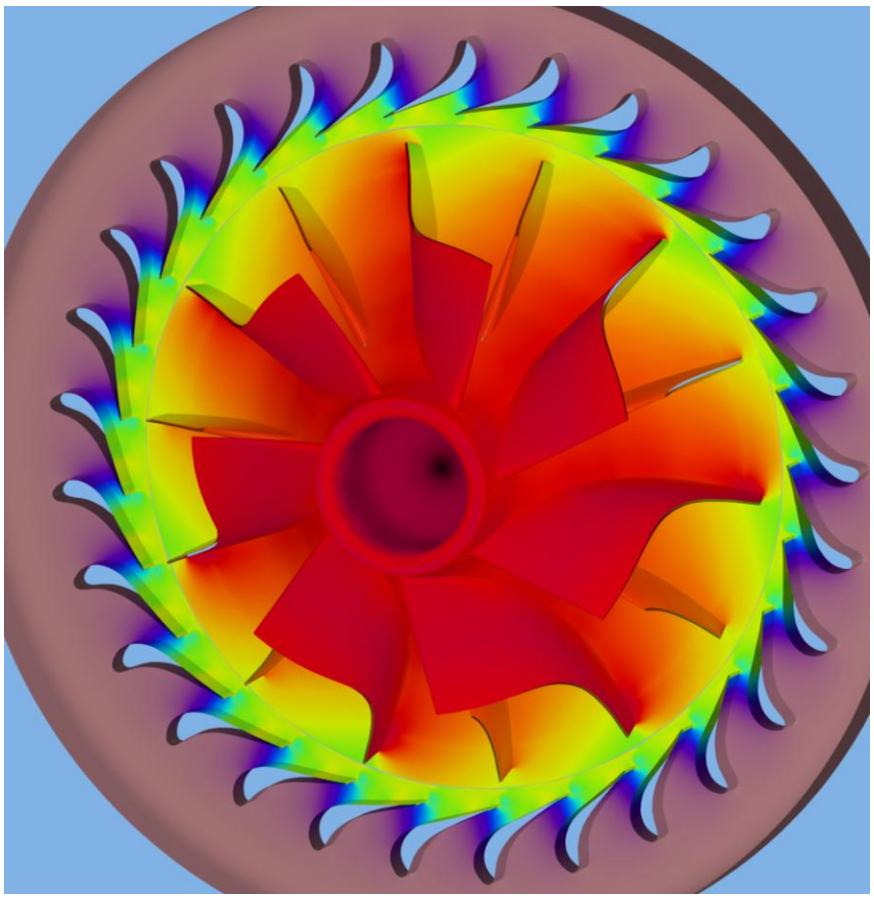


Рис. 1 – Распределение статического давления в центростремительной турбине

Как видно на рис. 1, рассматриваемая турбина имеет двухрядное рабочее колесо.

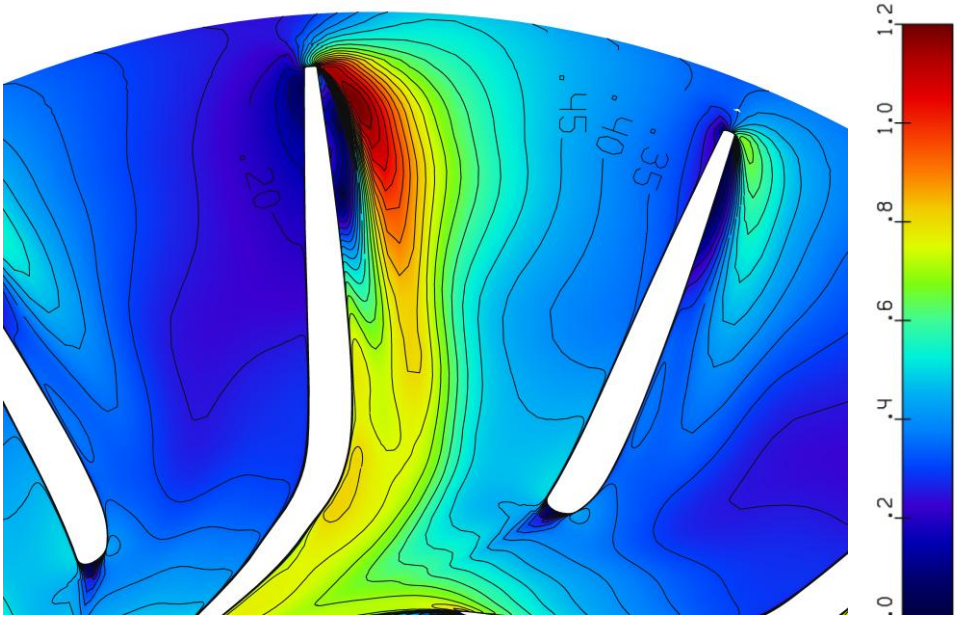
Расчеты проводились с учетом как радиального зазора над рабочими лопатками (в этих областях строились соответствующие сетки), так и особенностей конструкции в выходной части рабочего колеса турбины (рис. 1).

Исследование показало относительно слабую зависимость эффективности турбины от величины радиального зазора: при увеличении радиального зазора на 0.2 мм (примерно 0.3% от высоты длинной рабочей лопатки в выходной части) к.п.д. турбины уменьшается на величину $\Delta\eta^*\sim0.004$.

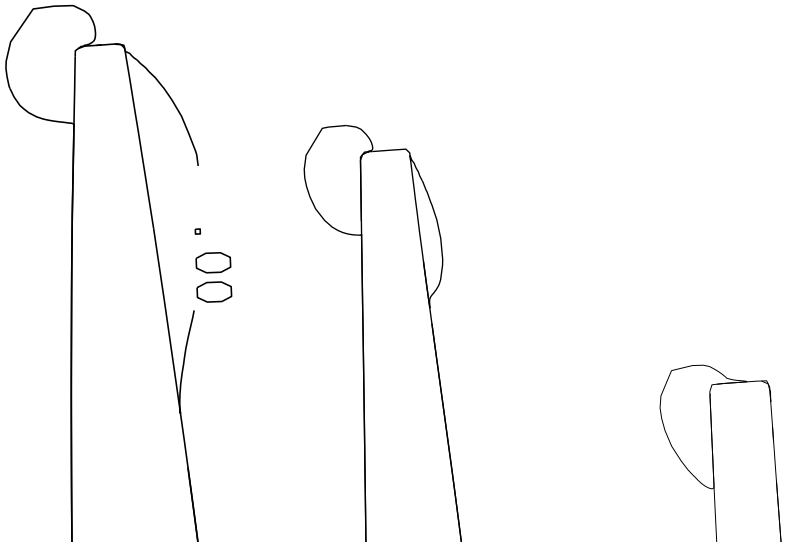
Показано, что отсутствие обработки входных кромок рабочих лопаток вызывает локальные отрывы потока, приводящие к дополнительным потерям (рис. 2).

Приведены результаты, показывающие целесообразность оптимизации выходной части рабочего колеса турбины.

На основе использованных методов расчета 3-мерных течений газа получены и исследованы характеристики турбины в широком диапазоне изменения параметров.



а) число Маха в среднем сечении



Втулка *среднее сечение* *периферия*

б) примерные зоны отрывов потока у входных кромок длинных рабочих лопаток

Рис. 2 – Особенности обтекания входных кромок рабочих лопаток

Список литературы

1. Иванов М.Я., Крупа В.Г., Нигматуллин Р.З. Неявная схема С.К. Годунова повышенной точности для интегрирования уравнений Навье-Стокса. - Журнал вычислит. матем. и матем. физики, 1989, т.29, с. 888-901.
2. Mathematical Models of Gas Turbine Engines and their Components. AGARD Lecture Series TCP 02/LS198, 1994.
3. Coakley T.J. Turbulence modeling methods for the compressible Navier-Stokes equations. AIAA Paper N 83-1693, 1983, 13p.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЧЕТЫРЕХСТУПЕНЧАТОЙ ОСЕВОЙ ТУРБИНЫ

Г.М. Попов, СГАУ, Самара, grishatty@gmail.com
О.В. Батурин, СГАУ, Самара, udet@mail.ru
Е.С. Горячкин, СГАУ, Самара, evgeni0063@yandex.ru

Численное моделирование рабочего процесса турбомашин с помощью методов вычислительной газовой динамики позволяет с небольшими временными и материальными затратами проанализировать рабочий процесс и внести изменения в конструкцию для улучшения турбомашины. Программы-оптимизаторы позволяют в автоматизированном режиме варьировать параметрами, описывающими геометрию, проводить анализ результатов и поиск варианта наиболее полно удовлетворяющего постановке задачи.

В представленной работе описана оптимизация четырехступенчатой осевой турбины разработанной и экспериментально исследованной в *NASA* [1] (рис. 1). Для данной турбины доступны данные не только для всей сборки, но и для отдельных ступеней.

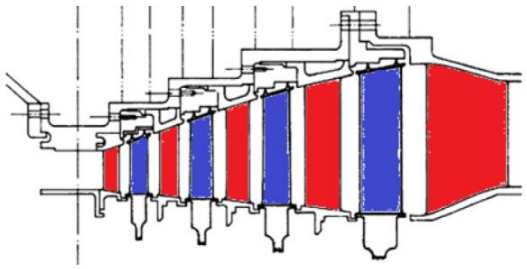


Рис. 1 – Эскиз исследуемой турбины

Для поиска оптимального варианта использовались программа оптимизатор *IOSO* [2] и численный *CFD* решатель *NUMECA FINE Turbo*. Для параметрического изменения геометрии расчётной области использовалась программа *Profiler* [3], разработанная на кафедре теории двигателей летательных аппаратов СГАУ.

Модель создавалась в осесимметричной стационарной постановке. Деформация лопаток о действия центробежных и тепловых нагрузок не учитывалась, в качестве рабочего тела использовался идеальный газ со свойствами продуктов сгорания керосина, была принята зависимость коэффициента теплопроводности и вязкости рабочего тела в зависимости от температуры, не учитывалась теплопередача между стенками проточной части и потоком.

В качестве граничных условий на входе в турбину было задано распределение полного давления p^*, полной температуры T^*, угла потока α, значение турбулентной вязкости. В качестве граничных условий на выходе было задано значение статического давления p с учётом радиальной неравномерности. Для передачи параметров потока между вращающимися и неподвижными доменами использовался интерфейс *Full Non Matching Mixing Plane*.

Был создан набор численных моделей, соответствующих одной ступени, двум ступеням, трем ступеням, четырем ступеням с выходным спрямляющим аппаратом.

С помощью каждой модели были рассчитаны и сравнены с экспериментальными напорные и КПД характеристики турбины (рис. 2).

Рассчитанные характеристики находятся в хорошем согласовании с экспериментальными данными для всех моделей. Таким образом, адекватность созданных численных моделей была подтверждена. Для проведения оптимизации было решено использовать четырехступенчатую модель с выходным спрямляющим аппаратом.

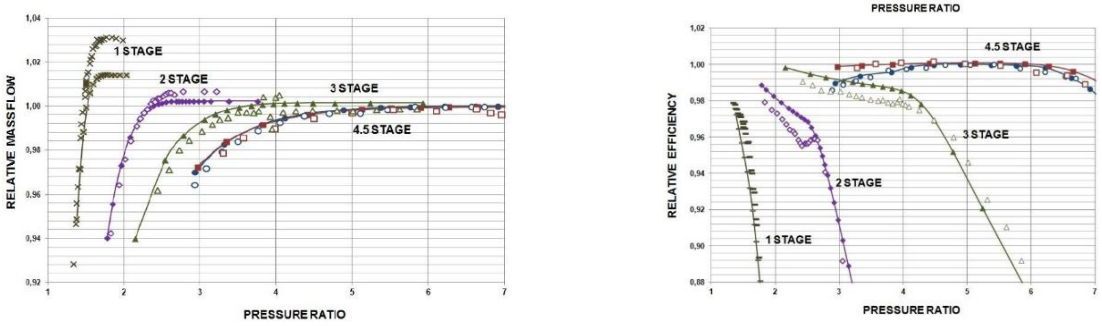


Рис. 2 – Сравнение рассчитанных характеристик с экспериментальными

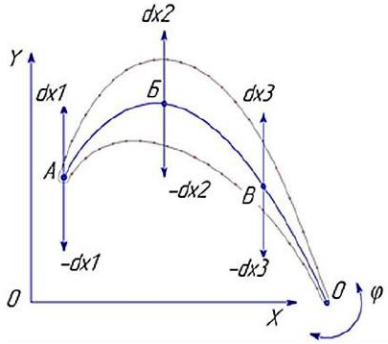


Рис. 3 – Схема параметризации профилей

Параметризация лопаток осуществлялась за счёт изменения формы средней линии профиля и выносами в окружном и осевом направлениях (рис. 3). Для каждой сопловой лопатки менялась форма профиля в трех сечениях и угол установки. Для рабочих лопаток менялся только угол установки. Общее количество переменных 95.

Целью оптимизация было повышение КПД турбины на расчётном режиме. Для сохранения положения рабочей точки на характеристике были заданы ограничения: степень расширения и расход рабочего тела отличаются не более чем на 0,5% от базовых значений.

Для решения задачи оптимизации потребовалось более 1000 обращений к расчётной модели. Получен вариант, обеспечивающий повышение КПД более чем на 0,8%. Сравнение напорной и КПД характеристик базового и оптимизированного варианта показано на рис. 4.

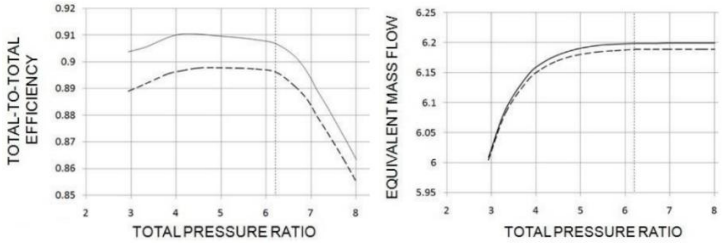


Рис. 4 – Сравнение базового и оптимизированного вариантов турбины

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании постановления №218 от 09.04.2010 (шифр темы *2013-218-04-4777*)

Список литературы

1. Webster, P.F., 1976. Design of a 4 ½ stage turbine with a stage loading factor of 4.66 and high specific work output, NASA CR-2659.
2. Egorov, I.N., Kretinin, G.V., Leshchenko, I.A., Kuptzov, S.V., 2004. The main features of IOSO technology usage for multi-objective design optimization. In Proc. of 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Vol. 6, pp. 3437-3447
3. Автоматизация построения моделей лопаточных венцов для CAE расчётов в программе Profiler / Л.С. _Шаблий, И.Б. Дмитриева, Г.М. Попов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университет имени акад. С.П. Королёва (национального исследовательского университета). Самара, 2012. №5 (36). Часть 1. С. 208_214.

МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ МОНОКОЛЕСА ТУРБИНЫ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ТУРБОВАЛЬНОГО ГТД СЛОЖНОГО ЦИКЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНЫХ МОДЕЛЕЙ ВЫСОКОГО УРОВНЯ

А.В. Сальников, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, salnikov@ciam.ru
М. А. Данилов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, danilov@ciam.ru

Проектирование рабочих колес является весьма трудоемкой задачей и занимает значительное количество времени. В процессе поиска оптимальной конструкции рабочего колеса ТВД необходимо одновременно учитывать ряд противоречивых условий и требований: обеспечение газодинамической эффективности (что приводит тому, что геометрическая модель становится более сложной, профиль лопатки утончается и т.д.); обеспечение длительной статической прочности и малоцикловой выносливости при предельно высокой температуре материала; проведение динамической отстройки от резонансов, вызываемых многочисленными возбудителями от газового потока; удовлетворение весовым и габаритным ограничениям; учет технологии изготовления и т.д. Из-за этого для оптимального согласования противоречивых условий приходится вносить в начальный проект компромиссные изменения, которые носят итерационный характер.

В данной работе описывается технология автоматизированного многодисциплинарного проектирования моноколеса турбины. Поиск оптимальной конструкции проводится при помощи современного пакета многокритериальной оптимизации IOSO. На каждой итерации оптимизации проводится анализ конструкции в необходимых дисциплинах с использованием 3D моделей высокого уровня.

Процесс проектирования начинается с создания параметрической модели. На этой стадии формируется схема параметризации, задаются пределы и диапазоны параметров конструкции, их иерархия и взаимное влияние.

Параметрическая модель содержит все необходимые расчетные области: воздух проточной части, полости наддува, металл лопатки и диска. В процессе оптимизации происходит варьирование параметров в единой модели, в результате чего изменения учитываются в параметризованных 3D моделях с одной и той же схемой параметризации для прочностного, газодинамического и теплового расчетов. Модели для

газодинамического расчета представляют собой сектор проточной части соплового аппарата и сектор рабочего колеса, содержащие по одной лопатке. Сектора ограниченны поверхностями, повторяющими среднюю поверхность лопатки. Сеточное разрешение расчетных областей и параметры сходимости выбираются из условия сочетания приемлемой точности и скорости расчета. Для проведения прочностных расчетов используется параметризованная 3D конечно-элементная модель сектора рассматриваемого рабочего колеса с одной лопаткой. После завершения оптимизации производится уточняющий расчет конструкции, выбранной в качестве оптимальной для подтверждения характеристик полученной 3D модели.

Параметрическое моделирование изделий позволяет получать многодисциплинарные расчетные модели и оперативно вносить изменения в них. Создание таких моделей является достаточно трудоёмкой задачей, но значительно ускоряет дальнейшую модификацию конструкции на последующих стадиях проектирования и упрощает технологическую подготовку производства изделия.

Процесс модификации и анализа параметризированных моделей на каждой итерации оптимизации проводится в несколько шагов:

- модификация параметрической модели, в результате чего изменения передаются в твердотельную модель пера лопатки и сектор проточной части согласно новым значениям варьируемых размеров;
- создание 3D конечно-элементной модели сектора рабочего колеса с одной лопаткой;
- анализ статической прочности по местным запасам и запасам по несущей способности, определение циклической долговечности и модальный анализ конструкции;
- проверка прочности конструкции. Если требования по прочностным ограничениям не выполняются, то итерация завершается, газодинамический анализ не проводится;
- если требования по прочности удовлетворены, то создается 3D конечно-разностная модель проточной части и проводится анализ газодинамических характеристик проектируемого пера лопатки.

Наличие шага №4 обусловлено тем, что время прочностного анализа (несколько минут) значительно меньше, чем время оценки газодинамических характеристик (несколько часов). Поэтому, чтобы сократить общее время проектирования, газодинамический анализ конфигураций конструкции, которые не удовлетворяют прочностным требованиям, не проводится. Также параметрическая модель производит проверку технологической реализуемости заданной геометрии. В случае невыполнения требований к заданной технологии, дальнейшие расчеты на текущей итерации оптимизации не проводятся.

Оптимизация конструкции может проводиться сразу по нескольким критериям: масса колеса, эффективность ступени, прочность, экономические показатели и т.д. Результатом многокритериальной оптимизации является не одна конструкция изделия, а множество Парето оптимальных решений. Таким образом, результатом оптимизации является ряд моделей моноколес турбины, из которого можно выбрать необходимую конфигурацию, исходя из того, какой критерий является наиболее значимым для проектировщиков.

Критерии оптимизации могут варьироваться в зависимости от постановки задачи. Но технология проектирования, схема параметризации и используемые параметризированные многодисциплинарные математические модели при этом сохраняются. Поэтому, в случае корректировки требований к изделию, получение новой оптимальной конструкции потребует меньших временных затрат.

Предложенный подход позволяет за счет автоматизации значительно сократить трудоемкость процесса проектирования и время дальнейшей доводки конструкции.

Определение оптимальной конструкции при помощи современных пакетов многокритериальной оптимизации существенно увеличивает область поиска оптимальных проектов, что значительно повышает качество проектирования.

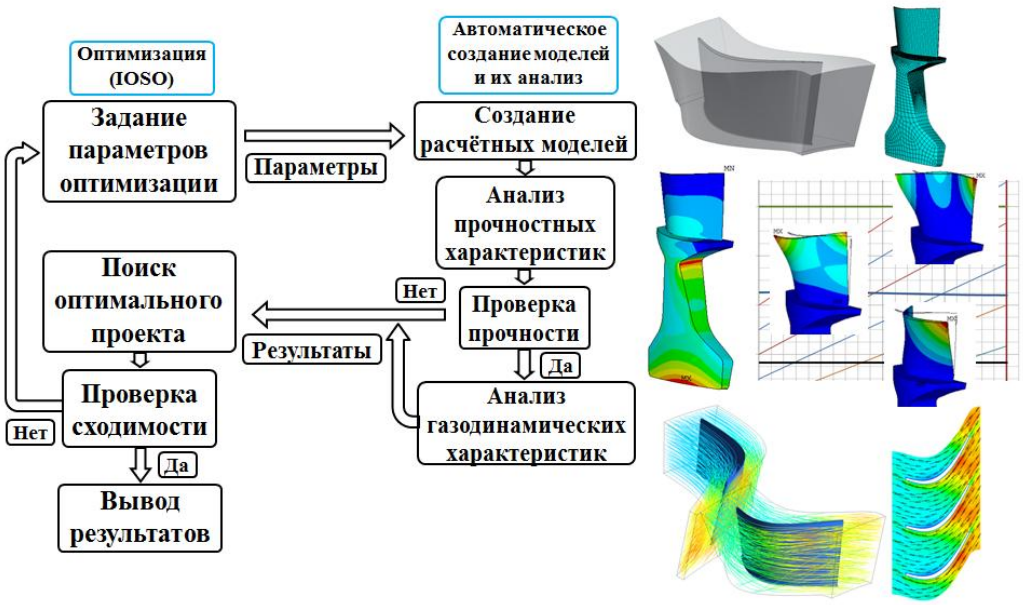


Рис. 1 – Схема оптимизации рабочего колеса турбины

СОЗДАНИЕ, АПРОБАЦИЯ И ВНЕДРЕНИЕ ТРЕХПОЛОСТНОЙ СХЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ СОПЛОВОЙ ЛОПАТКИ ДЛЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТУРБИН ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

С.И. Сендюрев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, sendyurev@avid.ru
А.С. Тихонов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, tikhonov@avid.ru
Н.Ю. Самохвалов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, samohvalov@avid.ru
В.Т. Хайрулин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, khairulin@avid.ru

Сопловые лопатки (СЛ) являются наиболее теплонагруженными деталями турбин газотурбинных двигателей (ГТД). С учетом окружной неравномерности локальная температура газа на выходе из камеры сгорания $T^*_г$ может достигать значений порядка 2500 К. При таких условиях для перспективных ГТД наибольшие проблемы вызывает надежное охлаждение сопловых лопаток в области входной кромки, из-за высокой кривизны профиля, низкой скорости газового потока в этом месте и малого перепада давлений между охлаждающим воздухом и газом; и спинки лопатки, из-за высоких скоростей газа, неоптимального параметра выдува в последнем ряду перфорации по спинке и необходимость расположения его до горла соплового аппарата. Все эти факторы приводят к тому, что для входной кромки наиболее важными способами охлаждения становятся струйный обдув и конвективный теплообмен в отверстиях перфорации, а для спинки – пленочное охлаждение и струйный обдув спинки изнутри в местах ниже последнего ряда перфорации по потоку [1].

В процессе работы и длительных горячих испытаний на перьях сопловых лопаток первой ступени ТВД двигателей ПС-90А, ПС-90А2 и их модификаций были обнаружены

повреждения: прогары, трещины и необратимые деформации на спинках и входных кромках лопаток.

Был проведен комплекс тепло-газодинамических расчетов сопловых лопаток и их идентификация по результатам эксплуатации и испытаний. Расчеты включали в себя как критериальные методики в собственных программных комплексах или в ANSYS, так и связанные тепло-газодинамические вязкие расчеты сопловых лопаток в составе турбины совместно с камерой сгорания в программе ANSYS-CFX.

В расчете были полностью смоделированы системы охлаждения сопловых и рабочих лопаток ТВД со всеми отверстиями перфорации и дефлекторами, система подвода охлаждающего воздуха к лопаткам и камера сгорания (рисунок 2). Общая размерность сетки составляет около 500 миллионов элементов, для дискретизации пристеночной области толщиной 0,1 мм использовалось 10 слоев призматических элементов. Модель турбулентности – модифицированная SST [2].

Результаты расчетов и тепловые модели идентифицированы по результатам металлографии лопаток ТВД в эксплуатации и испытаний газогенератора и полноразмерного двигателя ПС-90А2, где температура сопловых лопаток определялась термопарами, измерителями максимальной температуры кристаллическими (ИМТК) и термокрасками.

Расчетное распределение температур, полученное как по критериальным, так и по связанных расчетам, с высокой точностью описывает распределение температур металла лопатки в эксплуатации.

В результате проведенного комплекса расчетно-экспериментальных работ удалось отработать эффективную методику проектирования сопловых лопаток, позволяющую проводить как быстрые прикидочные проектировочные расчеты с необходимой точностью, так и обеспечивающие возможность тонкой настройки проектируемой конструкции.

Для решения проблем охлаждения, исключения вышеописанных повреждений в эксплуатации и увеличения ресурса лопаток на основании идентифицированных тепловых моделей имеющихся лопаток была разработана и применена трехполостная схема конвективно-пленочного охлаждения для лопаток двигателей ПС-90А и ПС-90А2.

Применение трехполостной схемы позволило уменьшить расход охлаждающего воздуха в лопатку на 0.5% от Gквд для двигателя ПС-90А и на 1% от Gквд для двигателя ПС-90А2 и снизить температуру перьев лопаток в среднем на 60-75 ˚С, а в месте повреждения на спинке на 80-90 ˚С, что подтверждается расчетами и испытаниями. В результате, эффективность охлаждения профильных частей модифицированных лопаток θ=0.7-0.8, что превышает уровень большинства серийных зарубежных разработок [3].

В процессе работы над трехполостной схемой охлаждения были решены следующие основные задачи:

- Обеспечение необходимого расхода и перепада давления в последнем ряду на спинке лопатки.
- Определение места максимума эффективности пленки, определение соотношения расходов воздуха, идущего на пленку и на конвективное охлаждение спинки.
- Обеспечения гарантированного перепада на входной кромке на всех режимах работы двигателя.

В настоящее время, лопатки с трехполостной схемой охлаждения проходят обкатку на наземных газотурбинных установках и на полноразмерных авиационных двигателях в стендовых условиях.

Список литературы

1. Иванов М.Я., Почуев В.П. Проблемы создания высокотемпературных турбин современных авиационных двигателей. Конверсия машиностроения, №5, 2000 г, с. 34-46.
2. Абрамчук Т.В., Сендюрев С. И., Тихонов А. С., Цатиашвили В. В. «Численное исследование влияния структуры течения в камере сгорания на тепловое состояние соплового аппарата турбины высокого давления». – Сборник трудов всероссийской научно-технической конференции молодых ученый и специалистов «Новые решения в газотурбостроении», г. Москва, 5-8 октября 2010 г.
3. Иноземцев А.А., Сендюрев С.И. Исследование и проектирование систем охлаждения сопловых лопаток высоконагруженных газовых турбин. - Тяжелое Машиностроение, №9, 2010, с. 4-12.

ИСПЫТАНИЯ ТУРБИНЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ПД-14

А.Р. Терегулов, ОАО «НПП «Мотор», Уфа, motor@motor-odk.ru

ОАО «НПП «Мотор» является участником кооперации предприятий АО «ОДК», реализующих проект двигателя ПД-14 для ближне среднемагистрального самолета МС-21. Зоной ответственности его является турбина низкого давления (ТНД) с задней опорой (ЗО) двигателя.

Для подтверждения эффективности использованных технологий проектирования проведено экспериментальное исследование натурной ТНД с ЗО в составе экспериментальной установки на стенде ТС-2 ЦИАМ. Схема экспериментальной установки представлена на рис. 1. В состав установки входят передний переходной канал с опорой, ТНД с ЗО, задний переходной канал, два низкооборотных гидротормоза, установленных тандемом. В переходных каналах размещены термо и пневмогребенки (в т.ч. на поворотных турелях), позволяющие произвести оценку аэродинамической эффективности ТНД и затурбинного устройства. Тщательная тарировка используемых приборов и датчиков обеспечила погрешность определения аэродинамической эффективности ТНД с ЗО в пределах ± 0,7%.

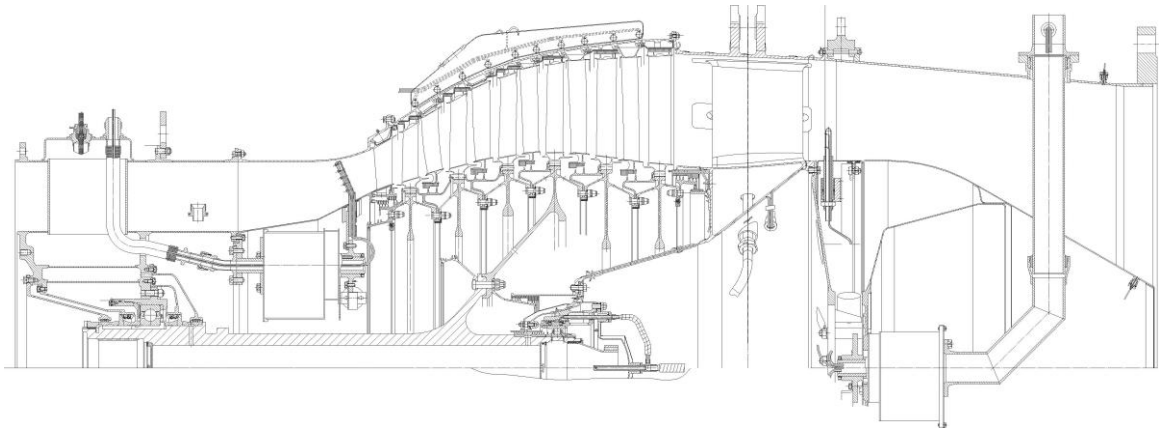


Рис. 1 – Схема экспериментальной установки

Диапазон режимов работы стенда ТС-2 и мощностные характеристики тандема гидротормозов позволили воспроизвести условия работы ТНД с ЗО при наборе высоты летательным аппаратом (от 6 км) и при крейсерском его полете на высоте 11 км.

В результате проведенной работы определено значение аэродинамической эффективности ТНД и ЗО, соответствующее расчетному.

Таким образом, проведенное экспериментальное исследование подтвердило эффективность применяемых технологий проектирования, позволяющих конструировать проточную часть многоступенчатой ТНД с высоким аэродинамическим совершенством и стабильными характеристиками, что является одним из важных условий для успешного проектирования современных надежных и экономичных газовых турбин.

РАСЧЕТ ГЕНЕРАЦИИ ТОНАЛЬНОГО ШУМА И ТУРБИНЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕЧЕНИЯ ГАЗОВОГО ПОТОКА

Л.В. Терентьева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, larisa@ciam.ru
Р.З. Нигматуллин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, nigmarz@ciam.ru

Проведено исследование тонального шума, генерируемого модельной двухступенчатой неохлаждаемой турбиной низкого давления на различных режимах работы. Анализ основан на численном интегрировании системы осредненных по Рейнольдсу трехмерных нестационарных уравнений Навье-Стокса, описывающих турбулентные течения вязкого теплопроводного газа. Полученное в результате расчета поле пульсаций давления преобразуется методами спектрального анализа, что позволяет получить тональные характеристики шума, генерируемого в выходном сечении турбины. Подробное описание метода расчета, а также способа извлечения акустической информации из полученных результатов, приведено в работе [1].

Внутри осевых зазоров поле течения содержит значительные флуктуации скорости, давления, температуры. Эти колебания генерируют тональный шум при взаимодействии с лопатками роторов и статоров. На рис.1 приведена мгновенная картина распределения изоэнтропического числа Маха – функции давления (бандажные полки не показаны).

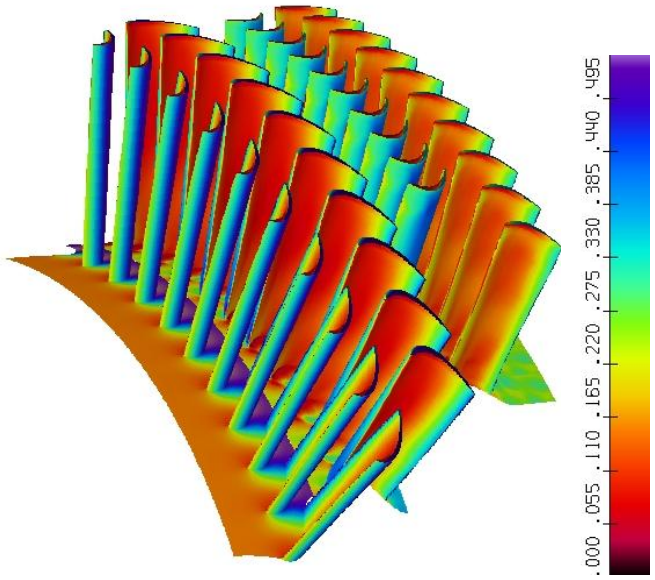


Рис. 1 – Мгновенная картина распределения изоэнтропического числа Маха

Распределение статического давления $p(t,r,\theta)$ в осевом сечении на выходе из турбины, полученное в результате нестационарного расчета, исследуется с помощью частотно-модального анализа, основанного на следующем разложении

$$p(t,x,r,\theta) = \sum_{k,m,n}^{+\infty} \left(A_{mn} e^{ik_{mn}x} \right) f_{mn}(r) e^{i(m\theta - \omega_k t)} \qquad (1)$$

где ω_k – частота колебаний, связанная со скоростью вращения турбины и количеством лопаток роторов первой и второй ступени соотношением $\omega_k = \Omega(j_{1k}B_1 + j_{2k}B_2)$; m и n – окружной и радиальный порядок моды соответственно; k_{mn} – волновое число, A_{mn} – комплексная амплитуда моды (m,n); $f_{mn}(r)$ – собственные функции, описывающие акустические течения закрученного потока в канале.

В случае осевого среднего потока распространение акустических возмущений в круговом канале можно описать аналитически с помощью функций Бесселя первого и второго рода. В общем случае закрученного и обладающего осевым сдвигом среднего потока акустические и вихревые возмущения, распространяющиеся в канале, взаимодействуют, и аналитического решения не существует. В этом случае собственные числа и собственные функции могут быть найдены численно. В настоящей работе радиальные собственные функции были найдены численно с помощью спектрального метода.

В табл. 1 приведены значения в децибелах амплитуд различных мод спектра шума для режима снижения. Приводятся результаты акустических испытаний и результаты расчетов на основе уравнений URANS для разного числа узлов сетки в радиальном направлении.

Таблица 1

Режим полета			Снижение			
ω	*m*	*n*	Amn+[dB]			
			Эксперимент	Результаты расчетов		
				np=30	*np*=20	*np*=40
68	4	0	115.1	107.6	102.4	105.4
		1	107.3	110.5	107	108
		2	119.4	116.1	97.7	104.1
88	-24	0	116.3	117.4	118.2	120.9
	24	0	99.5	106.9	97.6	97.6
		1	102.4	114	110.1	111.1
136	24	0	106.1	109.5	106.9	95.7
		1	101.9	110.4	106.5	100.3
		2	103.4	105.6	104.4	92.9
		3	90.1	110.5	98.9	97.9
		4	88.2	100.6	79.9	100
		0	96.1	91.6	87.5	90.3
		1	95	100.2	95.6	99.5
		2	94.3	99	79.7	99.8
		3	102	95.4	98.8	88.7
		4	96.4	99.4	80.1	93.3
108	4	0	96.5	98.8	96.9	87.1
		1	91.4	89.6	96.9	88.2
		2	90.5	107	104.5	96.8
		3	85.1	100	94.1	95.5

Сопоставление полученных результатов расчетного моделирования тонального шума турбины с данными акустических измерений, показывает, что в целом отличие результатов расчетов от эксперимента на низших частотах в основном не превышает 10 дБ, но возрастает с ростом частоты рассматриваемых компонент пульсаций давления.

Список литературы

1. Р.З. Нигматуллин, Л.В. Терентьева Анализ тонального шума турбины низкого давления на основе нестационарного газодинамического расчета. Труды 29-го Конгресса ICAS. Санкт-Петербург. 2014.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ДОВОДКА СОВРЕМЕННЫХ ГАЗОВЫХ ТУРБИН МЕТОДАМИ ТРЕХМЕРНОГО ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

В.Т. Хайрулин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, khairulin@avid.ru
А.С. Тихонов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, tikhonov@avid.ru
Н.Ю. Самохвалов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, samohvalov@avid.ru

Создание современных конкурентоспособных авиационных двигателей невозможно без применения широкого комплекса методов численного моделирования. На сегодняшний день в задачах аэродинамического и теплового проектирования и доводки турбин широкое распространение получили различные численные методики, основанные на решении системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Однако данные методики требуют детальной верификации и валидации.

Для верификации численных моделей турбин перспективного двигателя были выбраны SST модель турбулентности с включённым модулем ламинарно-турбулентного перехода GTM (для ТВД) и BSL модель турбулентности (для ТНД). Использовались высокодетализированные модели с присоединенными полостями и переходным каналом, состоящие из 577 млн. конечных элементов. В качестве граничных условий использовались экспериментальные данные, полученные по результатам замеров параметров газа в тракте и присоединённых полостях при испытаниях двигателя. Численный анализ проводился как в стационарной, так и в нестационарной постановках.

Полученные расчетные данные имеет хорошее совпадение с экспериментом, расхождения как локально, так и интегрально незначительны (не более 5%) [1].

- По результатам проведенной верификации были разработаны и внедрены мероприятия по оптимизации конструкции ТВД и ТНД с целью увеличения эффективного КПД:
- Выполнено разделение средней полости 1СЛ ТВД на три подполости (высокого, среднего и низкого давлений) с целью оптимизации параметра выдува в рядах перфорации по всему профилю лопатки, что позволило снизить температуру входной кромки в среднем на 30 градусов.
- Оптимизирована конструкция системы охлаждения 1РЛ ТВД за счет применения многопетлевой схемы, что позволило снизить температуру торца лопатки на 20 градусов, температуру полки на 50…80 градусов.
- Оптимизирована конструкция аппарата закрутки (исключена парциальность) с перепрофилированием лопаток и уменьшением их высоты, что позволило снизить среднюю температуру пера 1 РЛ ТВД и увеличить крутящий момент на первой ступени ТВД.
- Перепроектирован переходный канал (ПК) ТВД и ТНД, что позволило значительно увеличить расчетный эффективный КПД ТВД и снизить потери в ПК [2].

- Перепрофилированы обтекатели задней опоры ТНД с сохранением распределения толщины по высоте обтекателей для прокладки коммуникаций и общей схемы расположения, что позволило снизить закрутку, потери эффективной тяги в сопле и уменьшить расчетный удельный расход топлива.

Список литературы

1. Хайрулин В.Т, Тихонов А.С., Самохвалов Н.Ю. – Метод комплексного проектирования современных газовых турбин, «Сборник докладов научно технической конференции Климовские чтения 2014», г. Санкт – Петербург, 2014, с. 31 – 46.
2. Самохвалов Н.Ю, Хайрулин В.Т., Тихонов А.С. – Особенности аэродинамического проектирования межтурбинного переходного канала современного перспективного двигателя, «Сборник докладов научно технической конференции Климовские чтения 2014», г. Санкт – Петербург, 2014, с, 47-56.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАЗЛИЧНЫХ СХЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТУРБИН

С.В. Харьковский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kharkovski@ciam.ru
А.А. Мухин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kharkovski@ciam.ru

Одним из направлений развития авиационной техники является рост температуры газа перед турбиной. В перспективных двигателях этот параметр может достигнуть значений 2000 К и выше, что обусловливает особое внимание и повышенные требования к тепловому состоянию и охлаждению узлов двигателя, в первую очередь турбины, работающей в условиях высоких температур. Наибольшую трудность представляет обеспечение надежности рабочих лопаток, которые подвержены термоциклической усталости, вибрации, газовой коррозии и эрозии, воздействию нагрузок и центробежных сил. С учетом всего этого для надежной работы средняя температура металла лопаток для современных жаропрочных материалов не должна превышать 900...1000°С, а максимальный уровень - 1100°С. Непрерывное совершенствование систем охлаждения, при которых расход воздуха на охлаждение лопатки не перекрывает выигрыш в удельных параметрах двигателя, является обязательным условием развития авиационного двигателестроения. Поэтому создание охлаждаемой лопатки, обладающей высокой эффективностью, прочностью, меньшей массой при пониженном расходе воздуха на охлаждение, является актуальной задачей.

В настоящее время применяются два типа охлаждения лопаток – конвективное и конвективно-пленочное. Эффективность конвективного охлаждения существенно выше, чем у пленочного. Однако ограничения по геометрии не позволяют выпустить в щель выходной кромке лопатки расход воздуха выше известного значения, и возникает необходимость выпуска воздуха через дополнительные отверстия на профиле лопатки. Образующаяся при этом заградительная пелена снижает тепловой поток в лопатку, что позволяет уменьшить подогревы воздуха в конвективной части.

В отделе «Газовых турбин» ведется работа по созданию перспективных, имеющих высокую эффективность, охлаждаемых сопловых и рабочих лопаток для высокотемпературных турбин.

Рассмотрены результаты расчетно-экспериментального исследования эффективности охлаждения ряда лопаток с различными схемами охлаждения.

Выполнено сравнение эффективности различных схем и показано, что наибольшей эффективностью обладает схема с проникающей системой.

СЕКЦИЯ 3А – ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ И ПРИКЛАДНАЯ ГАЗОВАЯ ДИНАМИКА

МОДЕЛИРОВАНИЕ МИКРОВОЛНОВЫХ И ЛАЗЕРНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ ПО УПРАВЛЕНИЮ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОМПЛЕКСНО КОНСЕРВАТИВНЫХ РАЗНОСТНЫХ СХЕМ

О.А. Азарова, ВЦ им. А.А. Дородницына ФИЦ ИУ РАН, Москва,
olga_azarova@list.ru

Управление потоком при сверхзвуковом обтекании составляет обширную область аэрокосмической инженерии. Одним из эффективных инструментов является энергетическое воздействие, осуществляемое в различных точках поверхности обтекаемого тела и вокруг него. Отдельное направление составляют задачи сверхзвукового обтекания с внешними источниками энергии (расположенными в набегающем потоке), развивающееся с 80-х годов прошлого столетия [1,2]. Независимо от типа источника энергии, возникающие модифицированные течения обладают общими чертами, изучение которых помогает адекватно моделировать динамику параметров, получаемых в экспериментах. Рис.1 демонстрирует сложную структуру реорганизованных течений, характеризующуюся генерацией вихрей, неустойчивостей и наличием ударно-волновых конфигураций.

В докладе рассматриваются результаты экспериментов по микроволновому воздействию на поток перед цилиндром, затупленным по сфере [3], и на комбинированное аэродинамическое тело «цилиндр-конус-сфера» [4]. Рассматриваются также эксперименты по лазерному воздействию на поток перед цилиндром, затупленным по сфере [5]. На основе модели энерговыделения в виде разогретых разреженных каналов (тепловых слоев) исследуется воздействие тепловых областей (тепловых пятен - “heat spots”), генерированных энерговкладом в набегающем потоке. Изучены детали потоков, а также механизмы падения давления торможения и силы волнового сопротивления фронтальной поверхности тел.

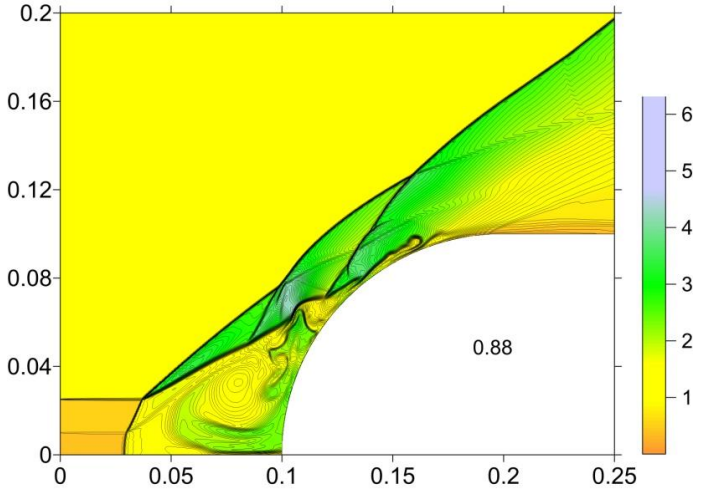


Рис.1 – Поле плотности в окрестности передней части цилиндра, затупленного по сфере, при обтекании его модифицированным потоком с неоднородным источником энергии (относительное время – 0.88)

Оптимизация формы и параметров тепловых областей, генерированных микроволновым и лазерным энерговкладом, производится на основе анализа динамики давления торможения, полученной в экспериментах [3-5]. Представлены оценки величины энергии, необходимой для получения таких тепловых областей, и пути увеличения эффективности энергетического воздействия, связанные с использованием вихревого и двувихревого механизмов понижения волнового сопротивления. Рассматриваются числа Маха набегающего потока в диапазоне от 2.1 до 3.5.

Моделирование основано на комплексно консервативных разностных схемах, отличающихся усиленными свойствами консервативности как внутри расчетной области, так и в области границ обтекаемых тел [6].

Материалы доклада представлялись на Международных конференциях и частично опубликованы в [7-9].

Список литературы

1. Георгиевский П.Ю., Левин В.А. Сверхзвуковое обтекание тел при наличии внешних источников энерговыделения // Письма в ЖТФ. 1988. Т.14. Вып.8. С. 684-687.
2. Артемьев В.И., Бергельсон В.И., Немчинов И.В., Орлова Т.И., Смирнов В.А., Хазинс В.М. Изменение режима сверхзвукового обтекания препятствия при возникновении перед ним тонкого разреженного канала // Изв. АН СССР. МЖГ. 1989. №5. С. 146-151.
3. Knight D., Kolesnichenko Yu.F., Brovkin V.G., Khmara D., Lashkov V.A., Mashek I.Ch. Interaction of Microwave-Generated Plasma with a Hemisphere Cylinder at Mach 2.1 // AIAA Journal. 2009. Vol. 47. №12. P. 2996-3010.
4. Knight D., Kolesnichenko Yu.F., Brovkin V.G., Khmara D., Lashkov V.A., Mashek I.Ch. Interaction of Microwave-Generated Plasma with Hemisphere-Cone-Cylinder // Paper AIAA-2010-1005. 2010. P. 1-16.
5. Adelgren R.G., Yan H., Elliott G.S., Knight D., Beutner T.J., Zheltovodov A.A. Control of Edney IV Interaction by Pulsed Laser Energy Deposition // AIAA Journal. 2005. Vol. 43. №2. P. 256-269.
6. Azarova O.A. Complex Conservative Difference Schemes in Modelling Instabilities and Contact Structures // 28th Int. Symposium on Shock Waves (Manchester, UK, 17-22 July, 2011): Springer. [Ed.: K. Kontis]. 2012. Vol. 2. P. 683-689.
7. Azarova O.A., Knight D., Kolesnichenko Yu. F. Flow Control via Instabilities, Vortices and Steady Structures under the Action of External Microwave Energy Release // Journal of Aerospace Engineering. Sept. 2013. Vol. 227 No. 9. P. 1498-1515.
8. Azarova O.A., Knight D. Interaction of Microwave and Laser Discharge Resulting “Heat Spots” with Supersonic Combined Cylinder Bodies // Aerospace Science and Technology. 2015. Vol. 43. P. 343-349.
9. Azarova O.A. Supersonic Flow Control Using Combined Energy Deposition // Aerospace. 2015. Vol. 2. №1. P. 118-134.

О ПЕРЕХОДЕ К ТРЕХМЕРНОСТИ В СЛЕДЕ ЗА ТЕЛОМ ПРИ МАЛЫХ И УМЕРЕННЫХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

А.И. Алексюк, МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва, aleksyuk@mech.math.msu.su
В.П. Шкадова, НИИ механики МГУ, Москва
В.Я. Шкадов, МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва, shkadov@mech.math.msu.su

Исследуется переход к трехмерности в следе за обтекаемым цилиндрическим телом при числах Рейнольдса Re до 300. Известно [1], что при обтекании длинного кругового цилиндра двумерное периодическое течение становится неустойчивым к поперечным возмущениям с длиной волны около четырех диаметров цилиндра, начиная с $Re=Re_A$ (мода А, $Re_A \approx 190$). При $Re=Re_B$ ($Re_B \approx 260$) возникает вторая мода неустойчивости (мода В) с длиной волны порядка одного диаметра. Помимо разных масштабов эти две моды имеют несхожие пространственные структуры, о чем свидетельствуют экспериментальные исследования [2].

В задаче обтекания короткого цилиндра, ограниченного плоскостями, существуют аналоги для мод А и В. Настоящая работа направлена на выявление сходств и различий между известными результатами для длинных цилиндров и результатами численного моделирования обтекания коротких цилиндров, ограниченных плоскостями с условиями отсутствия касательных напряжений и отсутствия потока через них. Процессы перехода к трехмерности моделируются путем численного решения начально-краевых задач для трехмерных уравнений Навье-Стокса, описывающих течения вязких сжимаемых газов [3].

Исследована структура ближнего следа в области перехода к трехмерности и влияние длины цилиндра на процесс перехода. Проведено сопоставление с экспериментальными данными [2] и теоретическими результатами [1] для задачи обтекания бесконечного цилиндра, полученными на основе линейной теории устойчивости периодических течений.

Расчеты получены с использованием суперкомпьютерных систем “Ломоносов” и СКИФ-МГУ “Чебышев”.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты №15-01-05186, №14-01-31106).

Список литературы

1. Barkley D., Henderson R. D. Three-dimensional Floquet stability analysis of the wake of a circular cylinder // Journal of Fluid Mechanics. – 1996. – Т. 322. – С. 215-241.
2. Williamson C. H. K. Three-dimensional wake transition // Journal of Fluid Mechanics. – 1996. – Т. 328. – С. 345-407.
3. А.И. Алексюк, В.П. Шкадова, В.Я. Шкадов. Численное моделирование трехмерной неустойчивости обтекания короткого цилиндра // Вестник Московского университета. Серия 1. Математика. Механика (в печати)

ПРОЕКТИРОВАНИЕ «ЕСТЕСТВЕННОЙ» ЛАМИНАРНОЙ МОТОГОНДОЛЫ ИЗОЛИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГЕНЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА

Е.В. Архангельский, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, arkhangelski@avid.ru
А.П. Падучев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, paduchev@avid.ru
С.М. Заболотских, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, zabolotskikh-sm@avid.ru

Топливная эффективность турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД), а также влияние на окружающую среду напрямую зависит от степени двухконтурности двигателя. Увеличение степени двухконтурности и, как следствие, габаритных размеров двигателя приводит к увеличению внешнего сопротивления мотогондолы (МГ). Вследствие того, что внешнее сопротивление МГ состоит из волнового сопротивления и сопротивления трения, при увеличении размеров МГ увеличивается и вклад трения в общее сопротивление самолета. Для современных ДУ на крейсерском режиме полета (M ~ 0,8) на поверхности МГ характерно наличие областей с ламинарным и турбулентным пограничными слоями. Вследствие этого уменьшение суммарного сопротивления МГ возможно за счет увеличения области ламинарного обтекания МГ внешним потоком с помощью максимального затягивания ламинарно-турбулентного перехода (ЛПТ). Существует два способа увеличения области ламинарного обтекания: «естественная» ламинаризация, которая осуществляется за счет профилирования обводов, и гибридная ламинаризации, осуществляемая за счет профилирования обводов и отсоса пограничного слоя. Наиболее простым с технической точки зрения способом затягивания точки ЛТП является профилирование обводов ДУ, обеспечивающие снижение сопротивления МГ.

В данной работе проведено исследование по определению оптимальной геометрии обводов МГ изолированной ДУ в осесимметричной постановке с учетом ЛТП с использованием разработанной в [1] методики оптимизации, аппроксимационных функций и генетического алгоритма (ГА).

На основе методики определения положения ЛТП в ходе аэродинамических расчетов внешнего обтекания двумерным потоком, изложенной в [4], для проведения оптимизации разработана параметризованная геометрическая осесимметричная 2D модель ТРДД с большой степенью двухконтурности (m ~ 8) и количеством варьируемых геометрических параметров равным восьми. Дополнительно в процессе построения модели учитывались конструктивные ограничения, характерные для ДУ реальной конструкции. На основании рекомендаций [4] разработана гексаэдральная расчетная сетка с подробным описанием области возможного положения ЛТП.

Используя методику оптимизации поверхности МГ и программы, позволяющие автоматизировать процесс генерации геометрической модели, расчетной сетки и проведение аэродинамического расчета, описанные в [1], для создания базы данных аэродинамических характеристик различных вариантов модели ДУ на исследуемом диапазоне варьирования параметров сгенерированы и посчитаны 700 вариантов 2D моделей ДУ на крейсерском режиме полета (M = 0,8, H = 11 км). На основе полученной базы данных с помощью искусственных нейронных сетей и методики, изложенной в [2, 3], построенные аппроксимационные зависимости между входными и выходными параметрами модели ДУ. С использованием полученных зависимостей и ГА из [1] разработаны программы в виде Windows-приложений на языке C++, с помощью которых определены оптимальные обводы поверхности МГ при минимизации различных целевых

функций (коэффициент потерь тяги двигателя и интеграл напряжений трения на внешней поверхности МГ).

Для проверки полученных результатов однокритериальной оптимизации проведены оптимизационные исследования с помощью модуля ANSYS DesignXplorer и метамоделей выходных параметров, построенных на основе полученной ранее базы данных характеристик 2D моделей, а также с помощью алгоритма IOSO разработанного для этого цикла автоматической оптимизации.

Результаты, полученные с помощью разных оптимизационных алгоритмов, для различных целевых функций оказались близки, что доказывает единственность областей экстремумов исследуемых функций на исследуемом диапазоне варьирования геометрических параметров.

В тоже время оптимальные варианты обводов ДУ при минимизации различных целевых функций сильно отличаются. В случае, когда нельзя с уверенностью сказать какой вариант будет предпочтительнее для исследователя с практической точки зрения, необходимо провести многокритериальную оптимизацию для получения наилучших вариантов. Одним из способов определения наилучших вариантов является нахождение множества Парето. Для возможности определения Парето-оптимальных точек использованы разные методы, изложенные в [5], с использованием ГА и добавлением элитарной репродукции и недоминируемой сортировки [6], с помощью разработанного алгоритма проведена многокритериальная оптимизация 2D модели ДУ.

Для проверки полученных фронтов Парето проведены многокритериальные исследования с помощью ANSYS DesignXplorer, а также алгоритма IOSO и разработанного ранее цикла автоматической оптимизации.

Проведенные исследования показывают, что разработанный ГА позволяет получать результаты близкие к результатам, полученные с помощью коммерческих программных продуктов. Представленная методика оптимизации обводов МГ с использованием метамоделей и генетического алгоритма может быть использована при выборе обводов МГ ТРДД на этапе эскизного проектирования, а также определения значений аэродинамических характеристик для выбранной геометрии ДУ.

Список литературы

1. Архангельский Е.В., Дорофеев Е.А. Методика оптимизации внешней поверхности мотогондолы на крейсерском режиме с помощью генетического алгоритма. Итоги диссертационных исследований. Том 2. – Материалы VI Всероссийского конкурса молодых ученых, посвященного 90-летию со дня рождения академика В.П. Макеева – М.:РАН, 2014. – С. 47-64.
2. Дорофеев Е.А., Свириденко Ю.Н. Введение в нейроинформатику// Труды ЦАГИ. – 2008. – вып. 2678. – С. 3-16.
3. Дорофеев Е.А., Свириденко Ю.Н. Применение искусственных нейронных сетей в задачах аэродинамического проектирования и определения характеристик летательных аппаратов// Труды ЦАГИ. – 2002. – вып. 2655. – С. 73-86.
4. Маслов А.А., Бойко А.В., Поплавская Т.В., Кириловский С.В. Отчет о научно-исследовательской работе № 11/14. ФГБУН ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН, 2014. – 156 с.
5. Ashish Chosh, Satchidananda Dehuri. Evolutionary Algorithms for Multi-Criterion Optimization: A Survey. Internationak Journal of Computing & Information Sciences. Vol. 2, No. 1, 2004, pp. 38-57.
6. Luke S. Essentials of Metaheuristics. A Set of Undergraduate Lecture Notes. Second Edition. Lulu, 2009, p. 235, available at

РАСЧЕТ ТЕЧЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА НА ПОВЕРХНОСТИ МОДЕЛИ В КАНАЛЕ ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНОЙ ИМПУЛЬСНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ ИТ-2М ЦАГИ

Н.Е. Афонина, НИИ механики МГУ, Москва, afonina@imec.msu.ru
В.Г. Громов, НИИ механики МГУ, Москва, gromov@imec.msu.ru

К настоящему времени компьютерное моделирование стало одним из основных инструментов проведения исследований и разработок в области высокотемпературной газодинамики и ее многочисленных приложений. В НИИ механики МГУ разработана эффективная технология таких исследований HIGHTEMP [1], основанная на комплексе программ численного интегрирования уравнений Навье-Стокса, для различных моделей газовой среды и базах данных по термодинамическим, транспортным и кинетическим свойствам газов и газовых смесей.

При подготовке и интерпретации экспериментов на установке ИТ-2М ЦАГИ были проведены параметрические расчеты нестационарного течения и теплообмена на поверхности заданной модели, обтекаемой углекислым газом в канале трубы. Для описания осесимметричного течения использована система уравнений Навье-Стокса для однотемпературной четырехкомпонентной реагирующей газовой среды. Генерация программ выполнена с помощью указанной выше технологии. Приведено подробное описание предложенной модели газовой среды и метода решения уравнений.

Расчеты выполнены для трех режимов работы установки. Дано краткое описание полученных численных данных о структуре течения в канале и ее динамики в процессе истечения газа из форкамеры. Определено численными методами распределение давления торможения за прямым скачком уплотнения P_s в сверхзвуковой области течения от X=0 до X=300 мм вниз по потоку от среза сопла в тракте АДТ ИТ-2М ЦАГИ. Приведен обширный графический материал.

Аналогичное исследование было проведено ранее для цилиндрической модели и описано в статье [2].

Работа поддержана проектом РНФ № 14-19-01759

Список литературы

1. Afonina N.E., Gromov V.G., Sakharov V.I. “HIGHTEMP Technique of High Temperature Gas Flow Numerical Simulation”, Proc.of 5-th Europ. Symp. Aerother-modynamics for Space Applications, 8-11 Nov.2004, Cologne, Germany, SP-563, February 2005, p. 323-328
2. Афонина Н.Е., Боровой В.Я., Громов В.Г., Егоров И.В., Левин В.А., Скуратов А.С. « Исследование гиперзвукового обтекания и теплообмена цилиндрической модели в аэродинамической трубе ИТ-2М ЦАГИ». В сб. «Материалы 29 конгресса Международного совета по аэронавтическим наукам ICAS-2014»(С/-Петербург, 7-12 сентября 2014г.), изд-во ЦАГИ

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОБТЕКАНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫМ НЕИЗОТЕРМИЧЕСКИМ ГЕТЕРОГЕННЫМ ПОТОКОМ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

М.М. Буляккулов, МАИ, Москва, marselmb@mail.ru
П.В. Никитин, МАИ, Москва

Задача обтекания тел разных форм высокоскоростными гетерогенными потоками все ещё остается актуальной при эксплуатации в экстремальных условиях изделий авиационной, ракетной и космической техники. Сложность задачи обусловлена тем, что обтекание тел гетерогенным потоком осуществляется двумя фазами, газообразной (газ-носитель) и твёрдой (частицы разной дисперсности, «К-фаза»). Наличие в набегающем высокоскоростном потоке «К-фазы» даже в малых концентрациях меняет не только газодинамику обтекания тела, но и вносит весьма сложный дополнительный процесс - процесс взаимодействия с поверхностью тела. Этот процесс кроме энергообмена вызывает интенсивную механическую эрозию поверхности тела, что вносит необратимый вклад в газодинамику обтекания, а также сильно изменяет ресурс работы конструкции.

Математическому моделированию подлежала задача обтекания сверхзвуковым гетерогенным потоком летательного аппарата конической формы, притупленного сферой. При этом исходные параметры для моделирования представлены в табл. 1.

Таблица 1

Параметр	Характеристика
Форма летательного аппарата	Конус, притупленный сферой
Геометрические размеры аппарата	– радиус сферического притупления, R_N=0,5 м – длина конической части по образующей: $L_{кон.}$=2 м – угол конусности: γ =30°
Угол атаки при полёте	$\alpha = 0°$
Материал частиц «К-фазы»	SiO_2
Дисперсность твердой фазы	от 1 до 30 мкм
Массовая концентрация твердой фазы в гетерогенном потоке	до 10 %
Высота полета	H=20 км
Скорость полета (число Маха)	$M_\infty \leq 6$

В работе предложена математическая модель, описывающая процессы энерго- и массообмен при обтекании высокоскоростным гетерогенным потоком летательного аппарата конической формы со сферическим притуплением.

Математическая модель строилась на использовании метода Лагранжа-Эйлера, в котором наряду с Эйлеровским подходом описания процессов в потоке несущей фазы (газ-носитель) использовался подход Лагранжа для описания динамики течения дисперсной «К-фазы». Сочетание указанных подходов дало возможность составить математическую модель обтекания осесимметричной головной части летательного аппарата высокоскоростным гетерогенным потоком.

Для газовой фазы модель построена на базе уравнений Навье-Стокса, уравнений энергии и массопереноса и уравнения состояния. Для твёрдой фазы – уравнения переноса количества движения и уравнения межфазного теплообмена. Решение модели основывается на использовании дискретных аналогов системы уравнений Навье-Стокса, совместно с уравнениями переноса массы, энергии и теплообмена.

Для решения данной математической модели использовался CFD комплекс ANSYS CFX, в котором реализован метод контрольных объемов. С помощью данного CFD комплекса была построена расчетная модель обтекания сверхзвуковым гетерогенным потоком летательного аппарата конической формы, притупленного сферой. На основе построенной расчетной модели была проведена серия вычислительных экспериментов для разных размеров частиц в гетерогенном потоке. Также для оценки адекватности расчетной модели изначально проводился расчет обтекания ЛА гомогенным потоком.

По результатам численного моделирования:

- произведена оценка параметров высокоскоростного неизотермического гетерогенного потока при взаимодействии с ЛА;
- произведен анализ процессов обтекания и взаимодействия высокоскоростного неизотермического гетерогенного потока с поверхностью ЛА.

Список литературы

1. Никитин П.В. Гетерогенные потоки в инновационных технологиях. М.: Янус-К, 2010. 244 с.
2. Авдуевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А. и др. «Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике» : учеб. для авиационных специальностей вузов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.: ил.
3. Михатулин Д.С., Полежаев Ю.В., Ревизников Д.Л. «Теплообмен и разрушение тел в сверхзвуковом гетерогенном потоке». М.: Янус-К, 2007. 392 с.
4. Патанкар С. «Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости»: Пер. с англ. М.: Энергоатомиздат, 1984. 152 с.
5. Флетчер К. «Вычислительные методы в динамике жидкостей»: В 2-х томах: Т. 1 и 2.: Пер. с англ. – М.: Мир, 1991. – 504 с.
6. ANSYS CFX v.10. Release. Theory Reference.
7. Henderson, C. B., AIAA Journal 14, p. 707, 1976

РАЗЛЁТ ИДЕАЛЬНОГО ГАЗА ИЗ ТОЧКИ В ПУСТОТУ И НОВАЯ МОДЕЛЬ БОЛЬШОГО ВЗРЫВА И РАСШИРЕНИЯ ВСЕЛЕННОЙ

Х.Ф. Валиев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, haris@ciam.ru
А.Н. Крайко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, akraiko@ciam.ru

Предложена новая простая модель расширения Вселенной – следствие решения новой автомодельной задачи о расширении в пустоту идеального газа [1].

Рассмотрена одномерная нестационарная задача о разлёте из точки в пустоту конечной массы m невязкого и нетеплопроводного совершенного газа с показателем адиабаты γ. Начальные скорость звука a_0, давление p_0 и плотность ρ_0 газа, сжатого в точку, бесконечны, его скорость $u_0 = 0$, а энтропия (или $s = a^2/\rho^{\gamma-1}$) конечна. Так как эта задача автомодельна, то её решение ищется в форме

$$\tau = \frac{Ct}{x^k},\quad u = \frac{x}{kt}U,\quad a = \frac{x}{kt}A,\quad \rho = \frac{m}{x^3}R,\quad p = \frac{m}{k^2xt^2}P,\quad k = 1+\frac{3}{2}(\gamma-1),\quad P = \frac{1}{\gamma}A^2R\,.$$

Здесь τ – автомодельная переменная, U, A, R и P – функции τ, x – расстояние от центра разлёта, t – время (разлёт начинается при t = 0), а найденная из анализа размерностей вместе с k константа C = (mγ – 1s0)1/2. В принятой форме течение описывается двумя дифференциальными уравнениями и «интегралом энтропии»

$$\frac{dA}{dU}=\frac{Af_2}{4(U-1)f_1},\quad \frac{1}{\tau}\frac{d\tau}{dU}=\frac{4kf}{(U-1)f_1},\quad R=(A/\tau)^{2/(\gamma-1)},\quad f=(1-U)^2-A^2,$$

$$f_1=U(U-k)-3A^2,\quad f_2=2[(2k+1-\gamma)U-2k](U-1)+3(\gamma-1)^2U-4A^2. \qquad (1)$$

Первое уравнение сводит решение задачи к анализу его интегральных кривых (ИК). Кроме того, в рассматриваемой задаче выполняется «интеграл масс»: R(U – 1) = K с постоянной K, разной на разных ИК. Так, K = 0 на прямых U = 1 и A = 0 – ИК первого уравнения (1). Интегральной кривой U = 1 отвечают два решения: с пустотой и без нее в окрестности центра разлёта. В этих решениях траектории частиц – линии постоянства τ, u = nx/t, s = s0, а a, ρ и p монотонно растут к внешней границе расширяющегося газового шара.

Для разрешения возникшего «парадокса пустоты» (отличия от нуля p на границе газа, расширяющегося в пустоту) была решена неавтомодельная задача расширения газа, который при тех же m и s0 ограничен сферой радиуса x0 > 0. При x0 → 0 её решение становится автомодельным: U(τ) = k, A(τ) = 0 при 0 ≤ τ ≤∞. Отвечая особой точке первого уравнения (1), оно, разрешив «парадокс пустоты», справедливо при любых γ. В найденном решении ρ ≡ 0, скорость газа u = x/t растет неограниченно, а траектории частиц – лучи, расходящиеся из начала координат. Последнее – естественное следствие нулевой плотности, давления и энтальпии газа, что – также естественный результат мгновенного его разлета на все пространство.

Легко показать, что решение $0 \le u = x/t \le \infty$ описывает изэнтропический разлёт из точки газа с любым уравнением состояния.

Если применить найденное решение к расширению Вселенной, время жизни которой t_0, то постоянная Хаббла $H_0 = 1/t_0$. Если, как это принято, t_0 измерять в 10^9 лет, а величину H_0 в км/(с·Мпк), то значение $H_0 = 977.813/t_0$·км/(с·Мпк). При t_0 =13.8 млрд. лет $H_0 \approx 71$ км/(с·Мпк), а по последним данным [2] величина $H_0 \approx 68$ км/(с·Мпк). Выполнено сравнение всех взятых с сайта NASA [3] более 200 результатов обработки четырёх наборов наблюдательных данных с привлечением нескольких десятков всевозможных космологических теорий.

Серыми крестами на рис. 1 показаны вышеупомянутые результаты обработки наблюдательных данных, горизонтальная линия креста отражает минимальное и максимальное значение жизни Вселенной для каждого случая, а вертикальная линия – минимальное и максимальное значение вычисленной постоянной Хаббла. Чёрными линиями показаны соответствующие этим данным значения $H = 1/t_0$, которые дает новая модель.

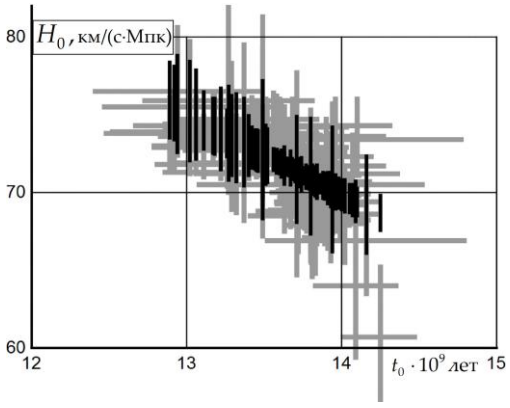


Рис. 1 – Связь H_0 и t_0 по данным NASA – серые кресты и в новой модели – чёрные отрезки

Согласно рис. 1 решение $u = x/t$ и его следствие – формула $H_0 = 1/t_0$ обеспечивает лучшую корреляцию времён жизни Вселенной t_0 со значениями постоянной Хаббла H_0.

Релятивистское ограничение u скоростью света приведёт к ненулевой, хотя и малой плотности расширяющегося газа. Вместе с последующим учётом гравитации это должно слегка уменьшить величину постоянной Хаббла.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проекты 14-01-00146 и 14-01-31057).

Список литературы

1. Х.Ф. Валиев, А.Н. Крайко, Ограниченное и неограниченное сжатие идеального газа и разлёт его конечной массы, «сжатой в точку» / Саров: РФЯЦ-ВНИИЭФ. Сборник тезисов докладов Международной конференции XVII Харитоновские тематические научные чтения – 2015, С. 327-329.
2. Plank Collaboration: P.A.R. Ade et al. Planck 2013 results. XVI. Cosmological parameters // Cornell University Library. arXiv:1303.5076v3 [astro-ph.CO] . 2014. URL: http://arxiv.org/abs/1303.5076v3 (дата обращения 24.05.2015)
3. WMAP Cosmological Parameters Model/Dataset Matrix // NASA: Goddard Space Flight Center. 2008. URL: http://lambda.gsfc.nasa.gov/product/map/current/parameters.cfm (дата обращения 24.05.2015)

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В УСТРОЙСТВАХ РЕВЕРСИРОВАНИЯ ТЯГИ НАРУЖНОГО КОНТУРА ТРДД

В.Л. Варсегов, КНИТУ-КАИ им. А. Н. Туполева, Казань, varsegov@mail.ru
А.С. Шабалин, ВНИИР, Казань, shabalin90@yandex.ru

Проектирование геометрии канала реверсивного устройства, обеспечивающего безотрывное течение, включая выбор оптимального положения створки реверсивного устройства, а также применение рационального типа профиля лопаток решеток реверса и их углов установки позволяют значительно улучшить газодинамические характеристики реверсивного устройства и увеличить величину создаваемой им обратной тяги. В связи с этим вопрос численного моделирования течения в реверсивном устройстве на этапе его проектирования и доводки приобретает актуальное значение.

Рассматривается численное моделирование течения вязкого, сжимаемого, однофазного потока в канале наружного контура и межлопаточном пространстве одного из вариантов решеток реверсивного устройства перспективного газотурбинного двигателя ПД-14. Проведено исследование влияния применяемой модели турбулентности на результаты расчёта, которые сопоставлялись с результатами измерений, полученными при экспериментальном исследовании модели реверсивного устройства на экспериментальной установке. Исследование проведено на модели решетки реверсивного устройства, имеющей профилированные лопатки с постоянным углом установки равным $\alpha = 50^0$ и выполненной в масштабе 1:2.

В качестве расчетной модели с целью экономии времени вычислений на начальном этапе исследования была выбрана двухмерная модель, построенная в препроцессоре Ansys Gambit универсального программного комплекса Ansys Fluent.

При построении расчетной модели для повышения точности расчета в местах с повышенным градиентом скорости, например, в пограничном слое у поверхности лопаток

и у стенки канала, расчетная сетка была выполнена с уменьшенными размерами конечных элементов.

В результате в программе-генераторе сеток была создана модель сетки с качеством y+ = 13. При расчёте полагалось, что на входе в решетку подается воздух с заданной для данного режима скоростью, а отвод воздуха осуществляется в атмосферу.

Задача решалась в стационарной постановке. В расчетной модели были приняты следующие граничные условия:

- на входной границе задавалась среднерасходная скорость потока;
- на выходной границе предполагались атмосферные давление и температура.

Расчеты выполнены с использованием следующих моделей турбулентности:

- k-ε Standard, k-ε RNG и k-ε Realizable;
- k-ω Standard и k-ω SST;
- Spalart - Allmaras;
- RSM (Reynolds Stress Model).

Численное моделирование течения с использованием различных расчетных моделей позволило получить следующие результаты.

Результаты расчёта, полученные с использованием моделей турбулентности k-ε Realizable, k-ω SST и RSM (Reynolds Stress Model) и использованием в качестве граничных условий скорости на входе в расчетную модель равной 68,296 м/с, позволили получить примерно одинаковую картину течения в устройстве реверсирования тяги до решетки реверсивного устройства.

По-другому обстоит дело с обтеканием лопаток в решетках устройства реверсирования тяги.

Сравнение результатов расчета поля скоростей на выходе из решетки для различных моделей турбулентности семейства k-ε при качестве сетки y+ = 13 с результатами измерений показало, что наилучшее совпадение с экспериментальными результатами позволяет получить модель турбулентности k-ε Realizable со стандартной функцией пристеночной области течения. Однако, область отрыва потока на верхней стенке канала в ней моделируется крайне неудовлетворительно, о чем свидетельствует несовпадение расчетного и измеренного профилей скорости в первой ячейке решетки.

Сопоставление расчетных результатов для моделей турбулентности семейства k-ω при качестве сетки y+ = 13 с экспериментальными значениями скоростей на выходе из модельной решетки показало, что хорошее совпадение позволяет получить модель турбулентности k-ω SST, однако область отрыва на верхней стенке канала в расчетах с использованием этих моделей тоже описывается ошибочно, что подтверждается несовпадением профиля скорости в первой ячейке решетки.

Удовлетворительное совпадение с результатами экспериментального исследования показывают расчеты с использованием моделей турбулентности Spalart - Allmaras и RSM (Reynolds Stress Model). Однако, течение потока на верхней стенке канала тоже описывается не точно, что приводит к завышению расчетных значений скоростей в первой ячейке решетки.

В результате анализа полученных результатов можно рекомендовать для решения аналогичных задач использование следующих четырех моделей турбулентности, которые показали наилучшее совпадение профиля скорости на выходе из решетки с результатами измерений:

- модели k-ε Realizable со стандартной функцией пристеночной области течения;
- модели переноса сдвиговых напряжений Флориана Ментера (k-ω SST);
- однопараметрической модели Спаларта - Аллмареса (Spalart - Allmaras);
- модели напряжений Рейнольдса Reynolds Stress Model (RSM).

Предпочтение к применению для данного класса задач имеет модель напряжений Рейнольдса (RSM), так как она не использует допущение об изотропности течения,

замыкая систему уравнений Рейнольдса путем решения транспортных уравнений для напряжений Рейнольдса совместно с уравнением для кинетической энергии турбулентности и уравнением скорости диссипации кинетической энергии. Модель напряжений Рейнольдса (RSM) более строго подходит к учету таких процессов, как кривизна линий тока, закрутка, вращение потока и быстрые деформации, по сравнению с одно- и двух-параметрическими моделями.

Список литературы

1. ANSYS FLUENT User's Guide. ANSYS, Inc. Southpointe 275 Tech-nology Drive Canonsburg, PA 15317. Release 14.0, November 2011. ANSYS, Inc. is certified to ISO 9001:2008. http://www.ansys.com
2. Варсегов В. Л., Шабалин А. С. Выбор оптимальной модели турбулентности при численном моделировании течения в устройстве реверсирования тяги ТРДД решётчатого типа. / Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – Казань: КНИТУ-КАИ, 2015, № 4.

РАСЧЕТНОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МАССОПОДВОДА ВО ВХОДНОМ УСТРОЙСТВЕ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ВРД

В.А. Виноградов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, slavavino@ciam.ru
А.Ю. Макаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
И.В. Потехина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.А. Степанов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, slavavino@ciam.ru

Смешение топлива с воздухом до зоны стабилизации горения в значительной степени определяет эффективность рабочего процесса и тяговые характеристики в высокоскоростных ВРД. Эта проблема важна для двигателей, использующих водород, и тем более актуальна в случае использования газообразных и жидких углеводородных топлив из-за увеличенного влияния химической кинетики на горение и время испарения в случае жидких топлив.

Одним из путей улучшения смешения и уменьшения потерь импульса потока, вызванных нормальным или под углом к потоку инжектированием топлива, является инжекция части (а в пределе и всего) топлива (преинжекция) до камеры сгорания (КС), т.е. в канале воздухозаборника (ВЗ) или с носовой части летательного аппарата (ЛА).

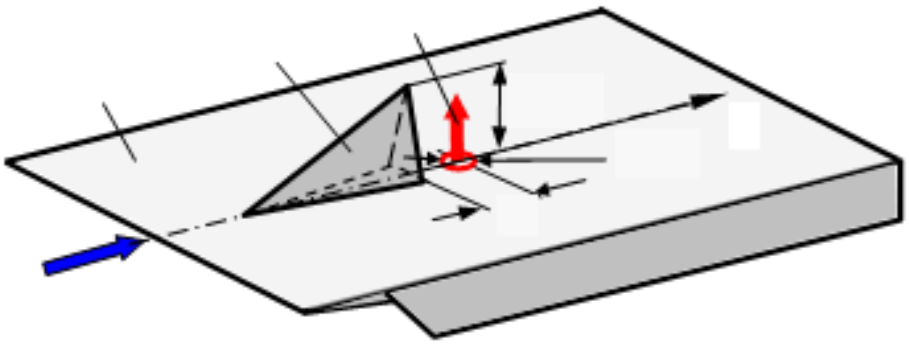


Рис. 1 – Схема инжекции газа за торцем стреловидного пилона, обтекаемого сверхзвуковым потоком

Схема предполагаемой инжекции топлива через отверстия на поверхности ЛА или ВЗ, показана на Рис.1, [1,2].

Расчетные исследования как изолированного воздухозаборника, так и с системой преинжекции газа выполнялись с помощью интегрирования системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, описывающих простран-ственные течения вязкого сжимаемого газа в декартовой системе координат с помощью пакета FASTRAN [3].

Основной задачей было исследование смешение газа, инжектированного до сечения входа в воздухозаборник, и поэтому были проведены расчеты преинжекции газообразных компонентов (метана и этилена) за двумя пилонами, установленными перед 3-D ВЗ с расходами, соответствующими значениям ϕ = 0 - 0.5. Геометрия расчетной области и параметры потока и вдуваемой струи соответствовали экспериментальной модели и условиям испытания на стенде, а также условиям испытания натурной модели СУ с данным ВЗ.

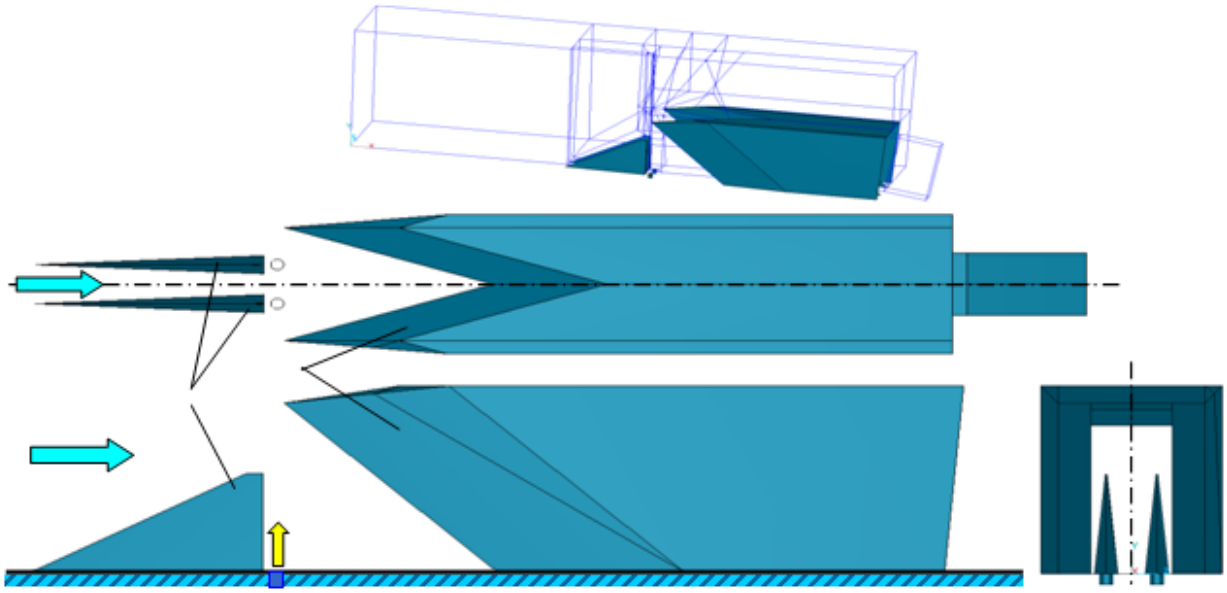


Рис. 2 – Математическая модель воздухозаборника с двумя пилонами
1 – пилоны, 2 – боковой клин ВЗ, 3 – воздущный поток, 4 – газовая струя

Анализ расчетных параметров течения - чисел Маха и полной температуры T_t позволяет отметить, что течение в рассматриваемой области при расположении пилонов до входа в ВЗ и массоподводе за ними существенно пространственное. Скорости потока в значительной части течения сверхзвуковые с дозвуковыми областями.

Анализ инжекции метана перед ВЗ позволил заключить:

- Распределения чисел Маха и концентрация метана в сечении входа в ВЗ и в выходном сечении канала изолятора, а также по длине канала иллюстрируют интенсивное перемешивание подаваемого топлива в тракте ВЗ.
- Выбранное расположение пилонов предопределило захват воздухозаборником практически всего подаваемого топлива. В соответствии с данными расчета расчетная полнота смешения при M_∞=3 достигает значений η=0.97-0.99, а при M=3.4 - η=0.95-0.98.
- Подведенное топливо практически все располагается в ядре потока, а его концентрация вблизи стенок не превышает значений $C_{CH4} = (1\text{-}4)\times10^{-7}$.
- С ростом расхода инжектируемого метана скорость потока в сечении выхода уменьшается, но остается сверхзвуковой для большей части сечения. В его верхней части в потоке образуются большие дозвуковые зоны, вызванные массоподводом и торможением потока при смешении.

Экспериментальное исследование проводилось в сверхзвуковой аэродинамической трубе ЦИАМ непрерывного действия при M_∞=2.5-4, параметрах в ресивере трубы P*= 0.9-2.5 атм и T*≈280К и числах Re=(1.2-1.5)×10^6, определенных по набегающим параметрам и размеру 0.1м. Экспериментально исследован двухканальный блок входного устройства, установленный на пластине-имитаторе, с моделированием параметров потока, реализующихся на носовой части и поверхности торможения высокоскоростного ЛА. Инжекция газа осуществлялась за двумя стреловидными пилонами, установленными перед одним из воздухозаборников.

Проведено расчетное и экспериментальное исследование предварительной инжекции (преинжекции) газа перед входом высокоскоростного воздухозаборника пространственной конфигурации в условиях обтекания его сверхзвуковым потоком с числами M=2-4, T*=300К и расходах газа, соответствующих (0-6)% от расхода воздуха через воздухозаборник. Рассмотренный пространственный воздухозаборник в комбинации с двумя стреловидными пилонами, установленными перед его входом на пластине, имитирующей носовую часть ЛА, запускается при числах Маха, равных 3.5-3.9 и сохраняет состояние запуска при массоподводе воздуха через отверстия за пилонами в пределах (1-3)% от расхода воздуха, захватываемого воздухозаборником.Проведенные испытания воздухозаборника с массоподводом и измерения локальных и интегральных характеристик системы преинжекции показывают перспективность ее практического применения для высокоскоростных силовых установок.

Список литературы

1. V.A.Vinogradov, Yu. M. Shikhman, Corin Segal “A Review of Fuel Pre-injection in Supersonic, Chemically Reacting Flows” Applied Mechanics Reviews, July 2007, Volume 60, Issue 4, pp. 139-148.
2. V.A. Vinogradov, A.Yu., Makarov, I.V. Potekhina, V.A. Stepanov “Numerical and Experimental Research of Mass Addition in Inlet at High Velocities”, AIAA Paper 2015-0107, presented at 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 5-9 January 2015, Kissimmee, USA.
3. Пакет фирмы ESI CFD – FASTRAN (2010).

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ ПРИ АНОМАЛЬНОМ ПОВЕДЕНИИ УДАРНЫХ ВОЛН ПРИ ВЫХОДЕ ИЗ СОПЛА

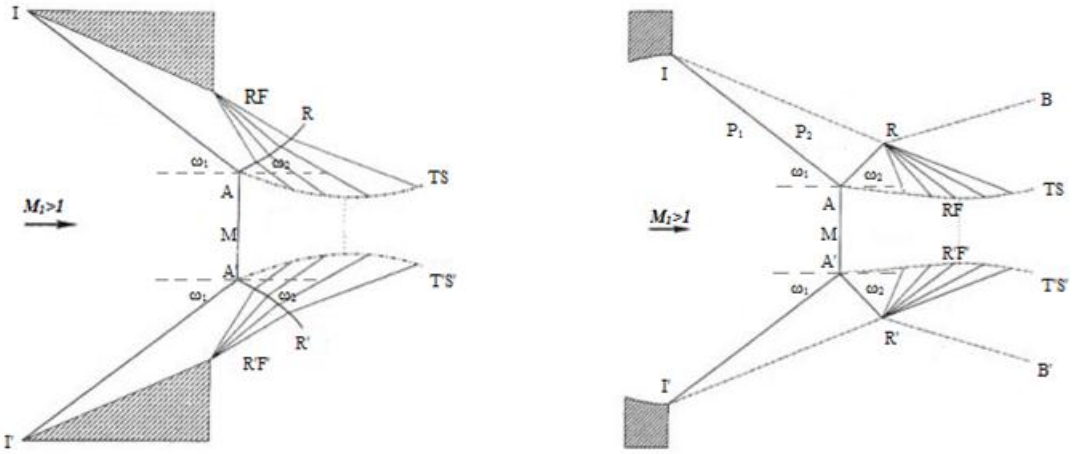
Л.Г. Гвоздева, ОИВТ РАН, Москва, gvozdevalg@mail.ru
А.Ю. Чулюнин, НИИ механики МГУ, Москва, chulyu-n@mail.ru

В плоских перерасширенных соплах структура сверхзвуковой струи, истекающей их выходного сечения, определяется разницей давления в струе и давления в окружающей среде. Возникает косая ударная волна, сходящая с кромки сопла и направленная к оси симметрии. Эта волна отражается от плоскости симметрии двумя различными способами, которые называются регулярным отражением (RR) и маховским отражением (MR). Структура потока в перерасширенном сопле похожа на структуру течения между двумя клиньями (рис.1).

Процесс отражения ударных волн активно изучался последние несколько десятков лет теоретически, численно и экспериментально. Теория отражения была предложена фон

Нейманом в 40-х годах прошлого столетия. Основное предположение состоит в том, что тройные конфигурации вблизи тройной точки можно рассчитывать независимо от решения всей краевой задачи. Определяющими параметрами являются число Маха M_1 набегающего потока, ω_1 - угол наклона падающей волны и отношение удельных теплоемкостей γ. В последние годы были получены новые данные о расположении ударных волн в тройной конфигурации [1-3]. Показано, что при числах Маха больших 3 и отношении теплоемкостей меньших 1.4 возникает аномальное расположение ударных волн: отраженная ударная волна AR отклоняется вниз от направления втекания газа, угол ω_2 становится отрицательным. Найдено, что появление конфигурации с отрицательным углом в задаче об обтекании системы из двух клиньев приводит к нарушению устойчивости волновой картины течения.

Можно ожидать, что появление конфигурации с отрицательным углом отражения в сверхзвуковой струе также приведет к качественным изменениям в структуре струи. Действительно, такая картина, как на рис.2 не может быть устойчивой. Вследствие пересечения отраженных ударных волн на оси, за волной Маха произойдет столкновение струй в замкнутом объеме газа, формирование системы вихрей и движение волны Маха вверх по потоку.



а) *б)*

Рис. 1 – Структура потока- при обтекании двух клиньев а) и при истечении из сопла б). IA – падающая волна, A-тройная точка, AM- волна Маха, AR-отраженная волна, ATS- тангенциальная граница раздела, IRB-граница струи, RF-веер волн разрежения

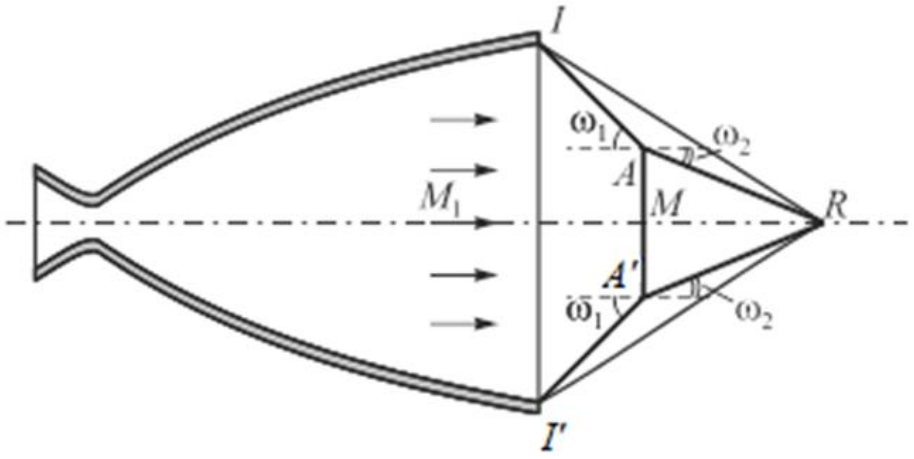


Рис. 2 – Тройная конфигурация с отрицательным углом отражения в перерасширенной плоской струе

В работе численно исследуется структура осесимметричных и плоских струй для случаев обычного и аномального поведения ударных волн при выходе из сопла. Рассматривается система стационарных, осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Для замыкания этих уравнений применяется гипотеза Буссинеска и модель турбулентности SST [4]. В качестве основного расчетного инструмента применялся программный комплекс STAR-CCM+, предназначенный для численного решения механики сплошной среды методом контрольного объема [5]. Для разбиения тела на контрольные объемы использовался многогранный тип ячеек с адаптивным сгущением по поверхности ударных волн.

В результате серии вычислительных экспериментов, исследована зависимость структуры осесимметричной сверхзвуковой струи от отношения давления на входе в сопло к давлению в окружающей среде (NPR). Показано, что при уменьшении NPR точка пересечения ударной волны с осью смещается внутрь сопла. На стенке сопла инициируется отрыв, величина которого тем больше, чем меньше значение NPR. Таким образом, для осесимметричных струй перехода к маховскому отражению не наблюдалось в соответствии с данными работы [6]. Исследования влияния показателя адиабаты γ на структуру струи показало, что при уменьшении показателя адиабаты, отрыв потока становится меньше, а точка отражения смещается вниз по потоку от горловины. Для плоской струи исследована зависимость структуры струи от числа Маха потока, отношения внешнего давления к давлению на срезе сопла и отношения теплоемкостей. Показано, что возникновение конфигурации с отрицательным углом приводит к нарушению устойчивости картины течения.

Работа выполнена по гранту РФФИ № 14-08-01070.

Список литературы

1. Гвоздева Л.Г., Гавренков С.А.: Возникновение тройных конфигураций с отрицательным углом отражения в стационарном потоке// Письма в ЖТФ, том 38, вып.8, с.39-45, 2012.
2. Гавренков С.А., Гвоздева Л.Г.: Численное исследование возникновения нестабильности ударных волн в стационарных сверхзвуковых потоках газа// Письма в ЖТФ, том 38, вып.12, с.74-80, 2012.
3. Гвоздева Л.Г., Гавренков С.А.: Влияние показателя адиабаты на переход между различными типами отражения ударных волн //Журнал технической физики, том 3, вып.8, с.155-158, 2013.
4. Белов И.А., Исаев С.А. Моделирование турбулентных течений. Учебное пособие. СПб: БГТУ, 2001.
5. M. Peric: Flow simulation using control volumes of arbitrarypolyhedral shape, ERCOFTAC Bulletin, No. 62, September 2004.
6. Li,H.,Ben-Dor,G.:A parametric study of mach reflection in steady flows. J.Fluid Mech. 341, 101–125 (1997)

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИКИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛОБОВЫХ ВОРОНКООБРАЗНЫХ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ

Ю.П. Гунько, ИТПМ СО РАН, Новосибирск, gounko@itam.ru
И.И. Мажуль, ИТПМ СО РАН, Новосибирск, mazhul@itam.ru

Простейшие воздухозаборники в виде конических воронок стали рассматриваться применительно к летательным аппаратам со сверхзвуковыми скоростями полета при числах Маха $M \le 3$ в 1940-е годы. Сверхзвуковые течения в этих воздухозаборниках характеризуются тем, что во входном участке возникает начальный колоколообразный скачок уплотнения, интенсивность которого непрерывно увеличивается по мере приближения к оси симметрии. В результате образуются центральный скачок уплотнения, близкий к прямому – диск Маха с некоторым конечным поперечным размером и дозвуковой скоростью за ним, а также отраженный скачок. Большой поперечный размер диска Маха при сверхзвуковых скоростях $M \le 3$ определяет низкие характеристики восстановления полного давления в воздухозаборнике, близкие к его характеристикам на режиме обтекания с головным скачком на входе и худшие по сравнению с воздухозаборниками с носовым коническим телом внешнего сжатия. Это определило долгое отсутствие интереса к их развитию. Уменьшение возможных размеров зоны с диском Маха с ростом числа Маха [1] дает возможность практического использования осесимметричных воздухозаборников внутреннего сжатия при больших сверхзвуковых скоростях $M > 4$. Их существенным достоинством является то, что они обеспечивают максимально возможный расход захватываемой воздушной струи в широком диапазоне скоростей полета. Они также могут обеспечить меньшее волновое сопротивление внешней обечайки по сравнению с воздухозаборниками с носовым коническим телом внешнего сжатия. Лобовой осесимметричный воздухозаборник внутреннего сжатия используется, например, в проекте экспериментального гиперзвукового летательного аппарата SCRAMSPACE с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, рассчитанного на максимальное число Маха полета M = 8 [2].

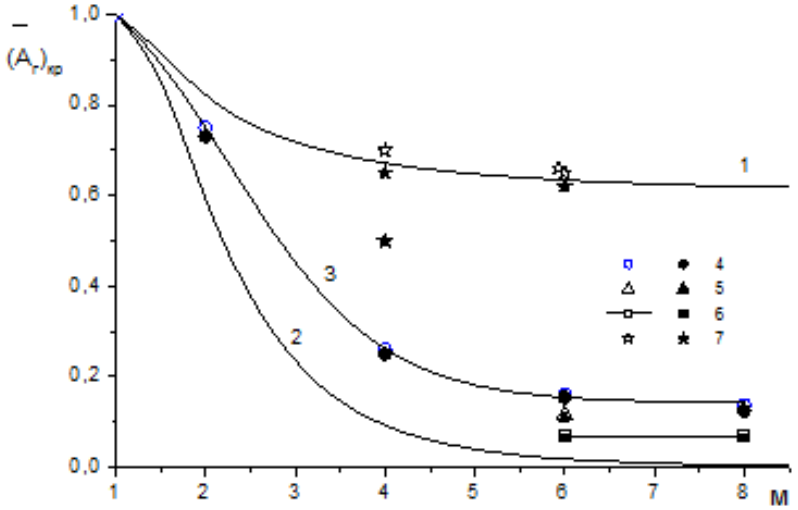


Рис. 1 – Критические значения относительной площади горла воздухозаборника.
1 – критерий Кантровица-Дональдсона; 2 - изоэнтропическое одномерное течение сжатия;

3 – аппроксимация $(\bar{A}_r)_{кр} = 0.142 + \dfrac{1.0486}{1+\exp[(M-2.269)/0.8438]}$ *для* $\delta_к = 15°$

4 – $\delta_к = 15°$*; 5 –* $\delta_к = 11°$*; 6 –* $\delta_к = 7.5°$*; 7 – к задаче запуска,* $\delta_к = 15°$

В данной работе выполнены параметрические численные расчеты течения в осесимметричных конических (воронкообразных) воздухозаборниках внутреннего сжатия при числах Маха набегающего потока M = 2-8. Расчеты проводились на основе решения уравнений Навье–Стокса с использованием модели турбулентности *k-ω SST*. Рассмотрена структура течения в зависимости от определяющих параметров – числа Маха, угла наклона стенки внутреннего конуса $\delta_к$, относительной площади горла воздухозаборика $\bar{A}_г = A_г/A_0$. Определены значения относительной площади горла запуска воздухозаборника ($\bar{A}_г)_{зап}$ в процессе установления течения с прохождением прямого скачка, образующегося перед сечением входа, по дозвуковому потоку в канале воздухозаборника. Определены минимальные значения относительной площади горла ($\bar{A}_г)_{кр}$, при которой происходит разрушение сверхзвукового течения с диском Маха в воздухозаборнике, запуск которого должен быть обеспечен при относительной площади горла, меньшей ($\bar{A}_г)_{зап}$. В этом случае происходит запирание воздухозаборника и переход к режиму его обтекания с головным скачком на входе. В обоих случаях использовалось введенное в [3] условие, показывающее достижение критических параметров неравномерного потока, изначально сверхзвукового или дозвукового – равенство $\tilde{q}(\mathrm{M}) = 1$ для интегральной функции приведенного расхода, что эквивалентно критическому условию $\mathrm{M}_{кр} = 1$ для одномерного изоэнтропического течения сжатия в канале. Полученные значения ($\bar{A}_г)_{зап}$ и ($\bar{A}_г)_{кр}$, представлены на рис. 1 в сопоставлении с теоретическими оценками. Сопоставление полученных значений ($\bar{A}_г)_{зап}$ с известным критерием Кантровица-Дональдсона запуска диффузоров в одномерном приближении показало их хорошее согласование, кривая *1* и точки *7* для ($\bar{A}_г)_{зап}$, светлые значки – запуск, зачерненные значки – незапуск. Цифрами *4,5,6* обозначены значки, соответствующие величинам $\bar{A}_г$ вблизи критических значений ($\bar{A}_г)_{кр}$ при различных углах $\delta_к$, светлые относятся к режиму воздухозаборника со сверхзвуковым втеканием, темные – к режиму его запирания с головным скачком на входе. Для угла $\delta_к = 15°$ получена кривая *3*, аппроксимирующая критические значения ($\bar{A}_г)_{кр}$. Видно, что рассчитанные данные выше кривой *2*, соответствующей условию $\mathrm{M}_{кр} = 1$ для одномерного изоэнтропического течения сжатия в канале, что и следовало ожидать.

Определены характеристики эффективности воздухозаборников – степень торможения захватываемой струи и степень ее сжатия, коэффициент восстановления полного давления. Показано, что коэффициент восстановления полного давления этих воздухозаборников мало зависит от величины относительной площади горла, а его уровень является пониженным по сравнению с известными данными для гиперзвуковых плоских и осесимметричных воздухозаборников внешнего сжатия.

Список литературы

1. Гутов Б.И., Затолока В.В. Гиперзвуковые осесимметричные течения сжатия в каналах без центрального тела // Вопросы газодинамики (Аэрофизические исследования, вып. 5). – Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР. – 1975. – С.213-215.
2. Tirtey S.C., Boyce R.R., Brown L.M. et al. The SCRAMSPACE I scramjet flight design and construction // AIAA Paper. – 2012. – No. 5843. – 9 p.
3. Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Нурутдинов В.И. Численное исследование разрушения сверхзвукового потока при дросселировании канала воздухозаборника // Теплофизика и аэромеханика. – 2014. – Т.21, №2. – С. 163-178.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕТОНАЦИОННЫХ ВОЛН В ВОДОРОДО-ВОЗДУШНОЙ ГОРЮЧЕЙ СМЕСИ

А.Д. Егорян, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва, arche_hl@mail.ru

Представлены результаты расчёта течений с нестационарными детонационными волнами и анализу полученных течений. В первой части работы проводился расчет сверхзвукового течения с детонационной волной и получена ячеистая структура детонации, проведен анализ полученных результатов и сравнение с экспериментальными данными [1]. Так же проводился расчет спиновой детонационной волны в рамках анализа характеристик двигателей на основе камеры сгорания с непрерывной детонацией (КСНД). Параметры КСНД сравниваются с параметрами традиционной камеры с диффузионным горением, проводится анализ результатов.

Расчеты проводились в приближении уравнений Эйлера для химически неравновесных течений. Система уравнений разрешается с помощью модифицированной конечно-разностной схемой С. К. Годунова [2]. На гладких решениях при счете на равномерных разностных сетках расчётная схема обеспечивает второй порядок аппроксимации и сохраняет первый порядок на произвольных нерегулярных сетках. Для интегрирования «жестких» уравнений химической кинетики развит подход, позволяющий на каждом шаге интегрирования не решать систему из N уравнений для определения N приращений концентраций, что уменьшает количество арифметических действий в N раз. Зона интенсивного протекания реакций рассчитывалась на тонкой сетке с мелкими ячейками. Перед детонационной волной и в области, где изменение параметров близко к термодинамически равновесному, необходимость в тонкой сетке отпадает, и в направлении течения ячейки сетки быстро укрупнялись.

Горючей смесью является гомогенная водородо-воздушная смесь. Течение разрешается в рамках достаточно полной модели химической кинетики [3], включающей 18 реакций с 9 компонентами. Течение нестационарное, химически неравновесное.

Для получения ячеистой структуры в качестве начального бралось поле параметров, отвечающее одномерной детонационной волны Чепмена-Жуге. Затем набегающий поток возмущался, и проводился нестационарный расчёт, в ходе которого происходил переход от прямолинейного, одномерного фронта детонации к ячеистой структуре. В данной случае на входной и выходной границах расчетной области задавались «мягкие» граничные условия на основе теневых ячеек. На «боковых» границах расчетной области задаётся условие периодичности или условие непротекания. Для численного моделирования был реализован механизм связывающий концентрации горючего и положения фронта детонационной волны. Введение такой обратной связи позволило добиться того, что волна практически стоит в расчетной области в зоне с мелкими ячейками.

Так же было проведено численное моделирование и анализ характеристик двигателей на основе камеры сгорания с непрерывной детонацией (КСНД). Работы в данном направлении ведутся как за рубежом [4] (Rotation Detonation Engine), так и в России [5]. В подобных работах предполагается, что КСНД, в отличие от традиционной камеры сгорания с дозвуковым горением топливовоздушной смеси, позволяет организовать процесс сгорания с ростом полного давления. Исходя из этого, в качестве потенциальной области применения КСНД обычно рассматривается газотурбинный двигатель, в котором традиционная камера сгорания заменяется на КСНД.

КСНД представляет собой кольцевую камеру сгорания с непрерывно распространяющейся в окружном направлении детонационной волной (спиновая детонация). Поток на входе в КСНД дозвуковой, и как правило, не имеет закрутки.

В рамках данной работы, был развит метод инициирования и расчета распространения спиновой детонации. Расчет проводится в прямоугольной области «в слое постоянной толщины». На входной границе расчетной области задаются полные параметры топливо-воздушной смеси и её состав. На выходной границе задаётся статическое давление. На «боковых» границах расчетной области задаётся условие периодичности. Для получения рабочего режима камеры сгорания со спиновой детонацией необходимо правильно её инициировать (задать начальное поле параметров) и дождаться выхода течения на установившийся периодический режим. В начальном фоновом однородном потоке в некоторой области специальным образом задавались возмущения характерные для спиновой детонационной волны. При правильном инициировании, установившийся режим спиновой детонации реализуется примерно через 2-4 оборота волны. Для облегчения анализа полей течений содержащих интенсивные ударные волны на входе и выходе расчетной области применяются безотражательные граничные условия.

Для анализа характеристик КСНД проводится осреднение термодинамических характеристик в её поперечных сечениях. На рис. 1 приведены зависимости полного и статического давления осреднённого по расходу, а так же продольной компоненты скорости.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (14-01-00146) и (14-01-31057).

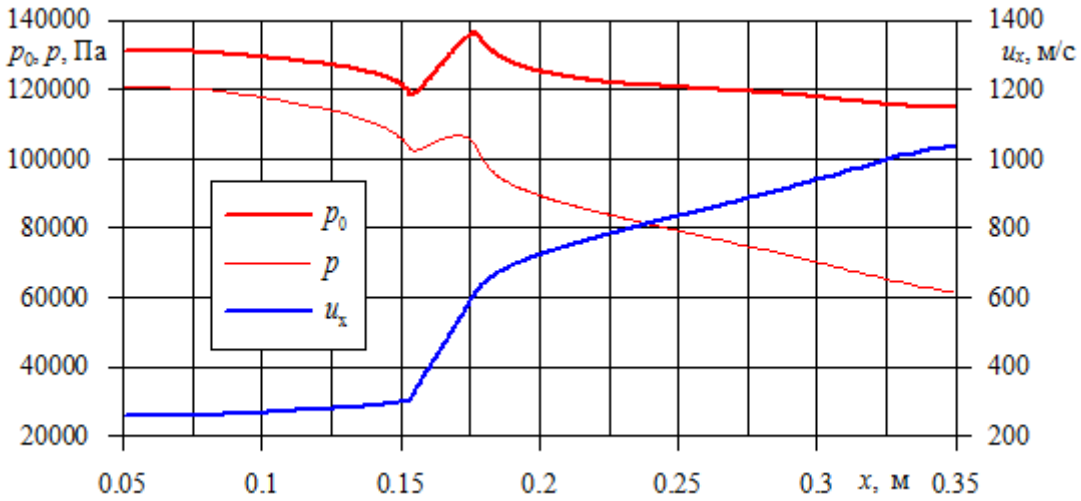


Рис. 1 – Распределение средних параметров вдоль КСНД

Список литературы

1. Vasil'ev A.A. Cell size as the main geometric parameter of a multifront detonation wave // Journal of Propulsion and Power. 2006. V. 22. No. 6. P. 1245-1260.
2. Годунов С. К., Забродин А. В., Иванов М. Я. и др. Численное решение многомерных задач газовой динамики. – М.: Гл. ред. физ.-мат. изд-ва Наука, 1976. – 400 с.
3. Morris C. I., Numerical Modeling of Pulse Detonation Rocket Engine Gasdynamics and Performance, AIAA Paper 2004-0463. 12 p.
4. Schwer D. A., Kailasanath K. Numerical investigation of the physics of rotating-detonation-engines. Proceedings of the Combustion Institute, 33 (2011), 2, 2195-2202
5. Frolov S. M., Dubrovskii A. V., Ivanov V. S. Three-dimensional numerical simulation of operation process in rotating detonation engine. Сборник Progress in Propulsion Physics; 2013. С. 467-488.

О БЕСКОНТАКТНОМ МЕТОДЕ ПРЯМОГО ИНИЦИИРОВАНИЯ ДЕТОНАЦИИ В ГАЗООБРАЗНЫХ СМЕСЯХ С РАСПРЕДЕЛЕННЫМИ МИКРОЧАСТИЦАМИ

М.Ф. Иванов, ОИВТ РАН, Москва, ivanov_mf@mail.ru
А.Д. Киверин, ОИВТ РАН, Москва, alexeykiverin@gmail.com
И.С. Яковенко, ОИВТ РАН, Москва, yakovenko.ivan@bk.ru

Перспективным методом эффективного преобразования энергии химического превращения является организация рабочих циклов на основе сжигания газообразных горючих смесей в детонационном режиме. При этом одной из основных проблем является управляемое энергоэффективное инициирование детонации. Существует два основных подхода: прямое инициирование детонации и переход от медленного горения к детонации. Последний характеризуется с одной стороны меньшими энергозатратами, а с другой стороны меньшей воспроизводимостью. Более того, в ряде наиболее интересных с практической точки зрения газообразных горючих смесей (водород-воздух, метан-воздух) детонация как следствие собственного ускорения пламени не достижима, и предельным режимом является сверхзвуковое пламя, не обеспечивающее энергетически перспективного детонационного термодинамического цикла. В этом плане прямое инициирование детонации является более точно контролируемым. К недостаткам, однако, следует отнести связанную с вложением достаточно большой энергии за микросекундные времена высокую интенсивность воздействия на детонационно-способную смесь. Следствием этого является возникновение больших динамических нагрузок и существенное изменение состояния среды в области подвода энергии. В ряде случаев перспективными представляются бесконтактные методы, обеспечивающие более мягкое инициирование детонации. В настоящей работе численно проанализированы сценарии развития очагов воспламенения и инициирования детонации в локальном объёме, заполненном газообразной горючей смесью, содержащей химически нейтральные микрочастицы, разогреваемые от внешнего источника лучистой энергии. Детально рассмотрены механизмы инициирования волн горения и детонации в областях скопления нагретых излучением микрочастиц (рис. 1) и сформулированы критерии, определяющие геометрические масштабы двухфазной области и пространственное распределение частиц, необходимые для инициирования в ней детонационной волны. Рис. 2 показывает область существования детонации в координатах длина пробега излучения (L) – толщина слоя частиц (L_1).

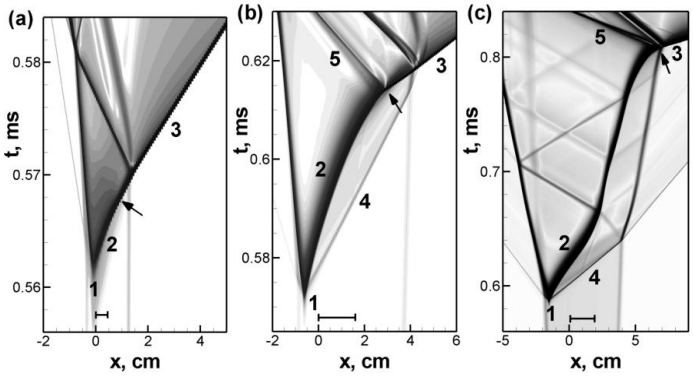


Рис. 1 – Волновые картины развития процесса внутри нагретого двухфазного слоя с длиной пробега излучения L=3.33см. (a) – прямое инициирование детонации (b) – инициирование детонации в результате развития переходного процесса; (c) – инициирование детонации в результате взаимодействия волны горения и переотраженных ударных волн. 1 – первичный очаг, 2 – волна реакции, 3 – волна детонации, 4 – ударная волна, 5 – волна ретонации. Стрелка – точка возникновения детонации, отрезок – начальная толщина слоя

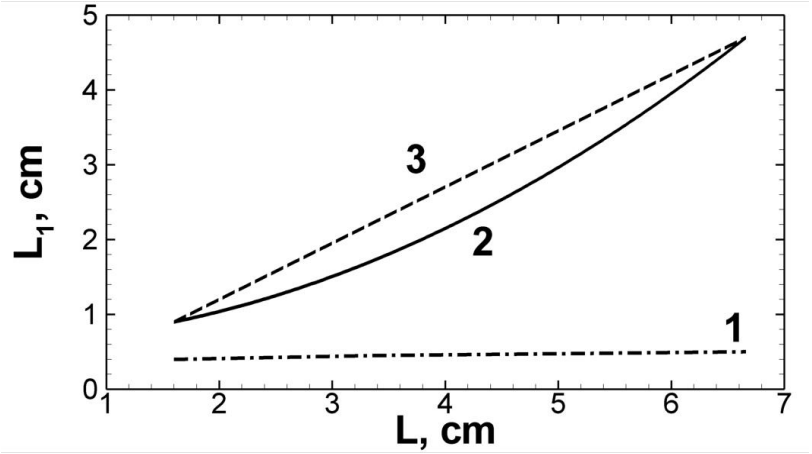


Рис. 2 – Расчетные значения критериев: минимальная толщина слоя частиц, обеспечивающая возникновение детонации (1), максимальная толщина слоя частиц, обеспечивающая инициирование детонации в режимах 1a, 1b (2) и максимальная толщина слоя частиц, обеспечивающая инициирование детонации в режимах 1c (3)

СВЕРХЗВУКОВОЕ И ДЕТОНАЦИОННОПОДОБНОЕ ГОРЕНИЕ В КАНАЛЕ: СТРУКТУРА, УСТОЙЧИВОСТЬ И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ

А.Д. Киверин, ОИВТ РАН, Москва, alexeykiverin@gmail.com
И.С. Яковенко, ОИВТ РАН, Москва, yakovenko.ivan@bk.ru
М.Ф. Иванов, ОИВТ РАН, Москва, ivanov_mf@mail.ru

Одним из первостепенных и в полной мере нерешенных вопросов современной физики горения является выявление механизмов, ответственных за формирование того или иного режима горения в различных условиях, что определяет развитие динамических процессов внутри реакторов технических систем, включая камеры сгорания летательных аппаратов. Отдельный интерес представляет задача о развитии пламени, распространяющегося внутри канала, заполненного горючей смесью. Динамика такого пламени в ряде случаев имеет ускоренный характер, результатом чего может явиться формирование детонации. Важно отметить, что формирование детонационной волны в ходе ускорения пламени не единственно возможный исход развития процесса. Как правило, формирование детонации в классическом ее представлении возможно лишь в довольно узком диапазоне параметров. Альтернативой детонации является формирование высокоскоростных (около или сверхзвуковых) режимов распространения пламени. При этом факт реализации таких режимов не привязан к какой-либо конкретной постановке эксперимента и может наблюдаться в различных условиях. Исходя из этого, можно заключить, что высокоскоростные режимы распространения пламени имеют ту же природу, что и формирование детонации, и реализация того или иного режима определяется только лишь особенностями протекания процесса горения в различных внешних условиях. При этом стоит отметить, что структура сверхзвукового пламени в канале принципиально отлична от структуры классической детонации, что определяет отличия в термодинамической эффективности процесса сжигания топлива в таком режиме.

В настоящей работе численно была воспроизведена и исследована структура сверхзвуковых пламен, распространяющихся в водород-кислородных и водородно-

воздушных смесях в диапазоне начальных давлений от 0.1 до 1.0атм. Было показано, что режим сверхзвукового, так называемого, запертого пламени (“chocked flame”) характеризуется сжиганием смеси во фронте при непрерывно нарастающем давлении, а его устойчивость определяется особенностями кинетики горения в рассматриваемом диапазоне давлений. Так в области высоких давлений скорость реакции горения водорода в кислороде растет с давлением, что определяет дальнейшее ускорение пламени и формирование детонации (рис. 1а, p_0=1.0атм). В области умеренных давлений скорость реакции с ростом давления падает, что определяет торможение пламени. При этом вперед фронта пламени уходит отставшая от него на сверхзвуковой стадии волна сжатия, и как следствие ускорение возобновляется. Конкуренция описанных механизмов определяет квазистационарный сверхзвуковой режим, являющийся предельно достижимым в рассматриваемых условиях (рис. 1б, p_0=0.1атм). В рамках этого подхода так же могут быть описаны режимы с самовоспламенением впереди фронта пламени на контактном разрыве, формирование которого происходит на стадии торможения. Таким образом, в рамках настоящего исследования удалось описать выявить и описать единый механизм, ответственный за установления различных сверхзвуковых режимов горения в канале.

Запертое пламя по своей структуре соответствует около- или сверхзвуковой волне реакции, распространяющейся следом за ударной волной. Горючая смесь сжимается в ударном фронте и далее сгорает во фронте реакции при локально небольшом перепаде давления. Термодинамическая эффективность такого режима отлична от эффективности детонационного режима, что следует принимать во внимание на стадии разработки перспективных детонационных камер сгорания.

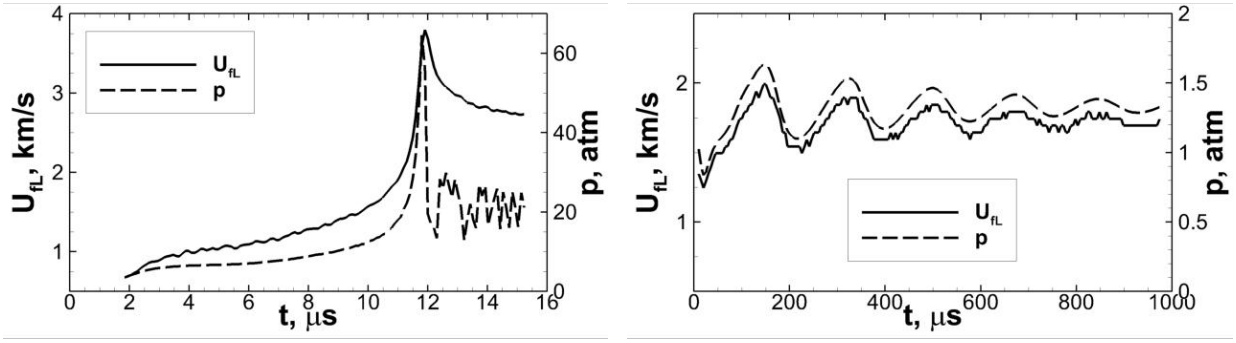


Рис. 1 – Хронограммы скорости фронта запертого пламени и давления на фронте при формировании детонации (слева, (а)) и при установлении квазистационарного сверхзвукового режима при пониженном начальном давлении 0.1 атм (справа, (б))

ГОРЕНИЕ ИСТЕКАЮЩЕЙ В ВОЗДУХ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ МИКРОСТРУИ ВОДОРОДА

В.В. Козлов, ИТПМ СО РАН, ИХКГ СО РАН, kozlov@itam.nsc.ru
Г.Р. Грек, ИТПМ СО РАН, ИХКГ СО РАН
О.П. Коробейничев, ИТПМ СО РАН, ИХКГ СО РАН
Ю.А. Литвиненко, ИТПМ СО РАН, ИХКГ СО РАН
А.Г. Шмаков, ИТПМ СО РАН, ИХКГ СО РАН

В докладе представлены результаты экспериментальных исследований [1 - 5] режимов горения и структуры диффузионного пламени водорода, образующегося при истечении с высокой скоростью водорода в воздух через различные микросопла. Найден диапазон скоростей истечения водородной струи и размеры сопловых отверстий, при котором пламя разделяется на две зоны: с ламинарным и турбулентным течением. Зона с ламинарным течением является стабилизатором горения всего пламени в целом, а в зоне с турбулентным течением происходит интенсивное смешение горючего с окислителем. Горение в этих двух зонах может происходить независимо друг от друга, но наиболее устойчивый режим наблюдается только при существовании пламени в зоне с ламинарным течением. Полученные знания позволяют более глубоко понять особенности режимов микроструйного горения водорода, перспективного для различных горелочных устройств.

Список литературы

1. Козлов В.В.. Грек Г.Р., Катасонов М.М., Коробейничев О.П., Литвиненко Ю. А.,. Шмаков А.Г. Особенности горения пропана в круглой и плоской макро – и микроструе в поперечном акустическом поле при малых числах рейнольдса // ДАН, 2014, том 459, № 5, с. 562–566.
2. Козлов В.В., Грек Г.Р., Коробейничев О.П., Литвиненко Ю.А., Шмаков А.Г. Особенности горения водорода в круглой и плоской микроструе в поперечном акустическом поле и их сравнение с результатами горения пропана в тех же условиях // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 1. с. 79–86
3. Шмаков А.Г., Грек Г.Р., Козлов В.В., Коробейничев О.П., Литвиненко Ю.А. Различные режимы диффузионного горения круглой струи водорода в воздухе // Вестн. Новосиб. Гос. Ун-та. Серия: Физика. 2015. Т. 10, вып. 2. с. 27–41.
4. Литвиненко Ю.А., Грек Г.Р., Козлов В.В., Коробейничев О.П., Шмаков А.Г. Структура присоединённого диффузионного пламени микроструи водорода, истекающей из щелевого сопла // Вестн. Новосиб. Гос. Ун-та. Серия: Физика. 2015. Т. 10, вып. 2. с. 60–78.
5. Грек Г. Р., Катасонов М. М., Козлов Г. В., Литвиненко М. В. Диффузионное горение водорода (круглое скошенное сопло) // Вестн. Новосиб. Гос. Ун-та. Серия: Физика. 2015. Т. 10, вып. 2. с. 42–51

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ И ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИКИК КАУПЕРНОГО ПОДОГРЕВАТЕЛЯ С ПОРИСТЫМ НАПОЛНИТЕЛЕМ

А.П. Королева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, anastykoroleva@mail.ru
М.С. Французов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
mfrancuzov@yandex.ru

Подогреватели кауперного типа находят широкое применение в качестве элементов стендовых систем для испытания изделий авиационной промышленности. Одним из элементов кауперного подогревателя является пористый наполнитель, который сначала накапливает тепло на режиме разогрева конструкции, а затем отдает его в процессе работы стендовых систем. Моделирование течения и теплообмена в пористых элементах конструкции является сложной физико-математической задачей, поскольку необходимо учитывать как особенности конструкции, микроструктуру пористого материала, так и переменность теплофизических свойств.

В первой части данной работы рассматривается одномерные интегральные методы расчета тепловых и гидравлических характеристик кауперного подогревателя, имеющего различные пористые наполнители [1]. На их основе выбраны основные параметры подогревателя кауперного типа. Продемонстрировано, что свойства пористого наполнителя оказывают существенное влияние на интегральные параметры кауперного подогревателя.

Вторая часть работы была направлена на исследование газодинамических и тепловых особенностей моделирования течения и теплообмена в пористых элементах конструкции с помощью коммерческих программных кодов. Рассматривалось турбулентное течение дозвукового газового потока с переменными теплофизическими свойствами, зависящими от температуры. Для пористого наполнителя теплофизические свойства также считались переменными, кроме того изменялась пористость материала. Используя моделирование с помощью коммерческих кодов, получены тепловые и гидравлические характеристики подогревателя кауперного типа в зависимости от пористости. Наличие этих характеристик позволило определить и сопоставить интегральные характеристики подогревателя кауперного с полученными ранее характеристиками в результате одномерных интегральных расчетов.

Полученные результаты могут быть использованы и при проектировании и эксплуатации подогревателя кауперного типа, использующего аналогичные пористые наполнители.

Список литературы

1. Поляев В.М.,. Майоров В.А, Васильев Л.Л. Гидродинамика и теплообмен в пористых элементах конструкций летательных аппаратов.- М.: Машиностроение, 1998. -168 с.

СИСТЕМА МЕТОДИК И ПРОГРАММ ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО – РАСЧЕТНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ УЗЛОВ ГТД ПО ПАРАМЕТРАМ НЕРАВНОМЕРНЫХ ВОЗДУШНЫХ И ГАЗОВЫХ ПОТОКОВ

В.М. Кофман, УГАТУ, Уфа, stan@ufanet.ru

Повышение уровня параметров и эффективности рабочего процесса авиационных ГТД требует, (наряду с совершенствованием методов математического моделирования процессов, происходящих в двигателях), увеличения объема экспериментальных исследований.

В процессе доводки авиационного ГТД и его узлов (входных устройств, вентиляторов, компрессоров, камер сгорания, турбин и сопел) производятся автономные испытания узлов на специальных стендах с измерением параметров воздушных и газовых потоков в сечениях на входе и выходе из узлов. По результатам испытаний и их обработки выполняется расчет величин показателей эффективности работы узлов (коэффициентов полезного действия, восстановления полного давления, полноты сгорания). От величин КПД спроектированных узлов зависит уровень основных выходных и удельных параметров ГТД. Поэтому даже незначительное снижение КПД узлов от их прогнозируемых расчетных значений может служить основанием для признания несоответствия узла техническим требованиям. Так как в общем случае поля параметров рабочего тела во входных и выходных сечениях узлов ГТД являются неравномерными, то для определения КПД узлов используются средние величины параметров воздушного и газового потоков, полученные при обработке результатов измерений путем применения того или иного способа осреднения.

Как известно, при решении задачи осреднения и при переходе от действительного неравномерного потока к осредненному каноническому потоку возможны потери некоторых свойств действительного потока, что может приводить к погрешностям расчета КПД узлов. Для выбора из числа существующих способов осреднения наиболее обоснованных, при которых не происходит потеря свойств потока, разработана математическая модель (ММ) и программа на ЭВМ для осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков по 12 способам. Также разработаны ММ и программы для расчета по средним параметрам показателей эффективности компрессоров, камер сгорания и турбин. Все программы составлены на языке программирования *Compaq Visual Fortran Version 6*.6.

Одним из положений, принятых при разработке ММ и программы по осреднению параметров является одномерная аппроксимация течения элементарной газовой струйки и соответствующая форма записи уравнений интегральных характеристик потока. То есть предполагается, что в сечении измерения параметров практически отсутствует закрутка потока в окружном направлении, а угол между вектором скорости потока и осью канала в радиальном направлении мал. Принимаемое допущение, как правило, оправданно и соответствует реальным условиям работы узлов ГТД, так как оно применяется для выбираемых экспериментатором таких сечений проточной части ГТД, в которых закрутка потока в окружном направлении и угол наклона вектора скорости к оси канала в радиальном направлении малы [1].

Разработанные ММ и программа позволяют осуществлять осреднение параметров неравномерных воздушных и газовых потоков в цилиндрических и кольцевых каналах по 12 способам: по площади (F), по массовому расходу (G), а также с сохранением в осредненном каноническом потоке таких же, как и в действительном неравномерном

потоке, величин трех интегральных характеристик потока: G,I,S; $G,I,\hat{O}$; $\hat{O},S,I$; E,G,I; $E,G,\hat{O}$; E,G,S; $G,\hat{O},S$; G,I^*,S; $G,I^*,\hat{O}$; G,I^*,E, где G – массовый расход, I – поток теплосодержания, I^* – поток полного теплосодержания, $\hat{O}$ – поток полного импульса, S – поток энтропии, E – поток кинетической энергии. Осреднение по каждому из вышеперечисленных способов осреднения производится по соответствующей подпрограмме. В программе осреднения учет теплофизических свойств газа осуществляется согласно [2] на уровне элементарных струек на радиусах и углах установки датчиков давления и температуры. При расчетах предполагается, что коэффициенты избытка воздуха в элементарных струйках в заданном сечении имеют одинаковое значение. В программе для осреднения параметров рассчитывается величина коэффициента поля τ_r [3], характеризующего неравномерность поля скоростей в потоке.

С помощью программы, на основе экспериментальных данных, полученных при автономных испытаниях и испытаниях в системе ГТД входного устройства, вентиляторов «И» и «Р», компрессора «Б», камер сгорания «Л» и «Б», турбин «Е1», «Ф1» и «Б» ГТД, выполнены численные исследования по установлению наиболее обоснованных способов осреднения. Исследования выполнены с величинами на входе и выходе из узлов приведенных среднемассовых скоростей $\lambda_{\text{ì}}$ =0,065…0,72, коэффициентах поля $\tau_{\text{ã}}$=1,031…1,36, коэффициентах неравномерности температуры торможения потоков воздуха $\left(T^*_{\text{.max}}/T^*_{\text{.min}}\right)$=1…1,088, потоков газа $\left(T^*_{\text{ã.max}}/T^*_{\text{ã.min}}\right)$=1,56…1,8, при коэффициенте окружной неравномерности полного давления $\left(p^*_{\max}/p^*_{\min}\right)_{\text{âõ}}$ =1,11…1,24. Установлено, что наиболее обоснованным способом осреднения параметров дозвуковых неравномерных воздушных и газовых потоков для экспериментально-расчетного определения КПД узлов ГТД является способ осреднения по массовому расходу. При этом способе величины интегральных характеристик $G,I,I^*,\hat{O},S,E$ осредненного потока и его среднее статическое давление равны величинам соответствующих параметров действительного неравномерного потока.

С помощью разработанных ММ и программ для расчета по средним параметрам показателей эффективности вентиляторов, компрессоров, камер сгорания и турбин выполнена количественная оценка КПД этих узлов, оценка влияния влажности воздуха на показатели эффективности. Учет теплофизических свойств воздуха и газа в указанных программах осуществляется согласно [2]. Установлены погрешности расчета КПД узлов ГТД при применении различных способов осреднения неравномерных воздушных и газовых потоков на входе и выходе из входных устройств, компрессоров, вентиляторов, камер сгорания и турбин, по отношению к величинам соответствующих КПД, полученным при осреднении параметров по массовому расходу. Указанные погрешности возрастают при увеличении $\lambda_{\text{ì}}$ и $\tau_{\text{ã}}$ в потоке и увеличении разности этих параметров в потоках на входе и выходе из узла.

Разработанные ММ и программы для осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков и для расчета КПД компрессоров, камер сгорания и турбин могут быть использованы в практике авиадвигателестроительных ОКБ в процессе доводки узлов ГТД.

Список литературы

1. Крокко Л. Одномерное рассмотрение газовой динамики установившихся течений. Основы газовой динамики /Л. Крокко. М.: Иностр. литература, 1963. С. 64–323.
2. Дружинин Л. Н. Метод и подпрограмма расчета термодинамических
3. параметров воздуха и продуктов сгорания углеводородных топлив / Л. Н.
4. Дружинин, Л. И. Швец, Н. С. Малинина // Руководящий технический.
5. материал авиационной техники. РТМ 1677–83. Двигатели авиационные и газотурбинные. М., 1983. 68 с.
6. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика / Г. Н. Абрамович. М.: Наука,1976. 888 с.

НОВЫЙ ПРЯМОЙ МЕТОД ОПТИМАЛЬНОГО ПРОФИЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ФОРМ, ОБТЕКАЕМЫХ ДО-, ТРАНС- И СВЕРХЗВУКОВЫМИ ПОТОКАМИ И ДЕМОНСТРАЦИЯ ЕГО ВОЗМОЖНОСТЕЙ

А.Н. Крайко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, akraiko@ciam.ru
А.В. Грачев, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, galexv@mail.ru
С.А. Таковицкий, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, c.a.t@tsagi.ru

Разработан прямой метод оптимизации аэродинамических форм при околозвуковых и сверхзвуковых режимах обтекания. Метод объединяет ньютоновский алгоритм, локальную линеаризацию и прямое численное моделирование. Эффективность метода продемонстрирована на примерах построения двумерных и осесимметричных аэродинамических форм. В качестве целевой функции принято аэродинамическое сопротивление, которое минимизируется при условиях сохранения объема и габаритных размеров.

Сложность решения задач построения оптимальных аэродинамических форм связана с их плохой обусловленностью. Количество прямых численных расчетов резко возрастает с увеличением числа геометрических параметров. Для повышения надежности метода оптимизации и ускорения сходимости предлагается отказаться от численного вычисления производных целевой функций. Квадратичная форма, аппроксимирующая зависимость аэродинамического сопротивления от геометрических параметров, определяется на основе локального анализа распределения давления по оптимизируемой аэродинамической поверхности. Вариации формы, направленные на улучшение характеристик, находятся методом Ньютона и корректируются в точном расчете.

Впервые эффективность метода локальной линеаризации была продемонстрирована на примере оптимизации крыла сверхзвукового самолета [1]. Для малых возмущений сверхзвукового потока предполагалось, что изменение давления в заданной точке поверхности связано с деформацией поверхности только в ее окрестности. Оценка для давления получается из теории простой волны. Суммирование аэродинамической нагрузки по всем элементам поверхности дает квадратичную аппроксимацию целевой функции.

Граница применимости метода локальной линеаризации расширена в область дозвукового и околозвукового режимов течений с помощью анализа инвариантов Римана для «мысленных» нестационарных вариаций оптимизируемой конфигурации. Изменение давления на поверхности элемента связано с его пространственным перемещением. Алгоритм оптимизации реализован на основе вычислительного пакета Ansys Fluent. Поля течения рассчитываются в рамках моделей Эйлера и осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса.

Программная реализация оптимизационного метода предельно автоматизирована. Структура программы содержит три основных блока: оптимизационный блок, блок обработки геометрических данных и построения расчетной сетки, блок численного моделирования течения. Исследование проводится на структурированной расчетной сетке, при построении которой анализируется целесообразность улучшения ортогональности ячеек. В рамках одной итерации оптимизационного процесса выполняется до 10 прямых расчетов. Предусмотрена возможность дополнительного варьирования аэродинамической формы по направлению, задаваемому градиентом целевой функции.

Проведено сопоставление двух алгоритмов, основанных на методе локальной линеаризации, на примере оптимизации осесимметричной носовой части, обтекаемой сверхзвуковым потоком. Образующая носовой части задается набором отрезков, вершины которых перемещаются по нормали к оси симметрии в процессе оптимизации. В качестве исходной носовой части принят конус заданного удлинения. Аэродинамическое сопротивление минимизируется при нулевом угле атаки.

Оптимизационный метод продемонстрировал высокую скорость сходимости. Число прямых расчетов в процессе оптимизации не превышало 30. Показано, что оптимальные носовые части имеют передний торец и образующую, описываемую близкой к степенной зависимостью. Оптимальные формы носовых частей малого удлинения существенно отличаются от форм, определенных на основе формулы Ньютона для давления. Исследовано влияние сопротивления поверхностного трения на оптимальную форму носовой части.

В трансзвуковом диапазоне скоростей выполнена оптимизация профиля. Профилирование проведено при нулевом угле атаки. Дополнительное геометрическое ограничение накладывалось на площадь профиля. В качестве исходного варианта выбран профиль NACA 0012. Площадь профиля сохранялась равной площади симметричного сверхкритического профиля с относительной толщиной 12% SC(2)-0012 [2]. Минимальное значение аэродинамического сопротивления и оптимальная форма профиля найдены при числе Маха M=0.8. Анализ полей течения показывает, что около профиля NACA 0012 в районе середины хорды возникает скачок уплотнения. Уменьшение кривизны у оптимального профиля приводит к ликвидации зоны разгона потока перед ударной волной. По сравнению с профилем SC(2)-0012 у оптимального профиля площадь перераспределяется к задней кромке.

Сопоставление профилей по значениям аэродинамического сопротивления выполнено в широком диапазоне изменения числа Маха. Расчеты проведены при числе Рейнольдса $Re_b=9\cdot10^6$, посчитанном на длину хорды. Установлено, что оптимизация профиля позволяет уменьшить сопротивление более чем на 50% при M=0.8. Относительный вклад сопротивления трения в суммарное сопротивление профиля составляет около 60% и уменьшается с ростом числа Маха. По сравнению с профилем SC(2)-0012 оптимальный профиль обеспечивает увеличение критического числа Маха примерно на 0.05.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (13-01-00854а).

Список литературы

1. Takovitsky S.A. Numerical optimization of the wing of a supersonic airplane // Proc. 23rd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, 8-13 September, 2002, Toronto, Canada. Paper ICAS 2002-2.3.2.
2. Mineck R.E., Lawing P.L. High Reynolds number tests of the NASA SC(2)-0012 airfoil in the Langley 0.3-meter transonic cryogenic tunnel // NASA TM-89102. 1987.

НОВАЯ КОНЦЕПЦИЯ ПРОФИЛИРОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО МЕЖТУРБИННОГО КАНАЛА И СОПЛОВОГО АППАРАТА ТУРБИНЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ

А.А. Крайко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, akraiko@ciam.ru
К.С. Пьянков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kirill@ciam.ru
Н.И. Тилляева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ntill@ciam.ru

Анализ современного состояния авиационного двигателестроения показывает, что проектирование отдельных узлов уже достигло высокого уровня совершенства. Существенный прогресс в улучшении характеристик двигателей во многих случаях может быть получен только за счёт удачной интеграции узлов. Отсюда возникает необходимость в создании и развитии средств автоматизированного проектирования переходных каналов совместно со стойками или лопатками, – этому и посвящена настоящая работа. В частности, работа имеет своей целью улучшение характеристик турбомашин за счёт профилирования форм межтурбинного переходного канала и лопаток соплового аппарата турбины низкого давления (ТНД). При этом концептуальная новизна заключается именно в совместном профилировании этих двух элементов турбины в отличие от традиционно независимого.

Традиционная схема турбины предполагает осесимметричную форму межтурбинного переходного канала, обладающего существенной диффузорностью, что может приводить к заметным потерям полного давления. При этом в самом сопловом аппарате поток снова разгоняется за счёт его большой конфузорности. Таким образом, традиционные межтурбинные каналы могут обладать избыточной местной диффузорностью. Наличие неоднородностей в потоке за рабочим колесом турбины высокого давления (следы, скачки уплотнения) способствует появлению отрывных зон в диффузорном участке переходного канала, что также является нежелательным. Возникновение такой ситуации, является следствием независимого рассмотрения переходного канала и соплового аппарата, а не их интеграции. Непосредственный учёт в процессе оптимизации взаимного влияния форм канала и лопаток соплового аппарата на газодинамические характеристики течения может позволить снизить суммарные газодинамические потери в данных узлах.

Оптимизация выполнялась прямым методом с использованием разрабатываемого в коллективе авторов (отдел 704 ЦИАМ) оптимизационного комплекса, основанного на алгоритме генетической оптимизации. Газодинамические характеристики рассчитывались посредством нахождения методом установления поля течения в переходном канале и его окрестности в рамках уравнений RANS, замкнутых моделью турбулентности ν_t-90. Для получения достаточного многообразия решений и достижения хорошей степени сходимости алгоритма оптимизации требовалось провести расчеты течений для

нескольких тысяч вариантов каналов. Использование сетевого распараллеливания расчетов отдельных вариантов и высококачественных расчетных сеток позволили существенно ускорить процесс получения множества оптимальных по Парето решений. Для построения сеток используется авторский комплекс, позволяющий автоматически строить многоблочные структурированные сетки с высокой степенью равномерности и ортогональности. Такой сеткопостроитель обеспечивает построение сетки фиксированной топологии во всём диапазоне варьируемых геометрических параметров. Благодаря этому удается получать в расчетах низкую случайную погрешность определения характеристик течения даже при использовании весьма грубых по количеству ячеек сеток. В итоге основной объем расчетов проводился на достаточно грубых по количеству ячеек сетках, а затем газодинамические характеристики полученных Парето-оптимальных решений уточнялись на сетках большей мощности.

В простейшей постановке традиционная форма лопатки описывается постоянным профилем по всей её высоте. В число произволов входят продольное смещение передней и задней кромок профиля, угол установки профиля (или отдельно передней и задней его частей) относительно оси двигателя, относительная толщина передней кромки профиля. Более полная постановка предполагает, что формы лопатки в различных её сечениях задаются независимо.

Для обеспечения многорежимности профилируемых каналов, каждый вариант канала, предложенный алгоритмом оптимизации, рассчитывается для двух предельных режимов работы, отличающихся степенью закрутки потока на входе. В ходе двух расчетов для каждого канала рассчитываются потери, неравномерность и степень закрутки потока на выходе из соплового аппарата. Для удобства можно использовать средние значения в качестве критериев, в этом случае их остаётся всего 3. Результатом работы алгоритма является множество Парето-оптимальных решений, т. е. решений, не улучшаемых по какому-либо критерию без ухудшения других. Из полученного множества таких решений можно выбрать вариант, наиболее удовлетворяющий “заказчика” по уровню газодинамических потерь и геометрических характеристикам канала и стоек соплового аппарата.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 14-08-31211).

ИССЛЕДОВАНИЕ ШУМООБРАЗОВАНИЯ В ТУРБУЛЕНТНОЙ СТРУЕ НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННЫХ РАСЧЕТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ LES ТЕХНОЛОГИИ

С.Ю. Крашенинников, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, krashenin@ciam.ru
Л.А. Бендерский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, leoben@ciam.ru

В соответствии с акустической аналогией Лайтхилла, шум турбулентной струи возникает из-за возмущающего воздействия турбулентных пульсаций в струе на окружающую среду. При использовании технологии LES проведены расчёты течения в дозвуковых турбулентных воздушных струях, распространяющихся в затопленном пространстве. Получены «мгновенные» картины течения и их трансформация по времени. Использовалось явление понижения статического давления в областях занятых «турбулентной жидкостью» для определения конфигураций этих областей, их свойств и трансформации по времени.

Согласно предшествующим исследованям динамические неоднородности, движение которых вызывает пульсации вне струи, имеют продольный размер L, который превосходит ширину слоя смешения b в соответствующем сечении струи

$$L \sqcup b / 0.7 = 1.425\, b = 0.385X \qquad (1)$$

Данные расчётов позволяют дополнительно проверить этот результат. Проведён расчет турбулентных струй, распространяющихся из сопла диаметром D = 2м с дозвуковой скоростью истечения около 210 и 310 м/сек.

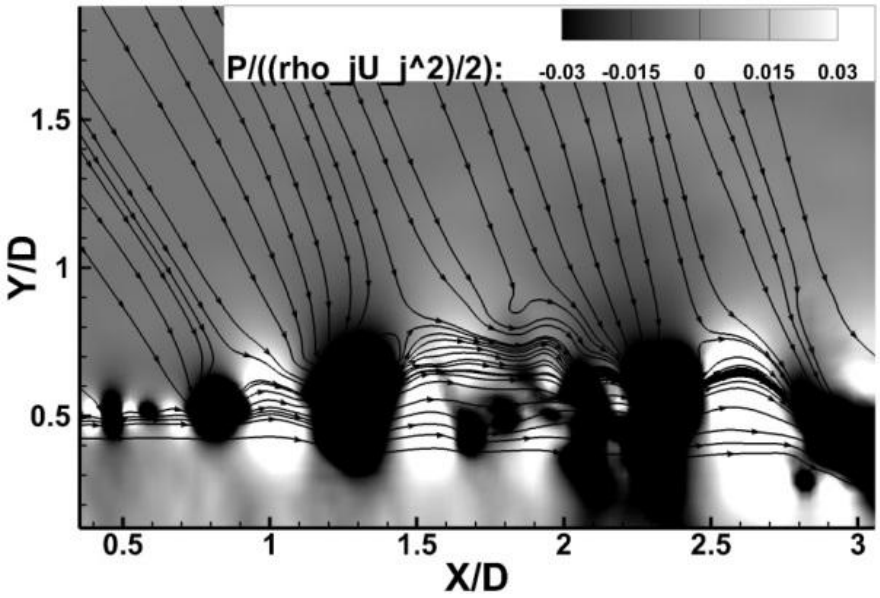


Рис. 1 – Результаты расчета «мгновенного» распределения статического давления в слое смешения

На рис.1 показано «мгновенное» поле статического давления в плоскости симметрии, полученное в результате расчётов. Значение координаты Y/D= 0.5 соответствует кромке сопла и средней части слоя смешения. Светлые области соответствуют превышению давления над атмосферным, темные – разрежению. Приведены также линии тока. Можно видеть хорошее соответствие полученных данных эмпирическому соотношению (1). Эти результаты можно считать подтверждением предлагаемой модели шумообразования в струе.

На рис.1 приведены линии тока, которые иллюстрируют движение окружающей среды. Видно, что в эжектируемом потоке происходит резкое торможение, из-за которого возникают области повышенного давления. Дальнейший анализ показывает, что их появление создает возмущения, которые приводят к образованию звуковых волн.

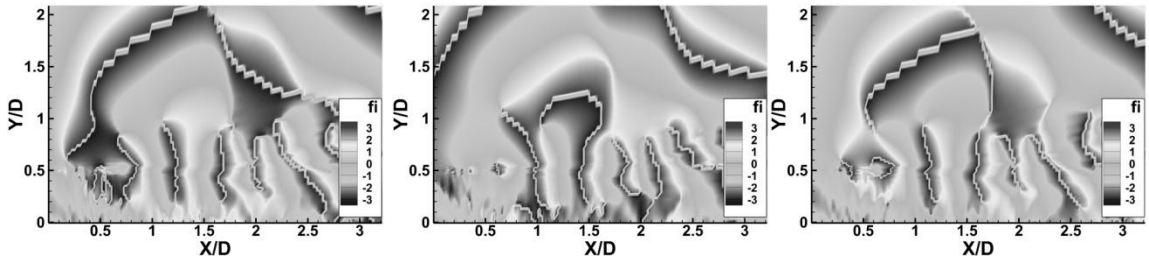


Рис. 2 – Покадровое представление образования звуковой волны, кадры через 1/3 периода

Проведен фазовый анализ возмущений статического давления при фиксированных частотах пульсаций. На рис.2 приведены результаты этого анализа для частоты излучения Sh_d=1 в виде результатов определения координат фиксированной фазы в вертикальной плоскости картины течения. Период пульсаций составлял 0.0063 сек. В соответствии с данными (1), источник звука находится при $X/D \approx 1.5$. Образование звуковой волны происходит в подтекающей жидкости в области максимума статического давления. Скорость ее распространения соответствует скорости звука.

Трансформация возмущений статического давления в звуковые волны происходит в областях, занятых подтекающим воздухом. Это объясняет известные данные по интенсивности звукового излучения струи и её акустомеханическому кпд, для которых определяющим параметром является число Маха, вычисленное по скорости истечения, отнесенной к скорости звука в окружающей среде

Результаты расчётов подтверждают предположение о механизме формирования звуковых волн, как следствия возникновения пульсаций в подтекающей жидкости из-за перемежающегося турбулентного течения в струе.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №14-01-00325_а

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ УСТРОЙСТВ УПРАВЛЕНИЯ ПОТОКОМ ДЛЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА ТРДД С НИЗКИМ СОПРОТИВЛЕНИЕМ НА РЕЖИМАХ БОКОВОГО ВЕТРА

И.А. Курсаков, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, innocentiy.kursakov@tsagi.ru
К.С. Анисимов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Е.В. Кажан, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.В. Лысенков, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.А. Савельев, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, innocentiy.kursakov@tsagi.ru

Одним из существенных требований, предъявляемых к мотогондолам современных ТРДД гражданских самолетов на этапе проектирования, является низкое лобовое сопротивление в условиях крейсерского полета. Однако, наряду с ним существует целый ряд аэродинамических ограничений, обусловленных устойчивостью работы двигателя на различных режимах, в частности при наличии бокового ветра на режиме взлета и посадки. Поэтому проектирование мотогондолы носит явно выраженный компромиссный характер: выполнение требования по устойчивой работе приводит к необходимости изменения найденной оптимальной формы мотогондолы – например, увеличивать коллекторность воздухозаборника. На крейсерском же режиме полета увеличение коллекторности приводит к увеличению сопротивления мотогондолы.

Если добиться выполнения требований по обеспечению приемлемых уровней равномерности потока на входе в двигатель без изменения формы, то на крейсерском режиме полета такие двигатели будут иметь меньшее сопротивление. В данной работе предлагается исследовать эффективность различных устройств для улучшения характеристик потока на входе в двигатель в условиях бокового ветра.

На первом этапе проводится оптимизация геометрии мотогондолы с целью минимизации ее сопротивления на крейсерском режиме полета без учета ограничения на потерю устойчивости работы в условиях бокового ветра. Спроектированная таким образом мотогондола ТРДД имеет на крейсерском режиме полета сопротивление C_x на 30 каунтов (5%) меньше, чем у стандартной. У такой мотогондолы без использования специальных устройств отрыв потока наступает при меньшей (чем у типовой) скорости бокового ветра, что приводит к образованию неравномерности потока, превышающей нормированные значения (Рис. 1).

Для обеспечения устойчивой работы двигателя на режимах бокового ветра проанализированы результаты по исследованию эффективности различных активных и

пассивных устройств управления потоком в воздухозаборнике. Среди них: отсос пограничного слоя, щель перепуска и турбулизаторы.

Исследования проводятся с использованием вычислительного эксперимента. Для расчетов используется пакет прикладных программ (ППП) EWT-ЦАГИ [1,2]. Математическая модель воздухозаборника имеет натурные размеры, соответствующие двигателям с взлетной тягой порядка 14 тонн. Получены характеристики воздухозаборника с предложенными устройствами и без них (Рис. 2). Показано, что устройства увеличивают устойчивость работы ВЗ при боковом ветре.

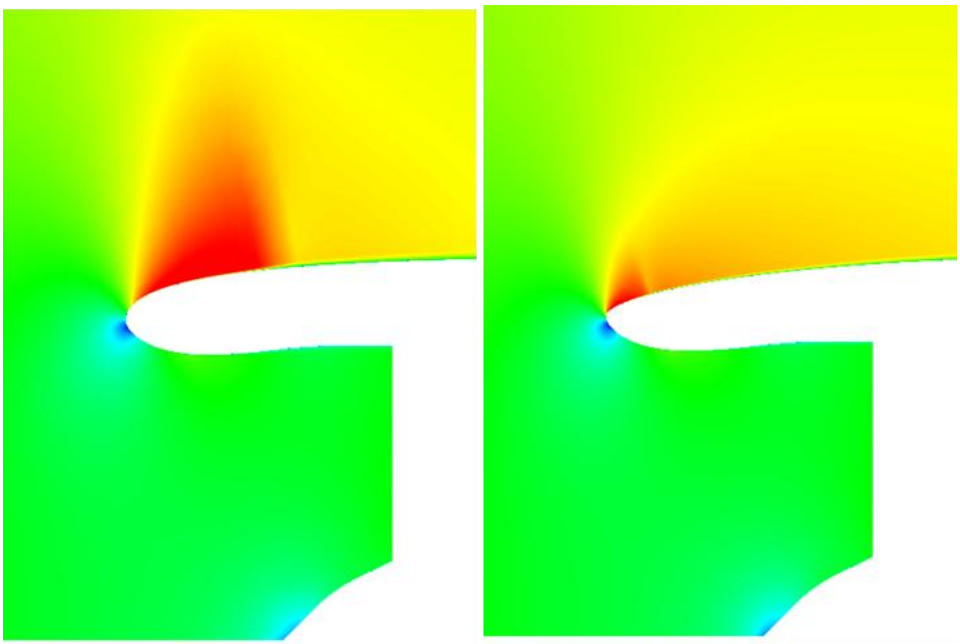


Рис. 1 – Поле числа Маха в плоскости симметрии традиционной (а) и оптимальной (б) мотогондол

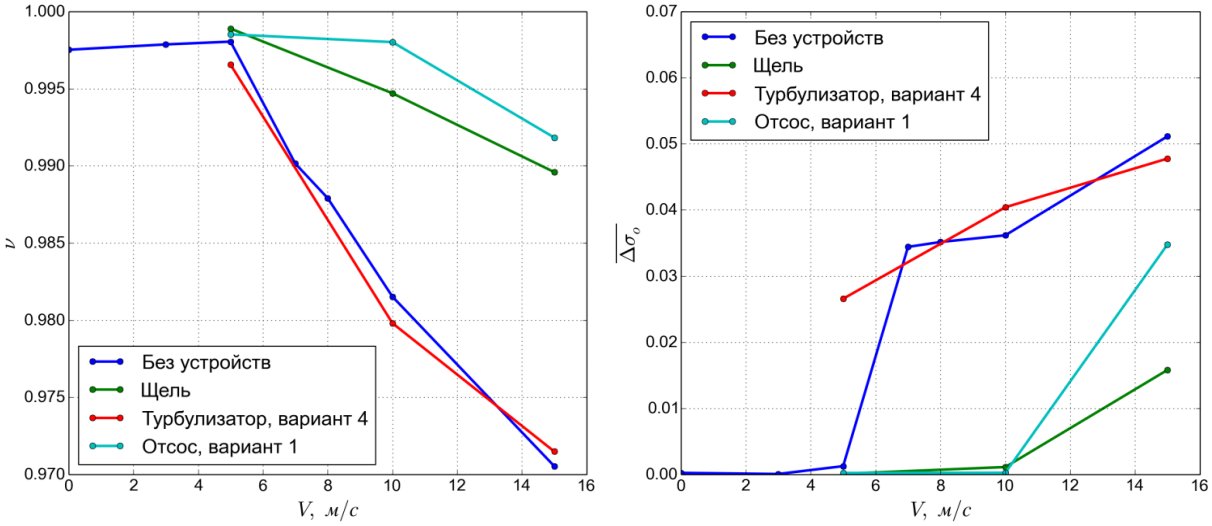


Рис. 2 – Характеристики воздухозаборника с различными вариантами устройств управления потоком

Список литературы

1. С.М. Босняков и др. Практические аспекты решения задач внешней аэродинамики двигателей летательных аппаратов в рамках осредненных по времени уравнений Навье-Стокса,// Труды ЦАГИ. 2007. № 2671. С. 8.
2. Кажан Е.В. Повышение устойчивости явной схемы Годунова Колгана Родионова локальным введением неявного сглаживателя // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. XLIII, № 6. С. 1–38.

ИССЛЕДОВАНИЯ ПСЕВДОСКАЧКА В КОРОТКОМ КАНАЛЕ С РАЗДЕЛИТЕЛЬНЫМИ ПЕРЕГОРОДКАМИ РАЗЛИЧНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ

Д.А Лапинский, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Н.В Гурылева, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
М.А. Иванькин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.М. Терешин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

При формировании проточного тракта прямоточной силовой установки важное место занимают вопросы оптимизации геометрии предкамерного канала-изолятора, являющегося частью проточного тракта, в котором происходит дополнительное торможение и выравнивание воздушного потока перед камерой сгорания. В таком канале-изоляторе осуществляется торможение сверхзвукового потока до дозвуковой скорости в течении, получившим название «псевдоскачок». Наибольший практический интерес представляет торможение потока в коротких каналах-изоляторах, где длины канала недостаточно для реализации классического «свободного» псевдоскачка и возникает «незавершенный» псевдоскачок [1].

Представлены результаты экспериментальных исследований газодинамики течения торможения в коротких прямоугольных каналах-изоляторах с продольными разделительными перегородками. Рассмотрены способы, позволяющие выровнять параметры потока в конце короткого канала с незавершенным псевдоскачком.

Эксперименты проведены в АДТ ТССМ ЦАГИ при M = 2.0–3.0 на модели, представляющей собой плоский канал прямоугольного сечения с острыми входными кромками. Внутри канала устанавливаются продольные перегородки различных конфигураций. Канал имеет прозрачные боковые стенки, позволяющие визуализировать теневую картину течения внутри канала. Для измерения статического давления по длине канала верхняя и нижняя стенки канала дренированы, в конце канала установлена гребенка для измерения полей полного давления. Перемещение псевдоскачка вверх по потоку проводится за счет механического дросселирования.

Рассмотрены несколько вариантов перегородок: сплошная непроницаемая перегородка, проницаемая перегородка с продольными щелями вблизи стенок канала (в пристеночном пограничном слое) и перегородка с круглыми отверстиями такой же площади, но расположенными в плоскостипо оси симметрии пластины (т.е. при установке пластины отверстия располагаются в ядре потока). Исследованы различные варианты расположения перегородок в канале - как в горизонтальной плоскости симметрии канала, так и параллельно ей со смещением, когда исходный канал разделен на два плоских канала различной высоты. Также рассматривался вариант расположения перегородки под углом к плоскости симметрии канала, когда исходный канал разделен на два: конфузорный, расположенный сверху, и диффузорный, расположенный снизу.

Определены границы запуска верхнего и нижнего канала в зависимости от числа Маха набегающего потока и варианта разделительной перегородки.

Получено, что для вариантов с непроницаемыми разделительными перегородками псевдоскачок в процессе дросселирования развивается неравномерно: в канале с большей высотой развитие происходит быстрее, чем в узком канале, что подтверждается визуализацией картины течения и распределением статического давления по длине канала; для вариантов с проницаемыми перегородками обеспечивается практически одинаковое перемещение псевдоскачка вверх по потоку для обоих каналов, что можно видеть из распределения статического давления и теневой картины течения. Для всех

исследованных перегородок выявлен гистерезис течения при прямом и обратном ходе дросселя.

При разделении исходного канала на конфузорный и диффузорный каналы перегородкой без протока воздуха, конфузорный канал не запущен во всем исследованном диапазоне чисел М. Диффузорный канал при этом запущен, наблюдается устойчивое перемещение псевдоскачка вверх по потоку при дросселировании модели.

При использовании проницаемой перегородки, между конфузорным и диффузорным каналами устанавливалась газодинамическая связь, при этом наблюдается запуск как диффузорного, так и конфузорного канала. Граница запуска конфузорного канала по числам М существенно расширяется, он запускается во всем исследованном диапазоне чисел М. Следует отметить, что наилучшие результаты по выравниванию потока в обоих каналах достигались при расположении отверстий для перетока воздуха в пограничном слое вблизи стенок канала. В случае расположения отверстий для перетока в ядре потока эффект запуска сохранялся, однако псевдоскачок в конфузорном и диффузорном канале развивался менее равномерно, также менее равномерным было течение на выходе из канала.

Таким образом, на основании измерения полей статического и полного давления, а также анализа теневой картины течения было получено, что установление газодинамической связи между каналами вблизи стенок, в области пограничного слоя позволяет существенно выровнять параметры потока (скорость, давление) в поперечных сечениях канала.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (Грант № НР 14-01-31448).

Список литературы

1. Гурылева Н.В., Иванькин М.А., Лапинский Д.А., Тимошенко В.И. Исследование особенностей течений в каналах при взаимодействии возмущений с псевдоскачком - Ученые записки ЦАГИ, 2012, Т. XLIII, №6, - С. 40-54

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ЛАМИНАРНЫХ ТЕЧЕНИЙ ГАЗА В КОЛЬЦЕВОМ СОПЛЕ

В.В. Марков, Математический институт им. В.А. Стеклова РАН, Москва, markov@mi.ras.ru
В.А. Левин, НИИ механики МГУ, Москва, levin@imec.msu.ru
Н.Е. Афонина, НИИ механики МГУ, Москва, afonina@imec.msu.ru
В.Г. Громов, НИИ механики МГУ, Москва, gromov@imec.msu.ru
И.С. Мануйлович, НИИ механики МГУ, Москва, manuylovich@imec.msu.ru
Г.Д. Смехов, НИИ механики МГУ, Москва, smekhov@imec.msu.ru
А.Н. Хмелевский,НИИ механики МГУ, Москва, khmelevsky@imec.msu.ru

Компактные выходные устройства реактивных двигателей на базе кольцевых сопел с внутренней полостью - дефлектором рассматриваются как перспективные для реализации бесклапанного пульсирующего режима сжигания топлив.

В докладе на основе уравнений Навье-Стокса проведено численное параметрическое исследование влияния различных факторов на развитие по времени начальных возмущений, вызванных запуском кольцевого сопла с дефлектором в виде сферического сегмента, продуваемого воздухом, при ламинарной модели течения.

Представлено сравнение результатов расчетов с соответствующими данными экспериментальных измерений.

Расчеты проведены на сетках с числом узлов 100x316, 200x376 и 300x472. Узлы сетки сгущались вблизи поверхности тяговой сетки. Кроме числа узлов варьировался шаг сетки вблизи поверхности стенки. Предполагалось, что вдув воздуха через кольцевое сопло происходит со звуковой скоростью при заданных постоянных значениях давления и температуры торможения P0 и T0. Истечение воздуха из устройства через выхлопное коническое сопло происходит в газовую среду с давлением Pe = 0.01 атм и температурой Te = 300 K. Для замыкания задачи на внешней границе используются мягкие граничные условия экстраполяционного типа. Поверхность тягового модуля предполагается либо охлаждаемой с температурой Tw = 300 K, либо теплоизолированной.

По условию запуск работы устройства, первоначально заполненного неподвижным воздухом, происходит внезапно, что приводит к генерации интенсивных нестационарных газодинамических процессов и значительному повышению давления. Расчеты показали, что дальнейшее развитие стартового возмущения существенным образом зависит как от расчетной схемы, так и определяющих параметров задачи. В результате впервые в расчетах обнаружены режимы течений, при которых стартовые возмущения, сопровождающие запуск кольцевого сопла, не затухают, а переходят в квазипериодический режим.

Фурье-анализ временных рядов ряда параметров численного решения показывает, что спектр основных частот колебаний при T_0 =300 К лежит в диапазоне 2-30 кГц, что соответствует результатам экспериментов по измерению тяги и давлений, выполненных в импульсной аэродинамической установке НИИ механики МГУ и оценкам, основанным на скорости звука и радиусе кольцевого сопла. Эти частоты на два порядка ниже частот колебаний схемного происхождения. При T_0 = 3000 К этот диапазон расширяется до 100 кГц. На спектральные характеристики решения заметное влияние оказывают параметры разностной сетки и ограничителя *minmod*, а также порядок аппроксимации производных по времени. Значительно меньшее влияние оказывает варьирование параметров численной схемы на средние значения силовых характеристик устройства. Для сравнения стационарное значение давления на тяговой стенке для схемы первого порядка по пространственным координатам составляет 10,28 атм, для схемы второго порядка на сетке 200x376 с большим пристеночным шагом -11,21 атм, среднее значение на той же сетке с минимальным пристеночным шагом -11,13 атм. Соответствующие значения силы тяги – 2496, 2513 и 2471 Н.

Работа поддержана проектом РНФ № 14-19-01759.

РАСЧЕТ ТЕЧЕНИЙ ВО ВРАЩАЮЩЕЙСЯ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ В РАМКАХ EWT-ЦАГИ

А.В. Лысенков, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, lysenkov@tsagi.ru
Е.В. Кажан, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Основным инструментом для получения надежных характеристик воздушных винтов (ВВ) является эксперимент в АДТ на специальных экспериментальных стендах. Для исследования характеристик однорядных и биротативных (в том числе «открытый ротор») ВВ в ЦАГИ созданы экспериментальные стенды, которые позволяют проводить испытания в широком диапазоне скоростей набегающего потока и оборотов исследуемого винта. В ходе эксперимента получают следующие данные: тяговые и моментные

характеристики, поле потока за винтом, распределение давления на лопасти винта (метод PSP), величины деформаций лопастей, акустические характеристики.

Кроме того, в ЦАГИ для исследования характеристик ВВ используется технология вычислительного эксперимента. Как при исследовании АДХ ЛА, так и характеристик ВВ, технология включает в себя несколько этапов: подготовка математической модели исследуемого объекта, проведение расчета с использованием многопроцессорных систем, обработка результатов. Для выполнения всех этапов в ЦАГИ создан специализированный пакет прикладных программ (ППП EWT-ЦАГИ [1]). Этот программный комплекс прошел обширную верификацию и валидацию для широкого класса задач вычислительной аэродинамики.

Для определения аэродинамических характеристик воздушных винтов в пакете прикладных программ применяется решатель RoS. Решается система уравнений Рейнольдса с моделью турбулентности SST во вращающейся системе координат:

$$\frac{\partial \vec{U}_r}{\partial t} + \sum_i \frac{\partial \vec{F}}{\partial x_i} = \vec{W}_r$$

$$\vec{U}_r = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_r \\ \rho v_r \\ \rho w_r \\ \rho E_r \\ \rho k \\ \rho \omega \end{bmatrix}, \quad \vec{\mathbf{F}} = \begin{bmatrix} Q \\ Qu_r + ps_x + I_{xn} \\ Qv_r + ps_y + I_{xn} \\ Qw_r + ps_z + I_{xn} \\ Q(E_r + p/\rho) + (I_{xn}u_r + I_{xn}v_r + I_{xn}w_r) + \Theta_n + T_n^k \\ Qk + T_n^k \\ Q\omega + T_n^w \end{bmatrix}$$

$$\vec{W}_r = \begin{bmatrix} 0 \\ -\rho(2(\Omega_y w_r - \Omega_z v_r) + \rho\left(\vec{\Omega} \times \left(\vec{\Omega} \times \vec{R}\right)\right)_x) \\ -\rho(2(-\Omega_x w_r + \Omega_z u_r) + \rho\left(\vec{\Omega} \times \left(\vec{\Omega} \times \vec{R}\right)\right)_y) \\ -\rho(2(\Omega_x v_r - \Omega_y u_r) + \rho\left(\vec{\Omega} \times \left(\vec{\Omega} \times \vec{R}\right)\right)_z) \\ 0 \\ S(k) \\ S(\omega) \end{bmatrix}$$

, где частота вращения:

$$\vec{\Omega} = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} = |\Omega|\vec{a} \qquad \vec{u}_r = \begin{bmatrix} u_r \\ v_r \\ w_z \end{bmatrix}$$

, а - скорость во вращающейся системе координат

Используется схема Годунова-Колгана-Родионова, явная схема с неявным сглаживателем [2]. Учет вращения производится путем введения добавок к конвективным потокам и к источниковым членам. Используется точное решение Годунова задачи о распаде произвольного разрыва на вращающейся сетке. Для явной схемы добавляется дополнительное ограничение на шаг по времени. Кроме того, модифицированы граничных условий. Реализованы различные методы организации шага по времени: глобальный, локальный, дробный и дуальный.

Решатель RoS проходит верификацию и валидацию. Результаты расчета сравниваются с экспериментальными данными (Рис. 1) и результатами расчёта, полученными с использованием коммерческого программного обеспечения [3]. Полученное сравнение показывает, что расчетные методы можно использовать для получения характеристик воздушных винтов с точностью 3% на безотрывных режимах.

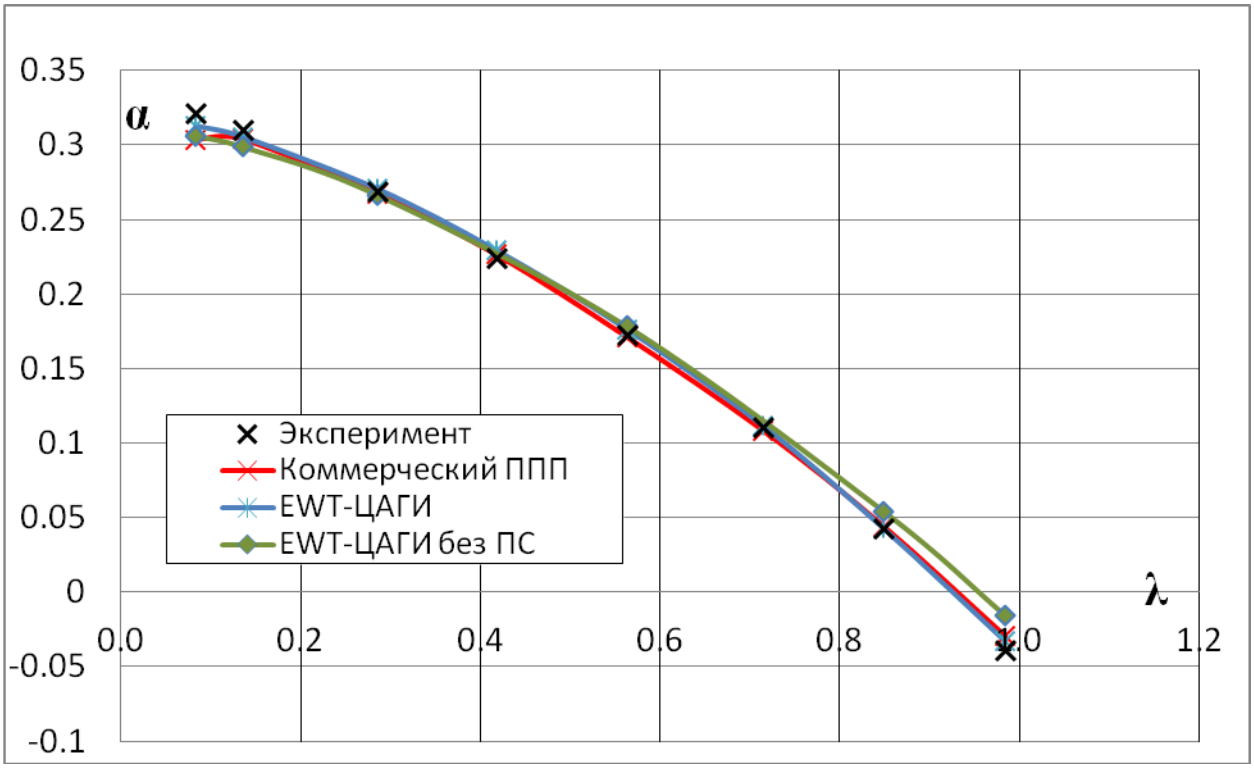


Рис. 1 – Сравнение экспериментальных данных и результатов расчета

Список литературы

1. С.М. Босняков и др. Навье-Стокса, Практические аспекты решения задач внешней аэродинамики двигателей летательных аппаратов в рамках осредненных по времени уравнений // Труды ЦАГИ. 2007. № 2671. С. 8.
2. Кажан Е.В. Повышение устойчивости явной схемы Годунова Колгана Родионова локальным введением неявного сглаживателя // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. XLIII, № 6. С. 1–38.
3. Лысенков А.В., Павлик С.В. Разработка методологии расчёта аэродинамических характеристик воздушных винтов // Труды МФТИ. 2013. Т. 5, № 3(19).

ЭФФЕКТИВНАЯ RANS/ILES ТЕХНОЛОГИЯ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СЛОЖНЫХ ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ В ЭЛЕМЕНТАХ ТРД

Д.А. Любимов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, Lyubimov@ciam.ru
Л.А. Бендерский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, leoben@ciam.ru
И.В. Потехина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, potekhina@ciam.ru
А.Э. Федоренко,ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
sunshine-92-2007@mail.ru

С помощью эффективной RANS/ILES технологии высокого разрешения [1,2] исследованы течение и параметры турбулентности в элементах ТРД. Выполнены расчеты течения на дроссельных и помпажных режимах в модельном сверхзвуковом воздухозаборнике (ВЗ) с прямоугольным поперечным сечением и перспективном конвергентном ВЗ для сверхзвукового делового самолета. Были получены дроссельные характеристики ВЗ, исследовано влияние системы слива на дроссельные характеристики и устойчивость работы ВЗ, определены уровни пульсаций статического давления в канале ВЗ и на выходе из него. Получены спектральные характеристики пульсаций давления на стенках ВЗ на различных режимах. Расчеты выполнялись на структурированных сетках, содержащих $(1.7\text{-}3.5)\times10^6$ячеек. Сравнение с данными экспериментов показало высокую точность расчетов.

Была исследована эффективность применения «синтетических» струй для управления течением в диффузорах различной формы, варьировались режимные и геометрические параметры синтетических струй. Были исследованы синтетические струи с вихревым воздействием на течение. Установлено, что синтетические струи позволяют эффективно уменьшать размеры отрывных зон в диффузорах различной геометрии, снижать уровень турбулентных пульсаций и неравномерность в радиальном распределении параметров течения на выходе из диффузора. На основании параметрического исследования были выбраны параметры синтетических струй, позволивших сократить на 20% длину межтурбинного диффузора без заметного ухудшения его характеристик. Расчеты выполнялись на сетках, содержащих около 0.8×10^6 ячеек.

Для струй из сопел разной геометрии исследовано влияние геометрии сопла, режима истечения (дозвуковой или сверхзвуковой), а также температуры струй на течение, уровень турбулентных пульсаций и шум. Расчеты выполнялись на сетках с $(3\text{-}4.5)\times10^6$ ячейками. Во всех случаях проводился совместный расчет течения в сопле и струе. Получена высокая точность расчета спектральных характеристик шума в широком диапазоне чисел Sh. Для нерасчетной сверхзвуковой струи с $\pi=4$ было исследовано влияние поверхности аэродрома на течение в ней. Получено трансверсальное растекание струи. Определено влияние поверхности аэродрома на течение в струе и уровень пульсаций давления в ближнем поле. Для этой струи было исследовано натекание на отбойник. Рассмотрены изотермическая и горячая (T_0=600K) струи. Получены распределения параметров течения и турбулентных пульсаций давления и температуры на отбойнике. Установлено влияние отбойника на ближнее и дальнее акустическое поле струи. Выполнены расчеты течения, турбулентных пульсаций и шума в нерасчетной сверхзвуковой струе из прямоугольного сопла. Исследовано влияние экрана на течение и уровень шума в этой струе. Расчеты выполнялись на сетках с $(6.6\text{-}8)\times10^6$ ячейками.

Для открытой прямоугольной каверны исследовано влияние числа Маха внешнего потока на течение и уровень турбулентных пульсаций в ней. Обнаружено, что при

сверхзвуковом внешнем потоке течение в каверне заметно меняется, меняется уровень и распределение пульсаций на стенках каверны. Исследовано влияние положения и режимных параметров синтетических струй на уровень и спектральные свойства пульсаций давления в каверне.

Список литературы

1. Любимов Д.А. Разработка и применение эффективного RANS/ILES метода для расчета сложных турбулентных струй. // ТВТ. − 2008. − Т.46. − №2. − С. 271-282.
2. Любимов Д.А. Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений методом моделирования крупных вихрей // ТВТ. 2012. Т. 50. №

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ВЯЗКОГО ГАЗА ОКОЛО ХВОСТОВОЙ ЧАСТИ ГОНДОЛЫ ВРД С ОТКЛОНЕНИЕМ ВЕКТОРА ТЯГИ

А.П. Мазуров, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Представлены результаты численного моделирования трансзвукового обтекания осесимметричной хвостовой части гондолы воздушно-реактивного двигателя (ВРД) с отклонением вектора тяги. В качестве математической модели течения используются осредненные по Рейнольдсу нестационарные трехмерные уравнения Навье-Стокса в обобщенной системе криволинейных координат. Для вычисления турбулентной вязкости применяется двухпараметрическая модель турбулентности Вилкокса (2006 г.) Численные расчеты выполнены с помощью алгоритма, разработанного на основе неявной разностной схемы TVD третьего порядка аппроксимации.

Целью работы является численный анализ влияния геометрического угла отклонения вектора тяги на локальные и интегральные характеристики сверхзвукового круглого сопла. Рассмотрены два варианта отклонения вектора тяги: а) посредством отклонения только сверхзвуковой части сопла, б) посредством отклонения дозвуковой части сопла. В первом варианте излом оси находился в критическом сечении, а внутренняя поверхность сверхзвуковой части представляла собой конус с направляющей в виде окружности, расположенной в плоскости выходного сечения, которое было перпендикулярно оси сопла до точки излома (оси симметрии дозвуковой части). Во втором варианте излом оси находился в дозвуковой части, а внутренняя поверхность сверхзвуковой части представляла собой конус с направляющей в виде окружности, расположенной в плоскости выходного сечения, которое было перпендикулярно оси симметрии сверхзвуковой части.

Ввиду того что внешняя поверхность хвостовой части гондолы ВРД на режимах с отклонением вектора тяги является трехмерной, ее обтекание носит пространственный характер и может качественно отличаться от обтекания осесимметричной хвостовой части. В связи с этим возникает проблема определения аэродинамических характеристик сверхзвуковых сопел с изломом оси. При экспериментальных исследованиях таких сопел основное внимание уделяется, как правило, измерениям интегральных характеристик (коэффициента расхода, осевой и боковой составляющих тяги). В экспериментах достаточно проблематично выявить особенности течения, обусловленные

несимметричной формой как внутри сопла, так и снаружи. Поэтому для исследования пространственных полей течения около хвостовой части гондолы и в сопле целесообразно использовать трехмерные численные алгоритмы, которые могут дать значительный объем информации о характеристиках сопла.

Расчеты выполнены для холодной струи с показателем адиабаты γ=1.4 при числах Маха внешнего потока M_∞=0; 0.9 и 1.2. Результаты получены для перепада давления в сопле 4.5 и геометрических углов отклонения вектора 10 и 20^o. Для сравнения были также проведены расчеты вариантов без отклонения вектора тяги.

Как показали расчеты, внешнее обтекание хвостовой части гондолы ВРД на режимах с отклонением вектора тяги происходит с образованием отрыва потока в виде пары продольных вихрей. Установлено, что в сопле, в котором отклонение вектора тяги осуществляется наклоном только сверхзвуковой части, формируется висячая ударная волна весьма сложной пространственной конфигурации. Образуется она из-за сильного перерасширения потока в области, расположенной ниже по течению от критического сечения и прилегающей к поверхности сопла, в сторону которой отклонена ось сопла. В сопле с отклонением дозвуковой части такая ударная волна не образуется, поскольку течение в нем симметрично относительно оси сверхзвуковой части.

Дано сравнение характеристик сопел с двумя различными способами отклонения вектора тяги. В сопле с отклонением дозвуковой части коэффициент расхода и потери (внутренней) тяги практически не изменяется при отклонении вектора тяги. При этом угол отклонения вектора тяги примерно равен геометрическому углу наклона оси сопла. В сопле с отклонением только сверхзвуковой части коэффициент расхода при наклоне оси на 10^o примерно такой же, как без отклонения вектора тяги, и на 3% выше, чем у сопла с углом наклона оси на 20^o. На режимах отклонения вектора тяги в этом сопле потери тяги приблизительно на 0.4 - 0.5% идеальной тяги выше, чем на режиме без отклонения тяги, а угол наклона вектора тяги превышает геометрический угол наклона оси примерно на 3^o. При наличии внешнего потока углы отклонения вектора эффективной тяги (с учетом внешних сил, действующих на сопло) превышают угол наклона оси на еще большую величину.

ПРИМЕНЕНИЕ АКТИВНЫХ ЗАВИХРИТЕЛЕЙ ПОТОКА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИНТЕТИЧЕСКИХ СТРУЙ И ДИЭЛЕКТРИЧЕСКОГО БАРЬЕРНОГО РАЗРЯДА ДЛЯ УМЕНЬШЕНИЯ ПОТЕРЬ В «АГРЕССИВНЫХ» ДИФФУЗОРАХ ТРДД

А.Ю. Макаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, keeper@ciam.ru
А.Б. Ватажин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Д.А. Любимов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
И.В. Потехина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.А. Степанов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, step@ciam.ru

Использование в ТРДД укороченных переходных диффузорных каналов с большим отношением площади выхода к площади входа и сильно искривленной центральной линией позволяет существенно уменьшить габариты и массу силовой установки. Но в таких каналах может возникать отрыв потока, что приводит к повышению потерь полного давления, увеличению неравномерности потока на выходе и сильному росту пульсаций давления. Подобные ситуации также возникают в случаях, когда имеющиеся

конструктивные и компоновочные ограничения не позволяют построить безотрывный диффузор. В этих ситуациях устранение отрывов целесообразно осуществлять с помощью методов пассивного и активного управления течением. Эти методы обсуждаются ниже.

Изучение влияния параметров синтетических струй на течение в прямоугольном диффузорном канале, проводилась с применением различных экспериментальных (измерение давления скоростными датчиками, Particle Image Velocimetry) и численных (RANS/ILES[1]) методов, что позволило детально изучить формирующиеся структуры течения. Генератор синтетических струй обеспечивает чередование фаз вдува и отсоса воздуха при его нулевом среднем расходе. Одно из преимуществ применения синтетических струй состоит в том, что для их создания не требуется дополнительный подвод воздуха, а необходима лишь энергия для возбуждения колебаний в пристеночной полости генератора. Для детального экспериментального исследования структуры синтетических струй был изготовлен диффузорный канал с двумя синтетическими струями большого размера. Площадь выхода из диффузора в два раза превосходила площадь входа. Наклон стенки диффузорного участка $\alpha = 15^\circ$. На нижней стенке канала установлен генератор синтетических струй, состоящий из замкнутой полости с двумя продольными прямоугольными щелями и резонатора. Ширина канала 100мм, высота входа 75мм, высота выхода 150мм. Струи генерируются двумя щелями 40х4 мм, расстояние между щелями составляет 23 мм. В канале предусмотрены два места установки генератора синтетических струй: перед началом диффузорного участка и непосредственно в его начале. Общий вид канала с генератором синтетических струй представлен на Рис.1. Канал оборудован оптическими окнами для исследования структуры течения с помощью метода PIV, который позволяет измерять мгновенные поля трех компонент скорости бесконтактным способом в широком диапазоне скоростей потока. Измерения полей скоростей проводились в двух сечениях, показанных на Рис.1. Максимальная электрическая мощность генератора синтетических струй составляла 150 Вт, частота варьировалась от 50 до 300 Гц. Максимальная скорость воздуха на выходе из щели до 40 м/с.

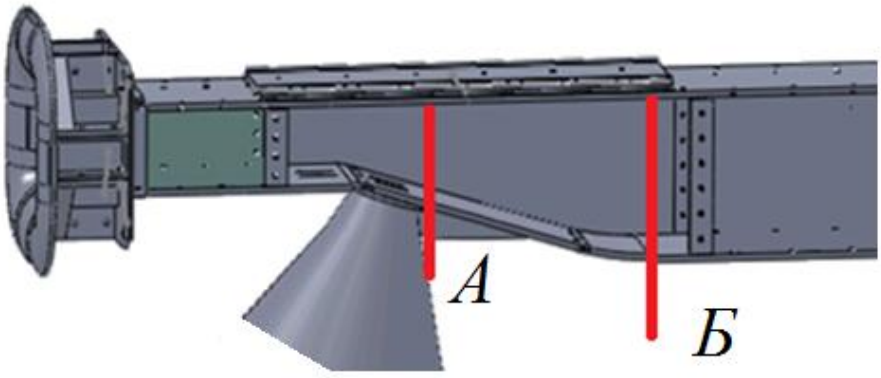


Рис. 1 – Общий вид канала с генератором синтетических струй

Благодаря применению современных высокоинформативных экспериментальных и расчетных методов удалось напрямую получить данные о структуре течения, которые обычно определяются косвенными методами. Так на Рис.2 показаны уровни среднеквадратичных пульсаций продольной и поперечной компонент скорости потока в сечении А. Проведенное совместное расчётно-экспериментальное исследование не только показало соответствие численных и экспериментальных результатов [2], но и позволило изучить большое количество режимов, на которые не была рассчитана экспериментальная модель. Выполненные исследования показали, что с помощью генератора синтетических струй можно уменьшить уровень потерь полного давления в рассматриваемых каналах на 25% в диапазоне чисел Маха вплоть до 0.6. Из полученных данных можно сделать вывод,

что продолжение изучения влияния синтетических струй целесообразно продолжить на диффузорах, более приближённых к каналам авиационных двигателей.

Для определения уровня воздействия Диэлектрического Барьерного Разряда (ДБР) на реальное течение с отрывом потока были проведены экспериментальные и расчетные исследования течения в канале модельного диффузора, выполненного по той же схеме, как в случае канала для изучения синтетических струй. Высота входа в канал 20 мм, выхода 40 мм, ширина канала 100 мм. На наклонной стенке диффузорного канала непосредственно перед отрывной зоной был установлен ДБР-актуатор. Оптимальное положение ГСС определено в ходе оптимизации расчётными средствами. Гребёнкой трубок Пито в сечении Б (Рис. 1) были измерены профили полного давления при скоростях до 20 м/с. Расчёты течения при воздействии ДБР проводились в рамках приближенной модели, сформулированной в [3], с использованием методологии RANS и k-e модели турбулентности. Величина интегрального силового воздействия ДБР на течение находилась на основе предварительных измерений тяги в эксперименте. Экспериментальные («э») и расчетные («р») профили полного давления показаны на Рис.3. Уровень уменьшения потерь полного давления при включении ДБР, согласно расчетным и экспериментальным данным, аналогичен. Так, при скорости 20 м/с уровень потерь в эксперименте составил 40 Па, а в расчёте 44 Па.

Представленные экспериментальные и расчетные результаты показали, что при скоростях газа на входе в диффузор до 20 м/с использование ДБР актуатора позволяет ликвидировать или существенно ослабить отрывное течение. Уровень снижения потерь полного давления при этом может достигать 25%.

Работа выполнена при поддержке грантов РФФИ № 14-01-00232 и № 15-08-01996

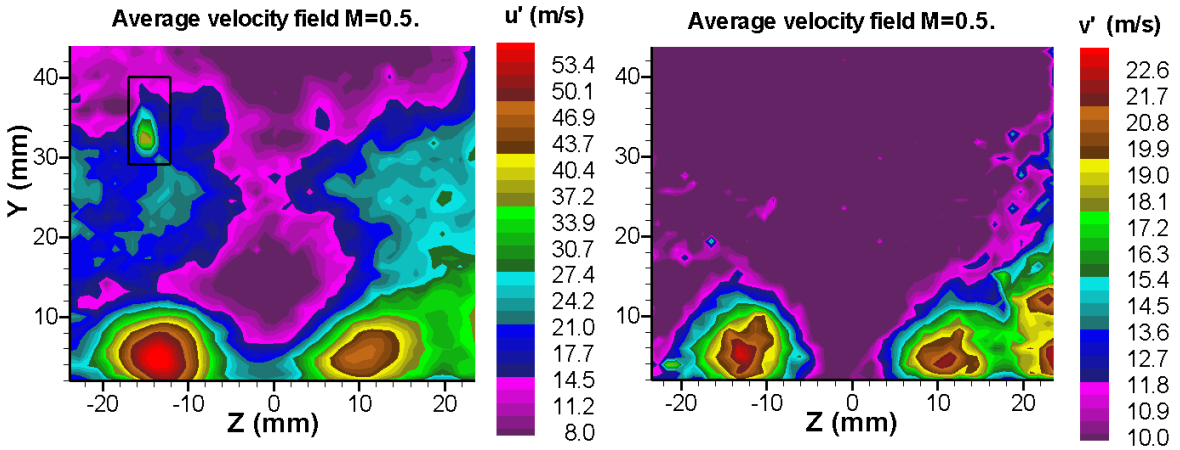


Рис. 2 – Распределения пульсаций продольной (слева) и поперечной (справа) скорости в сечении А при М=0.5 для синтетических струй с q=40м/с и f=150Гц

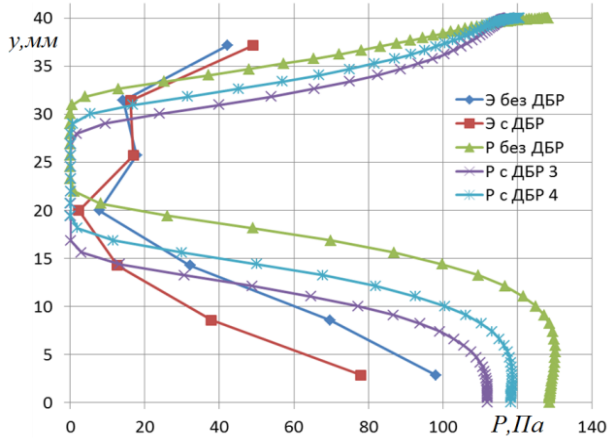


Рис. 3 – Расчётные и экспериментальные профили полного давления в сечении

Список литературы

1. Любимов Д.А., Макаров А.Ю., Потехина И.В. Объединенное экспериментальное и численное исследование нестационарного турбулентного течения в криволинейном канале с активным управлением структурой течения с помощью синтетических струй.// Модели и методы аэродинамики, Материалы Двенадцатой Международной школы-семинара, С. 132-134
2. A.Yu. Makarov, V.P. Maslov, V.A. Stepanov. Experimental study of unsteady mechanisms of energy supply for the control of secondary flows in the aircraft engines ducts.// International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS - 2014), 2014, p.4 ID 2014_0280
3. Ватажин А.Б., Макаров А.Ю., Степанов В.А. Приближенный расчет течения в каналах при силовом и энергетическом воздействии.// Известия РАН. Механика жидкости и газа, 2014, № 4, С. 143-154.

ОЦЕНКА АКУСТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ШЕВРОНОВ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ШУМА ВЫХЛОПНОЙ СТРУИ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ РАЗЛИЧНОЙ РАЗМЕРНОСТИ

А.К. Миронов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, akomir@mail.ru
С.Ю. Крашенинников, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Работы по исследованию возможности снижения шума выхлопной струи при помощи шевронных сопел проводятся в ЦИАМ с 2000 г ([1-3]). На открытом акустическом стенде Ц17-А4 ЦИАМ проводились испытания как изолированных моделей шевронных сопел [1], так и сопел, интегрированных с пилоном и крылом [2 - 3]). Моделировались перепады давления и температуры во внутреннем и наружном контурах. Максимальное снижение эффективно воспринимаемого шума, достигнутое на моделях ТРДД с большой (8-10) степенью двухконтурности при комбинации наружных треугольных шевронов с треугольными внутренними, составляет величину ≈1.5 EPNdB.

Шевроны снижают шум струи в области максимума спектра ее акустического излучения. При увеличении размерности двигателя этот максимум сдвигается в область низких частот в соответствии с подобием по числу Струхаля. При расчете эффективно воспринимаемого шума самолета на местности (EPNL) низкочастотный шум учитывается с меньшим весовым коэффициентом. Кроме того, при пересчете на натурные условия часть спектра, где эффективность шевронов велика, выходит за нижние пределы частотного диапазона, в котором нормируется шум самолетов на местности. Эти положения проиллюстрированы данными из [4] на рис. 1, где приведена типичная трансформация 1/3-октавных спектров при использовании шевронных сопел. Здесь приведены данные для изотермической одноконтурной струи на дозвуковом режиме истечения.

Следует отметить, что в большинстве случаев установка шевронов сопровождается появлением дополнительного шума на высоких частотах (рис. 1). В литературе этот подъем имеет название “High-frequency penalty” или «Паразитный высокочастотный шум». На двигателях небольших размеров частоты, на которых появляется паразитный шум, сравнительно высоки и его влияние на эффективно воспринимаемый шум невелико вследствие особенностей расчета EPNL. На двигателях большой размерности максимум паразитного шума оказывается в районе 1-2 кГц и его влияние становится существенным.

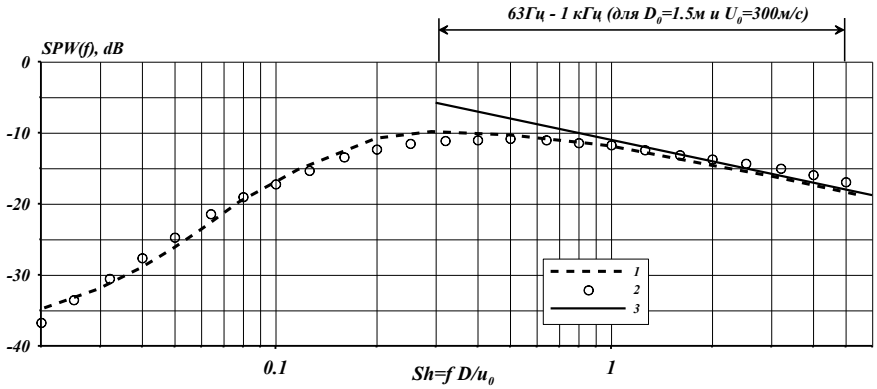


Рис. 1 – Третьоктавные спектры мощности акустического излучения струи.
1 – осесимметричное сопло, 2 – шевронное сопло, 3 - dW/dSh~Sh-2

Основной целью настоящей работы является исследование целесообразности применения шевронов для снижения шума струи ТРДД различной размерности. На основании анализа испытаний шевронных сопел, проведенных на открытом акустическом стенде Ц17-А4, при условиях истечения, соответствующих параметрам выхлопной системы современных авиадвигателей, проведены оценки снижения эффективно воспринимаемого шума струи ТРДД на местности. Оценки проводились в предположении, что струя является доминирующим источником авиадвигателя. Для проведения оценок была использована имеющаяся модель выходного устройства спроектированного совместно ЦИАМ и ОАО «Авиадвигатель» для двигателя с большой степенью двухконтурности [2]. Основное отличие этой конфигурации от традиционных сопловых схем является пониженный уровень высокочастотного паразитного шума при установке шевронов на сопло наружного контура. Результаты измерений были пересчитаны на натуру с учетом размерности ТРДД.

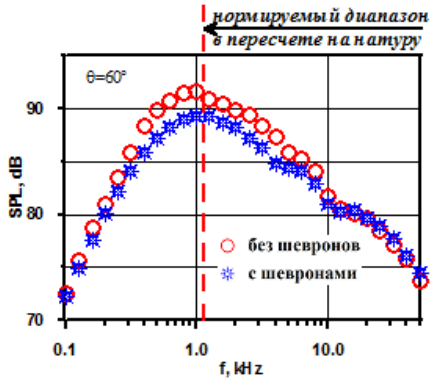


Рис. 2 – Типичные спектры шума струи

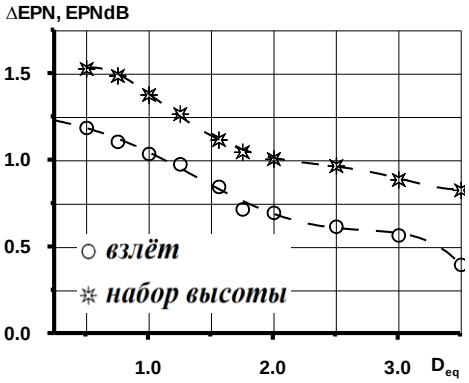


Рис.3 – Эффективность применения шевронов

Типичные спектры излучения струи в направлении θ=60° по отношению к оси струи приведены на рис. 2. Шевроны снижают шум струи в области максимума спектров на величину порядка 2 dB. Отчетливо видно присутствие высокочастотного паразитного шума шевронов на частотах f>10kHz, однако, его величина не столь велика по сравнению с соплом без шевронов. На рис. 2 показан также частотный диапазон, в котором пересчитываются модельные данные на натурные условия для двигателей с диаметром сопла порядка 3 м. Видно, что для θ=60° выигрыш за счет применения шевронов находится посередине этого диапазона.

На рис. 3 показаны оценки снижения эффективно воспринимаемого шума струи ТРДД на местности. По оси абсцисс отложена величина $D_{eq} = \sqrt{F * 4/\pi}$ - эквивалентный диаметр выхлопного сопла, рассчитанный по сумме площадей внутреннего и наружного контуров (F). Видно, что, на дроссельном режиме работы двигателя при увеличении размерности двигателя эффективность применения шевронов снижается с 1.5 до 0.75

EPNdB. Следует отметить, что шевроны на сопле наружного контура не только снижают шум струи на местности, но и полностью подавляют шум скачков уплотнения на крейсерском режиме работы двигателя, который является одним из источников шума в салоне самолета. Этот факт следует учитывать при оценке целесообразности установки шевронов на сопле наружного контура.

Список литературы

1. Крашенинников С.Ю., Миронов А.К. Воздействие продольной компоненты завихренности , формирующейся в источнике турбулентной струи , на её акустические характеристики. МЖГ № 5,2003. Изв. АН РФ, с.43-59.
2. Alexey K. Mironov, Serguey Yu. Krasheninnikov An influence of pylon shape on jet noise and flow-field. Preceedings of 18th International Congress on Sound and Vibration, Rio de Janeiro, Brazil, 10-14 July 2011, 7p.
3. D. Lyubimov, V. Maslov, A. Mironov, A. Secundov, D. Zakharov. Experimental and numerical investigation of jet flap interaction effects. International journal of aeroacoustics, v. 13, № 3&4, P. 275-302, 2014.
4. Крашенинников С.Ю., Миронов А.К. О свойствах течения в турбулентной струе и экспериментальном определении положения источников звука Ученые записки ЦАГИ, т. XLIII, №4, С.3-19, 2012г.

ВЛИЯНИЕ СПОСОБА ДРОССЕЛИРОВАНИЯ КАНАЛА НА ВОСПЛАМЕНЕНИЕ УГЛЕВОДОРОДНОГО ГОРЮЧЕГО В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

А.А. Николаев, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, alexey.nikolaev@tsagi.ru
О.М. Колесников, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
О.В. Волощенко, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Е.В. Дмитриев, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

При сверхзвуковых скоростях потока в тракте ПВРД и статической температуре ниже 1000К приходится сталкиваться с проблемой воспламенения и стабилизации горения углеводородных горючих. Решение этой проблемы, в случае если температура торможения потока превышает 1400К, лежит в торможении потока до дозвуковых скоростей через создание в канале псевдоскачка путём поджатия выходного сечения. В области псевдоскачка статическая температура возрастает и приближается к температуре торможения, увеличивается и время пребывания горючей смеси в камере сгорания (КС). При этом на минимальную температуру торможения потока, при которой ещё возможно воспламенение горючего, может повлиять ряд таких факторов, как газодинамическая структура течения в псевдоскачке, коэффициент избытка горючего, распределения горючего по сечению канала, температура стенок камеры сгорания.

Основной целью работы являлось определение влияния на минимальную температуру самовоспламенения углеводородных горючих первого фактора- способа и степени поджатия выходного сечения при различных коэффициентах избытка горючего. Поджатие камеры сгорания осуществлялось двумя способами - вертикальным пилоном, расположенном в плоскости симметрии КС, и с помощью горизонтальной накладки на нижнюю стенку КС.

Экспериментальная часть исследований проводилась на стенде ЦАГИ Т-131 с использованием керосина при параметрах потока на входе: M=2.5, P_o=0,95÷1,1МПа, T_o=1300÷1650 К и α=0.6÷1.8; расчёты - путём численного моделирование течения на основе решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. В расчётах в качестве горючего использовался этилен, теплотворная способность которого, стехиометрический коэффициент, химический состав продуктов горения примерно такие же, как у керосина. Главное отличие заключается в том, что этилен - газ и он хорошо горит. Кинетика горения этилена известна и к настоящему времени адаптирована для использования в 3D-расчётах.

Проведённые экспериментальные исследования показали:

- использование поджатия с помощью накладки на нижнюю стенку для воспламенения керосина менее эффективно по сравнению с использованием вертикального пилона, расположенного в плоскости симметрии канала;
- увеличение поджатия на стенке с 17% до 26% приводит к понижению температуры самовоспламенения с T_0≈1600К (при α≥1,0) до T_0≈1450 (α≥0.7);
- увеличение поджатия пилоном с 14% до 24% приводит к понижению температуры самовоспламенения с T_0≈1600К (при α≥0,8) до T_0≈1450К (α≥0,6).

Расчётные исследования подтвердили вывод о бóльшей эффективности пилона по сравнению с накладкой. Вертикальный пилон, располагаемый в сверхзвуковом ядре потока, приводит к бóльшему возмущению последнего. Существенно влияние способа дросселирования и на расположение отрывных зон, возникающих в углах канала. Более высокая реакционная способность этилена по сравнению с керосином приводит к понижению порогового уровня T_0, необходимого для воспламенения. Так 24-х процентного поджатия стенкой и 20% поджатия пилоном достаточно для воспламенения этилена при T_0=1300К.

ОРГАНИЗАЦИЯ ЕДИНОЙ РАСЧЕТНОЙ СРЕДЫ НА БАЗЕ ПЛАТФОРМЫ ANSYS

А.Л. Павлевич, ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс», Москва,
andrey.pavlevich@cadfem-cis.ru
Н.Н. Староверов, ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс», Москва,
nikolay.staroverov@cadfem-cis.ru
Д.П. Хитрых, ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс», Москва,
denis.khitrykh@cadfem-cis.ru

Относительная доступность высокопроизводительных вычислительных ресурсов, а также развитие технологий инженерного программного обеспечения подталкивают инженеров-расчетчиков смотреть на поставленные задачи шире. Изделия становятся сложнее и более наукоемкими, и результаты многодисциплинарных расчетов, сопряженных расчетов нескольких физических дисциплин, уже не могут дать ответы на поставленные вопросы. Возникает потребность в решении глобальных конструкторских задач, затрагивающих все аспекты проектирования многокомпонентного изделия на всех стадиях проектирования: начиная от эскизного проектирования, формирующего первичный облик изделия и заканчивая моделированием совместной работы агрегатов изделия на различных его режимах. Адаптация, интеграция и автоматизация имеющихся инструментов инженеров-расчетчиков предприятия в единой расчетной среде (EPC), показанной на рис. 1, позволяет реализовать сквозной расчетный процесс на всех стадиях

проектирования, таким образом расширяя области применения традиционных расчетных процессов и повышая эффективность использования расчетных инструментов.

В основе концепции EPC лежат применение аналитических и инженерных расчетных методик совместно с методами численного моделирования, а также предопределение и автоматизация основных операций.

На начальных стадиях проектирования автоматизация специальных инженерных методик, аналитических алгоритмов, а также оптимизационных алгоритмов позволяет существенно сократить время на проведение расчетов по принципу «что если», оптимизации и формирования первичного облика изделия.

Уточнение результатов аналитических расчетов с учетом технологических особенностей конструкции или с применением более продвинутых физических и математических моделей возможно с помощью методов численного моделирования, которые в свою очередь также могут содержать в себе специальные аналитические модели.

Для исследования рабочих характеристик изделия по результатам численного моделирования отдельных его деталей/компонентов/агрегатов можно провести редуцирование его размерности до уровня математических моделей, что позволяет моделировать его работу на уровне систем, состоящих из аналитических моделей.

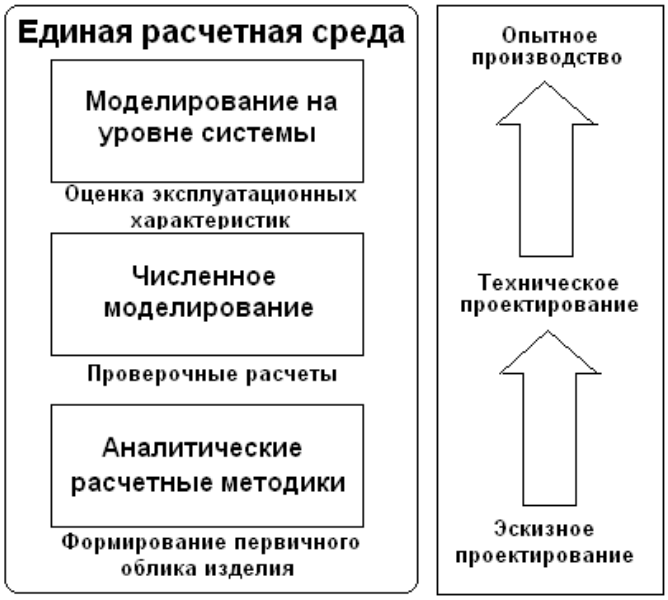


Рис. 1 – Структура единой расчетной среды по отношению к стадиям проектирования

В рамках EPC все расчетные режимы, а также интерпретация полученных результатов и его передача для дальнейшего использования предопределены, автоматизированы и преобразованы из одной формы данных в другую без участия инженера-расчетчика.

Таким образом в EPC, по аналогии с конструкторскими системами PDM/PLM, реализуется и отображается весь цикл расчетных работ всех расчетных отделов предприятия: от идеи, до опытного образца. Наличие EPC позволяет: собирать и накапливать опыт расчетных отделов в виде руководств, методик, алгоритмов и программного обеспечения в электронном виде и в одной среде; совершенствовать и регламентировать взаимодействие между расчетными отделами; повысить эффективность применения различных расчетных методов за счет их объединения и взаимного дополнения.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССОВ ТЕРМО-ГАЗОДИНАМИКИ И ТЕПЛОМАССООБМЕНА ПРИ ОБТЕКАНИИ ЗАТУПЛЕННЫХ ТЕЛ ГИПЕРЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ

О.А. Пашков, МАИ, Москва, gfon2@narod.ru

Представлены результаты первого этапа исследований по созданию полной математической модели процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) при полёте в атмосфере на высотах, удовлетворяющих по параметрам модели сплошной среды.

Актуальность работы обусловлена тем, что одной из важнейших проблем при проектировании ГЛА является достоверное предсказание параметров тепло-массообмена на его поверхности. Правильное решение этой задачи позволяет уже на стадии проектирования перспективного ГЛА оптимизировать его штатные параметры, а также определить потребную толщину и материалы в составе его теплой защиты.

Поскольку в гиперзвуковых летательных аппаратах наиболее теплонапряженные участки поверхности имеют форму затупленных тел (сфера или цилиндр), то в работе проводилось исследование термо-газодинамических процессов при обтекании сферы гиперзвуковым потоком.

Решались дискретные аналоги системы уравнений Навье-Стокса на нерегулярной расчётной сетке, совместно с уравнениями переноса массы для каждого компонента смеси и уравнением модели дискретных ординат для имитации лучистого теплообмена.

Газовая среда задавалась смесью из одиннадцати компонентов. Эффекты диссоциации, рекомбинации и частичной ионизации учитывались с помощью модели конечной скорости химической реакции. Так как при гиперзвуковых скоростях потока характерный временной масштаб потока подобен временному масштабу протекания химических процессов, то применялась модель неравновесной химии.

Результаты численных расчётов процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности планетарного зонда, полученные с помощью представленной математической модели, сравнивались с экспериментальными данными работы [1,2] и результатами расчетов [3]. Данные хорошо согласуются в плане распределений концентраций химических компонентов по нормали к поверхности зонда в точке торможения, а также в плане распределения тепловых потоков по поверхности зонда. Они указывают на то, что разработанная модель может быть использована при решении термо-газодинамических и теплотехнических задач при проектировании теплонапряженных элементов конструкции перспективных ГЛА.

Список литературы

1. Hollis, B. R. Experimental and computational aerothermodynamics of a Mars entry vehicle. NASA–CR–201633, Dec. 1996.
2. Hollis, B. R., and Perkins, J. N. High-enthalpy aerothermodynamics of a Mars entry vehicle Part 1: Experimental results. Journal of Spacecraft and Rockets 34, 4 (1997), 449–456.
3. Hollis, B. R., Perkins, J. N. High-enthalpy aerothermodynamics of a Mars entry vehicle Part 2: Computational results. Journal of Spacecraft and Rockets 34, 4 (1997), 457–463.

ПРОБЛЕМЫ ПЕРЕСТРОЕНИЯ РАСЧЕТНОЙ СЕТКИ В ЗАДАЧЕ ВЫГОРАНИЯ ТВЕРДОГО ГОРЮЧЕГО

А.В. Пивушков, ИПХФ РАН, Черноголовка, pivu@mail.ru
П.Д. Токталиев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, pavel_d_m@mail.ru
С.И. Мартыненко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, martynenko@ciam.ru
Л.С. Яновский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yanovskiy@ciam.ru

Двигательные установки многих образцов военной и гражданской техники используют твердое горючее (далее - ТГ) [1]. При проектировании и доводке подобных установок и их элементов возникает множество прикладных и фундаментальных задач. Одной из которых является задача моделирования процесса горения ТГ.

Нестационарная теория горения твердых ракетных топлив разрабатывалась достаточно давно [2], но и сегодня исследование горения ТГ представляет большие трудности как в изучении самого физического явления так и при создании его математической модели [1]. Горение ТГ сложно поддается изучению из-за наличия турбулентных пульсаций, вопросов устойчивости фронта горения, а также многостадийности химического превращения участвующих в реакции компонент [3]. Одной из проблем при математическом описании горения ТГ является описание движения фронта поверхности ТГ сложной формы при его выгорании.

В настоящей работе исследована начальная стадия движения поверхности ТГ сложной формы при его модельном выгорании в камере двигателя, получены профили движущейся поверхности горючего в различные моменты времени, выявлено несколько особенностей в движении расчетной сетки, приводящих к аварийному останову численного счета.

Исследования выполнены для геометрии, состоящей из двух каналов разного диаметра совмещенных торцами. ТГ расположено по центру расчетной области, в основании канала большего диаметра. С левого торца канала меньшего диаметра под давлением подается воздух. Объем ТГ уменьшается со временем. Закон движения поверхности имеет вид степенной по давлению функции, что характерно для горения твердых топлив [2]. Для описания поля течения используются нестационарная система уравнений Навье-Стокса. Отслеживание поверхности выгорания ТГ осуществлено с помощью использования динамической сетки.

Обнаружено, что в процессе движения поверхности ТГ на расчетной сетке появляются различные особенности: «разворачивание угла», «схлопывание ячейки», «скручивание ячейки» и появление «петли» приводящие к аварийному останову численного счета.

Появление таких особенностей связано со сложной геометрией области и неравномерным распределением давления по поверхности ТГ. Т.е. вполне соответствует физическим явлениям происходящим при горении ТГ в двигательных установках.

Поэтому, несмотря на вычислительную сложность, необходимо продолжать исследование движения поверхности ТГ, что может представлять интерес для получения новых знаний о процессах происходящих в двигательных установках на твердом топливе.

Список литературы

1. Шишков А. А., Панин С. Д., Румянцев Б. В. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива // Справочник. М. : Машиностроение, 1989. - 239 с.
2. Новожилов Б.В. Нестационарное горение твердых ракетных топлив. М.:Наука,1973,- 176 с.
3. Alekseenko S. V., Dulin V. M., Kozorezov Yu. S. et al. Effect of Axisymmetric Forcing on the Structure of a Swirling turbulent jet // Int. J. of Heat and Fluid Flow. 2008. Vol. 29. P. 1699–1715.

МНОГОМЕРНЫЕ УРАВНЕНИЯ РЕЙНОЛЬДСА ПРИКЛАДНОЙ ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ КАМЕР СГОРАНИЯ ВРД

А.Г. Прудников, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, prudnikov@ciam.ru
В.В. Северинова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, prudnikov@ciam.ru
А.М. Подвальный, ИХФ РАН, Москва, podvalny.a@yandex.ru

В работе даны дифференциальные и интегро-дифференциальные уравнения движения условного и общего осреднения по Рейнольдсу прикладной газовой динамики механики сплошных сред [1] воздушных, топливных и вихревых потоков продуктов их смешения и горения (факелов пламени) и примеры аналитических решений интегральных уравнений Рейнольдса для классических свободных и пристеночных пассивных и горящих пограничных слоев.

Как было показано в [2, 3] любое «турбулентное горение» в любых камерах ВРД осуществляется в вихревых слоях смешения и горения. Гомогенное горение осуществляется конкретно в горящих ламинарных и начиненных микротурбулентностью вихревых клубках и их следах полного турбулентного распада (турбулентных пятнах), а диффузионное горение спутных потоков воздуха и топлива (точнее горючего) осуществляется преимущественно только в «турбулентных пятнах» (следах распада крупного вихря). При этом средняя скорость инжекции гомогенной смеси гомогенного факела и чистого воздуха диффузионного факела пламени будут одинаковы и равны средней скорости инжекции «холодных» вихревых клубков, образованных из начального холодного сдвига скоростей спутных потоков [3, 4]. Если же определять скорость турбулентного диффузионного горения по продуктам полного стехиометрического сгорания, то она будет в два раза меньше скорости гомогенного горения из-за в два раза меньшей полноты сгорания диффузионного сгорания (при равновероятной встрече в горящем вихревом слое факелов пламени крупных вихрей и их следов распада с более крупными вихрями следующего каскада, согласно общеизвестной теперь модели pairing (удвоения) крупных вихрей [4]).

Приведенные выше факты вихревой механики и этот экспериментальный факт (в два раза меньшей «полнотной» скорости сгорания диффузионного факела пламени) впервые открытый в последней работе Е.С. Щетинкова [5], во многом упрощает уравнения Рейнольдса и их решения для существующих и перспективных камер ВРД.

Уравнения Рейнольдса прикладной газовой динамики (нульмерные Прандтля-Стечкина-Абрамовича) и предлагаемые многомерные (многосредные) являются простейшим физико-техническим инструментом раздела вихревой механики сплошных взаимодействующих перемежающихся сред (ВМПС) [2].

Список литературы

1. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Механика сплошных сред. 2-е изд., перераб. и доп. М.: ГИТТЛ, 1954. 796 с.
2. Прудников А.Г. К вопросу о вихревом горении // Физика горения и взрыва. 2010. Т. 46, № 6. С. 12-31.
3. Прудников А.Г., Волынский М.С., Сагалович В.Н. и др. Процессы смесеобразования и горения в воздушно-реактивных двигателях. М.: «Машиностроение», 1971. 356 с.
4. Альбом течений жидкости и газа: пер. с англ. / сост. М. Ван-Дайк. М.: Мир, 1986. 184 с.
5. Щетинков Е.С. О скорости горения турбулентного диффузионного факела // Физика горения и взрыва. 1976. Т.12, № 4. С. 483-493.

О ПРИМЕНЕНИИ ИСКУССТВЕННОЙ ВЯЗКОСТИ В СХЕМАХ ТИПА ГОДУНОВА ДЛЯ БОРЬБЫ С «КАРБУНКУЛ»-НЕУСТОЙЧИВОСТЬЮ

А.В. Родионов, ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», Саров, avrodionov@rambler.ru
И.Ю. Тагирова, ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», Саров, avrodionov@rambler.ru

Схема Годунова [1] и ее модификации повышенного порядка точности являются одними из наиболее эффективных инструментов решения уравнений газовой динамики. Однако в 1988 году была обнаружена серьезная проблема в применении методов типа Годунова к задачам гиперзвуковой аэродинамики - «carbuncle phenomenon» [2]; она привлекла к себе внимание большого числа специалистов в области численного моделирования. Показательно, что спустя двадцать лет van Leer в своем обзоре [3], посвященном истории развития численных методов, выделил «карбункул»-проблему как одну из главных нерешенных проблем классических конечно-объемных схем.

Феномен «карбункула» представляет собой численную неустойчивость, которая проявляется при сквозном расчете сильных ударных волн (УВ) в гиперзвуковых потоках и приводит к существенному искажению поля течения. Наиболее сильно карбункул-неустойчивость наблюдается в случаях, когда фронт ударной волны совпадает с сеточной линией или немного отклонен от нее. Было установлено, что карбункул-неустойчивость зависит от метода решения задачи Римана, причем наиболее диссипативные и менее точные методы обычно дают приемлемые результаты.

Основные способы борьбы с «карбункул»-неустойчивостью связаны с модификацией методов решения задачи Римана [4]. Один из наиболее эффективных способов заключается в применении различных решателей для разных направлений [5].

В данной работе предлагается новый способ борьбы с «карбункул»-неустойчивостью, который является внешним по отношению к конкретной схеме и не меняет алгоритм расчета «невязких» потоков. На фронте УВ в базовый метод решения уравнений Эйлера предлагается добавлять некоторое количество диссипации в форме правых частей уравнений Навье-Стокса («вязких» членов), но с заменой коэффициента молекулярной вязкости на коэффициент искусственной вязкости. Выражение для искусственной вязкости согласуется с [6], однако сделано обобщение на многомерность и введена «пороговая» величина.

Новый способ тестируется на схеме Годунова и ее модификации второго порядка точности [7] с использованием точного решателя задачи Римана. Эффективность применения искусственной вязкости демонстрируется на примере решения ряда задач.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-01-06224).

Список литературы

1. Годунов С.К. Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики. Матем. сб., 1959, т.47, №3, с.271-306.
2. Peery K.M., Imlay S.T. Blunt body flow simulations. AIAA Paper 88-2924, 1988.
3. van Leer B. The development of numerical fluid mechanics and aerodynamics since the 1960s: US and Canada. E.H. Hirschel et al. (Eds.): 100 Vol. of 'Notes on Num. Fluid Mech.', Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2009, pp.159–185.
4. Quirk J. J. A contribution to the great Riemann solver debate. Int. J. Numer. Meth. Fluids, v.18, 1994, pp.555–574.
5. Nishikawa H., Kitamura K. Very simple, carbuncle-free, boundary-layer-resolving, rotated-hybrid Riemann solvers. J. Comput. Phys., v.227, 2008, pp. 2560–2581.
6. von Neumann J., Richtmyer R.D. A method for the numerical calculation of hydrodynamic shocks // J. Appl. Phys., 1950, v.21, p.232-237.
7. Родионов А.В. Монотонная схема второго порядка аппроксимации для сквозного расчета неравновесных течений. ЖВМ и МФ, 1987, т.27, №4, с.585-593.

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА ЛУЧИСТОЙ ПРИРОДЫ В КАМЕРАХ ПВРД

Д.Б. Сафонова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, safonova@ciam.ru
М.С. Французов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mfrancuzov@yandex.ru

На протяжении достаточно длительного времени при проектировании камер сгорания высокоскоростных прямоточных воздушно-реактивных двигателей не учитывалась доля лучистых тепловых потоков в общей тепловой нагрузке. В последнее время большое внимание уделяется созданию ресурсных камер сгорания для высокоскоростных прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Этот факт требует тщательного и правильного расчета теплового состояния элементов конструкции. Также необходимо отметить, что в последнее время появились результаты исследований демонстрирующие, что локально доля лучистого теплового потока соизмерима с конвективной составляющей [1].

В данной работе проводится расчетное исследование, направленное на сравнение инженерных и современных вычислительных методов определения лучистых тепловых потоков в проточном тракте камеры сгорания модельного высокоскоростного прямоточного воздушно-реактивного двигателя. С ростом давления и температуры в проточном тракте камер сгорания двигателей и энергетических установок происходит рост удельных тепловых потоков, в том числе носящих лучистую природу. Расчет лучистых тепловых потоков с учетом всего многообразия физических явлений для реальной конфигурации конструкций представляет определенные как вычислительные, так и физико-математические сложности. Предыдущий опыт проектирования и создания

аналогичных изделий базировался в этом вопросе на инженерных методиках, имеющих в своей основе различны эмпирические данные.

Объектом исследования для современных вычислительных методов, реализованных в коммерческих кодах, является плоская модельная камера сгорания переменного сечения. В данной камере сгорания рассматривалось течение многокомпонентной реагирующей газовой смеси: продуктов сгорания воздушно-углеводородной топливной смеси при высоком давлении. Рассматривалось турбулентное течение многокомпонентной газовой смеси, процесс сгорания рассматривался в двух постановках: с использованием кинетических моделей горения углеводорода в воздухе и в равновесной постановке; стенка во всех расчетах задавалась температурной с коэффициентом излучения, свойственным конструкционным материалам. В качестве физических моделей излучения использовались модель тонкого излучающего слоя и метод дискретных ординат. Проведенное численное моделирование радиационно-конвективного теплообмена в проточном тракте модельной камере сгорания выявило, что доля лучистого теплового потока составляет значительную часть в общей тепловой нагрузке. Необходимо также отметить, что локально доля лучистого теплового потока может быть соизмерима с конвективной составляющей.

Применение инженерных методов [2] к тому же объекту исследования, установило существенные различия в величине лучистого теплового потока. Причиной тому могут быть разные эмпирические данные, положенные в основу метода. В инженерных методах использовался одномерный равновесный подход расчета термогазодинамических параметров течения.

Проведенное расчетное исследование выявило, что значение лучистых тепловых потоков по величине соизмеримо с конвективной составляющей как при использовании инженерных, так и численных методов расчета. Отдельные из рассмотренных инженерных методов также как и численные методы показывают интегральную долю тепловых потоков не превышающую 10-15% от общей тепловой нагрузки. В то же время из-за газодинамических особенностей течения в проточном тракте камеры сгорания высокоскоростного прямоточного воздушно-реактивного двигателя могут быть выявлены локальные места, где доля лучистого теплового потока соизмерима с конвективной составляющей.

Список литературы

1. Суржиков С.Т. Моделирование радиационно-конвективного нагрева модельных камер ПВРД на водородном и углеводородном топливе // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т.15. Вып. 3.
2. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива. Справочник/ С.Д. Панин, Б.В. Румянцев, А.А. Шишков - М.: Машиностроение, 1989, - 420 с.:ил.

ВЛИЯНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ ВЫСОКОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПОНОВКИ СКОРОСТНОГО ДОЗВУКОВОГО АДМИНИСТРАТИВНОГО САМОЛЕТА

С.И. Скоморохов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, skomorohov@tsagi.ru
Н.Н. Брагин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.И. Ковалев, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.И. Сахорова, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Выполнены расчетные исследования аэродинамической компоновки современного скоростного дозвукового административного самолета с двигателем высокой степени двухконтурности.

Проведены многопараметрические исследования по нахождению оптимального положения гондолы по критерию минимального сопротивления компоновки крыло+фюзеляж+гондола.

Выполнены подробные расчетные исследования по влиянию положения гондол на аэродинамические характеристики. Расчеты выполнены для компоновки крыла с фюзеляжем, мотогондолами двигателя и Т-образным хвостовым оперением. Все расчеты проводились в условиях полностью турбулентного пограничного слоя на поверхности крыла. На поверхностях фюзеляжа и гондол двигателей пограничный слой отсутствовал. Гондолы моделировались телами с протоком.

Выполнены предварительные рекомендации влиянию двигателей высокой степени двухконтурности на аэродинамические характеристики компоновки скоростного дозвукового административного самолета

ИССЛЕДОВАНИЕ ИНТЕГРАЦИИ ЛЕТАЮЩЕГО КРЫЛА С СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ МЕТОДАМИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Ф.А. Слободкина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, faslobod@gmail.com

Рассматривается обтекание летательного аппарата (ЛА) типа "Летающее крыло" (ЛК) с силовыми установками на крейсерском режиме полета: H=11км, число Маха M=0,85. Исследование проведено путем численного интегрирования уравнений Рейнольдса для вязкого сжимаемого турбулентного нестационарного трехмерного течения с привлечением моделей турбулентности [1]. Конструкция ЛА предложена ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского. В хвостовой части крыла расположены две силовые установки (СУ).

Целью исследования является изучение совместного влияния управляющих параметров - угла атаки, расположения мотогондол двигателей над поверхностью крыла, отбора воздуха из пограничного слоя перед входом в воздухозаборник с поверхности крыла - на характеристики (Cy/Cx) летающего аппарата с СУ.

Результаты исследования показали, что во всех рассмотренных случаях оптимальный угол атаки равен 5град. Найден расход отбираемого воздуха из

пограничного слоя для СУ, расположенных на крыле при нулевом расстоянии от поверхности ЛК. (Расход менялся от 10 до 50кг/с).

В зарубежной литературе в основном рассматривается вариант расположения мотогондол непосредственно на поверхности крыла (L=0) и, чтобы избежать негативного влияния пограничного слоя, предлагается встраивать в двигатель дополнительные каналы сложной конструкции для раздельной подачи воздуха в вентилятор и в компрессор [см.например, 2].

При оптимальных управлениях качество Cy/Cx ЛА повышалось на 11-14% по сравнению с традиционными значениями управляющих параметров.

Отметим, что путем отсоса пограничного слоя при расходе 50кг/с и L=0 значения Cy/Cx достигали значительной величины, но энергетические затраты в этом случае сопоставимы с затратами всей силовой установки.

Список литературы

1. Ф.А. Слободкина, В.В. Малинин Численное исследование обтекания летающего крыла с силовыми установками. Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ (2012-2013) Москва 2014, стр.124-126
2. Заявка США.№2002/0134886,кл.B64B/24, 2002г.

ПРОФИЛИРОВАНИЕ НЕСИММЕТРИЧНЫХ ПЛОСКИХ СОПЕЛ МАКСИМАЛЬНОЙ ТЯГИ

Н.И. Тилляева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ntill@ciam.ru
А.А. Крайко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, akraiko@ciam.ru
К.С. Пьянков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kirill@ciam.ru

Изложены результаты оптимального профилирования несимметричных плоских сопел при дополнительных ограничениях, одно из которых связано с несимметричным расположением искомых сопел относительно выхода из «камеры сгорания». Исследование опирается на численное интегрирование осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса и прямые методы оптимизации, использующие генетические алгоритмы и задание оптимизируемых контуров кривыми Безье

Рассматривается задача профилирования контура плоского сопла, обеспечивающего максимум тяги R и горизонтальное ее направление при заданных значениях расхода газа G, перепада давления π_c (отношения полного давления на входе в сопло к величине статического давления в окружающем пространстве), а также заданной несимметричной области допустимого расположения сопла, границы которой показаны на рисунке 1 штриховкой. Газ считается совершенным, с заданным показателем адиабаты $\gamma = 4/3$. Возможное наличие в истекающем через сопло потоке газа твердых или жидких частиц учитывается при профилировании введением ограничения на искривленность проточной части.

За единицу длины принимается поперечный размер горла h, обеспечивающий заданное значение расхода при однородном потоке в горле. Слева сопло примыкает к выходу из камеры сгорания с поперечным размером $y_0 > 1$.

Традиционный способ построения оптимальных по тяге плоских сверхзвуковых сопел [1] заключается в профилировании одной из стенок сверхзвуковой части сопла при заданной прямолинейной форме намного более короткой другой его стенки, называемой обечайкой. Изменением длины обечайки обеспечивается нужное направление тяги сопла.

Обычно подобные сопла называют «соплами с косым срезом». Далее мы будем называть такое сопло односторонним, в отличие от двусторонних сопел с профилируемой второй стенкой.

Нетрудно показать, что в приближении совершенного газа оптимальное симметричное плоское сверхзвуковое сопло при ограничении на длину имеет преимущество в тяге по сравнению с односторонним при прочих равных условиях (одинаковых габаритах и расходе). Характеристики рассматриваемых сопел будем оценивать по относительной потере тяги в них Δ по сравнению с идеальным соплом для заданного перепада давления. Оптимальное сопло с косым срезом и двустороннее сопло приведены на рисунке 1. Они удовлетворяют поставленным ограничениям и имеют потери тяги $\Delta = 4.3$ и 2.5 % соответственно.

В [2] продемонстрировано преимущество в удельной тяге квазитрехмерных сопел с варьируемой формой стенки, замещающей обечайку, и варьируемым положением горла – по сравнению с односторонним соплом. В настоящей работе предложена схема профилирования однопараметрического семейства несимметричных двусторонних плоских сопел с различной степенью искривленности проточной части, обеспечивающих меньшие потери тяги на расчетном режиме, чем одностороннее сопло.

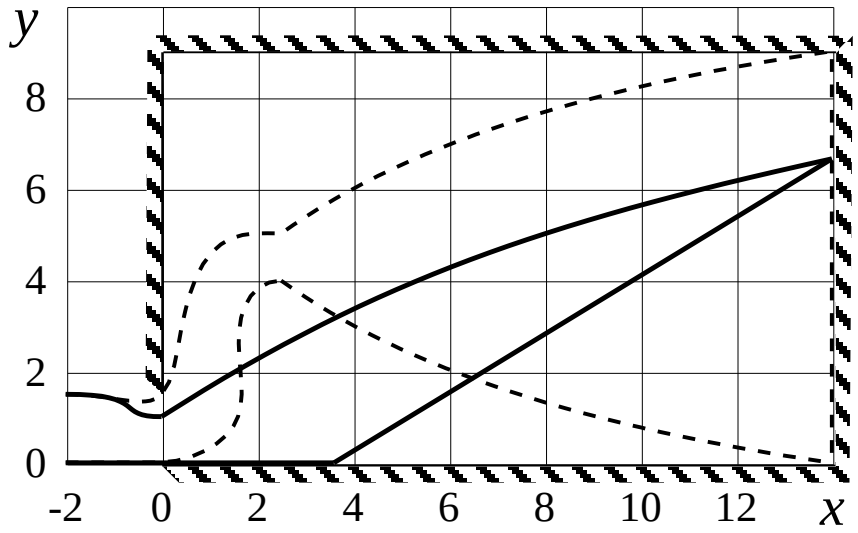


Рис. 1 – Одностороннее сопло с косым срезом (сплошная линия) и симметричное сопло (штриховая линия)

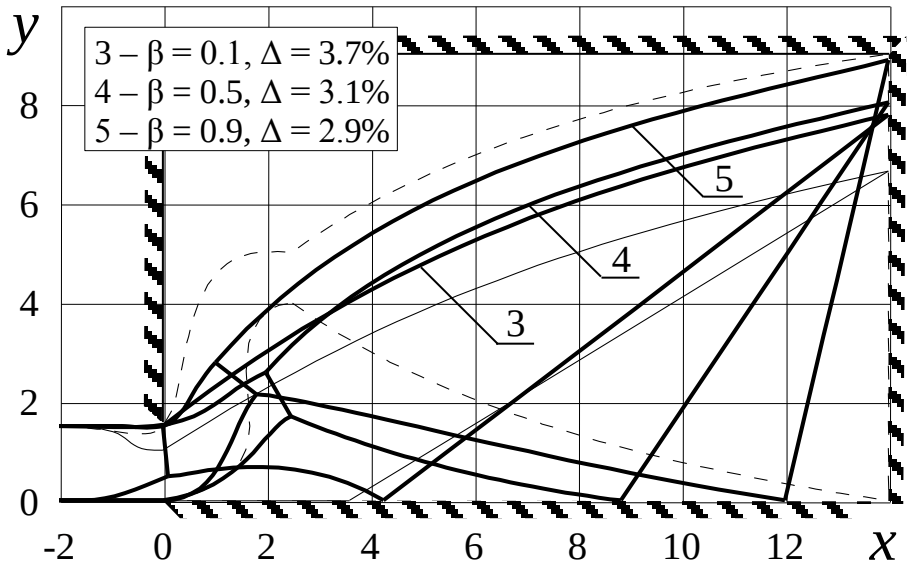


Рис. 2 – Сравнение традиционных и оптимальных несимметричных сопел

Выполненные в данной работе три цикла оптимизации двусторонних сопел соответствуют трем заданным значениям «угла поворота» дозвукового участка сопла β, равным: 0.1, 0.5 и 0.9 радиан. Профилирование оптимальных несимметричных двусторонних сопел проведено с использованием разработанного авторами прямого метода оптимизации на основе генетического алгоритма, реализованного в виде оригинального многокритериального оптимизационного программного комплекса. Искомые оптимальные аэродинамические формы аппроксимируются сплайнами Безье.

Интересна эволюция формы оптимальных контуров сопел при изменении угла наклона β их дозвуковых участков: у сопла № 3 с $\beta = 0.1$ излом в горле имеет верхняя стенка, у сопла № 4 с $\beta = 0.5$ обе стенки претерпевают излом в минимальном сечении, а у сопла № 5 с максимальным $\beta = 0.9$ верхняя стенка оказывается гладкой в области горла, зато излом имеет нижняя стенка. При этом длина сверхзвукового участка сопла изменяется немонотонно по β. Наименьшую длину сверхзвуковой части имеет сопло № 4, соответствующее промежуточному из трех значений $\beta = 0.5$.

Таким образом, профилирование нижней стенки и положения горла плоских несимметричных сопел позволило в условиях рассматриваемой задачи уменьшить потери тяги на расчетном режиме по сравнению со стандартным профилированием плоских сопел на величину от 0.7% при жестком ограничении $\beta = 0.1$ на допустимый угол наклона дозвукового участка до 1.4 % при $\beta = 0.9$. Характеристики построенных сопел также проанализированы на нерасчетных режимах отличных от расчетного.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (14-08-31211).

Список литературы

1. Зудов В.Н. Атлас плоских сопел // Отчеты ИТПМ СО АН СССР, 1981, № 1239, ч. 1,2.
2. Крайко А.А., Пьянков К.С. Профилирование оптимальных пространственных сопел // Изв. РАН. МЖГ, 2014, № 1, с.141-153.

ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ ТЕЧЕНИЯ И ТОНАЛЬНОГО АКУСТИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ТУРБУЛЕНТНОЙ ЗАКРУЧЕННОЙ СТРУИ

П.Д. Токталиев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, pavel_d_m@mail.ru
С.Ю. Крашенинников, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, krashenin@ciam.ru
В.П. Маслов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, gorshkov@ciam.ru
А.К. Миронов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, akomir@mail.ru

Одной из особенностей течения в сильно закрученной струе с приосевой зоной обратного тока является наблюдаемое вращение осредненного по небольшому промежутку времени поля течения в струе, которое принято называть прецессией. Таким образом, осесимметричная в среднем структура течения имеет периодическую составляющую, наблюдаемую при специальной визуализации течения. При измерении мгновенных распределений скорости в поперечном сечении струи также обнаруживается несимметрия. В работе [1] на основании измерений пульсаций давления в струе сделан вывод о том, что они вызваны прецессией, и из совпадения характерных частот пульсаций

давления в струе и тонального шума делается вывод о том, что прецессионное движение в струе создает тональный шум.

В настоящем исследовании проведен анализ нестационарных периодических процессов, имеющих место в струях с высокой интенсивностью закрутки на основании экспериментальных исследований и численных расчетов нестационарного течения в струях за закручивающими устройствами. Экспериментальные исследования нестационарной структуры течения в закрученной струе проведены с помощью PIV (Particle Image Velocimetry) технологии при интенсивности закрутки $W_0 \cong 1.7$. Для выделения взаимной связи возмущений различного типа использовалась техника фазового осреднения. Часть данных получена и при других условиях истечения закрученных струй. Расчетная часть исследования была основана на методе отсоединенных вихрей.

Проведенные экспериментальные и расчетные исследования структуры течения показали, что осредненное распределение параметров в потоке струи формируется в результате нестационарных процессов, которые включают в себя, как интенсивный турбулентный перенос, так и нестационарные процессы, обусловленные неустойчивостью течения с обратным током, который имеет место в центральной части струи. Основное зафиксированное движение в виде прецессии динамических неоднородностей относительно оси струи проявляется в виде кругового движения в направлении вращения струи, но со скоростью, отличной от вращательной скорости в струе [2, 3]. Скорость прецессионного движения может существенно превосходить среднюю максимальную вращательную скорость. Вблизи источника струи прецессионное движение проявляется в виде периодического вращения динамических неоднородностей по закону твердого тела. При этом линейный масштаб динамической неоднородности равен длине окружности. Создаваемые этими неоднородностями внешние возмущения имеют такой же период, и соответствующая этим возмущениям частота акустического возмущения f_0 совпадает с частотой прецессии.

Список литературы

1. Крашенинников С.Ю. Исследование затопленной воздушной струи при высокой интенсивности закрутки // Изв. АН СССР. МЖГ. 1971. № 6. С. 148–154.
2. Krasheninnikov S. Yu., Maslov V.P., Mironov A.K. An experimental investigation of acoustic radiation of swirled jets // 16 Int. Congr. Sound Vibr. Krakyw, Poland, 2009. 8 p.
3. Захаров Д.Л., Крашенинников С.Ю., Маслов В.П., Миронов А.К., Токталиев П.Д. Исследование нестационарных процессов, свойств течения и тонального акустического излучения закрученной струи // Изв. РАН. МЖГ. 2014. № 1. с. 61–74.

МОДЕЛЬ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЗАРЯДКИ МИКРОЧАСТИЦ, ОБРАЗУЮЩИХСЯ ПРИ РАЗРУШЕНИИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ТЕЛ

К.Е. Улыбышев, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва
А.Б. Ватажин, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва, vatazhin@ciam.ru
Д.А. Голенцов, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва,
Е.К. Холщевникова, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва
В.А. Лихтер, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва

В качестве возможных причин нарушения нейтральности различных частей разрушаемого тела можно предположить различную степень их деформации. Пусть уже отколовшаяся микрочастица, в которой отсутствуют механические напряжения, находится в вершине трещины, контактируя с растянутыми материалом.

Для оценки максимально возможного заряда частицы рассмотрим задачу о контакте деформированного и недеформированного металлического тела в одномерной постановке, когда в полупространстве $x<0$ тело подвергнуто равномерному одноосному растяжению (перпендикулярно оси x), при $x>0$ деформации отсутствуют.

Вследствие изменения объема тела при растяжении/сжатии происходит изменение концентрации положительных ионов решетки, и, вследствие сохранения суммарного заряда, концентрации свободных электронов. Из-за разности концентраций электронного газа в деформированной и недеформированной частях тела давление электронного газа по обе стороны границы раздела также оказывается различным, так что электроны стремятся перетечь из недеформированной области в растянутую.

Зависимость давления вырожденного электронного газа от концентрации электронов определяется соотношением [1]:

$$p = \frac{1}{5}\left(3\pi^2\right)^{2/3}\frac{\hbar^2}{m}n^{5/3}$$

Уравнения равновесия электронного газа во внешнем электрическом поле:

$$-\nabla p + en\nabla\varphi = 0\,,\ \Delta\varphi = \frac{e}{\varepsilon_0}\left(n - n_i\right)$$

Здесь $\hbar$ - постоянная Планка, m - масса электрона, e - заряд электрона, φ - электрический потенциал.

При одноосной деформации изменение объема тела определяется соотношением:

$$dV/V = \sigma\left(1-2\nu\right)/E$$

Здесь σ — растягивающее напряжение, E — модуль Юнга, ν — коэффициент Пуассона.

Для частицы радиуса r максимально возможный заряд определится выражением:

$$Q_0 = 2\pi r^2 e n_0 r_d \frac{\sigma}{E}\left(1-2\nu\right)$$

Здесь n_0 - концентрация электронов в металле, $r_d = \left(\frac{2}{3}\frac{\varepsilon_0 E_f}{e^2 n_0}\right)^{0.5}$, $E_f = \left(3\pi^2\right)^{2/3}\frac{\hbar^2}{2m}n^{2/3}$

Используя справочные данные о свойствах металлических материалов можно приближенно оценить величину образующегося заряда $Q \sim 10^{-10}$ Кл, что согласуется с экспериментальными данными.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 14-01-00232.

Список литературы

1. Л. Д. Ландау, Е. М. Лифшиц. Теоретическая физика, том 4, Статистическая физика. //Москва, Наука, 1964, 567 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЗИМУТАЛЬНЫХ КОМПОНЕНТ ШУМА СТРУИ И ЛОКАЛИЗАЦИЯ ИСТОЧНИКОВ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЯ ПС-90 НА ОТКРЫТОМ СТЕНДЕ ОС-5

Г.А. Фараносов, НИМК ЦАГИ, Москва; ПНИПУ, Пермь, aeroacoustics@tsagi.ru
В.Ф. Копьев, НИМК ЦАГИ, Москва; ПНИПУ, Пермь, vkopiev@mktsagi.ru
И.В. Беляев, НИМК ЦАГИ, Москва; ПНИПУ, Пермь, aeroacoustics@tsagi.ru
М.Ю. Зайцев, НИМК ЦАГИ, Москва; ПНИПУ, Пермь, aeroacoustics@tsagi.ru
А.А. Алексенцев, ОАО «Авиадвигатель», ПНИПУ, Пермь, aleksentsev@avid.ru
Ю.В. Берсенев, ОАО «Авиадвигатель», ПНИПУ, Пермь, bersenev@avid.ru
Т.А. Вискова, ОАО «Авиадвигатель», ПНИПУ, Пермь, fadeeva@avid.ru
В.А. Чурсин, ОАО «Авиадвигатель», ПНИПУ, Пермь, chursin@avid.ru

Для эффективной разработки концепций снижения шума необходимо обладать пониманием физики, лежащей в основе процесса генерации шума. Один из экспериментальных методов – метод азимутальной декомпозиции (МАД), позволяющий извлекать «тонкие» особенности источников звука различных типов, был разработан в ЦАГИ, как стандартный инструмент анализа данных, и успешно применен к анализу шума струи на малых масштабах [1-4]. В условиях лабораторных испытаний МАД реализован посредством 6-микрофонной решетки с равномерно распределенными микрофонами, расположенными в дальнем акустическом поле струи. В последующих работах [5-6] метод был обобщен на случай меньшего количества микрофонов, что сделало возможным его использование для анализа данных по шуму струи в условиях открытого стенда. Другим методом исследования сложных источников шума является метод, основанный на использовании плоских фазированных микрофонных решеток [7-8] и позволяющий строить карты локализации источников шума исследуемого объекта.

В настоящей работе представлены результаты анализа азимутальных мод шума струи с помощью модифицированного метода азимутальной декомпозиции, а также предварительные результаты локализации источников шума двигателя с помощью многоканальной микрофонной решетки, полученные на открытом акустическом стенде ОАО «Авиадвигатель». Измерения азимутальных мод проводились 2-мя специальным образом расположенными микрофонами в каждом сечении струи (всего – в 5 сечениях). Были определены направленности осесимметричной моды и суммы 1 и 2-й мод. Показано, что как и для маломасштабных струй, при уменьшении угла между осью струи и наблюдателем увеличивается уровень излучения осесимметричной моды. Кроме того, при изменении угла наблюдения спектры полного сигнала и отдельных мод принимают форму с более выраженным максимумом при уменьшении угла. В целом, крупномасштабные струи, рассмотренные в работе, ведут себя примерно также, как и маломасштабные струи.

Выполнено сравнение диаграмм направленности азимутальных мод крупномасштабной струи и маломасштабной струи близкой скорости истечения. Показано, что нормированные диаграммы направленности для маломасштабной и

крупномасштабной струй находятся в хорошем качественном соответствии в смысле изменения мощности полного сигнала с числом Струхаля, увеличения вклада осесимметричной моды при малых углах наблюдения, увеличения вклада 1 и 2 мод в боковом направлении, однако заметна разница как для форм направленностей, так и для их относительных амплитуд. Наблюдаемые расхождения могут быть связаны с различием в структуре струй и условиях истечения, упрощенной процедурой пересчета данных (с одной цилиндрической поверхности на другую), ошибками измерений в крупномасштабных тестах и др.

Локализация источников шума с помощью решетки микрофонов, установленной в вертикальной плоскости, позволила локализовать в различных полосах частот шум струи, шум вентилятора, а также шум из подкапотного пространства двигателя. Проведен предварительный анализ полученных данных.

Работа выполнена при поддержке Правительства РФ по постановлению № 220 (№ 14.Z50.31.0032) и частичной поддержке РФФИ (проект 13-01-00476-а).

Список литературы

1. Kopiev V.F. Azimuthal decomposition of turbulent jet noise and its role for diagnostic of noise sources. VKI Lecture Series 2003-04 “Advances in Aeroacoustics and Applications”. 2003.
2. Kopiev, V.F., Zaitsev, M.Yu., Chernyshev, S.A., and Ostrikov, N.N. Vortex ring input in subsonic jet noise. Int. J. Aeroacoust. 2007. Vol. 6, No. 4. pp. 375-405.
3. Kopiev, V., Zaitsev, M., Velichko, S., Kotova, A., Belyaev, I. “Cross-correlations of far field azimuthal modes in subsonic jet noise,” AIAA-2008-2887.
4. Kopiev V.F., Ostrikov N.N., Chernyshev S.A., Zaitsev M.Yu., Kuznetsov V.M. Experimental validation of instability wave theory for round supersonic jet. AIAA-2006-2595.
5. Копьев В.Ф., Фараносов Г.А. Обобщение метода азимутальной декомпозиции звукового поля компактного источника на случай измерений вблизи жесткой поверхности. Акустический журнал. 2015.Т.61. №1. с.65-75.
6. Faranosov G, Kopiev V., Zaytsev M., Aleksentsev A., Bersenev Y., Chursin V., Fadeeva T. Adaptation of the azimuthal decomposition technique to turbulent jet noise of an aircraft engine in the ground tests. AIAA-2015-2995.
7. Sijtsma P., Oerlemans S., Holthusen H.H., Location of rotating sources by phased array measurements, AIAA Paper 2001-2167, NLR-TR-2001-135, 2001.
8. Kopiev V.F., Zaitsev M.Yu., Application of beamforming to jet/flap interaction noise. BeBeC-2014-24. 2014.

ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНАЯ МЕХАНИКА ЖИДКОСТЕЙ – РАЦИОНАЛЬНАЯ ОСНОВА РАСЧЕТА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Ю.Д. Чашечкин, ИПМех РАН, Москва, chakin@ipmnet.ru

Расчет авиационных двигателей – один из сложнейших разделов механики жидкостей. Сложная форма каналов, быстро вращающиеся диски компрессоров и турбин с лопатками сложной формы, камеры сгорания с газом переменного состава и температуры с каплями жидкостей, высокие градиенты термодинамических параметров, интенсивное тепловыделение и шумоизлучение – все перечисленное и многое другое чрезвычайно затрудняют разработку адекватных моделей. Ситуацию осложняют собственные трудности механики жидкостей, обусловленные отсутствием доказательства разрешимости уравнений Навье-Стокса и низкой точностью измерений (~ 10%), которая заметно хуже, чем в механике твердого тела (в задачах навигации лучше 10^{-14}). Появившиеся в последние годы численные модели с закрытыми кодами также не допускают объективной оценки достоверности результатов. Основными источниками новых идей остаются инженерная интуиция и практический опыт.

В то же время в экспериментальной и теоретической гидродинамике в последние годы появился ряд фактов, учет которых позволит повысить качество расчетов авиационных двигателей.

Основным является открытие тонкой структуры течений, которая регистрируется во всем диапазоне доступных для наблюдения масштабов, которые простираются от миллионов световых лет во вселенной до микронов в лабораторных условиях (приведены примеры).

Все более доступными становятся суперкомпьютеры, позволяющие сочетать аналитические и вычислительные методы решения сложных задач. Постепенно совершенствуется техника лабораторного эксперимента, инкорпорирующего достижения оптики, акустики, вычислительной техники.

И, наконец, в теоретическую гидромеханику после долгого перерыва (с середины XIX века!) вернулось требование контроля наблюдаемости рассчитываемых величин и тождественности проводимых математических операций с целью сохранения исходной постановки на всех этапах вычислений.

Как известно, непосредственно наблюдаемы только инварианты – величины, сохраняющиеся при изменении системы координат. Основу метрологии составляют эталоны длины (расстояния), времени (временного интервала) и массы. Инварианты в механике твердого тела – масса, импульс, энергия и момент количества движения определяются на основе первичных эталонов. Избыточность законов сохранения при описании движений тел неизменной массы позволяет использовать различные эквивалентные формы описания движения: ньютоновское, основанное на понятиях силы, декартово – на анализе импульса, лагранжево и гамильтоново с использованием квадратичных форм, отражающих законы сохранения энергии. Неизменность твердых тел при движении исключает необходимость учета внутренней энергии.

Описание течений жидкостей – более сложная задача, требующая учета обмена энергией между макро- и микроскопическими степенями свободы. Длительное время теория течений строилась в предположении неизменности плотности среды, физически не реализуемом, а математически приводящем к неразрешимости определяющей системы уравнений (неразрывности и Эйлера или Навье-Стокса [1]). В качестве основной характеристики движения была выбрана скорость жидкости, которую Л.Эйлер определил

для «жидкой частицы», сохраняющей состав и сплошность границы, что не выполняется в эксперименте (приведены примеры). На малых масштабах регулярный перенос мелких твердых частиц потоком переходит в случайное броуновское движение под действием отдельных атомов и молекул. Жидкие маркеры распадаются на нити.

Новая дифференциальная механика жидкостей базируется на интеграции идей Д.И. Менделеева, Дж.К. Максвелла, Дж. Г. Стокса, К.М. Навье, Дж. Ж. Фурье, Л. Эйлера и Ж.-Л. Даламбера по континуальному описанию течений с учетом представлений Лапласа о дискретном строении вещества. Теория, ориентированная на описание течений выбранной среды, которая характеризуется уравнениями состояния, связывающими плотность и другие термодинамические величины (внутреннюю и свободную энергию, потенциал Гиббса, энтальпию), служит рациональной основой совместного математического и физического (лабораторного) моделирования [2].

Основу теории течений составляет фундаментальная система уравнений механики неоднородных жидкостей, включающая известные уравнения: состояния, неразрывности, переноса импульса (Навье-Стокса), энергии (Фурье) и вещества (Фика) с физически обоснованными граничными (затухания с удалением от источника возмущений, прилипания, непротекания) и начальными условиями. Теоретико-групповой анализ показал ее соответствие базовым принципам физики [3].

Анализа проводится с учетом условия *совместности* уравнений, определяющего **ранг** полной системы, **порядок** ее линеаризованной версии и **степень** (показатель) дисперсионного уравнения. **Порядок** линеаризованной системы определяет число независимых функций, составляющих ее полное решение.

Геометрия течений характеризуется пространственно-временными масштабами, значения которых определяют граничные условия, состав, энергетика и диссипативные параметры среды (продукт атомно-молекулярных взаимодействий). Широкий диапазон значений собственных масштабов предопределяет необходимость использования мощных компьютеров для адекватного математического моделирования даже медленных процессов в неоднородных жидкостях и газах [4]. Вследствие нелинейного характера определяющих уравнений многомасштабные решения нестационарны: в них локально появляются и исчезают дополнительные члены в результате взаимодействия базовых компонент [5]. Скорость взаимодействия определяется как макроскопическими условиями, так и атомно-молекулярными свойствами среды на малых масштабах.

На практике для контроля точности в расчетах и экспериментах одновременно используются четыре вида жидкостей: две стратифицированных – сильно (типичных для лаборатории) и слабо (характерных для окружающей среды), и две однородных – потенциально (чрезвычайно слабо неоднородных) и актуально однородных сред.

Классификация макро- и микроструктурных инфинитезимальных компонент течений проведена по результатам анализа решений линейных уравнений, построенных методами теории сингулярных возмущений [1]. Наборы возникающих временных и пространственных масштабов используются для обоснования методики лабораторного эксперимента, установления размера поля наблюдения, пространственной и временной разрешающей способности инструментов. Опыты с визуализацией течений выполнены на стендах комплекса уникальных установок УНУ «ГФК ИПМех РАН». Численные расчеты ряда течений выполнены на больших вычислительных комплексах МСЦ РАН и ВЦ МГУ им. М.В. Ломоносова.

В качестве примера рассмотрены задачи установления индуцированного диффузией течения на топографии – наиболее распространенного процесса в атмосфере и гидросфере [4]. Детально изучены задачи генерации двумерных и трехмерных пучков периодических и присоединенных внутренних волн компактными источниками, распространения и нелинейного взаимодействия волн в экспоненциально стратифицированной среде [6– 9].

Особое внимание уделено задаче обтекания равномерно движущейся горизонтальной полосы в стационарном и нестационарном вихревом режиме в диапазоне числе Рейнольдса от 1 до 80000 [10]. Картины полей основных физических величин, рассчитанные в единой постановке во всем диапазоне параметров, сравниваются с известными результатами, а также наблюдениями в природе.

Еще одно достоинство подхода – формулировка рациональных требований к методике, позволяющих расширить информативность традиционного эксперимента. В качестве примера приводятся результаты визуализации ранее неизвестного явления: распада кольцевого стратифицированного течения за кромкой вращающегося вертикального диска на последовательность вихрей.

Обсуждаются пути дальнейшего развития аналитико-численной теории течений и проведения согласованных теоретических и лабораторных исследований течений в авиадвигателях.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского (договор 1ИРМех-14 от 02.07.2014) и РФФИ (проект 15-01-09235).



Рис. 1 – Системы вихрей за кромкой равномерно вращающегося диска в стратифицированной среде (период плавучести $T_b = 8$ с, радиус $R = 6$ см, $\Omega = 18$ об/мин)

Список литературы

1. Кистович А.В., Чашечкин Ю.Д. Регулярные и сингулярные компоненты периодических движений в толще жидкости // Прикл. мат. мех. 2007. Т. 71(5). С. 844 – 854.
2. Чашечкин Ю.Д. Дифференциальная механика жидкостей: согласованные аналитические, численные и лабораторные модели стратифицированных течений // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2014. № 6. С. 67 – 95.
3. Байдулов В.Г., Чашечкин Ю.Д. Инвариантные свойства систем уравнений механики неоднородных жидкостей // Прикл. мат. и мех. 2011. Т. 75 (4). С. 551-562.
4. Загуменный Я.В., Чашечкин Ю.Д. Тонкая структура нестационарного течения, индуцированного диффузией на неподвижной пластине // Изв. АН. Мех. жидк. газа. 2013. № 3. С. 99- 117.
5. Кистович Ю.В., Чашечкин Ю.Д. Новый механизм нелинейной генерации внутренних волн // Доклады АН. 2002 Т. 382. № 6. С. 772-776.
6. Кистович Ю. В., Чашечкин Ю. Д. Линейная теория распространения пучков внутренних волн в произвольно стратифицированной жидкости // Прикл. мех. и техн. физика. 1998. Т. 39. № 5. С. 88 - 98.
7. Paoletti M.S., Swinney H. L. Propagation and evanescent internal wave in a deep ocean model // J. Fluid Mech. 2012. V. 706. P. 571–583.

8. Chashechkin Yu. D. The Complex Structure of Wave Fields in Fluids // Procedia IUTAM. 2013. V. 8. P. 65–74.
9. Кистович А.В. и Чашечкин Ю.Д. Тонкая структура конического пучка периодических внутренних волн в стратифицированном океане и атмосфере // Изв. РАН. Физ. атм. океана. 2014. Т. 50(1). С. 117-125.
10. Чашечкин Ю.Д., Загуменный Я.В. Структура поля давления на пластине в переходном режиме течения // Доклады АН. 2015. Т.461(1). С.15-19.

ОТРАБОТКА МЕТОДИКИ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕРМОАКУСТИЧЕСКИХ ЯВЛЕНИЙ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

С.А. Чепрасов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, cheprasov@ciam.ru

В технических устройствах с горением при определенных параметрах возникает согласованная связь между тепловыми и акустическими пульсациями, что приводит к значительной интенсификации теплообмена, мощным пульсациям давления и разрушению камер сгорания двигателей летательных аппаратов, наземных газотурбинных установок и др. Это явление известно еще с работ Рэлея, которое так же называют вибрационным горением, неустойчивостью горения, термоакустическими колебаниями. С середины 20-го века для расчетного исследования данного эффекта применилась методология, основанная на решении неоднородного волнового уравнения с правой частью в виде функции отклика пламени [1]. В настоящее время активно развиваются методы компьютерного моделирования, основанные на решении трехмерных нестационарных уравнений газовой динамики для вязкого, теплопроводного газа совместно с кинетикой горения, и упрощенных методик учета потерь на излучения [2,3]. Современные методы компьютерного моделирования турбулентных течений с горением, пока еще находятся только в стадии становления и возможности этих методов при описании термоакустических эффектов в камерах сгорания пока изучены не достаточно хорошо.

В данной работе представлены первые попытки численного моделирования продольных мод термоакустических неустойчивостей в простейшей гомогенной камере сгорания. Предложена математическая модель для описания термоакустических эффектов. Для описания турбулентности применяется подход, основанный на решении нестационарных уравнений Рейнольдса (URANS). Процессы горения моделируются на основе модели тонкого фронта пламени. Тестируются различные модели взаимодействия турбулентности и процессов горения. В результате проведенного расчетного исследования установлено, что представленная математическая модель позволяет качественно описывать термоакустические явления в двумерной постановке. Для увеличения точности расчета необходима дальнейшая работа: проведение трехмерных нестационарных расчетов с применением метода моделирования крупных вихрей (LES) для описания турбулентности, использование упрощенных кинетик горения совместно с процедурой утолщения фронта пламени для описания взаимодействия турбулентности и горения.

Список литературы

1. Crocco, L. 1951 Aspects of combustion instability in liquid propellant rocket motors.
2. Part I. J. A. Rocket Soc. 21, 163–178.
3. Fureby, C. 2010 LES of a multi-burner annular gas turbine combustor. Flow, Turb.
4. Combust. 84, 543–564.
5. Wolf, P., Balakrishnan, R., Staffelbach, G., Gicquel, L. & Poinsot, T. 2012a
6. Using LES to study reacting flows and instabilities in annular combustion chambers.
7. Flow, Turb. Combust. 88, 191–206.

СЕКЦИЯ 3Б – КАМЕРЫ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД

РАСЧЁТ ДЕФОРМАЦИЙ СТЕНОК ЖАРОВОЙ ТРУБЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

В.М. Анисимов, СГАУ, Самара, vradik@mail.ru
М.Ю. Орлов, СГАУ, Самара, adler65@mail.ru
И.А. Зубрилин, СГАУ, Самара, zubrilin416@mail.ru

Деформация элементов камеры сгорания (КС) возникает главным образом из-за их прогрева, поэтому становится необходимым изначально определять тепловое состояние этих элементов. Одним их самых температурно-нагруженных элементов двигателя являются стенки жаровой трубы (ЖТ) камеры сгорания. Увеличение π_k^* и $T_Г$ двигателя, требований к его ресурсным показателям и снижение времени разработки делает необходимым использование современных методов численного моделирования при его проектировании. В настоящее время использование методов вычислительной газовой динамики совместно с прочностным анализом позволяет спрогнозировать тепловое и напряжённо-деформированное состояние стенок ЖТ до проведения энергоёмких натурных испытаний.

На первом этапе расчета было определено распределение температуры по стенкам ЖТ, а также за счет перераспределения площадей отверстий между поясами системы охлаждения при сохранении суммарного расхода воздуха через них удалось снизить максимальную температуру стенки с 1400 К до уровня 1100 К, однако, это привело к незначительному увеличению неравномерности температурного поля на выходе из КС и повышению недожёга топлива.

Целью второго этапа являлась разработка методики расчёта деформированного состояния стенок ЖТ в трехмерной постановке.

Созданная трёхмерная геометрическая модель учитывает не только объем, имитирующий проточную область, необходимую для моделирования газодинамических процессов, но и стенки ЖТ для моделирования процессов теплопередачи. Сгенерирована неструктурированная конечно-элементная сетка, особенностью которой является конформный (узел в узел) интерфейс «газ-металл». Для учета полноразмерной камеры сгорания на боковых гранях задавалось условие периодичности. Для этого задавалось условие идентичности сетки конечных элементов на боковых гранях двухгорелочного сектора КС. Постановка задачи позволяет учитывать многослойные теплозащитные покрытия на стенках ЖТ. Для расчета использовался программный продукт ANSYS.

При формировании математической модели задавалась модель турбулентности Reynolds Stress с улучшенной пристеночной функцией Scalable Wall Function. Использовалась модель горения Flamelet Generated Manifold с кинетическим механизмом GRI 3.0. Для учета излучения была выбрана модель Discrete Ordinates. Расчёт проводился на номинальном режиме работы двигателя. Физические свойства используемого материала, такие как теплопроводность, теплоёмкость, модуль упругости и коэффициент линейного расширения, задавались функциями от температуры.

С помощью разработанной методики были получены деформации и напряжения, возникающие вследствие прогрева стенок с помощью одностороннего «Fluid-Structure-Interaction» модуля. Максимальное перемещение вдоль оси КС получились равными менее 2 мм. На номинальном режиме работы такое перемещение является приемлемым в

телескопическом соединении с запасом хода 6 мм. Наибольшей тепловой нагрузке подверглась внешняя стенка жаровой трубы, из-за чего минимальная проходная площадь внешнего кольцевого канала уменьшилась на 18%, а внутреннего увеличилась на 7%. Следовательно, меняется скорость в кольцевых каналах и распределение воздуха по поясам охлаждения, поэтому становится необходимым проведения расчёта с использованием двустороннего «Fluid-Structure-Interaction» модуля. Разработанная методика может применяться при расчетах КС различной конфигурации и с использованием различных материалов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании постановления №218 от 09.04.2010 (шифр темы 2013-218-04-4777).

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С НИЗКОЙ ЭМИССИЕЙ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ И ВЫСОКОЙ РАВНОМЕРНОСТЬЮ ПОЛЕЙ ТЕМПЕРАТУР НА ВЫХОДЕ

А.Ю. Васильев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, volkov@ciam.ru
С.А. Волков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, volkov@ciam.ru
В.М. Сильверстов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.П. Ляшенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.М. Захаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
О.Г. Челебян, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Р.С. Медведев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Цель работы - разработка конструкции камеры сгорания газотурбинного двигателя, обеспечивающей низкий уровень вредного воздействия отработавших газов на окружающую среду и радиальную неравномерность поля температур на выходе порядка 5%.

Решение первой проблемы о снижении эмиссии вредных веществ осуществлялась с помощью улучшения мелкости распыливания топлива в системе форсунка-завихритель. Основные мероприятия, оказывающие эффект на работоспособность конструкции:

Правильно спроектированная система форсунка - воздушный завихритель позволит обеспечить улучшение мелкости распыливания и смешение топлива с воздухом. Это должно привести к снижению эмиссии вредных веществ CO и UCH.

Работы по улучшению полей температур на выходе заключалась в двух аспектах: двукратное увеличение точек топливоподачи и соответственно аналогичное увеличение количества основных отверстий первого ряда. Конструктивная проработка показала сложность размещения и изготовления увеличенного числа форсуночных модулей. Вариант с увеличенным количеством отверстий первого ряда на каждой из стенок (в 4 раза больше чем точек впрыска топлива) принят для дальнейших исследований.

Для улучшения теплового состояния стенок первичной зоны разработана трехступенчатая система охлаждения. Это мероприятие негативно скажется на эмиссионных характеристиках CO и UCH из-за замораживания в пристеночном слое. Поэтому окончательный выбор системы охлаждения оставлен на этап экспериментальных исследований.

Проведены автономные испытания системы распыливания с целью определения мелкости капель топлива и сравнение с аналогичной по типу форсункой, работающей без

воздушного завихрителя (рис.1.). Средний заутеровский диаметр капель, для разработанной системы, составляет около 40 мкм в независимости от режима работы двигателя.

Проведена расчетная оптимизация полей температур на выходе из камеры сгорания, при которой варьировалось количество, расположение и диаметры основных отверстий. Сравнение худшего рассчитанного варианта полей температур и конечного (справа), принятого для дальнейших исследований приведено на рис. 2. Здесь θ=(T*-Tk)/(Tg-Tk); θav - среднемассовое значение θ по окружности (радиальная неравномерность поля температуры газа); θmax – максимальное значение θ по окружности (окружная неравномерность поля температуры газа); T* - температуры торможения газа.

Расчетные исследования показали значительные улучшения полей температуры при использовании увеличенного количества основных отверстий первого ряда. Выбранное расстояние между отверстиями 3-6 калибров. Полученное расчетное значение соответствует заданным требованиям к радиальной неравномерности поля температур (4%), соответственно данный вариант принят для дальнейших исследований.

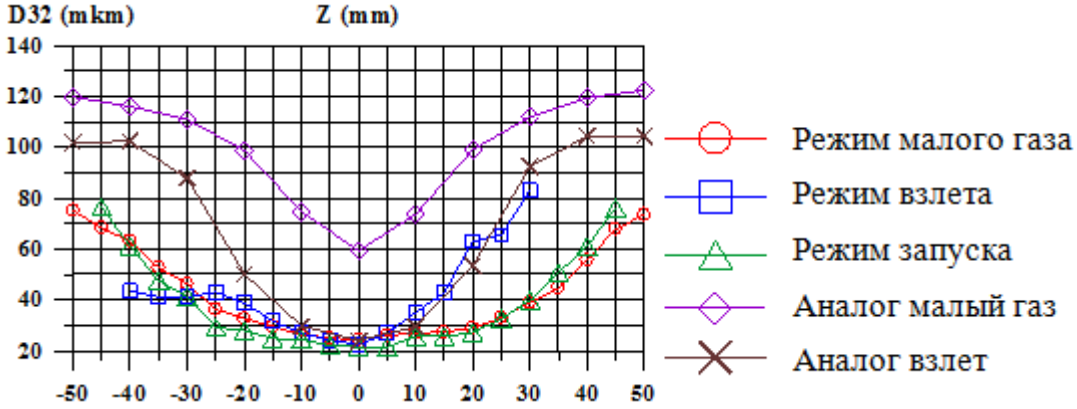
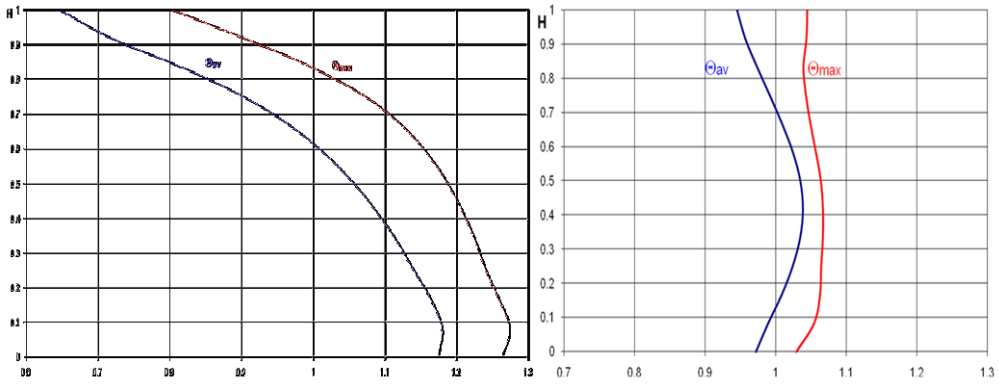


Рис. 1 – Определение мелкости распыливания топлива по диаметру факела



Max(θav)=1.18, Max(θmax)=1.275. *Max(θav)=1.039, Max(θmax)=1.067.*

Рис. 2 – Эпюры температуры торможения газа на выходе из камеры сгорания

Для подтверждения работоспособности разработанной конструкции и верификации применяемых методов расчета был спроектирован упрощенный (планарный) 3-х горелочный отсек камеры сгорания без поворота потока. Проведены его испытания.

Сопоставление содержания оксидов азота в выхлопных газах (таб. 1) выявляет более высокие значения ppm в экспериментальных исследованиях. Можно предположить, что в выбранной системе моделирования NOx величина NO_2 плохо рассчитывается. Обоснованием предположения служит величина ppm NO определенная в эксперименте: 25,7 ppm. Видно, что значения NOx расчетного (28) и NO в эксперименте очень близки.

Эффективность сжигания топлива (таб. 2) в обоих случаях одинакова.

Сравнение полей температуры на выходе из жаровой трубы, приведено на рис. 3. Форма кривых близка, а интегральные средние значения практически совпадают - разница 7% от степени подогрева.

Дополнительно экспериментально определены границы зажигания и срыва пламени. На высоте 6 км камера имеет точку розжига и границу устойчивого горения. Значения температуры стенок ниже рабочей температуры материала, следовательно, разработана эффективная система охлаждения. На режиме 100% выброс CO составляет 275 ppm, что приближенно к требованиям. Число дымности удовлетворяет требованию, SN ≤ 34.

Таким образом, предложенная концепция камеры сгорания подтвердила свою работоспособность на примере испытания 3-х горелочного отсека.

Таблица 1

Режим	NOx(ppm), Exp	NOx(ppm), Calc
Взлет	37,4	28.4

Таблица 2

Режим	η(%), Exp	η(%)Calc
Взлет	99,6	99,7

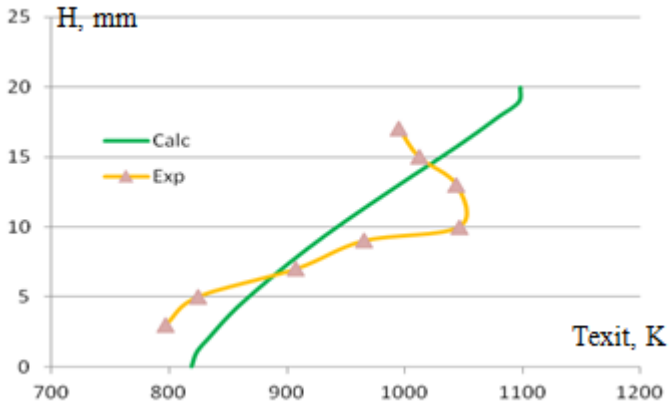


Рис. 3 – Сравнение полей температуры на выходе из жаровой трубы

ДЕЙСТВУЮЩИЕ И ПЛАНИРУЕМЫЕ МЕЖДУНАРОДНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К ГТД ПО ОГРАНИЧЕНИЮ ЭМИССИИ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ

С.А. Волков, ФГУП «ЦИАМ им.П.И.Баранова», Москва, volkov@ciam.ru
Е.Б. Жесткова, ФГУП «ЦИАМ им.П.И.Баранова», Москва, zhectk@ciam.ru

Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) введены ограничения на эмиссию следующих вредных веществ от авиационных двигателей в зоне аэропортов: несгоревших углеводородов (HC), оксида углерода (CO), оксидов азота (NOx), дыма (сажи в единицах SN) и запрещается преднамеренный выброс топлива в атмосферу после останова двигателя [1].

Принципиальная позиция ИКАО заключается в планомерном ужесточении норм на эмиссию NOx и увеличении числа веществ, эмиссия которых ограничивается. Недавно, с

целью улучшения качества воздуха вблизи аэропортов, ИКАО приняла следующие дополнительные решения [1-2].

1. С 31 декабря 2012 года запрещается производство двигателей, не соответствующих нормам ИКАО 2008 года на эмиссию вредных веществ вблизи аэродромов – NOx, HC, CO, дыма (сажи), включая отсутствие выброса топлива. Для стран-производителей возможно освобождение от данного запрета небольшой партии двигателей, не более 75 штук, в соответствии с «Техническим руководством по окружающей среде», том II, Doc.9501, ИКАО.

2. После 31 декабря 2013 года установлены более жесткие нормы на эмиссию NO_x по отношению к нормам 2008 года - на 5…15% для новых двигателей с тягой 26,7кН…89,0 кН и на 15% для двигателей с тягой более 89,0 кН и степенью повышения давления более 30 (нормы ИКАО 2014 года).

3. Утверждены·технологические уровни снижения эмиссии NO_x от авиационных двигателей на 45% и 60% меньше норм ИКАО 2008 года соответственно к 2020 и 2030 годам. Для обоснования значений целевых уровней эмиссии NOx на 2020 и 2030 годы ИКАО использовало международную практику прогнозирования с помощью шкалы технологической готовности (Technology Readiness Levels - TRL) научно-технических разработок, состоящей из 9-ти уровней. Достижение 2-5 уровней технологической готовности позволяет сформулировать долгосрочный прогноз на 20 лет на уровень определенной технической характеристики (в данном случае – эмиссии NOx), достижение 6-7 уровней позволяет сформулировать среднесрочный прогноз на 10 лет. ИКАО считает технически осуществимым достижение к 2020 и 2030 годам указанных целевых уровней.

4. Согласно последним решениям ИКАО, действующий Стандарт [1] до 2020 года будет изменен. Вместо сертификации авиационных двигателей по эмиссии дыма (сажи) будет проводиться сертификация по эмиссии нелетучих частиц - non-volatile Particulate Matter (nvPM). Методическая часть изменений Стандарта уже разработана, в соответствии с которой в США и Швейцарии созданы комплекты аппаратуры для замеров массовой концентрации и количества nvPM. В настоящее время измеряется эмиссия нелетучих частиц за двигателями разных типов, в 2017 году по результатам испытаний 25 двигателей планируется установить нормы на эмиссию частиц.

С целью уменьшения негативного влияния авиации на атмосферу и климат, изменение которых, в свою очередь, отрицательным образом влияет на здоровье людей, ИКАО планирует следующее.

5. Ввести нормы на эмиссию NO_x в полете до уровня 5…10 г/(кг топлива) и ограничить эмиссию других веществ в верхних слоях атмосферы.

6. Разработать и ввести в действие с 2023-2025 гг. новый международный стандарт на ограничение эмиссии углекислого газа (CO_2) производимыми и разрабатываемыми самолетами. В настоящее время уже утверждена метрическая система измерения эмиссии CO_2, в 2016 году должны быть приняты нормы на эмиссию CO_2 самолетами в зависимости от их веса. Планируемые ограничения в верхних слоях атмосферы на эмиссию CO_2, являющегося основным продуктом сгорания керосина (наряду с парами воды H_2O) и целиком определяемого удельным расходом топлива в двигателе и аэродинамическим качеством самолета, могут иметь существенные последствия для отечественной авиации. Достижение малой эмиссии CO_2 напрямую определяется топливной эффективностью самолета (расходом топлива при перевозке одного пассажира на один километр), характеристиками силовой установки, широким внедрением облегченных композитных материалов и других технических и технологических разработок.

7. ИКАО стимулирует широкое использование в гражданской авиации альтернативных (не нефтяных) топлив, применение которых освобождает от платежей за выбросы парниковых газов.

ИКАО совместно с другими организациями ООН разрабатывает глобальную систему рыночных мер для гражданской авиации с целью стимулирования снижения эмиссии CO_2 каждой страной.

На рисунке показаны действия ИКАО по планомерному ужесточению эмиссии NOx и ограничению эмиссии новых веществ.

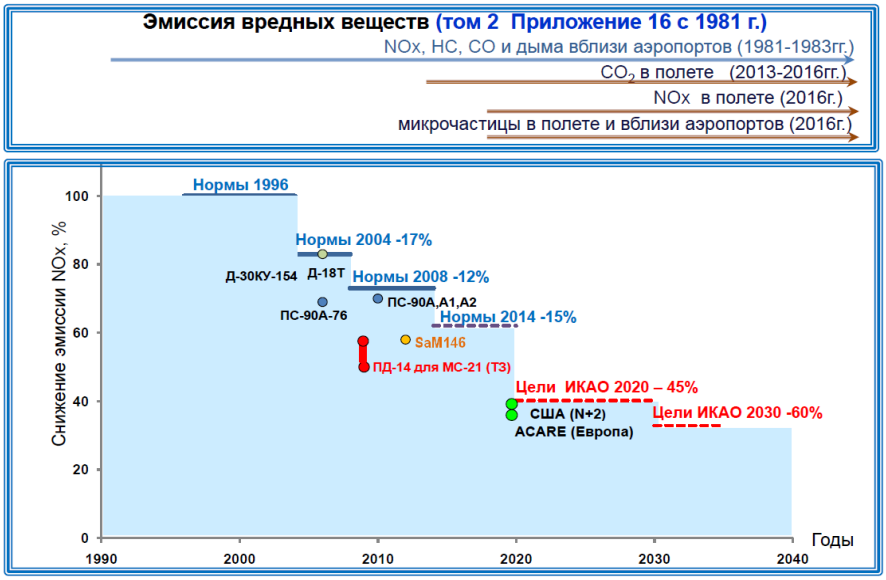


Рис. 1 – Ужесточение требований ИКАО по эмиссии вредных веществ

Для обеспечения конкурентоспособности отечественных двигателей важное значение имеет, кроме удовлетворения нормам ИКАО, соответствие региональным требованиям по эмиссии вредных веществ. Например, согласно правилам Швейцарии, суммарный показатель эмиссии HC и NOx не должен превышать 50 г/кН. В этом случае сборы за эмиссию не производятся. В зависимости от значения этого показателя дополнительные сборы за эмиссию могут достигать 40% от аэропортовских сборов. Швейцарские требования на эмиссию HC и NOx учитываются многими разработчиками авиадвигателей (в частности, в Техническом задании на разработку двигателя SaM146 предусматривалось достижение показателя выбросов менее 50 г/кН).

Так как выбросы NOx от авиационных двигателей растут со временем из-за увеличения числа полетов, то для улучшения местного качества воздуха стали вводить сборы за эмиссию и аэропорты в других странах: Великобритания (г.Хитроу в 2004 г., г. Гатвик в 2005 г.), Германия (г.Мюнхен и Франкфурт в 2008 г.). В настоящее время более 20 аэропортов Европы и Азии ввели местные сборы за эмиссию вредных веществ.

Введение налогов на эмиссию вредных веществ от двигателей может повлиять на конкуренцию среди авиакомпаний. Поэтому, при разработке отечественных двигателей для перспективных самолетов следует сформулировать дополнительный целевой показатель на эмиссию вредных веществ с учетом региональных требований, эти требования целесообразно принять в качестве целевого показателя.

Список литературы

1. Приложение 16 «Охрана окружающей среды» к Конвенции о международной авиации, том II «Эмиссия авиационных двигателей», изд.3, ИКАО, 2008 г.
2. Report of the Ninth Meeting of the Committee on Aviation Environmental Protection (CAEP), Doc 10012, ICAO, 2013.

ПРОБЛЕМЫ ВЫПОЛНЕНИЯ ДЕЙСТВУЮЩИХ НОРМ И ЦЕЛЕВЫХ УРОВНЕЙ ИКАО НА ЭМИССИЮ NOX КАМЕРАМИ СГОРАНИЯ ПРИ ПОВЫШЕННЫХ ПАРАМЕТРАХ ЦИКЛА ТРДД

В.Ф. Гольцев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, gvf@ciam.ru
И.И. Гомзякова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
С.А. Щепин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tschepin@ciam.ru

Рост параметров термодинамического цикла ТРДД обусловлен стремлением к повышению топливной экономичности и улучшению весовых характеристик. Рост давления p и температуры воздуха T_a перед камерой сгорания, связанные с повышением параметров цикла, способствуют увеличению эмиссии оксидов азота (NOx) [1]. В нормативных документах ИКАО, в свою очередь, предусмотрено существенное снижение эмиссии NOx [2]. В соответствии с целевыми уровнями 2020 и 2030гг. необходимо снизить эмиссию соответственно на 45 и 60% относительно действующих норм 2008г. В силу этого, в перспективе, рост параметров цикла ТРДД будет ограничен допустимым ИКАО уровнем эмиссии NOx. Рассмотрены две ключевые проблемы, определяющие на практике сложность снижения эмиссии NOx при высоких параметрах рабочего процесса (p и T_a) и дана оценка эффективности одной из возможных схем сжигания топлива.

Суть первой проблемы состоит в том, что при увеличении температуры T_a уровни эмиссии NOx (фиксируемые ИКАО и рассчитанные) приближаются к своим максимальным (равновесным) значениям. Это свидетельствует о снижении физически обоснованного резерва уменьшения эмиссии NOx. При низких значениях T_a возможности для снижения эмиссии NOx связаны с неравновесностью NOx в камере сгорания в силу низких скоростей наработки NO и NO_2. При росте параметров цикла время, необходимое для выхода оксидов азота на равновесные значения снижается и становится соизмеримо с временем пребывания продуктов сгорания в реальных перспективных камерах сгорания.

Другая проблема связана со снижением необходимого уровня подогрева газа в камере сгорания при увеличении степени повышения давления π_{00}, в связи с ограничением температуры на входе в турбину. Так, при увеличении π_{00} от 30 до 80, подогрев снижается на 300-350К и составляет ~600-650К. Такой подогрев возможен при использовании горючих смесей с составом, соответствующим коэффициентам избытка воздуха α=2.3-2.5. На дроссельных режимах работы ТРДД значения α могут возрастать до ~4.5-6.5. Такое обеднение смеси затрудняет применение гомогенизации в схемах сжигания топлива, как наиболее перспективного способа снижения эмиссии NOx.

Оценка эффективности схем с разной долей гомогенизации топливовоздушной смеси проведена для параметров типичного ТРДД с максимальной тягой F_{00}=88.2кН, π_{00}=50 и температурой газа перед турбиной 1800К. Удельный расход топлива на взлетном режиме выбран на уровне 21-23кг/(ч·кН). Получено, что при выбранных параметрах цикла традиционная схема сжигания не позволяет обеспечить выполнение как целевых уровней, так и действующих норм ИКАО на эмиссию NOx. Перспективной при высоких значениях π_{00}>40-45 является схема с диффузионной поддержкой горения, по своей структуре близкая к схемам TAPS и TALON-II. Вариант схемы сжигания с гомогенизацией всей топливовоздушной смеси, может рассматриваться только как гипотетический в силу существенного обеднения топливом состава реагирующей смеси.

Получено распределение наработки NOx по стандартизованным ИКАО [2] режимам взлетно-посадочного цикла и показано, что наибольший вклад в суммарную эмиссию NOx вносят режимы - взлет и набор высоты.

Список литературы

1. Кузнецов В.Р. Образование окислов азота в камерах сгорания ГТД. ЦИАМ, Труды ЦИАМ №1086, с. 8-18, 1983.
2. Приложение 16 «Охрана окружающей среды» к Конвенции о международной авиации. Т.II: Эмиссия авиационных двигателей. 3-е изд. - ИКАО, 2008.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО, ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО И ЭКОЛОГИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД И ИХ КАМЕР СГОРАНИЯ

А.А. Диденко, СГАУ, Самара, aanm_didenko@rambler.ru
С.В. Лукачев, СГАУ, Самара
А.М. Цыганов, СГАУ, Самара

Для определения параметрического и конструктивного облика разрабатываемого или модернизируемого двигателя желательно располагать соответствующими сведениями о лучших образцах двигателей других разработчиков. В данной работе в форме сводных таблиц, графиков и регрессионных зависимостей представлены результаты исследования термогазодинамического совершенства 20-ти высокоэффективных гражданских ТРДД и результаты анализа экологических характеристик их камер сгорания (КС). Это двигатели фирм Дженерал-Электрик, Пратт-Уитни, Роллс-Ройс, объединений CFMI и RRD: *CF6-80C2B1, GE90-115B, GP7270, GEnx-1A72, PW4084 и 6122, «Trent» 556-61, 892 и 1000C2, CFM56-7B27, BR700-715C1* и другие, и ГТД российских предприятий ОАО «Кузнецов», ОАО «НПО «Сатурн» и ОАО «Авиадвигатель» – *НК-93, SaM146, ПД-14*, соответственно.

Для определения неизвестных параметров и КПД узлов изучаемых двигателей были выполнены подробные, взаимосогласованные, увязочные термогазодинамические расчеты (ТГДР) этих двигателей. При назначении КПД компрессоров и турбин использовались статистические сведения об их политропных КПД (КПД ступеней) в зависимости от нагрузки и опубликованные литературные данные о КПД по некоторым двигателям. Суммарное количество воздуха для охлаждения турбины $\overline{G_{B\,\text{охл}}}$ предварительно оценивалось для одно- и двухступенчатых турбин и было представлено в виде полосы возможных значений в зависимости от температуры газа $T_Г^*$ на входе в турбину и возможного разброса её значений или увеличения в дальнейшем.

Увязочные термогазодинамические расчеты заканчивалось после достижения нужных значений ряда контрольных параметров: C_{5II}/C_{5I} - отношение скоростей истечения воздуха из сопла наружного и внутреннего контуров; приведенная скорость воздуха на входе в диффузор камеры сгорания λ_K; время пребывания газа в жаровой трубе $\tau_{ПР}$; КПД узлов и коэффициенты потерь в элементах проточной части двигателя. Для расчета λ_K и $\tau_{ПР}$ потребовались надежные изображения продольных разрезов двигателей и камер сгорания. Объем жаровой трубы вычислялся как объем тела вращения с точным учетом формы её стенок. Также обеспечивалось совпадение рассчитанных значений тяги P_0, удельного расхода топлива $C_{уд}$ и суммарного расхода воздуха через двигатель $G_{B\Sigma}$ с объявленными.

В следующей части работы выполнялся анализ экологических характеристик камер сгорания. Экологические характеристики КС брались из официально опубликованных данных ICAO по сертификационным испытаниям двигателей [1, 2]. Индексы эмиссии окиси углерода CO, несгоревших углеводородов HC и окислов азота NO_X представлялись зависимостями от параметра форсирования Ω камеры сгорания, температуры воздуха на входе в КС T_K^* и времени пребывания газа в жаровой трубе $\tau_{ПР}$. В свою очередь, изменение T_K^*, P_K^*, $\tau_{ПР}$ и $C_{уд}$ для 4-х режимов работы двигателя на стандартном взлетно-посадочном цикле (СВПЦ) ICAO представлялись зависимостью от величин $\pi_{K\Sigma 0}^*$ и относительной тяги $\overline{P} = P/P_0$, взятыми из методики ЦИАМ.

Для всех 20-ти двигателей получены частные регрессионные зависимости, устанавливающие взаимосвязь значений индексов эмиссии EI_{NOx} и коэффициентов неполноты сгорания топлива $\Delta\eta_Г$. Массив из 48 значений EI_{NOx} для первых 12-ти исследуемых двигателей с камерами сгорания чисто традиционной схемы аппроксимирован методом математической регрессии общей сплайн-поверхностью и представлен численно в виде обобщающей функции $EI_{NOx}(T_K^*, \tau_{ПР})$.

Полученная зависимость $EI_{NOx}(T_K^*, \tau_{ПР})$ позволяет вычислить значение EI_{NOx} для любого режима работы двигателя в диапазоне T_K^* = 425…915 К и $\tau_{ПР}$ = 5…12 мс. При этом, для ТРДД с камерами сгорания новейших схем получены поправочные коэффициенты к полученным зависимостям. Ошибки выполненной сплайн-аппроксимации экологических характеристик камер сгорания оказались на уровне 3,4 %.

Надежность полученных результатов иллюстрируется конкретными примерами их возможного использования. В частности, на их основе произведена оценка параметров двухвального ТРДД для ближнемагистрального пассажирского самолета с тягой двигателя на взлетном режиме P_0 = 68…72 кН и суммарной степенью повышения давления в компрессоре $\pi_{K\Sigma 0}^*$= 26…28, близкого по характеристикам к российско-французскому ТРДД *SaM 146*. Значение рассчитанного параметра эмиссии двигателя $П_{NOx}$ (г/кН$_0$) = составила 2 % от значения опубликованного позднее ICAO.

Оценены параметры и характеристики трехвального ТРДД для дальнемагистрального ПС с P_0 = 228…334 кН и $\pi_{K\Sigma 0}^*$ = 42…49, близкого к одному из ТРДД фирмы Роллс-Ройс типа *«Trent»-1000*. Сделаны прогнозные оценки возможных параметров трёх вариантов перспективного трёхвального ТРДД российского предприятия ОАО «Кузнецов» с тягами на взлётном режиме P_0 = 268, 318 и 508 кН и величинами $\pi_{K\Sigma 0}^*$ = 29, 33 и 44, соответственно.

Сделаны прогнозные оценки экологических параметров российского ТРДД ПД-14 ОАО «Авиадвигатель» для двух его вариантов, отличающихся камерами сгорания. Так, для варианта 1 ПД-14 со штанной его КС (схемы типа DAC TALON [1, 3]), имеющей два ряда топливных форсунок и расчётное время пребывания газа $\tau_{ПР}$ = 8,5 мс, параметр эмиссии двигателя по окислам азота оказался равным $П_{NOx}$ = 58,8 г/кН$_0$. Для варианта 2 ПД-14 с гипотетической КС (схемы типа TAPS TALON [1, 3]), имеющей один ряд топливных форсунок и $\tau_{ПР}$ = 6,7 мс, возможно достичь величины $П_{NOx}$ = 36 г/кН$_0$.

Представленные результаты могут быть использованы специалистами при проектировании и доводке авиационных ГТД. Часть материалов вошла в учебные пособия для курсового и дипломного проектирования камер сгорания и используется в учебном процессе [3, 4].

Список литературы

1. ICAO Engine Emissions Databank-Issue 16 A (www.icao.int).
2. Охрана окружающей среды. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации[Текст]/ICAO, T.II «Эмиссия авиационных двигателей».- Quebec, Canada H3C 5H7. 2008 (www.icao.int).
3. Диденко, А.А., Теория и расчёт камер сгорания ВРД. Часть II. Оценка экологических показателей камер сгорания ГТД [Текст]/ А.А. Диденко, учеб. пособие. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2010. – 48 с.
4. Диденко, А.А., Теория и расчёт камер сгорания ВРД. Часть III. Тепловой и гидравлический расчёты камеры сгорания ГТД [Текст]/ А.А. Диденко, учеб. пособие для курсового и дипломного проектирования. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2010. – 60 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ДВУХФАЗНОЙ ТУРБУЛЕНТНОЙ СТРУИ ВОЗДУХА ИЗ СУЖИВАЮЩЕГОСЯ СОПЛА С ПРИМЕНЕНИЕМ ЛАЗЕРНОЙ ДИАГНОСТИКИ И ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

А.А. Диденко, СГАУ, Самара, aanm_didenko@rambler.ru
С.Ю. Мишенков, СГАУ, Самара, sergei-mishenkov@mail.ru
А.В. Ахтеряков, СГАУ, Самара, akhteryakov@mail.ru
М.Ю. Анисимов, СГАУ, Самара, anis_micle_63@mail.ru

В рамках НИР по договорам с ФГУП «ЦИАМ» (г. Москва, 2012), с ОАО «Климов» (г. Санкт-Петербург, 2013 г.) и ФГУП «ЦАГИ» (г. Москва, 2014 г) выполнено исследование полей скорости и характеристики турбулентности в струе воздуха из суживающегося сопла Витошинского с помощью трёхкомпонентных лазерных доплеровских анемометров 3D-LDA Dantec Dynamics (Дания) и ЛАД-056С (г. Новосибирск) и применением численного моделирования в газодинамическом пакете программ ANSYS Fluent. Измерения выполнялись в НОЦ ГДИ СГАУ в лаборатории лазерной диагностики структуры потока на экспериментальной установке для исследования двухфазных потоков. Численное моделирование осуществлялось с использованием суперкомпьютера СГАУ «Сергей Королёв».

Работа выполнялась с целью отладки технологий лазерно-оптических измерений скорости газа, верификации математических моделей численного моделирования и отладки методики определения спектра турбулентности в струе из сопла.

Сопло крепилось к выходному фланцу воздушного ресивера установки УПФ-372, истечение воздуха осуществлялось сверху вниз под перепадом $\Delta\overline{p_1^*}$ = 4…21 % от давления в рабочей камере установки $p_K = p_H$ - атмосферному давлению. Лазерно-оптические измерения выполнялись со слабым спутным потоком на открытой и закрытой струе, помещённой в канал, через оптические стёкла на его поверхности при удалении от среза сопла ΔZ = –10, –30 и –60 мм.

Для выполнения LDA-измерений поток воздуха, втекающий в канал, перед соплом засеивался трассерными частицами. Для их вдува в поток использовались специальные генераторы жидких и твёрдых частиц фирмы Dantec Dynamics. В качестве трассерных частиц были опробованы микро капли авиационного керосина и капли оливкового масла. Особое внимание

было уделено подбору твёрдых алюмосиликатных частиц на основе Al_2O_3. В экспериментах были использованы около десяти различных вариантов твёрдых частиц. Производился анализ качества принимаемого оптического сигнала от частиц, а также степень их следования за потоком воздуха в зависимости от размеров, формы, качества поверхности, относительной массы.

В ходе выполнения НИР была разработана 3D-математическая модель и выполнены трёхмерные расчёты на основе метода конечных элементов в среде *ANSYS Fluent* движения воздуха в суживающемся канале сопла и в струе за соплом, в том числе при наличии стенок ограничивающего канала и эжекции вторичного воздуха из окружающей среды. В результате расчётов во *Fluent* были получены поля и эпюры скорости, в том числе в поперечных сечениях потока для сопоставления с результатами лазерно-оптических измерений.

В основе численного моделирования лежал подход с использованием стационарных уравнений Рейнольдса (*RANS*). Были апробированы различные варианты наиболее известных моделей турбулентности: *k-ε Realizable* и *Standard* (*RKE* и *SKE* соответственно), *k-ω SST* (*KWSST*), Рейнольдсовых напряжений (*RSM*) и др.

Скорости, полученные в результате лазерно-оптических измерений в исследуемой струе воздуха из сопла Витошинского, достаточно удовлетворительно согласуются с результатами пневмометрических измерений и инженерных расчётов, а также с результатами 3D-расчётов во *Fluent*.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ сотрудниками ЦКП CAM-технологий на оборудовании ЦКП в рамках соглашения RFMEFI59314X0003.

МИКРОВИХРЕВАЯ МАТРИЧНАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ ДЛЯ КРАТКОРЕСУРСНОГО ВРД

Ю.А. Кныш, СГАУ, Самара, knysh194@mail.ru

Традиционная технология сжигания авиационного топлива - диффузионное горение до недавнего времени оставалась единственной практически для всех типоразмеров ГТД. В последние десятилетия для двигателей мощностью менее 5 МВт за рубежом освоена прогрессивная технология каталитического горения. Ее главным преимуществом стало эффективное и экологически чистое сжигание топлива в низкотемпературном диапазоне. Каталитическую технологию пока не удается реализовать в ГТД и ГТУ более высокой мощности: 10-15 и более МВт. По видимому, главным препятствием на этом пути является неизбежный рост гидравлических потерь в малоразмерных каналах каталитических блоков при росте объемных расходов топливной смеси до уровня 100 и более $м^3$ /с. Возможным вариантом разрешения этого противоречия будет схема организации рабочего процесса, сочетающая в себе элементы каталитического горения в ограниченной области, например, дежурной зоне горения и диффузионного горения для основной зоны. Выполненные в СГАУ предварительные расчеты демонстрируют целесообразность продолжения работ в этом направлении.

К новым подходам к организации процессов горения можно отнести технологию фильтрационного горения, интенсивно развиваемую в Институте химической физики РАН [1]. В частности эту технологию предлагается использовать в камерах сгорания вертолетных ГТД. Возможности новых пенометаллических материалов позволяют существенно снизить гидропотери в горелках и выйти на более высокий уровень среднемассовых скоростей в камере сгорания.

В СГАУ предпринимаются попытки создания технологии сжигания топлива в так называемой вихревой матрице с компланарными взаимно пересекающимися каналами [2]. Стабилизация пламени на крупновихревых структурах при потерях давления 3,5 - 5% позволяет использовать некоторые преимущества каталитического и фильтрационного горения. Ограниченный объем выполненных экспериментальных исследований пока не позволяет сделать далеко идущие оценки перспектив предлагаемой технологии сжигания топлива в микровихревой матрице. Тем не менее, уже полученные результаты дают уверенность надеяться на получение высоких показателей по высокому кпд сгорания топлива, отсутствию склонности к вибрационному горению, устойчивой работе камеры на переобогащенных и переобедненных составах топливной смеси. С учетом малого веса и компактности габаритов микровихревая матрица может стать конкурентоспособной камерой сгорания для кракоресурсных ВРД.

Список литературы

1. Артюнов В.С., Шмелев В.М. Новые подходы к созданию низкоэмиссионных камер сгорания ГТУ. Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и экология» «06 (128), 2013, С. 105-120.
2. Кныш Ю.А., Цыбизов Ю.И., Дмитриев Д.Н., Горшкалев А.А. Формирование в каналах блочного катализатора микровихревых потоков газа с интенсивной закруткой Вестник СГАУ, №3 (34), 2012.

ОСОБЕННОСТИ ОТРАБОТКИ КОМБИНИРОВАННЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК НА ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ТВЕРДЫХ ГОРЮЧИХ НА ОГНЕВЫХ НАЗЕМНЫХ СТЕНДАХ

П.А. Коломенцев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
p.a.kolomentsev@yandex.ru
Е.В. Суриков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.С. Шаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В настоящее время в области прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) на твёрдых топливах и горючих наибольшее внимание уделяется ракетно-прямоточным двигателям (РПД). В то же время, прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твёрдых горючих (ПВРДТ) имеют свои технические достоинства (возможность авторегулирования, лучшие массогабаритные характеристики) и весьма перспективны для применения на различных летательных аппаратах.

Данная работа была посвящена отработке натурного ПВРДТ на стенде с присоединенным трубопроводом, в результате которой определялись скорость газификации горючего, его энергетическая эффективность и уровень гидравлических потерь по тракту двигателя.

Ранее проведенные исследования показали, что скорость газификации твёрдых горючих можно представить в виде степенной зависимости от плотности потока воздуха, давления и полной температуры на входе в канал горения. Т.е. расход горючего изменяется вслед за режимными параметрами на входе в двигатель (по сути, высотой и скоростью полёта), а характер этого изменения определяется физико-химическими свойствами горючего.

Из этого следует, что при заданной конструкции двигателя увеличение или уменьшение расхода горючего возможно только изменением площади поверхности горения или добавлением дополнительных поверхностей.

Таким образом, получается, что основной задачей при отработке ПВРДТ является выбор горючего с подходящими физико-химическими свойствами и скоростью газификации в воздушном потоке, обладающего высокой энергетической эффективностью и обеспечивающего низкий уровень гидравлических потерь.

Для каждого конкретного двигателя данная задача решается в три этапа. На первом осуществляется селекция горючих путём проведения серии кратковременных испытаний при одинаковых режимных параметрах на входе в двигатель для нескольких горючих. На втором определяются коэффициенты зависимости скорости газификации выбранного горючего путем проведения серии кратковременных испытаний на различных режимах. При этом необходимо точно определять размеры заряда до и после испытания (методами непосредственных измерений, погружением в жидкую среду и пр.). Также следует иметь в виду, что скорость газификации не постоянна по длине заряда (по потоку). На третьем этапе определяются энергетическая эффективность выбранного горючего и уровень гидравлических потерь по тракту двигателя на разных режимах работы.

Испытание двигательной установки очень затратно и, не в последнюю очередь, из-за высокой стоимости изготовления высокоэнергетического горючего. Для удешевления отработки полноразмерного ПВРДТ этапы селекции горючих и определения коэффициентов зависимости скорости газификации можно проводить на модельной установке с меньшим зарядом горючего, но обеспечивающей идентичные параметры на входе в канал горения. Также следует точно моделировать стабилизацию горения, так как положение вихря за стабилизатором пламени оказывает сильное влияние на скорость газификации. Как показывает практика, также имеет место масштабный фактор – в полноразмерном ПВРДТ горючее имеет более низкую скорость газификации.

Все эти методы были успешно применены при разработке ПВРДТ, закончившейся успешными лётными испытаниями.

МЕТОДОЛОГИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-РАСЧЕТНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИХ АВТОНОМНЫХ ИСПЫТАНИЙ

В.М. Кофман, УГАТУ, Уфа, stan@ufanet.ru

В процессе создания и доводки авиационного ГТД , в связи со сложностью физико-химических, газодинамических и тепловых процессов, имеющих место в основных камерах сгорания двигателя, выполняется большой объем их исследований и доводочных испытаний. К ним в частности относятся испытания полноразмерных камер на камерных стендах.

В процессе автономных испытаний камер сгорания определяются их гидравлические $\sigma_{\hat{e}\tilde{n}} = f(\lambda_{\hat{e}})$ и полнотные характеристики $\eta_{\tilde{a}} = f(\alpha_{\hat{e}\tilde{n}})$, коэффициенты радиальной и окружной неравномерности температуры торможения газа на выходе из камеры, эмиссия вредных веществ. По результатам испытаний производится оценка как достигнутого уровня показателей эффективности работы камеры сгорания, так и оценка влияния на эти показатели вводимых конструктивных усовершенствований.

Так как в общем случае поля параметров рабочего тела во входном и выходном сечениях камеры являются неравномерными, то для определения $\sigma_{\hat{e}\tilde{n}}$ и $\eta_{\tilde{a}}$ используются средние величины параметров воздушного и газового потоков, полученные при обработке результатов измерений путем применения того или иного способа осреднения.

Как известно, при решении задачи осреднения и при переходе от действительного неравномерного потока к осредненному каноническому потоку возможны потери некоторых свойств действительного потока, что может приводить к погрешностям расчета КПД узлов. Для выбора из числа существующих способов осреднения наиболее обоснованных, при которых не происходит потеря свойств потока, разработана математическая модель (ММ) и программа на ЭВМ для осреднения параметров неравномерных газовых и воздушных потоков по 12 способам: по площади (F), по массовому расходу (G), а также с сохранением в осредненном каноническом потоке таких же, как и в действительном неравномерном потоке, величин трех интегральных характеристик потока: G,I,S; $G,I,\hat{O}$; $\hat{O},S,I$; E,G,I; $E,G,\hat{O}$; E,G,S; $G,\hat{O},S$; G,I^*,S; $G,I^*,\hat{O}$; G,I^*,E, где G – массовый расход, I – поток теплосодержания, I^* – поток полного теплосодержания, $\hat{O}$ – поток полного импульса, S – поток энтропии, E – поток кинетической энергии. Осреднение по каждому из вышеперечисленных способов осреднения производится по соответствующей подпрограмме. При расчетах предполагается, что коэффициенты избытка воздуха в элементарных струйках в заданном сечении имеют одинаковое значение. В программе для осреднения параметров рассчитывается величина коэффициента поля τ_r [1], характеризующего неравномерность поля скоростей в потоке. Учет теплофизических свойств газа в программе осуществляется согласно [2] на уровне элементарных струек на радиусах и углах установки датчиков давления и температуры.

Также разработаны две ММ и программы для расчета по средним параметрам коэффициента полноты сгорания камер сгорания, как при наличии на входе в испытываемую камеру специальной камеры подогрева воздуха путем организации в этой камере процесса горения топлива, так и при ее отсутствии. Учет теплофизических свойств воздуха и газа в указанных программах также осуществляется согласно [2]. Все программы составлены на языке программирования *Compaq Visual Fortran Version* 6.6.

С помощью программы, на основе экспериментальных данных, полученных при испытаниях входных устройств, вентиляторов, компрессоров, камер сгорания и турбин ГТД, выполнены численные исследования по установлению наиболее обоснованных способов осреднения**.** Исследования выполнены с величинами на входе и выходе из узлов приведенных среднемассовых скоростей $\lambda_{\grave{i}}$ =0,065…0,72, коэффициентах поля $\tau_{\text{г}}$=1,031…1,36, коэффициентах неравномерности температуры торможения потоков воздуха $\left(T^*_{.\max}/T^*_{.\min}\right)$=1…1,088, потоков газа $\left(T^*_{\tilde{a}.\max}/T^*_{\tilde{a}.\min}\right)$=1,56…1,8, при коэффициенте окружной неравномерности полного давления $\left(p^*_{\max}/p^*_{\min}\right)_{\hat{a}\tilde{o}}=1{,}11\ldots1{,}24$. Установлено, что наиболее обоснованным способом осреднения параметров дозвуковых неравномерных воздушных и газовых потоков для экспериментально-расчетного определения КПД узлов ГТД является способ осреднения по массовому расходу. При этом способе величины интегральных характеристик $G,I,I^*,\hat{O},S,E$ осредненного потока и его среднее статическое давление равны величинам соответствующих параметров действительного неравномерного потока.

С помощью разработанных ММ и программ для осреднения параметров и для расчета по средним параметрам показателей эффективности камер сгорания выполнена оценка величин $\sigma_{\hat{e}\tilde{n}}$ и $\eta_{\tilde{a}}$ в камере сгорания «Л». Оценка выполнена при 12 способах

осреднения по результатам испытаний камеры «Л» на камерном стенде с камерой подогрева и с измерением полей полных давлений и температур торможения на входе и выходе из камеры. Установлены погрешности расчета величин $\sigma_{\hat{e}\tilde{n}}$ и $\eta_{\tilde{a}}$ при применении различных способов осреднения неравномерных потоков на входе и выходе из камер сгорания по отношению к величинам соответствующих показателей при осреднении параметров по массовому расходу. Относительно высокие погрешности расчета $\sigma_{\hat{e}\tilde{n}}$ отмечаются при способах осреднения с сохранением G,I,S и G,I^*,S (3,23 и 3,85 % соответственно). Как показано аналитически в [3], это обусловлено погрешностью расчета при вышеуказанных способах осреднения величины среднего полного давления в сечении на выходе из камеры из-за формальной погрешности расчета величины удельной энтропии, возникающей при высокой неравномерности поля температуры газа. Результаты расчета коэффициента $\eta_{\tilde{a}}$ в камере сгорания «Л» по результатам ее испытаний на камерном стенде по параметрам неравномерных газовых потоков показали, что при способах осреднения по массовому расходу и с сохранением E,G,I; G,I^*,S; $G,I^*,\hat{O}$ и G,I^*,E величины коэффициентов $\eta_{\tilde{a}}$ имеют одинаковое значение. Это обусловлено равенством при этих способах величин средних температур торможения газа в сечениях на входе и выходе из камеры сгорания. Выполнена оценка влияния влажности воздуха на величину коэффициента $\eta_{\tilde{a}}$. Установлено, что при увеличении относительной влажности с φ=0 до φ=90 % (влагосодержания воздуха от 0 до 0,0096) величина коэффициента $\eta_{\tilde{a}}$ в камере «Л» возрастает на 0,5 %. Разработанные ММ и программа для осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков, а также ММ и программы для расчета показателей эффективности камер сгорания по результатам их автономных испытаний могут быть использованы в процессе доводки камер сгорания ГТД.

Список литературы

1. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика / Г. Н. Абрамович. М.: Наука, 1976. 888 с.
2. Дружинин Л. Н. Метод и подпрограмма расчета термодинамических параметров воздуха и продуктов сгорания углеводородных топлив / Л. Н.
3. Дружинин, Л. И. Швец, Н. С. Малинина // Руководящий технический. материал авиационной техники. РТМ 1677–83. Двигатели авиационные и газотурбинные. М., 1983. 68 с.
4. Зуев В. С. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей / В. С. Зуев, В. С. Макарон. М.: Машиностроение, 1971. 368 с.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И ПРОГРАММА НА ЭВМ ДЛЯ РАСЧЕТА ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ КОЛЬЦЕВЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД СО СТРУЙНЫМ КОМБИНИРОВАННЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ

В.М. Кофман, УГАТУ, Уфа, stan@ufanet.ru

Одной из практических задач, возникающих в процессе доводки ГТД является обеспечение надёжной работы их камер сгорания. Решение этой задачи в последнее время всё более усложняется, что обусловлено ростом параметров термодинамического цикла современных ГТД (степени повышения давления в компрессоре и температуры газа на выходе из камеры) и, как следствие, увеличением лучистого и конвективного тепловых потоков от газа к жаровой трубе камеры и повышением температуры охлаждающего воздуха.

Наиболее распространённым способом охлаждения жаровых труб кольцевых камер сгорания современных ГТД является струйное комбинированное охлаждение, когда охладитель (воздух) подается в жаровую трубу параллельно скорости горячего потока газа через отдельные щели для создания воздушной завесы, защищающей стенки жаровой трубы от контакта с горячими газами [1]. Схема кольцевой камеры сгорания со струйным комбинированным охлаждением (схема А) показана на рис.1.

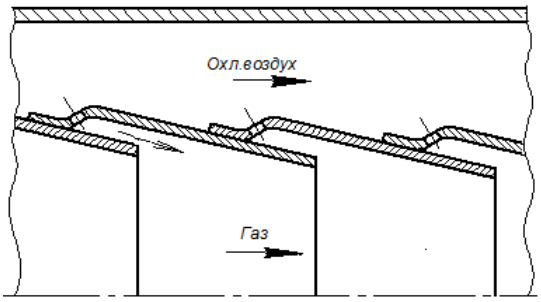


Рис.1 — Схема А кольцевой камеры сгорания со струйным комбинированным охлаждением

В практике также применяется схема Б, отличающаяся от схемы А расположением подводящих охлаждающий воздух отверстий (перпендикулярно к поверхности козырька секции жаровой трубы), (рис.2).

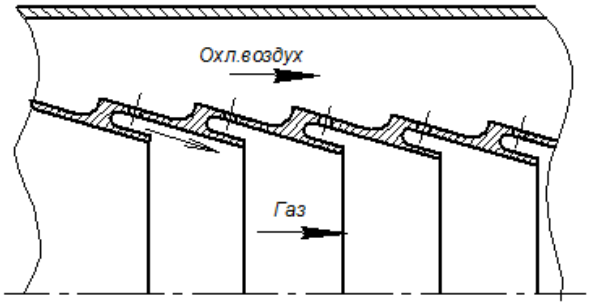


Рис.2 — Схема Б кольцевой камеры сгорания со струйным комбинированным охлаждением

Для расчёта деталей камеры сгорания на прочность необходимо знание их теплового состояния. Поэтому одним из инструментов доводки камеры сгорания является реализованная на ЭВМ математическая модель (ММ) камеры, служащая для расчета ее теплового состояния. Использование такой ММ позволяет выполнять расчет теплового состояния камеры в тех эксплуатационных условиях, которые не могут быть получены

при стендовых испытаниях ГТД. По результатам математического моделирования теплового состояния камеры могут быть разработаны конструктивные мероприятия, обеспечивающие повышение эффективности ее охлаждения и прочности.

Применительно к схемам охлаждения А и Б разработана ММ расчета теплового состояния камеры сгорания. ММ, которая базируется на результатах теоретических и экспериментальных исследований, проведенных в ЦИАМ и изложенных в работах С.О. Апельбаума, Б.А. Жесткова, В.В.Глазкова, М.Д.Гусевой, В.П.Лукаша [1, 2] и др.

При расчёте жаровая труба и корпус камеры разбиваются в окружном направлении на элементарные полосы. При этом длина элементов корпуса равна длине соответствующей секции жаровой трубы, над или под которой расположен элемент корпуса. Полосы каждой из секций жаровой трубы по их длине разбиваются на элементы, что позволяет учитывать по длине секций изменение температуры смеси охлаждающего воздуха и газа на внутренней поверхности стенки жаровой трубы в зоне теплового пограничного слоя.

В ММ при расчете теплового состояния камеры учитываются: конвективный поток от смеси газа и воздуха в тепловом пограничном слое к поверхности секций жаровой трубы; лучистый поток от газа к поверхности секций жаровой трубы; лучистый поток от стенок жаровой трубы к поверхностям наружного и внутреннего корпусов; конвективные потоки от воздуха в кольцевых каналах камеры к жаровой трубе; конвективные поток от воздуха в кольцевых каналах камеры к поверхностям наружного и внутреннего корпусов; конвективные потоки от воздуха, обдувающего двигатель в мотоотсеке летательного аппарата и от воздуха в канале между корпусом трансмиссии и внутренним корпусом камеры к наружному и внутреннему корпусам. Задача расчета теплового состояния камеры решена в наиболее общей – динамической постановке, что позволяет осуществлять расчет температуры ее корпуса и секций жаровой трубы как на установившихся, так и на неустановившихся режимах работы ГТД.

С помощью разработанной ММ выполнен расчет теплового состояния камер сгорания одноконтурных ГТД «Б» и «С» на максимальном стендовом режиме, имеющих схему охлаждения А, расчет камеры двухконтурного ГТД «Л», имеющей схему охлаждения Б. Расчет камеры «Л» выполнен на взлетном режиме, на режимах максимальных давлений и температур воздуха на входе в двигатель, на крейсерском и высотном режимах. Применительно к камере «Л» выполнен анализ изменения коэффициентов теплоотдачи и температуры в пограничном слое на внутренней поверхности секций по длине камеры. Также выполнен анализ структуры конвективных и лучистых потоков к жаровой трубе, анализ изменения максимальных температур секций по длине камеры на различных режимах, анализ падающих лучистых потоков от газа к секциям по длине камеры на различных режимах, анализ изменения температур внутреннего и наружных корпусов камер. Аналогичный анализ выполнен применительно к камерам «Б» и «С». Выполнен расчет теплового состояния камеры «Б» в процессе приемистости и последующего прогрева двигателя.

Сравнение результатов расчета теплового состояния камеры «С» с результатами термометрирования с помощью термопар и результатов расчета теплового состояния камеры «Л» с результатами термометрирования с помощью термокраски на стендовом максимальном режиме показало, что отличие расчетных величин температур жаровых труб от экспериментально измеренных составляет в среднем 6…7 %.

Список литературы

1. Жестков Б.А. Основы теории и расчёта теплового состояния стенок камер сгорания реактивных двигателей: Учебное пособие.Уфа: УАИ, 1980. 94 с.
2. Апельбаум С.О. Лучистый теплообмен в основных камерах сгорания. М.: ЦИАМ. Труды № 481. 1970. 29 с.

ОПЫТ ИССЛЕДОВАНИЙ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КАМЕР СГОРАНИЯ МГТД И ПЕРСПЕКТИВЫ ИХ РАЗВИТИЯ

А.М. Ланский, СГАУ, Самара
С.В. Лукачев, СГАУ,Самара
С.Г. Матвеев, СГАУ, Самара, msg@ssau.ru
С.С Матвеев, СГАУ, Самара, sergey2160@mail.ru

Развитие авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) идет по пути улучшения их термодинамических параметров, схемно-конструктивного совершенствования с цеою повышения показателей эффективности использования авиационной силовой установки (СУ) на борту летательного аппарата (ЛА).

Расширение диапазона применения ГТД как по высоте и скорости полета, так и по условиям эксплуатации (климатические условия, наличию пыли, снега, биочастиц, порывам ветра, турбулентности атмосферы и др.) определяет необходимость сложнейшего комплекса доводочных работ. Хотя подобные проблемы свойственны в той или иной мере авиационным двигателям всех типов, особую остроту, повышенную неопределенность и сложность они приобрели для малоразмерных ГТД (МГТД). Малоразмерность, особо тяжелые условия эксплуатации, характер взаимодействия с ЛА и др., являются существенными факторами, которые необходимо учитывать на протяжении всего жизненного цикла двигателя.

Успешное решение выше обозначенных проблем в значительное мере зависит от степени совершенства рабочего процесса и конструкции камеры сгорания. Этот узел обеспечивает устойчивое горение в широком диапазоне режимных параметров при высокой полноте сгорания топлива, низких потерях энергии потока рабочего тела, равномерное поле температуры газов на входе в турбину, надежную стабилизацию пламени и запуск камеры сгорания (КС).

Редкие публикации по различным аспектам МГТД, обычно не рассматривают проблемы, касающиеся работы камеры сгорания. Для ликвидации этого пробела, в данной работе систематизирован и обобщен теоретический и экспериментальный опыт по проектированию, доводке и эксплуатации камер сгорания МГТД.

Исследования в области рабочего процесса камер сгорания ГТД в Куйбышевском авиационном институте и Самарском государственном аэрокосмическом университете имени академика С.П. Королёва выполнялись более 35 лет. В течении этого времени внесен определенный вклад в разработку и совершенствование рабочего процесса камер сгорания авиационных двигателей: НК-25, НК-32, НК-12МВ, газотурбинных установок НК-12СТ, НК-16СТ, ГТУ-95, ГТУ-89-СТ-20 в разработку основ проектирования камер сгорания ГТД пятого поколения и форсажных камер сгорания. В то же время выполнен цикл работ по исследованию жидкостных форсунок и горелок, фронтовых устройств различного целевого назначения. Все вышесказанное послужило надежным фундаментом для разработки, исследования и доводки камер сгорания малоразмерных ГТД.

В результате выполненного комплекса теоретических и экспериментальных исследований решена важная научно-техническая проблема повышения эффективности рабочего процесса камер сгорания малоразмерных ГТД за счет разработки теоретических и экспериментальных методик, инженерных и практических рекомендаций по выбору проектных параметров, созданию новых конструкций КС МГТД.

На основе статистического анализа конструктивных и режимных параметров в зависимости от размерности двигателя, выявлены основные закономерности их изменения, а также факторы, являющиеся определяющими.

Впервые разработаны физическая и математическая модели воспламенения топливно-воздушной смеси с учетом аэродинамической структуры течения и физико-химических процессов, протекающих в первичной зоне КС, экспериментально исследовано воспламенение однородной и двухфазной ТВС в моделях камер сгорания, установлены эмпирические зависимости пределов воспламенения от скорости набегающего потока, местоположения свечи, конструктивных и режимных параметров.

Выполнены экспериментальные исследования рабочего процесса в вихревых горелках, установлено влияние конструктивных и режимных параметров на состав смеси и массообмен в зоне рециркуляции, получены эмпирические зависимости, в том числе для оценки границ стабилизации пламени в закрученном потоке.

Усовершенствованы методы испытаний, создано новое стендовое оборудование с использованием средств автоматизации для исследования рабочего процесса камер сгорания МГТД в различных высотно-климатических условиях.

Установлены эмпирические зависимости полноты сгорания от конструктивных и режимных параметров камер сгорания. На основе выполненных исследований и известных методов расчета полноты сгорания разработана модель расчета выгорания топлива, позволяющая на стадии проектирования оценить влияние различных факторов для геометрически подобных камер сгорания на η_{Γ}.

Определено влияние конструктивных и режимных параметров на неравномерность поля температуры газа на выходе из КС МГТД, разработаны корреляционно-регрессионные модели, позволяющие прогнозировать выходные характеристики поля температуры газов, получена математическая модель определения его минимального достижимого уровня радиальной неравномерности.

Изучено влияние параметров потока воздуха, свойств топлива и характеристик системы зажигания на предельные значения пусковых характеристик камер сгорания МГТД, разработана модель оценки границ запуска камер сгорания МГТД в различных высотно-климатических условиях.

В результате выполненных исследований разработан метод расчета конструктивно-геометрических размеров и оценки интегральных характеристик КС МГТД на этапе эскизного проектирования с использованием статистических данных, усовершенствована технология проведения испытаний камер сгорания МГТД в различных высотно-климатических условиях, а также созданы конструкции устройств, обеспечивающие заявленные характеристики КС, которые внедрены на предприятиях авиадвигателестроения.

ОПЫТ ДОВОДКИ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

А.А. Мануйлов, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва
С.А. Федоров, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва

Одной из основных проблем, возникающей при создании высокотемпературной камеры сгорания, является разработка эффективных систем охлаждения стенок жаровой трубы.

В докладе представлен опыт создания и доводки двухстенной сегментной конструкции стенок жаровой трубы, реализованной в высокотемпературной камере сгорания ГТД.

Камера сгорания с сегментным двухстенным охлаждением обеспечила высокую надежность и заданный ресурс по сравнению с традиционной схемой охлаждения в виде точеных секций.

В докладе рассмотрены вопросы выбора схемы расположения отверстий, численных расчетов, доводки конструкции сегментов по:

- диаметрам отверстий на экранах и сегментах,
- местам стыка сегментов,
- местам крепления экранов к сегментам,

взаимному расположению отверстий на экране и сегментах,

- по технологическому освоению изготовления сегментов.

Опыт разработки конструкции сегментов высокотемпературной камеры сгорания послужил основой при разработке системы охлаждения перспективных высокотемпературных камер сгорания ГТД и ГТУ.

РАСЧЁТ ХАРАКТЕРИСТИК РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ С УЧЁТОМ КОМПРЕССОРА

С.С. Матвеев, СГАУ, Самара, matveev@ssau.ru
М.Ю. Орлов, СГАУ, Самара, adler65@mail.ru

В последнее время одной из основных проблем использования численного моделирования для исследования рабочего процесса ГТД и их элементов становится повышение соответствия расчётных параметров действительным, имеющим место в натурном двигателе.

Основной путь решения этой проблемы заключается в приближении математического описания решаемой задачи к реальному процессу и использовании методов расчёта, обеспечивающих требуемую точность. Характер изменения характеристик любого процесса как правило определяется входными и выходными параметрами. Если в качестве объекта исследования взять камеру сгорания, то её входные параметры формируются компрессором, а выходные-с учётом турбины. Таким образом, для исследования рабочего процесса камеры сгорания необходимо иметь данные о изменении параметров газового потока за компрессором, которые (давление, температура, скорость, интенсивность и масштаб турбулентности) в свою очередь зависят от режима работы двигателя.

Характер изменения параметров за компрессором при изменении режима работы двигателя может быть определен в стендовых условиях (трудно решаемая задача из-за необходимости проведения большого количества экспериментов) и расчётным путем. Авторами данной работы был реализован второй вариант определения параметров за компрессором. При этом был использован новый подход, обеспечивающий более точную имитацию вращения ротора.

Поскольку выполнить расчёт в нестационарной постановке даже только для последней ступени компрессора и камеры сгорания проблематично, то задача расчёта характеристик рабочего процесса камеры сгорания с учётом компрессора была разделена на две части.

Вначале в нестационарной постановке выполняются расчёты для компрессора и диффузора камеры сгорания, а затем полученные данные используются для расчёта рабочего процесса камеры сгорания.

Для упрощения решаемой задачи в качестве объекта исследования использовалась КС, работающая на газовом топливе.

При этом на этапе отработки методик расчёта был решен ряд практических задач, связанных, например с передачей данных через выделенные для расчётов в обоих случаях зоны.

Список литературы

1. G. Medic, D. You, G. Kalitzin, On coupling of RANS and LES for integrated computations of jet engines, ASME Paper GT2007-27096 (2007).
2. G. Medic, D. You, G. Kalitzin, M. Herrmann, F. Ham, H. Pitsch and E. van der Weide, J. J. Alonso, Integrated computations of an entire jet engine, ASME Paper GT2007-27094.
3. D. You, F. Yam, P. Moin, Large-eddy simulation analysis of turbulent combustion in a gas turbine engine combustion, center for Turbulence Research, annular Research Briefs 2008, p.p. 219-230.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭВОЛЮЦИИ ОБЛАКА КАПЕЛЬ В НИЗКОПЕРЕПАДНОЙ ФОРСУНКЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА БАЛАНСА ПОПУЛЯЦИЙ

С.В. Мингалев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, SMingaliov@gmail.com
Л.Ю. Гомзиков, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, gomzikov@avid.ru
Т.В. Абрамчук, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, abramchuk-tv@avid.ru

Целью исследования было рассмотрение возможности использования уравнения баланса популяций для моделирования в ANSYS Fluent эволюции облака капель в форсунке в рамках модели Эйлера. Движение капель в этой модели рассматривается в приближении сплошной среды. Взаимодействие между фазами управляется средним заутеровским диаметром капель, который находится в результате решения в каждой точке пространства уравнения баланса популяций для функции распределения капель по их размерам. Это уравнение решалось в рамках метода моментов (QMOM), в котором вместо функций распределения *f(D)* вводятся их моменты:

$$M_k = \int_0^\infty D^k f(D) dD,$$

где D – диаметр капли. В результате вместо уравнения для одной непрерывной функции распределения по размерам вводится система зацепляющихся уравнений для бесконечного счетного множества моментов. Для вычисления заутеровского диаметра по формуле $d_{32} = M_3 / M_2$ достаточно значений первых четырех моментов, поэтому при моделировании ограничились решением уравнений только для них.

Распад и коалесценция капель моделировались в рамках модели А. Луо [1].

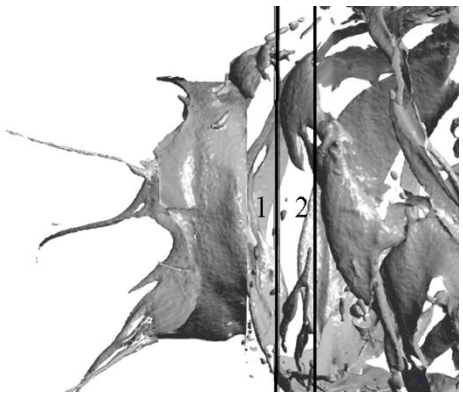


Рис. 1 – Распределение жидкости, полученное с помощью VoF



Рис. 2 – Исследуемая форсунка

Исследуемый метод не позволяет моделировать первичный распад струй или пленок. Поэтому необходимо получить оценку для размеров капель, которая была получена с помощью метода VoF в ANSYS Fluent. Вопрос о месте, в котором необходимо ставить граничные условия (входы 2, 3 на рисунке 2) для рассматриваемой задачи, решался из соображений наличия достаточно большого количества капель (порядка нескольких сотен), по которым можно проводить усреднение. Усреднение проводилось по области (между сечениями 1 и 2 на рис. 1), в которой помимо капель присутствовали струи, которые исключались из рассмотрения при определении моментов функции распределения капель по размерам. При переходе от VoF к QMOM эти струи преобразовывались в облака капель, что могло снизить точность используемого метода.

В качестве граничного условия для метода QMOM было задано полученное в рамках модели VoF распределение значений моментов M_i, скоростей потока и объемных концентраций жидкости и воздуха вдоль сечения 1 на рис. 1. При моделировании, облако капель вылетало со скоростью V из области 2 (рис. 2) и сталкивалось с потоками воздуха, поступающими из отверстий 1 и 3 (рис. 2) со скоростью $30V$. В результате капли распадались до размера примерно равного 1.3 $r_{эксп}$ (рис. 3, 4, 5).

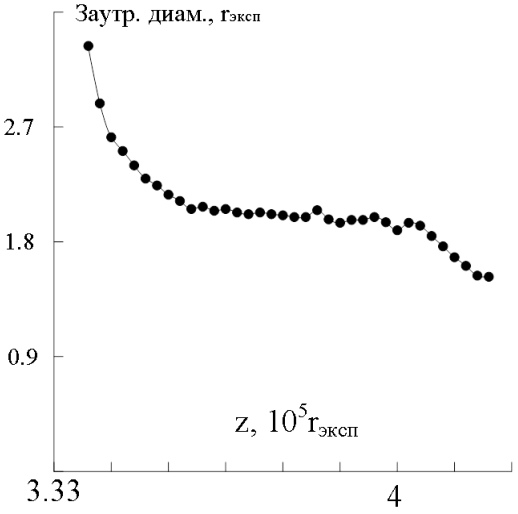


Рис. 3 – Зависимость заутеровского диаметра от продольной координаты

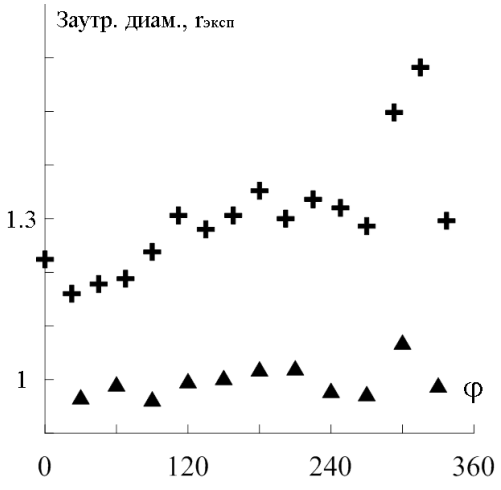


Рис. 4 – Полученные экспериментально (треугольники) и численно (крестики) зависимости усредненного по времени заутеровского диаметра от полярного угла

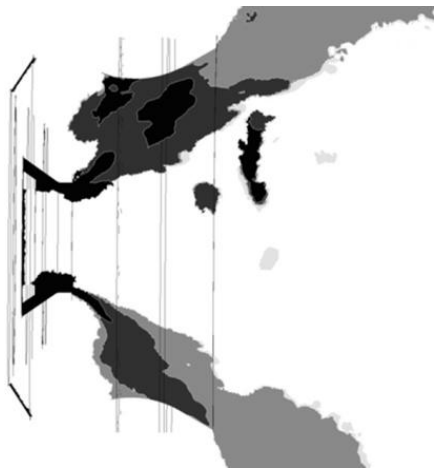


Рис. 5 – Распределение значения заутеровского диаметра вдоль поперечного сечения форсунки (черный цвет соответствует заутеровскому диаметру больше 3 rэксп, светло-черный – между 2 rэксп и 3 rэксп, серый – между rэксп и 2 rэксп, светло-серый – меньше rэксп)

На рис. 4 показано сравнение найденных значений заутеровского диаметра со значениями, которые были получены экспериментально в ИМСС УрО РАН [2]. Средний заутеровский диаметр, полученный численно, на 30 % больше, чем значение $r_{эксп}$, полученное в эксперименте. Также было найдено, что угол раствора конуса распыла в расчете на 3.5 % больше экспериментального.

Более распространенным подходом к анализу распыла является Лагранжев, когда каждая капля рассматривается как дискретная частица. Исследуемый метод является более требовательным по отношению к размерам ячеек сетки и хуже сходится. При этом он позволяет получать оценки заутеровского диаметра близкие к экспериментальным и на его основе можно проводить верификацию метода лагранжевых частиц.

Список литературы

1. Luo H., Svendsen H.F. Theoretical model for drop and bubble breakup in turbulent dispersions. – AIChE Journal, 1996. – V. 42(5). – p. 1225–1233.
2. Фрик П.Г., Сухановский А.Н., Баталов В.Г. Технический отчет по договору № 67/4 от 16 апреля 2014 г. По теме: Испытания по определению характеристик распыливания модифицированных вариантов форсунок. – Пермь: ИМСС УрО РАН, 2014. — 210 с.

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ СЕГМЕНТНОЙ ЖАРОВОЙ ТРУБЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ГТД

В.Л. Попов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, rad@ciam.ru
В.Ю. Алексеенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Л.В. Гончарова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Для обеспечения требуемого низкого уровня выбросов в камере сгорания перспективного ГТД необходимо увеличивать расход воздуха, подаваемого во фронтовую часть камеры сгорания и, следовательно, уменьшать расход воздуха, используемого для охлаждения жаровых труб. При ограниченном количестве воздуха, выделяемого для охлаждения стенок жаровых труб, необходимо либо заменить традиционное пленочное охлаждение на более экономичное конвективно-пленочное охлаждение с интенсификацией конвективной составляющей, либо использовать новые материалы с повышенной рабочей температурой, например композитные материалы на основе керамики.

При работе ГТД в стенках жаровой трубы возникают температурные напряжения, причем на переменных режимах они могут превышать напряжения на взлетном режиме, что может привести к дефектам и разрушению. Для моделирования напряжений необходимо воспроизвести систему охлаждения элемента жаровой трубы и режимные параметры камеры сгорания.

В статье представлены результаты испытаний сегментов, изготовленных из 3-х видов композитных материалов на основе карбида кремния при циклическом изменении температуры газа. Испытания проводились при установке 2-х исследуемых сегментов каждого вида в газосборнике одногорелочного отсека. Сегменты и корпус для их установки были изготовлены в ОАО НПО «Сатурн», согласно техническому заданию ЦИАМ.

Циклическое изменение температуры газа осуществлялось путем изменения расхода топлива за примерно 8 сек от $\alpha_к \approx 4{,}2$ до $\alpha_к \approx 2{,}2$ и от $\alpha_к \approx 2{,}2$ до $\alpha_к \approx 4{,}2$ при неизменном положении органов регулирования расхода воздуха. После выдержки на режиме с $\alpha_к \approx 2{,}2$ в течение 90 сек с целью прогрева сегмента расход топлива уменьшался до $\alpha_к \approx 4{,}2$. После выдержки в течение выдержки 120 сек расход топлива снова увеличивался до $\alpha_к \approx 2{,}2$. Всего за испытание было выполнено по 40 циклов нагрев-охлаждение для каждого вида материала. На рис. 1 показано типичное изменение основных параметров во время проведения циклических испытаний.

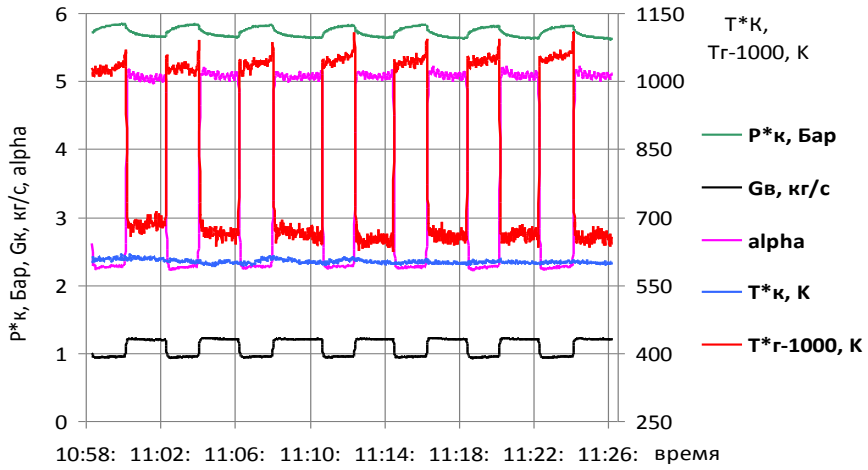


Рис. 1 – Изменение основных параметров во время проведения испытаний

Температура воздуха (синий цвет линий) и температура газа в ядре потока (красный цвет) соответствует правой шкале. Массовый расход (черный цвет) и давление (зеленый цвет) воздуха, а также коэффициент избытка воздуха $\alpha_к$ (розовый цвет) соответствуют левой шкале.

При циклическом нагреве-охлаждении температура газа в ядре потока изменялась в диапазоне 1630-2120 К при изменении коэффициента избытка воздуха в диапазоне $4{,}2 < \alpha_к < 2{,}2$.

Отработана методика проведения циклических огневых испытаний элементов жаровой трубы.

В результате испытаний выбраны сегменты из двух видов композитных материалов для дальнейшего исследования.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПАДА ЖИДКОЙ СТРУИ И КАПЛЕОБРАЗОВАНИЯ В НЕСТАЦИОНАРНЫХ ВОЗДУШНЫХ ПОТОКАХ

А.А. Свириденков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», sviriden@ciam.ru
В.В. Третьяков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», tretjak@ciam.ru

Исследования траекторий и распада жидких струй в потоке воздуха ведутся уже несколько десятилетий. На основании экспериментальных и аналитических исследований получены зависимости траектории струи от отношения скоростных напоров жидкости и газа, числа Вебера, определены условия распада жидких струй, а также размеры и скорости капель, получающихся в результате распада струй. Развитие методов численного исследования двухфазных потоков и, соответственно, создание коммерческих программ позволило упростить задачу численного исследования распространения жидких струй в потоке воздуха. Однако, для получения удовлетворительных данных о распространении жидких струй в потоке воздуха по коммерческим программам требуется проводить громоздкие расчеты в течение десятков часов. Поэтому для оценки влияния различных физических параметров на распространение жидких струй часто применяются упрощенные модели, которые позволяют быстро и наглядно получить результаты воздействия свойств окружающей среды на распространение жидких струй и их распад в потоке воздуха. В представленной работе получила дальнейшее развитие модель [1] для определения траектории движения жидкой струи в сносящем потоке воздуха. Предполагается, что на элемент жидкости воздействует только аэродинамическая сила. Баланс сил, действующих на элемент жидкой струи в направлении x движения воздушного потока, описывается уравнением:

$$m\frac{du}{dt} = F_x, \quad F_x = \frac{1}{2}k(t)C_D\rho_\infty u_n^2(2b\delta)\cos\theta$$

Здесь m – масса элемента $m=\rho_j\pi ab\delta$, ρ_j – плотность струи, a и b – большой и малый радиусы эллиптического сечения струи, δ толщина рассматриваемого элемента струи, C_D - средний коэффициент сопротивления C_D, коэффициент k, зависящий от времени t, введен в выражение аэродинамической силы для учета влияния деформации жидкой струи и периодических пульсаций скорости воздушного потока на траекторию жидкой струи, u_n - компонента скорости воздушного потока Ua, в направлении нормали к траектории струи. Полная скорость движения жидкой струи V_j постоянна вдоль направления движения ядра струи. Её проекция в направлении x равна $u=V_j\sin\theta$, где θ – угол между осью x и направлением движения ядра струи.

Полагается, что деформация жидкой струи описывается теми же законами, что и деформация капель в классической модели TAB. По предложенной модели выполнены

численные расчеты траектории жидкой струи в сносящем потоке воздуха. Рассчитанная по усовершенствованной модели траектория жидкой струи (с учетом ее деформации) лучше соответствует экспериментальным данным.

В работы также проведены расчеты траектории жидкой струи при наличии периодических колебаний потока воздуха. Считалось, что возмущения скорости набегающего на струю потока задаются в виде синусоидальных колебаний: $U=Ua(1+Asin(2\pi ft))$. В этом уравнении A-амплитуда колебаний, f - их частота. Результаты расчетов показывают, что пульсации воздушного потока оказывают более слабое влияние на траекторию жидкой струи, чем её деформация, но имеют заметное влияние на процесс распада струи на отдельные капли.

Работа выполнена при поддержке грантов РФФИ № 14-01-00325, № 15-08-06293

Список литературы

1. MARZBALI SEYEDMOHSEN NAJAFI Penetration of Circular and Elliptical Liquid Jets into Gaseous Crossflow: A combined theoretical and numerical study //2011, A Thesis in the Department of Mechanical and Industrial Engineering Montreal, Quebec, Canada

РЕЗУЛЬТАТЫ СТЕНДОВОЙ ДОВОДКИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРДД

А.М. Сипатов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, sipatov@avid.ru
В.В. Цатиашвили, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
Н.А. Андрюков, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
М.С. Хрящиков, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
А.И. Булатов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
А.Ю. Плескань, ОАО «Авиадвигатель», Пермь

К камерам сгорания перспективного ГТД с высоким параметрами рабочего цикла предъявляются жесткие требования по ресурсу, экологии, равномерности поля температур на выходе, надежности розжига, устойчивости горения, отсутствию опасных пульсаций давления. Для обеспечения этих требований необходимо проведение большого объема экспериментальных работ на специальных установках, а также в составе двигателя при его стендовых испытаниях.

Разработанная в ОАО «Авиадвигатель» кольцевая камера сгорания перспективного ТРДД с двухъярусным расположением форсуночных модулей прошла комплекс доводочных испытаний, которые позволили обеспечить требования ТЗ по основным характеристикам. Исследование топливной форсунки с воздушным распылом на установке с лазерным фазовым допплеровским анемометром в сочетании с численным моделированием процесса распыла позволило оптимизировать аэродинамику форсуночного модуля и дало возможность довести его конструкцию. Это позволило получить хорошую мелкость распыливания и равномерное распределение топлива в факеле на всех режимах работы двигателя.

Потери давления и поле температур на выходе по результатам испытания полноразмерной камеры сгорания на специальном стенде с помощью вращающейся гребенки термопар удовлетворяет требованиям технического задания на камеру сгорания.

При испытании камеры сгорания в составе газогенератора и двигателя исследовались различные варианты подачи топлива на запуске, выбран оптимальный

алгоритм. Определено тепловое состояние корпусов камеры сгорания и наружной обечайки жаровой трубы и форсунок. Максимальная измеренная температура оказалась значительно ниже рабочей температуры выбранных материалов. Температура форсунок и топливных коллекторов в процессе испытаний и после останова двигателя не превысила температуры начала коксования топлива. Запасы по вибронапряжениям в топливных коллекторах - в пределах норм прочности. При выполнении режимов приемистости и сброса газа в заданном диапазоне времени камера сгорания работала устойчиво без срыва пламени. Мониторинг пульсаций давления в камере сгорания не выявил наличие опасных автоколебаний, связанных с горением.

Доводка эмиссионных характеристик камеры сгорания осуществлялась в условиях специально разработанного пятигорелочного отсека. Испытания проводились на установке с высокими параметрами, позволяющей создавать давление до 20 кгс/см^2, температуру воздуха на входе и коэффициент избытка воздуха в КС, соответствующие взлетному режиму работы двигателя. В результате достигнуто снижение эмиссии окислов азота примерно на 40 %, при этом почти в четыре раза вырос коэффициент избытка воздуха при бедном срыве пламени. При испытании камеры сгорания с мероприятиями на двигателе подтверждено снижение эмиссии NOx. В настоящее время продолжаются работы по совершенствованию эмиссионных характеристик камеры сгорания.

В плане дальнейшего совершенствования конструкции КС создана рабочая группа, куда вошли специалисты ЦИАМ, СГАУ, ОАО «Кузнецов» и ОАО «НПО «Сатурн». Работы ведутся в соответствии с утвержденным планом, рассчитанным на 2015…2017 годы, в рамках которого, в том числе, запланирована разработка мероприятий по обеспечению перспективных эмиссионных норм ИКАО 2020 и 2030 годов.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ В ОДНОГОРЕЛОЧНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГТД С ПРИМЕНЕНИЕМ ЛАЗЕРНОЙ ДИАГНОСТИКИ, ХИМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА И ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

А.Б. Соколов, СГАУ, Самара
С.Г. Матвеев, СГАУ, Самара
А.А. Диденко, СГАУ, Самара, aanm_didenko@rambler.ru
В.Ю. Абрашкин, СГАУ, Самара
С.Ю. Мишенков, СГАУ, Самара
И.В. Чечет, СГАУ, Самара
А.В. Ахтеряков, СГАУ, Самара

Выполнены детальные измерения скорости в потоке газа на выходе из одногорелочной трубчатой камеры сгорания (КС) авиационного ГТД [1] с помощью датчиков статического и полного давления и трёхкомпонентного лазерного доплеровского анемометра 3D-LDA ЛАД-056С (г. Новосибирск). Измерено поле температур девятиточечной охлаждаемой поворотной гребёнкой термопар и химический состав газа на выходе из газосборника КС. Отбор проб для определения химического состава осуществлялся в нескольких точках с помощью одноточечного пробоотборника и из этих же точек с помощью восьмиточечного интегрального пробоотборника. Измерения выполнялись в НОЦ ГДИ СГАУ в лаборатории исследования моделей КС, на экспериментальном стенде для испытаний КС при давлении в камере, близком к атмосферному p_H.

Испытанная одногорелочная трубчатая КС была оснащена двухканальной пневмомеханической форсункой для распыливания жидкого топлива (керосина). Воздух к рабочему участку стенда подавался с помощью высокопроизводительного вентилятора, из которого он направлялся в электрический подогреватель, далее воздух проходил мерный участок и попадал в камеру сгорания. Из КС воздух (газ) удалялся через выхлопную магистраль в глушитель стенда. Высокопроизводительный вентилятор обеспечивал перед КС давление воздуха $p_{\text{К}}^{*} \approx (1{,}05...1{,}25) \cdot p_{H}$; электрический подогреватель создавал подогрев воздуха на 50…200 °С в зависимости от его расхода через КС. На выходе из конического газосборника жаровой трубы КС, к её корпусу, крепилась короткая стальная проставка с каналом квадратного поперечного сечения соосно с осью жаровой трубы. На боковой поверхности проставки имеются два оптически прозрачных окна с кварцевыми стёклами для прохода лучей лазерного измерителя. На выходе из проставки установлено поворотное устройство, которое позволяет производить замеры температуры гребёнкой термопар в 9 точках по диаметру в 20 положениях по окружности. Конструкция проставки спроектирована так, что позволяет одновременно определять температуру с помощью термопар и скорость газа с помощью лазерно-оптического измерителя в поперечном сечении на выходе из жаровой трубы.

На крепёжной плите форсунки, рядом с каналом подачи топлива, размещена трубка-инжектор для ввода в основной поток воздуха, поступающего в КС, вспомогательного потока воздуха с мелкими трассерными частицами. Засев потока трассерными частицами необходим для обеспечения LDA-измерений [2]. Для их вдува в поток использовались специальные генераторы жидких и твёрдых частиц фирмы Dantec Dynamics. На режимах работы КС без горения топлива - «холодная продувка» - в качестве трассерных частиц использовались капли оливкового масла и твёрдые алюмосиликатные микрочастицы (на основе Al_2O_3). На режимах работы «с горением топлива» – только алюмосиликатные частицы. Для защиты кварцевых стекол проставки от налипания трассерных частиц и горячих продуктов сгорания в ней предусмотрена подача защитного охлаждающего воздуха.

По значениям измеренных массовых расходов воздуха и топлива, $G_{\text{В}}$ и $G_{\text{Т}}$, вычислялся коэффициент избытка воздуха $\alpha_{\text{К}}$ в КС. По предварительно снятым настроечным характеристикам камера сгорания выводилась на нужный режим работы с требуемыми $\alpha_{\text{К}}$, $T_{\text{К}}^{*}$ и $\lambda_{\text{К}}$. Измерения эпюр скорости газа, полей температур и химического состава на выходе из КС производились в плоскости на удалении ΔX = 20 мм от среза газосборника жаровой трубы в диапазоне приведенных скоростей воздуха перед камерой сгорания $\lambda_{\text{К}}$ = 0,14…0,28.

В случае определения скорости пневмометрическим способом, значение скорости вычислялось по измеренным статическому p и полному p^{*} давлениям и температуре газа T^{*}. При этом статическое давление измерялось вблизи стенки в одной точке, а полное давление измерялось с помощью перемещаемого датчика в поперечном сечении потока вдоль каждого из 6 диаметров, через технологическое отверстие путём поворота проставки на угол 30° (лимитируется количеством крепежных отверстий во фланце) в 17 точках (всего 102). По комплексу измеренных параметров определялась скорость потока в каждой *i*-ой точке, строились эпюры распределения скоростей по диаметрам и поле скорости на выходе из газосборника с помощью метода сплайн-аппроксимации данных. Также строились поля распределения температуры газа, определялась их неравномерность; анализировалось согласование полей скорости и температуры газа. Неоднородность по составу газа в той или иной области контролировалась измерениями с помощью одноточечного пробоотборника.

В ходе выполнения НИР была разработана математическая модель течения в КС с горением топлива и выполнены трёхмерные расчёты на основе метода конечных

элементов в среде ANSYS Fluent. В результате расчётов во Fluent получены детальные данные по всем характеристикам потока, в том числе эпюры скорости в поперечных сечениях потока для их сопоставления с результатами лазерно-оптических измерений. Среднерасходные скорости на выходе из КС, полученные в результате лазерно-оптических измерений, достаточно удовлетворительно согласуются с результатами пневмометрических измерений и инженерными расчётами. Расхождение средних значений скоростей, полученных пневмометрическим и лазерно-оптическим методами на различных режимах работы КС по диаметрам измерений составляет 1,5…7,9 %. Радиальные эпюры осевой скорости, полученные с помощью лазерно-оптического измерителя ЛАД-056С имеют хорошее качественное и удовлетворительное количественное согласие с данными пневмометрических измерений. Расхождение скоростей, полученных осреднением по всему полю скорости, составляет 3,1…7,2 %, причём для пневмометрических измерений отклонения в значениях скорости от величины среднерасходной скорости не превышают 2,2 %, что говорит об удовлетворительном проведении испытаний и измерений.

Эксперименты, трёхмерные расчёты и измерения скорости проводились также для варианта КС с прикрытыми на 50 % отверстиями смесителя.

По данным лазерных измерений интенсивность турбулентности газового потока на выходе из КС оказалась на уровне 11…14 %. Это удовлетворительно согласуется с данными других исследователей, в частности [3].

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ сотрудниками ЦКП CAM-технологий на оборудовании ЦКП в рамках соглашения RFMEFI59314X0003.

Список литературы

1. Расчётно-экспериментальное исследование по влиянию геометрических и гидродинамических параметров камеры сгорания на поле скорости и интенсивность турбулентности в газовом потоке [Текст] / отчёт о НИР / СГАУ; рук. С.Г. Матвеев; исполн.: А.А. Диденко [и др.]. – Самара, 2013. – 277 с.
2. Клочков, В.П. Лазерная анемометрия, дистанционная спектроскопия и интерферометрия: справочник [Текст] / В.П. Клочков и др.; Общ. ред. М.С. Соскин; Акад. наук Украины. Ин-т гидромеханики. – Киев: Наукова думка, 1985. – 759 с.
3. Григорьев, А.В. Теория камеры сгорания [Текст] / А.В. Григорьев, В.А. Митрофанов, О.А. Рудаков, Н.Д. Саливон. – СПб.: Наука, 2008. – 228 с.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОТОТИПА НАКЛОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДЛЯ МГТД НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

В.М. Сильверстов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, silverstov@ciam.ru
А.Ю. Васильев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.П. Ляшенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Ю.В. Усачев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
П.И. Блюмкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Н.А. Каримова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Разработана, спроектирована и изготовлена в металле малоразмерная, кольцевая наклонная камера сгорания применительно к вертолетному МГТД нового поколения. Главной целью расчетно-экспериментального исследования было подтверждение возможности соответствия разработанной наклонной камеры основным требованиям, предъявляемым к перспективной камере сгорания МГТД. Варьированием доли воздуха, поступающего в жаровую трубу через фронтовое устройство, удалось улучшить пусковые и срывные характеристики камеры. Диапазон изменения этой доли (от 10% до 58%) перекрывает диапазон известных малоразмерных камер сгорания. Для определения основных характеристик камеры выбраны два варианта фронтового устройства с большой долей воздуха, проходящего через фронтовое устройство (доля открытой площади $F_{фр}$ / $F_{жтΣ}$ составила 49.7 и 58.7%, где $F_{фр}$ – открытая площадь фронтового устройства, $F_{жтΣ}$ – суммарная открытая площадь жаровой трубы).

Фронтовое устройство включает в себя 16 форсунок и модулей, в состав каждого из которых помимо одноканальной центробежной форсунки входят два соосных воздушных завихрителя и один (внешний) завихритель, выполненный в виде набора тангенциальных отверстий. Форсуночный модуль обеспечивает хорошее перемешивание топлива и воздуха, формируя так называемое «топливное облако», состоящее из мелкодисперсных частиц топлива, распределенных по сечению жаровой трубы. Разработка конструкции форсуночного модуля сопровождалась 3-D расчетом течения воздуха внутри и вне этого модуля.

Огневые испытания прототипа наклонной камеры проведены на режимах, имитирующих по коэффициенту избытка воздуха крейсерский, взлетный и теплонапряженный режимы работы камеры в составе двигателя ($P_к^*$ = 5.1 бар, $T_к$ = 600-650К,$\alpha_к$=3.7÷2.5).Испытаниям камеры предшествовал трехмерный аэротермодинамический расчет, проведенный по методике ЦИАМ с учетом турбулентности, двухфазности и горения. На основе результатов этого расчета доработана жаровая труба с целью обеспечения требуемой полноты сгорания топлива, без ухудшения пусковых и срывных характеристик камеры. Экспериментально подтверждена правильность подхода, включающего в себя предварительную оптимизацию расположения и диаметров основных отверстий расчетным путем. Методика применима как на стадии проектирования основных камер сгорания, так и для сокращения затрат при корректировке температурного поля существующих камер сгорания.



Рис. 1 – Жаровая труба наклонной камеры сгорания (слева) и продольный разрез воздушного двухкаскадного завихрителя, установленного в форсуночном модуле

Расчетом и огневыми испытаниями камеры подтверждена возможность соответствия основных характеристик камеры современным требованиям, предъявляемым к камере сгорания МГТД.

Полнота сгорания топлива на теплонапряженном, крейсерском и взлетном режимах $\eta_г \geq 0.99$. Вибрационное горение отсутствует. Радиальная неравномерность температурного поля равна $\theta_{г\ max} \leq 1.1$. Максимальная неравномерность на теплонапряженном режиме $\theta_{max} \leq 1.2$; на взлетном и крейсерском режимах - $\theta_{max} \leq 1.3$. Коэффициент избытка воздуха при срыве пламени на режиме «малого газа» $\alpha_{ср} \geq 18$; область искрового воспламенения смеси, в том числе при имитации высотных условий, достаточна для эксплуатации камеры в составе перспективного МГТД. Индекс эмиссии оксидов азота $EI_{NOX} \leq 7$ г/кг топлива.

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ СОЗДАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД (ОБЗОР ЗАРУБЕЖНЫХ РАЗРАБОТОК)

В.Н. Строкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, strokin@ciam.ru

В обзоре приводятся данные по различным современным схемам камер сгорания, разрабатываемым в зарубежных странах США, Англии, Германии, Франции и Японии (TAPS, TALON, TRENT и т.д.). Кроме того, рассмотрены результаты последних опытных разработок фронтовых устройств LDI (непосредственного бедного впрыска), MLDI (многоточечного непосредственного бедного впрыска). Приводятся примеры разработок экспериментальных камер сгорания с вращением потока воздуха. Приведена схема сравнительной эмиссионной эффективности камер сгорания различных схем.

РАЗРАБОТКА ОБЛИКА УКОРОЧЕННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ, ИНТЕГРИРОВАННОЙ С КОМПРЕССОРОМ И ТУРБИНОЙ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРДД

В.Н. Строкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, strokin @ciam.ru
С.А. Волков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.П. Ляшенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.Л. Попов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Т.В. Шилова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Ю.В. Беликов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.Н. Старцев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Р.З. Нигматуллин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.А. Степанов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Ю.М. Шихман ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В ЦИАМ проведен комплекс работ по разработке камеры сгорания интегрированной с компрессором и турбиной (КСИ) с закруткой воздуха на входе. Этот проект подразумевает комплексную разработку трех элементов: диффузора, камеры сгорания и соплового аппарата турбины с целью сокращения их длины и, соответственно, длины двигателя и получения высоких характеристик горения при низкой токсичности выбросов [1, 2]. Фронтовое устройство КСИ состоит из большого числа радиальных пилонов и центрального стабилизатора (см. рис. 1).



Рис. 1 – Схема камеры сгорания КСИ (оранжевые стрелки – подача вспомогательного топлива и желтые стрелки – подача основного топлива)

Основным новым физическим явлением для КСИ является сохранение закрутки воздушного потока, выходящего из компрессора высокого давления (КВД), во всех трех вышеупомянутых элементах двигателя до входа в рабочее колесо турбины высокого давления (ТВД). В отличие от обычных ТРД в предлагаемой схеме поток воздуха (газа) не претерпевает двойного поворота. Кроме того, в схеме КСИ предполагается, что за счет организации процесса горения в закрученном потоке возможно эффективное горение на малой длине при малых выбросах окислов азота за счет быстрого смешения, в частности за счет центробежных эффектов, так же как в [3, 4]. Ниже будут рассмотрены основные результаты разработки жаровой трубы КСИ, короткого диффузора и соплового аппарата турбины.

Для определения характеристик КСИ, особенностей течения и процессов смешения в ней были выполнены расчеты пространственного вязкого течения: а) в 3° отсеке кольцевой модельной жаровой трубы и б) в 30° отсеке полноразмерной кольцевой камеры сгорания нескольких модификаций.

Все расчеты проводились при параметрах воздуха за компрессором перспективного ТРД на крейсерском режиме полета (Рк=1280 кПа, Тк=753 К, коэффициенте избытка воздуха α=2.8).

Расчет течения в отсеке полноразмерной камеры сгорания КСИ проводился по программе CFD-ACE+. Для жидкой фазы топлива рассчитывались траектории движения капель.

Проведенное расчетное исследование камеры сгорания КСИ показало, что использование специального короткого лопаточного диффузора частично сохраняющего закрутку воздушного потока (33°) позволяет, получить высокие значения полноты сгорания топлива (η=0.992), на малой длине (100…120 мм), приемлемые потери полного давления (δкс=4.47 %) и температурной неравномерности на выходе (θ_{av} = 1.21, θ_{max} = 1.29), а также низкую эмиссию NOx (EINOx = 4.7 г/кг топлива) на крейсерском режиме перспективного ТРДД.

При использовании в системе охлаждения перфорированной стенки с относительной площадью отверстий Fox/ΣFo=0.244 расчетное значение температуры стенки Tw≅1000° С, что для обеспечения работоспособности жаровой трубы требует использования жаростойких материалы типа интерметаллида ВКНА-В.

Расчет показал, что наличие закрутки потока и использование реальных параметров потока газа за КСИ на входе в сопловой аппарат не приводит к дополнительным потерям в турбине высокого давления и из-за значительного уменьшения угла поворота потока в сопловом аппарате 1-й ступени позволяет уменьшить его осевую ширину или количество лопаток (на 15…20 %) без потерь в величине к.п.д. ТВД.

Проведено экспериментальное исследование работы фронтового устройства в упрощенной постановке на плоском отсеке. Показано, что использование специально разработанных пневматических распыливающих устройств основного и вспомогательного топлив, при параметрах Тк=500…525 К, Рк=1.08*10^5 Па, и скорости потока воздуха в зазорах пилонов до 100 м/с работают эффективно. Распыливающие устройства вспомогательного топлива обеспечивают надежный запуск от электрических свечей зажигания и широкий диапазон работы ($\alpha_{зап} \approx 2$, $\alpha_{срыв} \approx 70$). Распространение пламени основного топлива за пилонами малого размера (~ 10 мм) реализуется при малом расходе вспомогательного топлива (15 – 20 %), подаваемого за стабилизатор.

Таким образом, первый этап проработки камеры сгорания интегрированной КСИ завершен успешно. Определены основные параметры самой камеры сгорания, показана возможность получения высоких характеристик горения и низкой эмиссии NOx. Подтверждены положительные эффекты от возможной интеграции ее с диффузором и сопловым аппаратом турбины. Определено направление дальнейшей оптимизации конструктивной схемы.

Список литературы

1. Строкин В.Н., Шихман Ю.М., Шлякотин В.Е., Степанов В.А., Шилова Т.В «Кольцевая камера сгорания газотурбинного двигателя и способ её работы», патент РФ на изобретение №2343356 от 10.01.2009г.
2. V.Strokin, Y.Shikhman, V.Ljashenko «Low emission, compact combustor with air flow swirling at the entrance», ISABE-2013-1527
3. Zelina J., Greenwood R., Shouse D. «Operability and Efficiency Performance of Ultra-Compact, High Gravity (g) Combustor Concept», ASME Turbo Expo 2006, Barcelona, Spain GT2006-90119
4. A.Lapsa, W.Dahm «Hyper acceleration effects on turbulent combustion in premixed step-stabilized flames», Proceedings of the Combustion Institute 32 (2009), pp. 1731-1738

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННОГО ФРОНТОВОГО УСТРОЙСТВА МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРДД

В.Н. Строкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, strokin@ciam.ru
С.А. Волков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, volkov@ciam.ru
Т.В. Шилова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, shilova@ciam.ru
В.П. Ляшенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.Л. Попов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, rad@ciam.ru

В настоящей работе рассматриваются результаты расчетно - экспериментальной оптимизации характеристик комбинированного фронтового устройства (КФУ), которое объединяет на фронтовой плите ряд основных (ОМ) и вспомогательных модулей (ВМ) [1]. В схеме КФУ богатая (вспомогательная) и бедная (основная) зоны разделены и существуют за различными модулями [2]. Модули представляют собой двухъярусные завихрители воздуха, в центре которых располагается форсунка, и распыливание топлива происходит с острых кромок обечаек (префильмеров), разделяющих потоки воздушных завихрителей. Ранее автономные испытания модулей ВМ и ОМ в одногорелочных отсеках показали их высокие потенциальные возможности для объединения в одно фронтовое устройство.

Представлены данные экспериментов с КФУ, которые проводились в 3-х горелочном отсеке, моделирующим 1/12 часть полноразмерной камеры сгорания в двух модификациях - КФУ-2 (ВМ - снизу) и КФУ-2С (ВМ - вверху под свечей) на стенде У-288 и Ц-16К ЦИАМ. Полученные основные и экологические результаты говорят о перспективности этой схемы, однако данные по полноте и выбросам окислов азота для КФУ-2 и КФУ-2С несколько расходятся, что связано с различием течений и полей концентраций, которые реализуются в этих модификациях. Выявлено, что важным параметром схемы является параметр S - доля топлива, подаваемого в ОМ. Увеличение S приводило к росту выбросов NOx.

Проведено расчетное исследование по программе CFD-ACE+ (1/12) полноразмерной камеры сгорания с параметрами современного ТРДД с КФУ с большим расходом воздуха через фронт. Расчет проводился для 30° сектора КС, и включал 4 модуля (3 ОМ+1ВМ). Метод аэродинамического расчета заключается в решении итерационным методом уравнений Рейнольдса для сжимаемого газа, уравнений k-ε модели турбулентности, уравнений переноса энтальпии смеси и уравнений турбулентной модели горения горючей смеси.

Результаты расчетов на двух режимах показали, что кроме повышенной неравномерности поля температур, камера обладает удовлетворительными характеристиками. В результате оценки параметра эмиссии ИКАО для окислов азота (MR) было показано, что ТРДД с КФУ будет обладать выбросами NOx на уровне 70 % от норм CAEP 6. Рассмотренная схема с КФУ требует дальнейшей оптимизации.

Список литературы

1. Строкин В.Н., Волков С.А., Шилова Т.В. «Разработка фронтового устройства двухзонной малоэмиссионной камеры сгорания для перспективного ТРДД», Сборник «Камеры сгорания авиационных ГТД», Труды ЦИАМ №1349, стр.149-160, 2010 г.
2. Strokin V.N., Tretjakov V.V., Shilova T.V. Development of frontal devices for low emission combustors IGTC 2007 TS-131, 2007

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПЛАЗМЕННЫХ СИСТЕМ ЗАЖИГАНИЯ В ВЫСОТНЫХ УСЛОВИЯХ И СРАВНЕНИЕ ИХ С ДРУГИМИ СИСТЕМАМИ ЗАЖИГАНИЯ

В.Н. Строкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, strokin@ciam.ru
С.А. Волков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.С. Фалалеев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Т.В. Шилова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Ю.Л. Котельников, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Н.С. Кюрегян, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе проведено сравнительное исследование обычной (емкостной) электрической системы зажигания (ЕСЗ) и современной импульсной плазменной системы зажигания (ПСЗ). Испытания проводились на специально спроектированном и изготовленном в ЦИАМ отсеке на стенде УВ-20. В отсеке была установлена трубчатая камера сгорания (Dвн=110 мм) с передвижным фронтовым распыливающим устройством PERM (Preliminary Evaporated Rapid Mixing), позволяющем изменять расстояние от фронтовой плиты до свечи (L) (см. рис. 1). Дизайн и изготовление образцов ЕСЗ и ПСЗ, использованных в работе, произведено сторонними организациями [1].

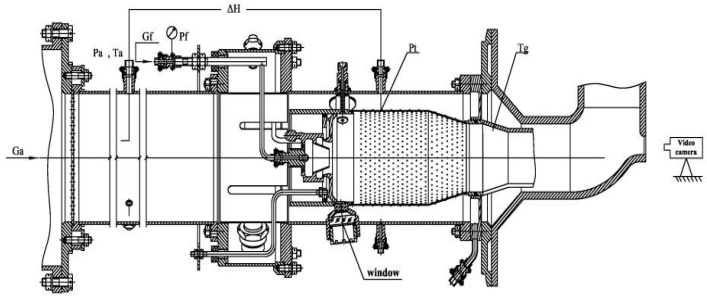


Рис. 1 – Схема установки для испытания PERM в трубчатом отсеке

Для испытаний систем зажигания были отобраны две системы:

- обычная (емкостная) система зажигания (ЕСЗ-3) с агрегатом с накопленной энергией 3 Дж (и дополнительно система зажигания ЕСЗ-7с агрегатом с накопленной энергией 7 Дж) и малогабаритной свечой ЕСЗ;
- плазменная (импульсная) система зажигания (ПСЗ) с агрегатом АПСЗ и малогабаритной плазменной свечей ПСЗ. Агрегат АПСЗ проектировался так, чтобы энергия, выделяемая в разрядном промежутке, была близка к энергии разряда, выделяемой в разрядах системы ЕСЗ-3 Дж.

В результате компьютерной обработки осциллограмм разрядов, полученных в результате автономных испытаний оказалось, что энергия одного разрядного импульса

ЕСЗ составляет 0.49-0.58 Дж, а мощность за счет малого времени импульса 5.6-6.6 кВт. Длительность импульса составляет $8.6*10^{-5}$с.

Особенность плазменной системы зажигания (ПСЗ) состоит в том, что через разрядный промежуток ее свечи постоянно продувается воздух.

Осциллограммы автономных испытаний свидетельствуют о том, что длительность импульсов ПСЗ составляет $9,5*10^{-3}$ с (то-есть импульс ПСЗ значительно длиннее длительности импульса ЕСЗ).

При сравнительном исследовании зажигания ЕСЗ-3 и ПСЗ показано, что при высотах до 7 км (Ра=42,14 кПа; Та=295 К) воспламенение трубчатого отсека камеры зажигание удается осуществить обеими системами до объемного расхода Va<0.07 $м^3$/с при L=20...40 мм. При увеличении Va запуск осуществляла только ПСЗ вплоть до объемного расхода Va=0.095 $м^3$/с при L=40 мм.

Следует отметить, что коэффициент избытка воздуха при запуске практически одинаков для обеих систем зажигания и находится вблизи стехиометрического значения. («богатый запуск»). Как и отмечалось, срыв горения происходит при достаточно богатых составах смеси ($\alpha_{срыва} < 2$).

Увеличение условной высоты до 9км (Ра=35,28 кПа, Та=295 К) привело к тому, что ЕСЗ перестала запускать отсек, в то время, как ПСЗ давала запуск при Va<0.12 $м^3$/с. Таким образом, в рассматриваемых условиях ПСЗ обеспечивает запуск в значительно более широком диапазоне параметров.

В тоже время следует отметить, что при сравнительных испытаниях других плазменных и электрических систем на одногорелочном трубчатом отсеке ПС-90А получено, что плазменные системы зажигания оказываются менее эффективными по сравнению с емкостными системами.

Таким образом, окончательное суждение о преимуществах или недостатках плазменной системы зажигания требует конкретного расчетного и экспериментального обследования, так как процесс зажигания является многофакторным.

Список литературы

1. Seventh Framework Programm, Lemcotec Deliverable №D 3.2.7, Concept Design of the Plasma Ignition Device, CIAM, 2014

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОЦЕССОВ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ В МОДЕЛЬНОЙ ПРЯМОТОЧНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ ФОРСУНОК

Р.В. Стяжкин, ОАО «ГосМКБ «Радуга» им. А.Я. Березняка», Дубна,
raduga@dubna.ru
С.В. Заикин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
К.Ю. Арефьев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Мировые тенденции создания перспективных летательных аппаратов (ЛА) сопровождаются совершенствованием силовых установок (СУ) для них. Одним из наиболее интенсивно развивающихся направлений является создание СУ с применением прямоточных камер сгорания (КС).

Важной задачей при организации рабочего процесса в прямоточной КС является обеспечение эффективного смесеобразования жидкого топлива с воздушным потоком, что

необходимо для достижения высокой полноты сгорания при газодинамически устойчивом процессе течения с минимальными потерями полного давления.

Характерные для прямоточных КС режимы работы связаны с высокой скоростью газо-воздушного потока в них, относительно небольшим количеством форсунок на единицу площади поперечного сечения и малыми временами пребывания продуктов сгорания (10…20 мс). В виду этого требуется решение проблемы интенсификации распыла жидкого топлива в высокоскоростном потоке газа.

В работе проведены экспериментальные исследования процессов смесеобразования в модельной прямоточной КС. Рассмотрена возможность применения форсунок различной конфигурации, в том числе струйных, центробежных (шнековых и с тангенциальным входом) и ударно-струйных.

Проведены автономные испытания форсунок с использованием модельного и натурного рабочего тела в затопленном пространстве (в земной атмосфере). Определены расходные характеристики и диаграммы распыла исследуемых форсунок для широкого диапазона перепада давления (0,1…3 МПа). Отмечено, что центробежные форсунки имеют больший угол и меньшую дисперсность распыла относительно струйных форсунок. При этом использование центробежных форсунок сопряжено с реализацией большого перепада давления и низкой степенью регулирования расхода рабочего тела. Ударно-струйная форсунка позволяет достичь высокой расходной характеристики при мелкодисперсном широконаправленном распыле жидкого рабочего тела.

Рассмотрены различные варианты установки форсунок относительно оси потока в модельной КС. Исследовано влияние конфигурации и количества форсунок на эффективность рабочего процесса в модельной КС.

АНАЛИЗ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ РАЗЛИЧНЫХ СХЕМ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ПЕРСПЕКТИВНОГО САМОЛЕТА

П.Д. Токталиев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, pavel_d_m@mail.ru
В.Н. Строкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, strokin@ciam.ru
Ю.В. Беликов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
О.Г. Челебян, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Одной из возможных технологий организации процесса горения в камере сгорания, позволяющей снизить выбросы вредных веществ, является уменьшения масштабов горения и прямой впрыск топлива в рабочий объем камеры. Для этих целей в работе предложено и рассмотрено несколько схем кольцевых камер сгорания. Это камеры сгорания с многофорсуночным, бедным непосредственным впрыском топлива (LDI), с инжекторами, принципиальная схема КС аналогична, представленной в работе ISABE-2007-1270.

Рассматриваемые схемы (КС1), кроме большого числа форсуночных модулей (108 модулей с закруткой от 30 до 60º) во фронте, имели кольцевой стабилизатор и систему охлаждения. Также были рассмотрена более компактная схема (КС2), являющаяся предельной модификацией первой схемы, эта схема не имела кольцевого стабилизатора и охлаждения стенок.

Камеры сгорания исследовались на режиме крейсерского полета (M = 1.6 - 1.8), при параметрах на входе в камеру сгорания Т3 > 930 К. Математическая модель расчетной части работы была основана на решении уравнений Навье-Стокса с использованием для

моделирования горения жидкого топлива кинетических схем различной степени сложности. Для выбранной численной процедуры экспериментально было показано, что ошибка расчета δ на режиме близком к крейсерскому для индекса эмиссии EINOx находится в диапазоне $-0.1 < \delta <+ 0.1$.

С учетом результатов проведенных экспериментальных работ и методических расчетов выполнена расчетная оптимизация конструктивной схемы рассматриваемой КС. Расчетным образом показано, что схема позволяет получить умеренные значения индекса эмиссии EINOx < 20 g/kg при высоких значениях полноты сгорания $\eta > 0.99$ и низкой неравномерности поля температур на выходе из КС $\theta max < 1.2$. В результате работы были определены основные особенности процесса горения и образования NOx в рассматриваемой схеме КС:

- воспламенение топлива начинается на небольшом расстоянии за инжекторами,
- горение топлива (керосин) заканчивается на 1/3 длины камеры,
- образование NOx идет по всей длине жаровой трубы,
- малые изменения и величина температуры воздуха на входе ведет к существенной трансформации эпюрной и максимальной неравномерности температурного поля и высокой эмиссии NOx.

По итогам проведенной работы сформулированы рекомендации по дальнейшей модернизации рассматриваемой схемы КС.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ И РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РАСПЫЛИВАНИЯ И РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТОПЛИВА В ПРЕЦЕССИРУЮЩИХ ВОЗДУШНЫХ ПОТОКАХ

В.В. Третьяков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», tretjak@ciam.ru
А.А Свириденков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», sviriden@ciam.ru

Выполнено экспериментально - расчетное исследование прецессии потока в модели камеры сгорания. Для закрутки потока использовался осерадиальный завихритель. Модель камеры сгорания (КС) представляла собой участок цилиндрической камеры с поджатием потока на выходе. Завихритель располагался в торце модельной КС. Проведено сравнение структуры потока при истечении воздуха из завихрителя в свободное и ограниченное пространство. Установлено, что течение за завихрителем в модели КС кардинальным образом отличается от течения в свободном пространстве. В частности, в осредненных полях продольной скорости в камере отсутствует приосевая зона обратных токов, которая отчетливо видна при истечении в свободное пространство. При истечении в свободное пространство воздушный поток прецессирует, в то время как в цилиндрической осесимметричной модели КС прецессии не наблюдается. Однако, при введении в поток искусственной неоднородности структура потока за завихрителем становится близкой к случаю истечения в свободное пространство: появляется развитая приосевая зона возвратных токов и прецессия течения.

Экспериментально исследованы процессы распыливания топлива в нестационарной прецессирующей струе, вытекающей из модельной камеры. Показано, что в результате взаимодействия топливной струи с прецессирующим воздушным потоком, образуется достаточно однородная топливовоздушная смесь со средним диаметром капель приблизительно 50 мкм и меньше. Получены данные о зависимости распределения концентраций и размеров капель от режимов течения воздуха и топлива.

Проведены численные расчеты течения за завихрителем, установленным в жаровой трубе камеры сгорания, на режимах, когда это течение является неустойчивым. Полученные в расчетах поля скорости использованы для моделирования нестационарного характера течения. Сравнение результатов расчетов, проведенных по этой модели, с результатами расчетов по коммерческому пакету *Fluent* показало их хорошее согласование. Получено, что рассматриваемое течение является существенно нестационарным с признаками прецессии. В осредненном поле течения выполнены численные расчеты распределений капельножидкого топлива в области, моделирующей конфигурацию жаровой трубы камеры сгорания. При попадании струи топлива в закрученный поток воздуха за завихрителем струя под воздействием прецессии вихря совершает вращательно-колебательные движения. При расходе топлива 2,5 г/с и перепаде давления воздуха на фронте 3 кПа эта амплитуда в поперечном направлении оказалась равной размеру выходного сечения завихрителя. При увеличении расхода топлива до 4,7 г/с амплитуда этих колебаний уменьшается. Частота колебаний прецессирующей струи достаточно высока и эти колебания могут наблюдаться только при импульсном освещении факела. При непрерывном освещении наблюдается осредненная картина структуры факела. На основном режиме работы (ΔPa = 3 кПа, G_f = 2,5 г/с) размеры капель составили от 40 до 60 мкм при равномерном распределении размеров капель по поперечному сечению факела распыливания.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 14-01-00325

КАМЕРЫ СГОРАНИЯ С ДВУХЗОННЫМИ ФРОНТОВЫМИ МОДУЛЯМИ

В.И. Фурлетов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, furletov@ciam.ru
В.П. Ляшенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
С.А. Щепин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
О.Г. Челебян, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.П. Маслов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.Ф. Гольцев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Ю.В. Беликов ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Двухзонный фронтовой модуль – отечественный аналог TAPS фирмы GE. Дословно TAPS (Twin Annular Premixing (premixed) Swirler) переводится как завихритель, создающий двухкольцевой поток предварительно перемешанной топливо-воздушной смеси, более точно, «swirler» в данном случае означает смеситель, образованный лопаточными завихрителями. Внутренний «богатый» топливом поток смеси, расположенный около оси модуля, поддерживает пилотную зону горения, она работает на всех режимах работы двигателя, наружный поток, бедный по составу, подается в основную зону горения. Топливо в нее подается только на режимах взлета, набоа высоты и крейсерском. Конструкция TAPS позволила в одном объеме жаровой трубы объединить две зоны горения: богатую, преимущественно с диффузионным механизмом горения, и бедную с горением заранее хорошо перемешанной, практически однородной топливо-воздушной смеси. Схемы топливо-воздушных модулей ЦИАМ показаны на рис. 1.

ДФМ отличаются от TAPS конструктивно. В TAPS два мощных завихрителя расположены вокруг центральной форсунки. Этим достигается снижение пульсаций

концентраций и температуры продуктов горания (примерно, на 50%). Благодаря этому повышается полнота сгорания топлива и снижается уровень эмиссии NOx. На периферии расположен один радиальный завихритель, в закрученный им поток воздуха

топливо подается 12-ю пневматическими форсунками. Предварительно перемешанная и испаренная бедная топливо-воздушная смесь поступает в камеру и горит как почти гомогенная смесь. Это обеспечивает дополнительное, основное снижение эмиссии NOx, так как в этой зоне сжигается не менее половины всего топлива.

В ДФМ – два завихрителя расположены на периферии; создаваемые ими противоположно закрученные потоки воздуха распыливают топливо, стекающее с поверхности префильмера или впрыскиваемое 10-ю пневматическими форсунками со стороны стабилизатора, и интенсифицируют процесс смешения. Образующаяся на периферии модуля предварительно перемешанная и испаренная бедная топливо-воздушная смесь поступает в основную зону горения, и горит как почти гомогенная смесь. Предполагается, что процесс гомогенизации смеси в этой области происходить более интенсивно по сравнению с TAPS, и что скорость образования NOx в основной зоне горения можно будет более эффективно понизить. Внутренний завихритель, расположенный вокруг центральной пилотной форсунки, создает, как и в случае TAPS, зону рециркуляции – зону стабилизации пламени, снижает пульсаций концентраций и температуры. Пилотная форсунка ДФМ – пневматическая.

Для обсуждения физических основ организации горения за ДФМ привлекаются результаты численного исследования зависимости индекса эмиссии оксидов азота от доли расхода топлива, оставляемого в пилотной зоне горения, данные ИКАО о корреляции между индексом эмиссии на режиме взлета и уровнем эмиссии для двигателей с тягой 133-151 кН, зависимости индекса эмиссии от температуры воздуха на входе в камеру сгорания Т*к, зависимости температуры продуктов сгорания и границы области распространения пламени по Т*к от состава смеси.

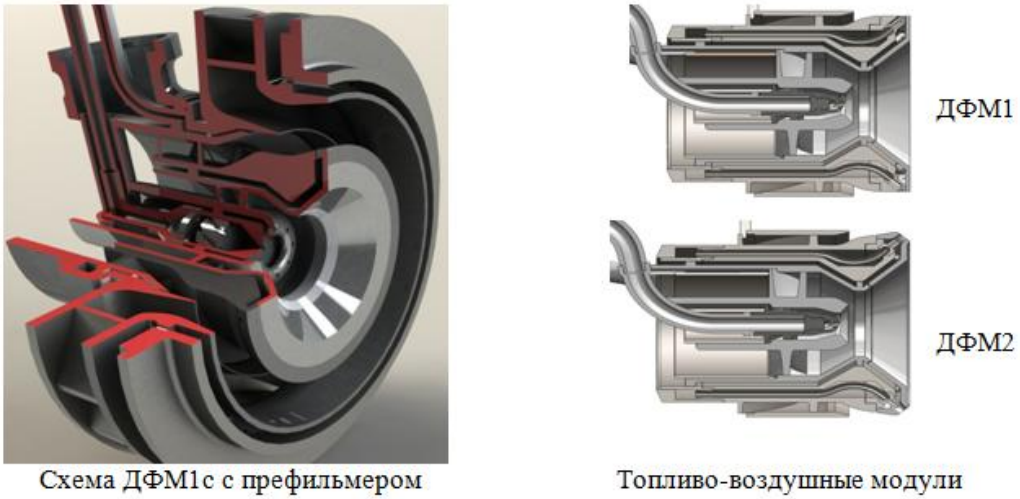


Рис. 1 – Схема ДФМ1с с префильмером и топливо-воздушные модули ДФМ1 и 2

Три типа ДФМ с префильмерами, отличающихся радиальными завихрителями, были испытаны на трех стендах. На стенде лазерной диагностики были определены характеристики распыливания топлива пилотными и основными форсунками, на высотном стенде – границы воспламенения и срыва пламени, на огневом стенде основные и экологические характеристики на режимах малого газа перспективных ГТД. Испытания при более высоких параметрах (Рк=1800 кПа, Tr = 820 к) были проведены с ДФМ признанным наиболее перспективным. Получена формула, обобщающая экспериментальные данные по индексу эмиссии NO_x:

$$EINO_{x,расч} = 0.0129 \cdot \left(\frac{P_к^*}{1атм}\right)^{0.2743} (AFR)^{0.4659} \left(\frac{\tau}{\theta}\right)^{-0.1751} \exp\left(\frac{T_к^*}{192.46} - \frac{Hum}{53.2гH_2O/кгсв} - 5.7321(1-\eta)\right) + 0.1796$$

Здесь AFR – топливовоздушное отношение; $\tau = \rho_к V_{жт} / G_{жт}$ -время пребывания газа в ЖТ;

$\theta = T^*_{г,ср}/T^*_к$ - степень подогрева, Hum – влажность в г-H_2O/кг сух. воздуха, η - полнота сгорания.

С помощью этой формулы сделан прогноз индексов эмиссии NOx для четырех режимов взлетно-посадочного цикла для двигателя с $\pi_к$ = 29.8. Согласно прогнозной оценке такая камера сгорания обеспечивает при стандартной важности воздуха уровень эмиссии NOx D_{NOx}/R_{00} = 45.33 г-NO_x/кН, что удовлетворяет нормам ИКАО-2014 г. с запасом 9%.

Полученный результат слабее, чем для двигателей GEnx, из-за более высоких значений индексов эмиссии для сопоставимых режимов работы камеры сгорания. Одна из причин технологическое отставание в изготовлении ДФМ. Изготовленные по традиционной технологии модули значительно отличаются между собой по расходным характеристикам для топлива и воздуха. Модули TAPS фирма GE изготавливает по аддитивной технологии послойного лазерного наплавления металлического порошка.

Достигнутая на основе TAPS технология сжигания топлива позволяет обеспечить двигателям с тягой 250-450 кН выполнение планируемых ИКАО на 2030 г. норм на эмиссию NOx при $\pi_к$ = 41-42 и норм ИКАО 2020г. при $\pi_к$ = 50-52 (для двигателей со степенью двухконтурности m = 8 – 9.4). Наработка NOx на стандартных режимах взлета-посадки для малоэмиссионных двигателей с TAPS существенно отличается от двигателей с традиционными камерами сгорания, реализующими диффузионный механизм горения. На малом газе (7%R_{00}) наработка NO_x за время, предусмотренное для расчета уровня эмиссии газообразных вредных веществ, уменьшается в 2.6 раза, на режиме 30%R_{00} – в 1.9 раза, на 85%R_{00} – в 1.6 раза, на 100%R_{00} – в 1.1 раза. Общая наработка уменьшается в 1.6 раза. Использование усредненной относительной наработки NO_x на данных режимах для двигателей с традиционными камерами сгорания для оценки индексов эмиссии, которые нужно получить для удовлетворения планируемых норм ИКАО, оказывается неоправданным. Индекс эмиссии NOx на режиме взлета для двигателей GEnx $EINOx = 0.6385e^{0.0913\pi_к}$.

ИЗМЕРЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ КОЛЕБАНИЙ ДАВЛЕНИЯ ГАЗА ПРИ ДИАГНОСТИКЕ ВИБРАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ

В.И. Фурлетов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, furletov@ciam.ru
Н.В. Шеина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Г.С. Ханян, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, dep007@ciam.ru

Отсутствие вибрационного горения (ВГ) в камерах сгорания (КС) проверяется по отраслевому (авиационному) стандарту ОСТ 1 04081–2012, разработанному авторами [1]. Данный стандарт распространяется на авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) и на установки любого наземного применения с конвертируемыми двигателями. Он является руководством по измерению параметров колебаний давления газа в основных камерах сгорания (ОКС).

Целью доклада является изложение и дополнительная интерпретация основных положений представленной в ОСТ методики измерения параметров колебаний давления газа при диагностике вибрационного горения.

Колебания давления газа в камере сгорания. Основным источником случайных колебаний давления газа в КС является турбулентный характер течения газа и горения топливовоздушной смеси. Кроме случайных колебаний в камере сгорания происходят вынужденные детерминированные колебания давления газа, источниками которых

являются компрессор, плохообтекаемые тела, расположенные в КС, и турбина.

Автоколебания газа при горении (вибрационное горение) в камере сгорания в основном бывают двух видов: высокочастотные колебания на частотах одной или нескольких форм (мод) собственных колебаний газа в КС и низкочастотные колебания на частотах, определяемых временем пребывания газа в объеме жаровой трубы, временем прецессии или срыва вихрей в зонах стабилизации пламени и т.п.

Частота низкочастотных колебаний обычно не превышает частоту 1-й продольной моды собственных колебаний воздуха в канале, включающем диффузор и кольцевые каналы КС.

Так как камеры сгорания обладают свойствами акустического резонатора, то по мере приближения к неустойчивому (вибрационному) горению случайные колебания становятся узкополосными. В спектре колебаний проявляются пики еще до наступления ВГ.

На практике вопрос о распознании автоколебаний в присутствии узкополосных и вынужденных колебаний решается посредством анализа характера изменения относительной амплитуды и частоты колебаний при изменении режима работы КС.

Требования к испытаниям камер сгорания. Исследование устойчивости процесса горения проводится на всех этапах создания КС авиационных двигателей.

В автономных испытаниях контроль отсутствия вибрационного горения является предварительным.

Зачетная для сертификации двигателя проверка отсутствия ВГ в КС проводится при испытаниях ГГ и двигателя. По результатам этих испытаний составляется заключение об отсутствии виброгорения.

Основной измеряемый параметр. Основным параметром колебаний давления газа в КС является среднеквадратичное значение (СКЗ), характеризующее энергию колебаний давления газа в определенной полосе частот, и относящееся к промежутку времени, за которое произведено усреднение. Для диагностики ВГ важно отношение этой величины к полному давлению воздуха на входе в камеру сгорания, относительный уровень колебаний давления газа.

По величине амплитуды колебаний газа в КС распознать режим ВГ нельзя. Указать какую-либо амплитуду колебаний, выше которой горение считается вибрационным, невозможно. В современных КС при относительном уровне колебаний 0.15÷0.2 осциллограммы колебаний имеют четко выраженный вид узкополосных колебаний, и их природа должна быть установлена. Обычно по достижению относительного уровня шумов $P_{\text{скз}}(1\div2000\text{Гц})/P_{\text{к}}^{*} = 2\%$ автоколебательный характер колебаний становится очевидным.

Общие вопросы измерения колебаний давления газа в ОКС. Эксплуатация авиационных двигателей с ВГ в КС недопустима, поэтому при исследовании устойчивости горения, прежде всего, устанавливается сам факт возбуждения или отсутствия автоколебаний.

Для оценки устойчивости процесса горения уровни и частоты колебаний газа измеряют в воздушной проточной части ОКС на внутренней поверхности наружного корпуса камеры. Места установки датчиков и их число выбираются так, чтобы получить необходимую информацию о максимальном уровне, частоте и форме (моде) колебаний.

В ОКС должны быть установлены четыре датчика колебаний давления. Три датчика устанавливают в сечение внезапного расширения за преддиффузором (или на входе в преддиффузор) и один – в конце кольцевого канала. В первом сечении датчики располагают под углом 90° и 135° друг к другу, во втором – по одной образующей с одним из датчиков первого сечения. Точность установки датчиков по углу составляет ±15°. Количество датчиков измерения, даже в противоточных камерах сгорания, несмотря на их малый размер, не может быть меньше двух.

Градуировка каналов измерения колебаний давления. Для измерения колебаний давления в КС рекомендуется использовать датчики, установленные на

акустических волноводах. Датчик, установленный на волноводе, образует измерительный канал, амплитудно-частотную характеристику (АЧХ) которого следует учитывать при спектральном анализе.

Для снятия АЧХ датчиков переменного давления в ЦИАМ им. П.И. Баранова создана «Установка периодического давления поверочная автоматизированная «ПУЛЬСАТОР-2», внесенная в Государственный реестр средств измерения под регистрационным № 45003-10.

АЧХ – это зависимость от частоты отношения амплитуды сигнала рабочего датчика к амплитуде сигнала эталонного датчика, расположенного в пульсаторе перед входом в волновод.

В зависимости от спектрального состава колебаний давления газа в ОКС измерения проводят в диапазоне частот от 1 до 2000 Гц (или до 5000 Гц в малоразмерных ГТД или для контрольных измерений в расширенной области частот).

Методика обработки. Погрешность измерений. Учет АЧХ. Колебания давления газа в точке измерения допустимо определять с погрешностью не более 20% от измеряемой величины.

Относительный уровень $P_{скз}/P_к^*$ случайных узкополосных колебаний давления газа в камерах сгорания авиационных ГТД в диапазоне до 2000 Гц не превышает при низком уровне внутрикамерных шумов 0.5% и при очень высоком уровне – 1.5%.

Для устойчиво работающей камеры сгорания уровень колебаний давления газа $P_{скз}$ четко отслеживает изменение полного давления на входе в камеру сгорания $P_к^*$, при этом отношение $P_{скз}/P_к^*$ остается практически постоянным.

Значения СКЗ, вычисленные по спектрам, которые не учитывают АЧХ, в точности совпадают со значениями $P_{скз}$ по осциллограммам.

Отметим, что расчет $P_{скз}$ в диапазоне ΔF с учетом АЧХ возможно выполнить только по результатам спектрального анализ, но не по осциллограмме.

Примеры обработки колебаний давления газа свидетельствуют о необходимости учета амплитудно-частотной характеристики датчиков установленных на волноводах.

ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И РЕЖИМОВ РАБОТЫ КАМЕР ДОЖИГАНИЯ КОМБИНИРОВАННЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК НА ПОЛНОТУ СГОРАНИЯ ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ТВЁРДЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ

М.С. Шаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mishgun-907@yandex.ru
Л.С. Яновский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Е.В. Суриков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Существует значительная область применения по высоте и скорости полета, в которой ракетно-прямоточные двигатели на твёрдых топливах (РПДТ) наиболее экономичны по сравнению с ракетными и другими воздушно-реактивными двигателями при достаточном уровне тяги [1].

Одной из ключевых проблем разработки РПДТ является разработка эффективной камеры дожигания, обеспечивающей высокую полноту сгорания продуктов газогенерации высокоэнергетических твёрдых топлив (ТТ) на всех режимах работы при различных конструктивных параметрах камеры как по подводу воздуха, так и по схеме подачи

продуктов газогенерации, содержащих значительную долю (не менее 50 % масс.) конденсированной фазы.

Наибольшее влияние на эффективность рабочего процесса в камере дожигания (КД) оказывают характер распределения и смешения горючих элементов и воздуха по сечениям камеры, величина коэффициента избытка воздуха и время пребывания продуктов реакции в камере дожигания.

Поэтому исследования по влиянию различных конструктивных параметров и режимов работы КД РПДТ на полноту сгорания высокоэнергетических ТТ нового поколения являются актуальными.

Цель работы – обеспечение высокой эффективности рабочего процесса в регулируемых и нерегулируемых маршевых РПД на энергоёмких ТТ при различных геометрических схемах организации рабочего процесса в камере дожигания.

Основные задачи работы:

- создание базы экспериментальных данных по характеристикам РПДТ с различными схемами организации рабочего процесса в КД, энергобаллистическим характеристикам высокоэнергетических ТТ для регулируемых и нерегулируемых РПДТ и эффективности процесса их горения в широком диапазоне изменения режимных параметров;
- обобщение экспериментальных данных для расчёта коэффициента полноты сгорания в КД РПДТ различных схем с новыми энергоёмкими твёрдыми топливами;
- выработка рекомендаций по организации рабочего процесса в КД РПДТ с различными конструктивными схемами подвода воздуха и продуктов газогенерации.

Основным подходом к исследованию организации рабочего процесса в камере дожигания РПДТ при использовании новых высокоэнергетических твёрдых топлив является проведение и обработка большого числа экспериментов на модельных и натурных камерах дожигания РПДТ.

Основным критерием эффективности рабочего процесса в КД был принят коэффициент энергетических потерь при сгорании топлива η, представляющий собой, в соответствии с используемой методикой его определения, показатель совершенства рабочего процесса, а не энергетической эффективности использования поступающих в камеру дожигания продуктов газогенерации.

Условно эти потери отнесены к полноте сгорания топлива и представлены, соответственно, величиной коэффициента полноты сгорания топлива.

В настоящее время существуют обобщенные данные об экспериментальной отработке РПДТ предшествующего поколения. Известна обобщающая зависимость для расчёта коэффициента полноты сгорания, именуемая формулой Аннушкина-Сосунова. Она была получена на основе анализа обширных экспериментальных данных при работе модельных и натурных РПДТ, где в качестве горючих компонентов ТТ использовались Mg, Al, CH [2]. Эта зависимость устанавливает связь между полнотой сгорания ТТ η и 11 определяющими параметрами РПДТ: конструктивными параметрами камеры дожигания (L_{ks}, F_{ks}, $F_{кр}$, $F_{кр.гг}$, N_s), режимом работы двигателя (α, $T^*_в$), а также характеристиками ТТ (L_0, $Q_{гг}$, H_u, $J_{кр.гг}$).

Экспериментально установлено, что применение формулы Аннушкина-Сосунова для расчёта коэффициента полноты сгорания при использовании новых высокоэнергетических ТТ на основе полиборидов металлов не корректно. Характер изменения коэффициента полноты сгорания в камере дожигания РПДТ при использовании новых высокоэнергетических ТТ радикально отличается от описываемого формулой Аннушкина-Сосунова. Расхождение может составлять до 100 %.

На стендах Ц-16 (ТБК) и Ц-17Т НИЦ ЦИАМ с присоединённым трубопроводом подачи горячего воздуха за последние 5 лет была проведена обширная экспериментальная отработка различных конструкций модельных и натурных РПДТ, работающих на высокоэнергетических ТТ нового поколения. Были исследованы на огневых испытаниях как различные схемы подвода воздуха в КД, так и различные схемы подачи продуктов газогенерации в КД с изменение числа сопловых отверстий ГГ и их расположения относительно каналов воздухозаборного устройства.

Была создана обширная база экспериментальных данных по характеристикам РПДТ с различными схемами организации рабочего процесса в КД, энергобаллистическим характеристикам высокоэнергетических ТТ и эффективности процесса их горения в широком диапазоне изменения режимных параметров.

В результате работы проведено обобщение полученных экспериментальных данных для расчёта коэффициента полноты сгорания в КД РПДТ различных схем с новыми энергоёмкими ТТ. Предложен экспериментальная зависимость, которая устанавливает связь между коэффициентом полноты сгорания η и 8 определяющими параметрами РПДТ: длиной КД L_{ks}, диаметром КД D_{ks}, числом сопловых отверстий газогенератора N_s (эти три параметра соответствуют приведенной длине КД $X_{пр}$), режимом работы КД по коэффициенту избытка воздуха α и температуре воздуха на входе в КД ($T^*_в$), давлению в КД (p^*_{ks}), давлению в газогенераторе ($p_{гг}$), а также процентному содержанию полиборидов металлов в составе ТТ (B). Погрешность расчёта коэффициента полноты сгорания в КД РПДТ для новых энергоёмких ТТ по предложенной зависимости составляет до 10% в исследованных диапазонах изменения определяющих параметров.

В результате использования предложенной зависимости были выработаны рекомендации по организации рабочего процесса в камерах дожигания перспективных РПДТ с различными конструктивными схемами подвода воздуха и продуктов газогенерации.

Список литературы

1. Обносов Б.В., Сорокин В.А., Яновский Л.С. и др. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твёрдом топливе / Учебник под общ. ред. В.А. Сорокина. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. – 303 с.
2. Сорокин В.А., Яновский Л.С., Козлов В.А. и др. Ракетно-прямоточные двигатели на твёрдых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки / Под ред. Ю.М. Милёхина и В.А. Сорокина. – М.: Физматлит, 2010. – 320 с.

АВТОНОМНАЯ ОТРАБОТКА ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ С НИЗКОЙ СКОРОСТЬЮ ГОРЕНИЯ ДЛЯ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.П. Ширин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, gotodiesel@mail.ru
Е.В. Суриков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.С. Шаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Эффективность использования ракетно-прямоточных двигателей в основном определяется энергетическими возможностями топлива. Имеется также ряд изделий, где по условиям применения требуется низкая скорость горения топлива. Высокоэнергетическим топливам с низкой скоростью горения свойственны проблемы, связанные с проявлением низкочастотной неустойчивости процесса горения, диспергированием и последующим выносом продуктов газогенерации из-за большой доли конденсированной фазы. По этой причине важным этапом отработки двигательной установки является проведение исследований характеристик топлива в условиях автономного газогенератора.

Работа посвящена отработке зарядов высокоэнергетического твёрдого топлива с низкой скоростью горения. В качестве окислителя в составе топлив выступали перхлораты аммония, калия, а в качестве горючего использовались полиборид алюминия, алюминиевый порошок с добавкой магния в разных пропорциях. Коэффициент обеспеченности кислородом составлял не более 0,19.

Для исследования энергобаллистических характеристик опытных рецептур топлив и определения работоспособности их зарядов простой цилиндрической формы (с торцевым горением) в условиях автономного модельного газогенератора была проведена серия огневых испытаний на установке экспериментального комплекса Ц-22. Предварительно определялись равновесный состав и свойства продуктов сгорания топлив, в условиях модельного газогенератора проведена отработка воспламенительного устройства.

По результатам испытаний определены баллистические и энергетические характеристики твёрдых топлив, проведен анализ шлакования сопловых отверстий и полости модельного газогенератора, характер изменения давления.

Комплексный анализ результатов испытаний показал неожиданный результат. Оказалось, что для исследуемых рецептур высокоэнергетических топлив с низкой скоростью горения высокое давление приводит к существенной нестабильности рабочего процесса в газогенераторе, сопровождающейся высокой интенсивностью агломерационных процессов в камере газогенератора и плохим выносом конденсированной фазы продуктов газогенерации.

Для высокоэнергетических топлив с низкой скоростью горения, в составе которых отсутствуют добавки в виде гранул алюминиевого порошка с добавкой магния, удалось добиться стабилизации рабочего процесса с полным выносом продуктов газогенерации путём снижения давления в газогенераторе до 10 ата.

Проанализировано также влияние повышенного содержания частиц алюминия и магния в составе твёрдого топлива на зашлаковку соплового отверстия модельного газогенератора.

По результатам испытаний выработаны рекомендации по выбору базового состава топлива и проведению дальнейших исследований на режимах дожигания продуктов газогенерации в камере дожигания ракетно-прямоточного двигателя.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВКЛАДА ГОМОГЕННЫХ ФРОНТОВ ПЛАМЕНИ В ОБРАЗОВАНИЕ NOX В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ТРДД С ПЕРСПЕКТИВНЫМИ СХЕМАМИ ОРГАНИЗАЦИИ СЖИГАНИЯ ТОПЛИВА

С.А. Щепин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tschepin@ciam.ru
В.Ф. Гольцев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
И.И. Гомзякова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, gvf@ciam.ru.

В традиционных камерах сгорания (КС) с раздельной подачей топлива и воздуха подавляющий вклад в наработку оксидов азота (NOx) обеспечивают высокотемпературные стехиометрические зоны (окрестности диффузионного фронта пламени). Другие источники образования NOx, такие как резкий скачек концентрации NO на гомогенных фронтах пламени, вклад в наработку NOx дают незначительный и в расчетах, как правило, не учитываются. При разработке новых камер сгорания для снижения выбросов оксидов азота и удовлетворения жестким экологическим нормам требуется существенное сокращение этих высокотемпературных областей. Один из способов с помощью которых можно этого добиться – это переход полностью или частично от диффузионного горения к гомогенному горению. В таких камерах сгорания (камеры сгорания типа TAPS) диффузионный фронт либо присутствует как небольшое пилотное пламя поддерживающее гомогенное основное горение, либо вообще отсутствует. Вклад высокотемпературных стехиометрических областей в наработку Nox может уменьшаться, соответственно, вклад от гомогенных фронтов может увеличиваться.

В данной работе было проведено численное исследование вклада скачка концентрации NO на гомогенном фронте пламени в общую наработку оксидов азота. Для этого была использована модельная осесимметричная камера сгорания [1]. В расчетах часть топлива подавалась через осевой цилиндрический канал, оставшаяся часть топлива смешивалась с воздухом и в виде гомогенной смеси подавалась через внешний кольцевой канал. При постоянных суммарных расходах топлива и воздуха постепенно уменьшалась доля топлива, подаваемая через осевой цилиндрический канал, тем самым моделируя постепенную миграцию диффузионной КС в гомогенную камеру сгорания. Для оценки вклада гомогенного фронта в общую наработку NOx использовался подход, который ранее был использован для моделирования скачка концентрации CO на гомогенном фронте пламени [2]. Расчеты показали, что при сильном уменьшении доли сжигаемого по диффузионному механизму топлива, вклад гомогенных фронтов в наработку оксидов азота становится существенным.

Список литературы

1. E.J. Tribbett, C.M. Sipperley, J.-Y. Huh, C.F. Edwards, C.T. Bowman. “Experimental Study of Confined, Swirling, Nonpremixed Gas Flame for Validation of Simulations”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 1, January-February 2006.
2. Bernhard Wegner, Uwe Gruschka, Werner Krebs, Y. Egorov, H. Forkel, J. Ferreira, Kai Aschmoneit. “CFD Prediction of Partload CO Emissions using a Two-Timescale Combustion Model”, Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, GT2010-22241.

СЕКЦИЯ 3В – МАЛОЭМИССИОННЫЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТУ

ЭФФЕКТИВНОЕ ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТОЕ СЖИГАНИЕ ТОПЛИВА НА БЕСПЛАМЕННЫХ ГОРЕЛКАХ КОНСТРУКЦИИ «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ»

Л.З. Астановский, ООО «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ», Москва, femoscow@mail.ru
Д.Л. Астановский, ООО «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ», Москва
П.В. Кустов, ООО «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ», Москва

Для целого ряда потребителей тепловой энергии, таких как газовые турбины, трубчатые печи, каталитические реакторы, подогреватели нефтепродуктов и др. имеет место ограничение температуры дымового газа (продуктов сгорания), поступающих на теплоиспользование. Это ограничение обусловлено, главным образом, жаропрочностью применяемых материалов и особенностями технологических процессов, как например, образование кокса при подогреве нефтепродуктов и др. Как правило, понижение температуры продуктов сгорания топлива, используемых в качестве теплоносителя или рабочего тела, осуществляют путем подачи избыточного воздуха в камеру сгорания.

В процессе сгорания топлива, независимо от избыточного воздуха, подаваемого в камеру сгорания, в лучшем случае потребляется только стехиометрическое количество кислорода воздуха, необходимого для полного окисления топлива, а остальная часть воздуха идет на разбавление продуктов сгорания и снижение их температуры. При этом адиабатическая температура горения в факеле горелки (до разбавления) остается высокой и составляет 1800-2100°С в зависимости от вида сжигаемого топлива. Это обстоятельство приводит к образованию большого количества вредных веществ (CO и NO_x) в продуктах сгорания [1,2]. Чем больше избыточного воздуха подается на горелку, тем больше тепла сбрасывается в окружающую среду с отходящими дымовыми газами, тем ниже КПД установки.

Созданные ООО «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ» беспламенные каталитические горелки [3] и теплообменные аппараты [4] принципиально новой конструкции позволили разработать высокоэффективную технологию сжигания топлива с поддержанием требуемой (заданной) адиабатической температуры горения топлива, с рекуперацией тепла отходящего дымового газа. Поддержание заданной адиабатической температуры горения топлива реализуется путем разбавления воздуха, поступающего на горелку, частью отходящего дымового газа и, таким образом, снижается концентрации кислорода в газовоздушной смеси, поступающей на горелку. Тепло отходящего дымового газа рекуперируется для подогрева газовоздушной смеси и, при необходимости, топлива, поступающих на горелку.

Конструкция беспламенной горелки предусматривает предварительный разогрев зернистого материала (катализатора). Для этой цели в нижней части горелки размещена факельная горелка, продуктами сгорания которой осуществляется разогрев катализатора до температуры, необходимой для включения беспламенной горелки. Топливо и смесь воздуха с дымовыми газами равномерно подаются в зернистый слой катализатора, где и происходит процесс их смешения и непосредственно окисления топлива на поверхности зернистого слоя. Такая конструкция горелки обеспечивает практически полное окисление топлива при стехиометрической подаче окислителя, т.е. коэффициент избытка воздуха

равен единице. При этом выходящие из горелки продукты сгорания имеют одинаковую температуру по всему объему, что создает благоприятные условия для повышения надежности и долговечности работы, как горелок, так и лопаток газовых турбин, труб трубчатых печей и др.

Проведение процесса окисления топлива при адиабатической температуре не выше 1000-1200°С практически полностью исключает содержание CO и NO_x в отходящих дымовых газах [3]. Глубокая рекуперация тепла отходящих дымовых газов в теплообменных аппаратах конструкции «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ»® сокращает расход топлива и снижает количество отходящих газов.

На рис. 1 представлен вариант принципиальной технологической схемы сжигания топлива по технологии «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ».

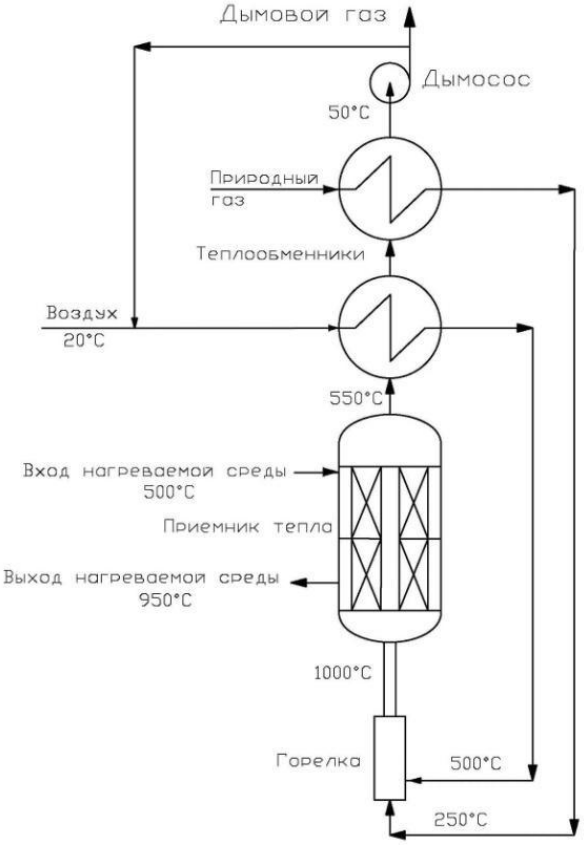


Рис.1 – Вариант принципиальной технологической схемы сжигания топлива по технологии «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ»

Список литературы

1. Справочник азотчика: Физико-химические свойства газов и жидкостей. Производство технологических газов. Очистка технологических газов. Синтез аммиака. - 2-е изд., М. : Химия, 1986. - 512 с., ил.
2. Раяк М.Б., Бернер Г.Я., Кинкер М.Г. / Совершенствование процесса сжигания топлива. Обзор зарубежных технологий // Новости Теплоснабжения, №12, 2011.
3. Астановский Д.Л., Астановский Л.З., Кустов П.В. / Каталитическое окисление природного газа с применением беспламенных горелок новой конструкции // Катализ в промышленности. 2013. №1. С.34-39.
4. Астановский Д.Л., Астановский Л.З. / Высокоэффективный теплообменный аппарат конструкции «ФАСТ ИНЖИНИРИНГ»® // Химическая техника. 2005. №10. С.10-13.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ANSYS CFX ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ ГАЗООБРАЗНОГО И ЖИДКОГО ТОПЛИВА

А.В. Бадерников, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск
Р.А. Диденко, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск
Д.С. Ханталин, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск
М.В. Малыгина, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск

Представлены результаты расчетного предсказания выбросов загрязняющих веществ при горении топлива в камерах сгорания ГТД разработки «НПО Сатурн».

Работа проведена с применением методологии оценки уровней технологической готовности – TRL, переход на следующий уровень производился только после достижения целевых показателей для текущего уровня.

На уровне TRL1 проведен обзор литературы и выбраны перспективные направления работы. На уровне TRL2 определен кинетический механизм горения газообразного топлива. Для уровня TRL3 на модельных задачах проведено исследование параметров физико-математических моделей, реализованных в ANSYS CFX. Для расчётов выбраны следующие задачи: кинетическое горение пропано-воздушной смеси в канале со стабилизатором пламени – призматическим телом [1]; диффузионное горение «метан-воздух» в камере сгорания ENEL Furnace [2]; и частично предсмешанное турбулентное горение смеси «метан-воздух» Sandia Flame D [3].

Для каждой модельной задачи получены наборы параметров, при которых результаты расчётов согласуются с экспериментом и сформулированы рекомендации к проведению расчётов камер сгорания:

- использование изотропной модели турбулентности RNG k-ε, анизотропной модели турбулентности BSL Reynolds Stress;
- применение детальных кинетических механизмов химических реакций, как встроенных, так и импортированных;
- BVM модель горения [4], использующая детальные flamelet библиотеки химических реакций;
- использование настроек математической модели, касающихся моделирования горения (Critical Velocity Gradient, число Шмидта Sct, Reaction Progress);
- корректность физической модели (геометрия и расчетная сетка);
- корректность начальных и граничных условий;
- нестационарная постановка задачи.

На уровне TRL4, для модельных задач определены реакции образования NO.

С учетом полученных на предыдущих уровнях рекомендаций по моделированию горения и выбросов NO, на уровне TRL5 проведено моделирование горения в камерах сгорания разработки ОАО «НПО «Сатурн». Моделирование показало хорошее соответствие результатов расчётов эмиссии NO с экспериментальными данными (рис. 1).

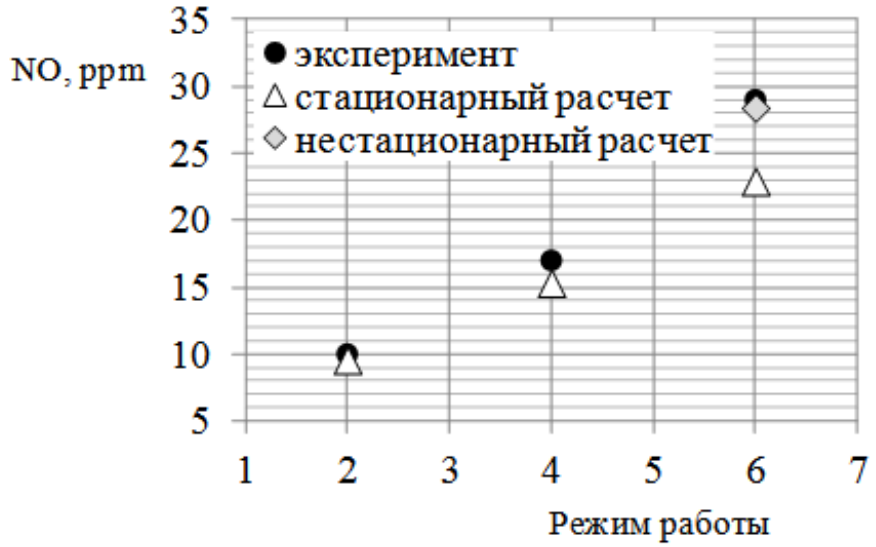


Рис. 1 – Результаты расчета выбросов NO для трубчато-кольцевой КС

Работа проводилась при взаимодействии с технической поддержкой ANSYS («Делкам-Урал», г. Екатеринбург) и специалистами фирмы «КинтехЛаб» (г. Москва).

Список литературы

1. Pontus Eriksson The zimont TFC model applied to premixed bluff body stabilized combustion using four different RANS turbulence models, Asme Turbo Expo, GT2007-27480
2. Garreton D., Simonin O. First Aerodynamics of Steady State Combustion Chambers and Furnace Workshop, EDF-DER, Chaton
3. Sandia National Laboratories, Turbulent Diffusion Flame Laboratory Web Site [Электронный ресурс]
4. ANSYS CFX-Solver Theory Guide, 2006

ПРОБЛЕМЫ ВОЗНИКНОВЕНИЯ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ГОРЕНИЯ В МЭКС ГТУ И СПОСОБЫ ИХ РЕШЕНИЯ

В.Д. Васильев, ОАО «ВТИ», Москва, vdvasilyev@vti.ru
Л.А. Булысова, ОАО «ВТИ», Москва, bulysov@mail.ru
А.Л. Берне, ОАО «ВТИ», Москва, ariol.ltd@bk.ru

Создание малоэмиссионных камер сгорания (МЭКС) – одна из самых актуальных и затратных проблем современного газотурбостроения. Разработка МЭКС – поиск компромисса между требованиями по эмиссиям CO и NO_x, стремлением к простым технологичным конструкциям и обеспечением надежности и ресурса ее элементов. Высокие затраты на разработку МЭКС объясняются отсутствием надежных методов расчета нестационарных процессов течения и горения, даже с использованием самых современных вычислительных средств. Поэтому эксперименты по доводке МЭКС проводятся на полномасштабной материальной части при повышенных давлениях воздуха, что требует значительных затрат средств и времени.

На рис.1 показана схема исследуемой МЭКС.

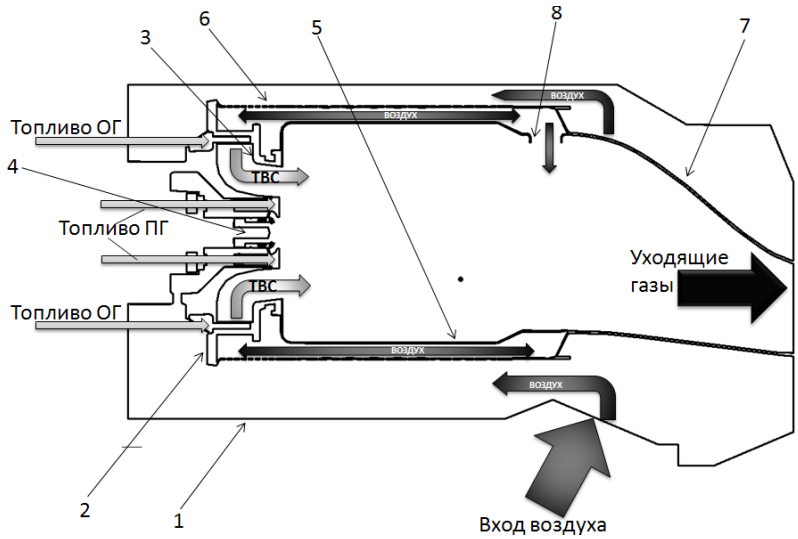


Рис. 1 – Схема малоэмиссионной камеры сгорания: 1 - отсек; 2 - горелочное устройство (ГУ); 3 - основная горелка(ОГ); 4 - пилотная горелка (ПГ); 5 - жаровая труба; 6 - кожух охлаждения; 7 - газосборник; 8 – отверстия разбавления

Для обеспечения требований по эмиссиям в ней реализовано сжигание предварительно перемешанной топливовоздушной смеси со стабилизацией пламени на закрученном потоке.

В табл. 1 представлены параметры натурной камеры сгорания на режимах испытаний на природном газе.

Таблица 1

P_k, кПа	T_k, К	G_B, кг/с	α	$T_Г$, К
≤500	574…676	3...5	10…2.7	≤1500

При испытаниях МЭКС на повышенных давлениях возникали регулярные высокочастотные пульсации давления с амплитудами до 3% от давления на входе, вызванные неустойчивым горением (виброгорением). Пульсации возникали при определенном соотношении расходов топлива пилотного и осн овного каналов PFR (*англ.*- Pilot Fuel Ratio).

Установлено, что положение и форма фронта пламени играют доминирующую роль в устойчивости горения [1, 2].

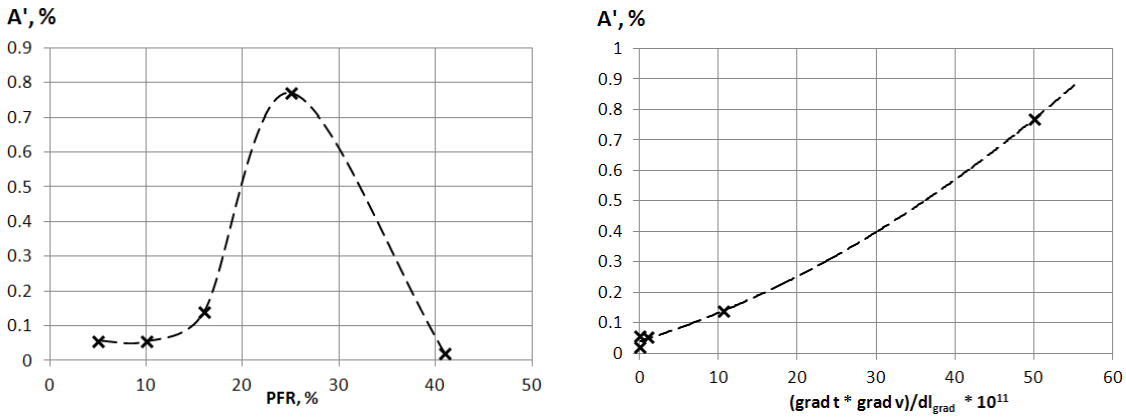
По проведенным расчетам и экспериментам [3] был предложен [4] критерий для оценки устойчивости виброгорения $Bu = \frac{\max grad(t) \times \max grad(v)}{\delta l_{grad}}$, связывающий результаты квазистационарных расчетов и амплитуды пульсаций давления.

На рис. 2 показана зависимость амплитуды пульсаций давления от PFR и от Bu по испытаниям натурной МЭКС на режиме P_k =330кПа, t_k=340С, α=3,0.

Данные по критерию Bu хорошо коррелируются с экспериментальными данными.

Было обнаружено ключевое влияние на устойчивость горения и эмиссию NO_x распределения концентрации ТВС на выходе ОГ. За счет варьирования эпюры ТВС возможно расширение зоны устойчивого горения. При этом эмиссии NO_x на номинальном режиме возрастают, но остаются в допустимых пределах. В табл. 2 приведены два варианта распределения концентраций топлива на выходе ОГ и соответствующие им эмиссии NO_x и диапазоны виброгорения.

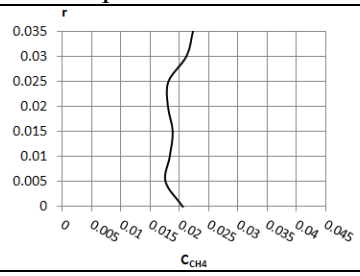
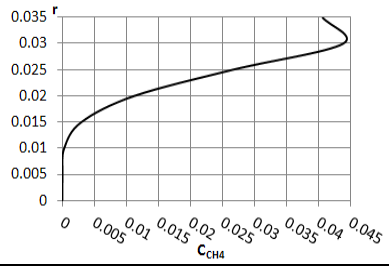
Проведенные исследования позволили найти техническое решение по устойчивости горения во всем диапазоне работы МЭКС при одновременном выполнении требований по эмиссиям и полноте сгорания.



а) *б)*

Рис. 2 – Зависимость амплитуды пульсаций давления: а - от PFR; б – от Ви

Таблица 2

Радиальная эпюра C_{CH4} при PFR = 0%	NO_x, мг/нм^3 15%O_2 при α = 3,0 , P_k = 330 кПа	Область неустойчивости при α= 3,0, P_k = 330 кПа
	5,0	0,1% ≤ PFR ≤ 24%
	53,0	устойчиво

Список литературы

1. Булысова Л.А., Васильев В.Д. Численные исследования процесса тепловыделения в малоэмиссионной камере сгорания // Энергетик. ─ 2012.─ № 9, стр. 29-36.
2. Булысова Л.А., Васильев В.Д. Численные исследования влияния давления в малоэмиссионной камере сгорания на процессы смешения и тепловыделения // Энергетик. ─ 2013. ─ № 3, стр. 7-13.
3. Васильев В.Д., Булысова Л.А., Берне А.Л. Методика обработки экспериментальных данных неустойчивости горения // Энергетик. ─ 2014. ─ № 1, стр. 55-59.
4. Булысова Л.А., В.Н. Горбань Влияние перемешивания топлива и воздуха на процесс горения в малоэмиссионной камере сгорания // Теплоэнергетика. ─ 2013. ─ № 9, стр. 15-20.

РАЗРАБОТКА МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДЛЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ ГТД-110

Г.К. Ведешкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vedeshkin@ciam.ru
Е.Д. Свердлов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sverdlov@rtc.ciam.ru
А.Н. Дубовицкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, dubovitsky@ciam.ru
М.В. Дробыш, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, drobysh@ciam.ru
А.В. Лебедев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lebedev@rtc.ciam.ru

На первом этапе расчетно-экспериментальные исследования малоэмиссионной камеры сгорания (МЭКС) ГТУ-110 проводились в осесимметричном отсеке. Горелка МЭКС выполнена по разработанной в ЦИАМ схеме предварительного перемешивания горючего (природный газ) и окислителя (воздух) с подачей подготовленной смеси в камеру сгорания, по кольцевому каналу, образованному коническим расширяющимся диффузором (внешняя стенка канала), и коническим стабилизатором (внутренняя стенка канала). На коническом стабилизаторе радиально установлены 12 пилонов, каждый из которых при виде из камеры сгорания имеет трапециевидную форму (у конуса ширина 18 мм, на конце пилона – 24 мм).

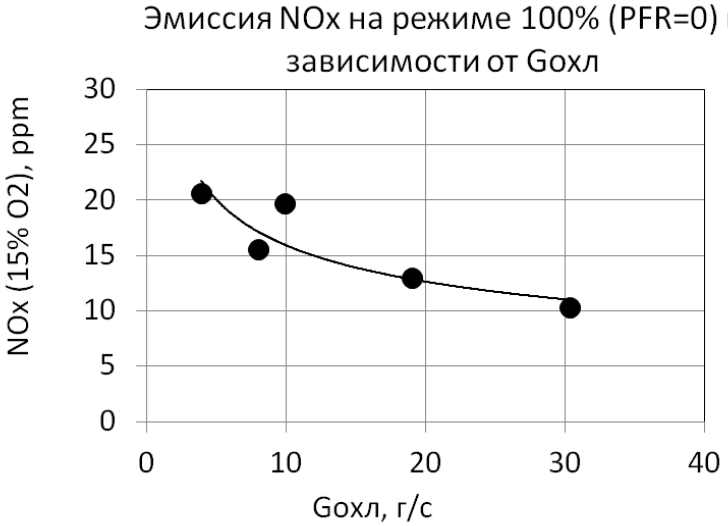


Рис. 1 – Эмиссия NOx МЭКС ГТУ-110 в зависимости от подачи охлаждающего воздуха

Торец конического стабилизатора пламени закрывался крышкой, имеющей комбинированное охлаждение: пилотным газом и воздухом. Охлаждение воздухом позволяло снижать расход пилотного газа до 5%, либо выключать полностью. Что весьма важно при доводке МЭКС по эмиссии NOx, которая снижается с уменьшением доли пилотного топлива. Как показал эксперимент, подача охлаждающего воздуха с расходом до 30 г/с не только позволила надежно охладить крышку стабилизатора, но и заметно снизила эмиссию NOx. На рис. 1 показана полученная зависимость. Видно, что увеличение расхода охлаждающего воздуха до 30 г/с снизило эмиссию NOx в два раза- с 20 до 10 ppm.

Этот весьма неожиданный результат даёт дополнительный путь для снижения NOx, особенно при переходе от осесимметричного отсека к натурному, имитирующего геометрию двигателя. Как правило, при таком переходе эмиссия NOx возрастает, в том числе из-за большей окружной неравномерности подачи воздуха в горелку.

Эмиссия CO при подаче охлаждающего воздуха под крышку стабилизатора незначительно возросла. Эта зависимость приведена на рис. 2. Это возрастание эмиссии CO является незначительным и не изменяет общего уровня эмиссии.

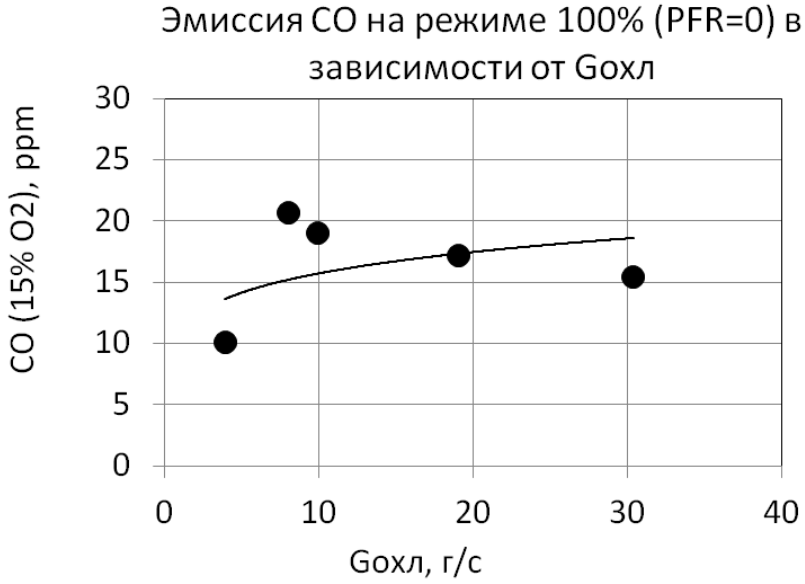


Рис. 2 – Эмиссия CO МЭКС ГТУ-110 в зависимости от подачи охлаждающего воздуха

В эксперименте получены температуры стенок жаровой трубы и крышки стабилизатора не более 1100 K, потери полного давления не превышали 6 %, полнота сгорания топлива в диапазоне изменения мощности от 50 до 100 % выше 99,95 %. Пульсация давления в камере сгорания не превышали 0,2 %, т.е. были на фоновом уровне.

Таким образом, положительные результаты испытаний разработанной МЭКС в осесимметричном отсеке позволяют переходить к следующему этапу испытаний в отсеке, имитирующем газогенератор.

ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГТУ С ГОРЕНИЕМ БЕДНЫХ СМЕСЕЙ, БЕЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЗАКРУТКИ ПОТОКА

М.В. Дробыш, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, drobysh@ciam.ru
А.Н. Дубовицкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, dubovitsky@ciam.ru

Малоэмиссионные камеры сгорания (МЭКС) отличаются большими габаритными размерами по сравнению с классическими диффузионными камерами.

Скорость горения бедной смеси (характерной для МЭКС) значительно ниже скорости горения стехиометрической смеси (характерной для диффузионных камер сгорания). Поэтому для обеспечения высокой полноты сгорания требуется большее время пребывания топливовоздушной смеси, для чего необходимо уменьшать среднюю скорость потока (увеличивать диаметр) и увеличивать длину камеры сгорания.

Чтобы добиться высокой полноты сгорания топлива при ограниченных габаритных размерах МЭКС, необходимо интенсифицировать процесс горения. В большинстве существующих малоэмиссионных камер сгорания основным средством интенсификации

горения является закрутка потока. Однако, закрутка потока приводит к повышенной склонности МЭКС к возникновению режимов виброгорения.

В представленной работе рассматривается способ интенсификации процесса горения с помощью установленных на стабилизаторе лепестковых турбулизаторов. Рассматривается камера сгорания с предварительным смешением метана с воздухом, одной центральной зоной рециркуляции, формируемой коническим стабилизатором, без закрутки потока.

В качестве исходного рассматривался лепестковый стабилизатор с лепестком прямоугольной формы. Для выявления основных факторов, влияющих на интенсификацию теплообмена, было проведено расчетное исследование, в котором варьировались следующие параметры:

- диаметр стабилизатора;
- зазора между лепестком и диффузором жаровой трубы;
- форма лепестка (от А-образных к V-образным);
- ширина лепестка;
- количество лепестков.

Для проведения анализа были построены зависимости изменения полноты сгорания по длине камеры сгорания, определены размеры зоны обратных токов, выполнена оценка подсасываемого из зоны обратных токов количества продуктов сгорания. Анализ полученных результатов позволил выявить качественное влияние исследуемых параметров на полноту сгорания (например, при уменьшении зазора между лепестком и диффузором жаровой трубы полнота сгорания растет), и сделать предположение об основных факторах, влияющих на интенсификацию горения для рассматриваемой МЭКС.

Проведенное исследование стало основой при модификации стабилизатора разрабатываемой в ЦИАМ совместно с НПО «Сатурн» МЭКС для ГТУ-110. Проведенные испытания показали высокую эффективность модифицированного стабилизатора: для всех режимов работы были выполнены требования технического задания по полноте сгорания, эмиссии вредных веществ и устойчивости рабочего процесса.

В заключение можно отметить, что проведенная работа позволила выявить лишь некоторые особенности интенсификации горения лепестковыми стабилизаторами. Для более полного понимания физических причин интенсификации горения необходимо провести дополнительные расчетные и экспериментальные исследования.

ПОДАВЛЕНИЕ РЕЖИМОВ ВИБРОГОРЕНИЯ В МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГТУ НА ПРИРОДНОМ ГАЗЕ

А.Н. Дубовицкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, dubovitsky@ciam.ru

В ЦИАМ проведена разработка и доводка малоэмиссионных камер сгорания (МЭКС) для ГТУ-16/25 и ГТУ-110. Одной из серьезных проблем при доводке этих МЭКС являлись режимы виброгорения. Нужно отметить, что виброгорение является одной из наиболее актуальных и сложных проблем, возникающих при доводке малоэмиссионных камер сгорания.

Виброгорение представляет собой автоколебательный процесс, в котором турбулентное горение выступает в качестве источника энергии с достаточно широким частотным диапазоном, а акустические граничные условия определяют набор частот

возникающих колебаний. В качестве механизма обратной связи могут выступать, как сами акустические колебания (воздействуя на фронт пламени), так и многочисленные процессы, протекающие в камере сгорания, такие как вихреобразование, колебания расхода топлива и воздуха, транспорт смеси и т.д.

В зависимости от механизмов обратной связи возможны разные способы устранения виброгорения. Это могут быть и изменения геометрических размеров элементов камеры сгорания, и различные варианты создания несимметричной картины горения, и регулируемое распределение концентрации топливовоздушной смеси, различные поглотители акустической энергии, а также активные средства воздействия.

Схема организации рабочего процесса в малоэмиссионной камере сгорания для ГТУ-16/25, разработанной в ЦИАМ, отличается наличием достаточно длинного смесителя без закрутки течения, достаточно большим стабилизатором и развитой зоной обратных токов без закрутки. Кроме того, присутствуют черты характерные для схемы бедного сжигания с предварительным смешением – это достаточно бедный фронт горения (от 70 до 90% воздуха идет через горелку) и наличие конвективной системы охлаждения (акустически закрытой).

Эксперименты проведенные на камере сгорания диаметром 140 мм для ГТУ-25, установленной в осесимметричном отсеке, показали, что виброгорение возникает в основном на частотах 400-500 Гц и 2-3 кГц. Анализ вихревого механизма показал, что частоты 400-500 Гц могут быть связаны с транспортом вихрей. Для проверки были проведены исследования зависимости уровня колебаний давления от скорости в камере сгорания. Эти эксперименты, проведенные с помощью горячего дросселя показали, что при снижении скорости в объеме жаровой трубы возможно полное подавление режимов виброгорения.

Для проверки данного вывода были проведены эксперименты для камеры сгорания с диаметром жаровой трубы 200 мм. Результаты экспериментальных исследований показали отсутствие колебаний в частотном диапазоне 400-500 Гц и сохранение колебаний с частотами 2-3 кГц.

Для подавления высокочастотной неустойчивости были применены акустические поглотители батарейного типа. При этом геометрические размеры и степень акустической перфорации выбирались с учетом технологических ограничений.

Создание оптимальных условий в объеме жаровой трубы, с помощью применения акустической перфорации на цилиндрической поверхности жаровой трубы и снижение скорости распространения вихрей, позволило полностью подавить режимы виброгорения, как в осесимметричном отсеке, так и в отсеке имитирующем газогенератор для МЭКС ГТУ-16 и ГТУ-25 при PFR≥3%. Для МЭКС ГТУ-110 на этапе доводки в осесимметричном отсеке, удалось полностью исключить режимы виброгорения (в том числе, при PFR=0). Это позволило создать МЭКС для ГТУ-16/25 с применением полностью российских технологий разработки, доводки и изготовления.

РАСЧЕТНОЕ СОПРОВОЖДЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ДОВОДКИ МЭКС ГТУ-110

А.Н. Дубовицкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, dubovitsky@ciam.ru
М.В. Дробыш, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, drobysh@ciam.ru
К.И. Спиридонов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, spiridonov@ciam.ru

При разработке современных камер сгорания большое значение имеет расчетное сопровождение эксперимента. Для успешного проведения доводки камер сгорания, требуется в сжатые сроки не только проанализировать результаты уже проведенных экспериментов, но и оценить варианты решения возникающих проблем.

В данной работе представлены результаты расчетно-экспериментальной доводки камеры сгорания для ГТУ-110.

Опираясь на опыт разработки камер сгорания для ГТУ-25 и ГТУ-16, были определены наиболее приоритетные задачи:

- получение заданного уровня потерь давления;
- обеспечение нормального теплового состояния стенок жаровой трубы и стабилизатора пламени;
- обеспечение окружной равномерности расхода воздуха на входе в горелку;
- создание заданной степени гомогенизации топлива;
- обеспечение требуемых уровней эмиссии NOx и CO;
- обеспечение высокой полноты сгорания топлива.

Опираясь на накопленный в ЦИАМ научно-технический задел в области создания низкоэмиссионных камер сгорания, был разработан подход, позволяющий сократить время расчетного анализа. Важной составляющей подхода является расчетно-экспериментальное сравнение.

В ходе доводки камеры сгорания ГТУ-110 большое внимание было уделено проблеме повышения полноты сгорания. Увеличение диаметра камеры сгорания от 200 мм для ГТУ-16/25 до 345 мм для ГТУ-110 усложнило организацию горения в выбранной схеме рабочего процесса со стабилизатором, формирующим зону обратных токов. Кроме того, относительная длина камеры сгорания была сокращена в 2 раза по сравнению с ГТУ-16/25 из-за жестких габаритных ограничений. Задача интенсификации горения была решена благодаря расчетному анализу характеристик течения и горения в камере сгорания для различных вариантов стабилизатора и последующей экспериментальной проверке выбранных вариантов. В результате были оптимизированы форма и размеры стабилизатора. Если на первом этапе экспериментальных исследований в осесимметричном отсеке полнота на режиме 100% мощности составляла примерно 90%, то на третьем и четвертом этапах были получены результаты, удовлетворяющие ТЗ (полнота выше, чем 99,95%).

Эмиссионные характеристики камеры сгорания, полученные на разных этапах доводки, представлены на рис. 1. Из приведенного рисунка хорошо виден прогресс в экспериментальной доводке камеры сгорания, основанной на расчетных исследованиях. Если на первом этапе эмиссия CO превышала 1000 ppm, то на третьем этапе эмиссия CO составила примерно 100 ppm, а на четвертом - менее 20 ppm. При этом эмиссию NOx удалось снизить до 15-17 ppm.

Весь этап создания и доводки камеры сгорания ГТУ-110 в осесимметричном отсеке ЦИАМ удалось провести за 2 года. Это оказалось возможным благодаря большому объему расчетных исследований, проводимых в темпе эксперимента.

Полученные в ходе доводки результаты соответствуют требованиям технического задания по потерям давления, тепловому состоянию элементов конструкции, выбросам NO_x и CO, полноте сгорания и устойчивости горения.

Одновременно с расчетными исследованиями камеры сгорания в осесимметричном отсеке ЦИАМ, был проведен этап расчетных исследований конструкции камеры сгорания для установки в отсек «НПО «Сатурн», имитирующий газогенератор. Было показано сильное влияние отсека на окружную равномерность течения воздуха на входе в горелку, что может привести к снижению полноты горения и ухудшению эмиссионных характеристик камеры сгорания. В ходе расчетной оптимизации, было предложен вариант конструкции позволяющий снизить окружную неравномерность течения воздуха на входе в горелку в 2-2,5 раза, который был реализован и подготовлен к испытаниям.

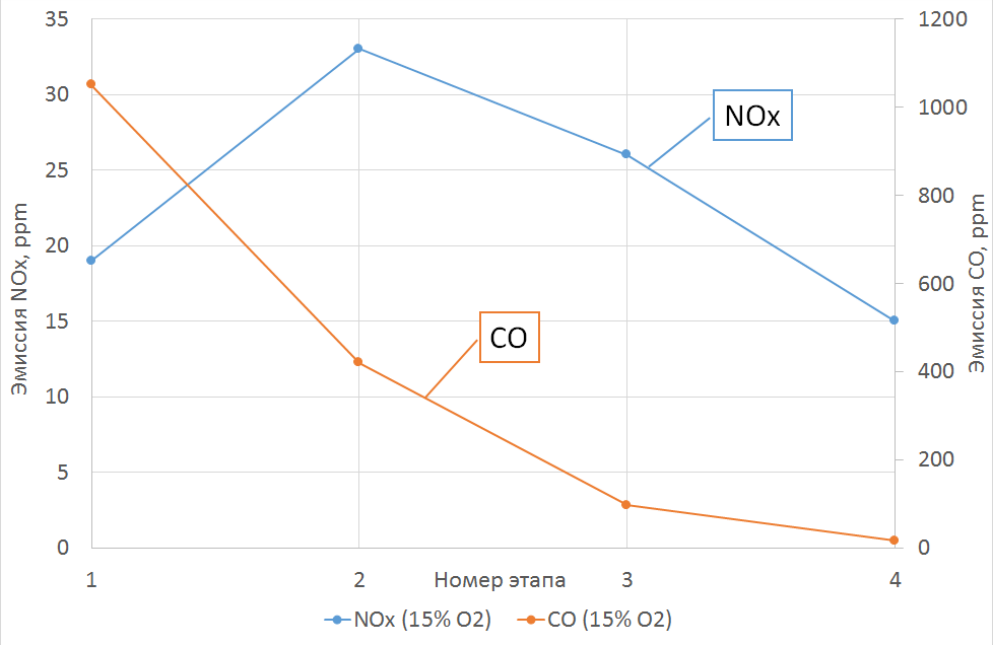


Рис. 1 – Эмиссия вредных веществ для разных вариантов камеры сгорания

ОПЫТ ЭВОЛЮЦИОННОЙ ДОВОДКИ АВИАЦИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ, ПРЕДНАЗНАЧЕННОЙ ДЛЯ РАБОТЫ В СОСТАВЕ НАЗЕМНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

А.Р. Кутлумухамедов, ОАО «НПП «Мотор», Уфа, kutlum22@yandex.ru
Д.В. Морозов, ОАО «НПП «Мотор», Уфа, morozov-denis-1@mail.ru
Н.И. Фокин, ОАО «НПП «Мотор», Уфа

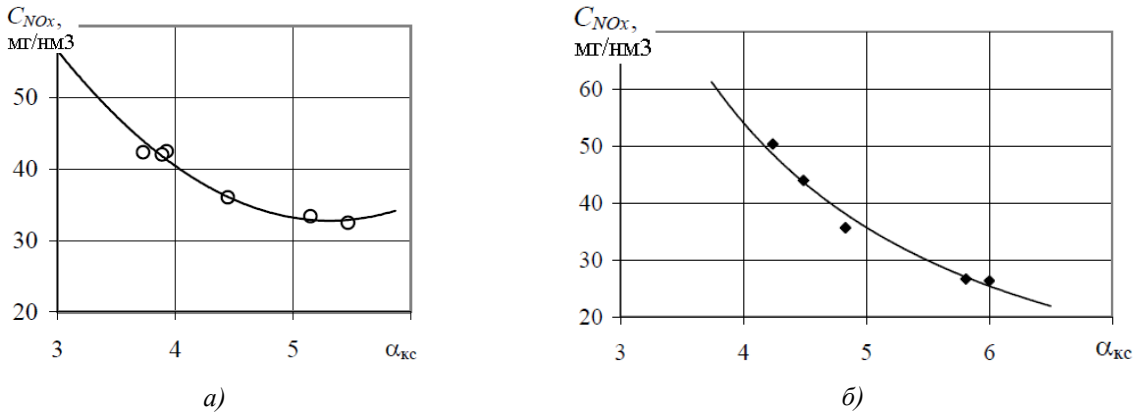
ОАО «НПП «Мотор» выполнен ряд работ по созданию и эволюционной доводке камеры сгорания (КС), предназначенной для наземной энергетической установки ГТЭ-10/953, в том числе:

- перевод КС с жидкого топлива на природный газ;
- внедрение мероприятий по повышению надежности и ресурса по результатам эксплуатации энергоустановок.

В ходе работ по конвертированию КС, одной из главных задач стало обеспечение требований ГОСТ 29328-92 по допустимой концентрации оксидов азота в продуктах

сгорания ($C_{NOx} \leq 50$ мг/нм^3) при сохранении максимальной преемственности с базовой трубчато-кольцевой КС двигателя Р13-300, обладающей высоким уровнем надежности и основных газодинамических характеристик ($\eta_г \geq 0{,}98$; $\sigma_{кс} = 0{,}92$; $\Theta^{max} \leq 1{,}25$) [1]. В качестве рабочей выбрана концепция *RQL* (горение «богатой» смеси – резкое разбавление – горение «бедной» смеси).

По результатам комплекса испытаний подобран вариант КС, удовлетворяющий требования по полноте сгорания, потерям давления, неравномерности температурного поля газов на выходе, а также по допустимым выбросам NOx и CO (рис. 1).



а) *б)*

Рис. 1 – Результаты измерения концентрации NOx
а – в продуктах сгорания одногорелочного отсека; б – в продуктах сгорания ГТЭ-10/953

В целях повышения надежности и ресурса газотурбинного привода энергетической установки ГТЭ-10/953 выполнены следующие мероприятия в силовой схеме КС:

- введено телескопическое соединение между ЖТ и газосборником (ГС);
- введено крепление ЖТ к корпусу КС с помощью пальцев (форсунка не включена в силовую схему);
- ЖТ жестко сварены между собой через пламяперебрасывающие патрубки;
- введен кольцевой газосборник взамен трубчатого.

Замена трубчатого ГС на кольцевой обоснована повышением жесткости конструкции и выравниванием полей скоростей и давлений на входе в турбину.

Предварительно выполнены газодинамические, тепловые и прочностные расчеты КС с кольцевым ГС с помощью ANSYS, оценено влияние новой конструкции на основные характеристики КС.

Проведен комплекс исследовательских испытаний КС с кольцевым ГС в составе газогенератора (ГГ), в ходе которых:

- оценены параметры и вибрационное состояние ГГ;
- оценено температурное состояние стенок КС с помощью кабельных термопар и термоиндикаторной краски МС470-9 (рис. 2);
- измерено температурное поле газа на выходе из турбины ГГ;
- измерены пульсации статического давления воздуха в КС.

Испытания показали работоспособность новой КС, параметры и вибрационное состояние ГГ в ходе испытаний соответствовали установленным нормам.

Температуры стенок ЖТ и кольцевого ГС, измеренные с помощью кабельных термопар, составили 274-803 ^{0}С на режиме $n_{1пр}$= 90 %. По показаниям термоиндикаторной краски, температура стенок не превысила 850 ^{0}С (предварительно термоиндикаторную краску МС470-9 откалибровали на образцах их материала ХН60ВТ).

Полученное температурное поле газа на выходе из турбины удовлетворяет требованиям конструкторской документации: максимальная неравномерность составила 1,184 - 1,24 при норме 1,25.

Измеренные пульсации давления воздуха не превышают 1,0 % от полного давления на входе в КС.

В настоящее время КС в компоновке с кольцевым ГС проходит опытную эксплуатацию и имеет наработку порядка 2700 ч.



Рис. 2 – Жаровые трубы и кольцевой ГС с термоиндикаторной краской

Список литературы

1. А.Ф. Ивах, Г.П. Гребенюк, М.Н. Ишбулатов, В.И. Арефин, Н.И. Фокин. Особенности конвертирования форсированной по скорости камеры сгорания при работе на природном газе// Вестник СГАУ. Выпуск 2. Часть 2. Самара. 2002 – С. 21-26.

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ СХЕМЫ ОРГАНИЗАЦИИ НИЗКОЭМИССИОННОГО СЖИГАНИЯ КЕРОСИНА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ МНОГОФОРСУНОЧНОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ТОПЛИВА

А.В. Лебедев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lebedev@rtc.ciam.ru
Е.Д. Свердлов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sverdlov@rtc.ciam.ru
К.И. Спиридонов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, spiridonov@ciam.ru

Проектирование малоэмиссионных камер сгорания (МЭКС) на жидком топливе сталкивается с многочисленными проблемами, связанными, как со сложностью моделирования процессов горения, испарения и течения, так и с практическими трудностями, в числе которых стабилизация пламени, виброгорение, проскок пламени и т.д.

При увеличении степени повышения давления, реализация МЭКС по LPP-технологии (Lean Partially Premixed) сопряжена с проблемами самовоспламенения смеси и проскоком пламени в зону смешения. Одним из средств борьбы с этими явлениями может выступать организация течения в смесителе таким образом, чтобы время пребывания топлива в смесителе было меньше времени индукции керосина. Важно также избегать возникновения областей возможной стабилизации пламени в канале смешения. Немаловажную роль играет способ подачи топлива, который должен обеспечивать равномерное смешение и бедное сгорание смеси.

Схема установки представлена на рис. 1. Через струйные форсунки основного топлива 1, расположенные равномерно в сечении канала смесителя 2, в поток горячего воздуха подается керосин. Течение воздуха в канале смесителя организованно без закрутки. Керосин подается спутно с основным потоком воздуха. В смесителе происходит смешение топлива с воздухом и его частичное или полное испарение. При равномерной подаче жидкого топлива через все форсунки отсутствие закрутки потока должно избавить от проблемы оседания капель топлива на стенках смесителя из-за действия центробежных сил. Далее в объеме ЖТ 4 в зоне рециркуляции за стабилизатором 3 происходит горение топливовоздушной смеси. Для запуска камеры сгорания и для подпитки зоны рециркуляции пилотным топливом через коллектор подачи метана подается газообразное топливо непосредственно в зону горения. Коническая поверхность стабилизатора, образующая внутреннюю стенку канала смесителя, выполнена перфорированной. Через перфорацию подается воздух, препятствующий попаданию капель жидкого топлива на стабилизатор.

В рамках работы были проведены расчётные исследования в обеспечение разработки схемы малоэмиссионного сжигания керосина, включающие моделирование распыла, испарения и горения керосина в потоке воздуха. В ходе исследования было изучено влияние различных факторов (давление воздуха, схема подачи топлива, температура воздуха) на характеристики рабочего процесса, в особенности на полноту сгорания и эмиссию NOx. На рис. 2 показана зависимость эмиссии NOx от скорости подачи топлива в поток воздуха. Подача топлива моделируется введением лагранжевых частиц различного диаметра в областях, соответствующих выходам из струйных форсунок.

Полученные данные были использованы при проектировании и отладке демонстрационного образца.

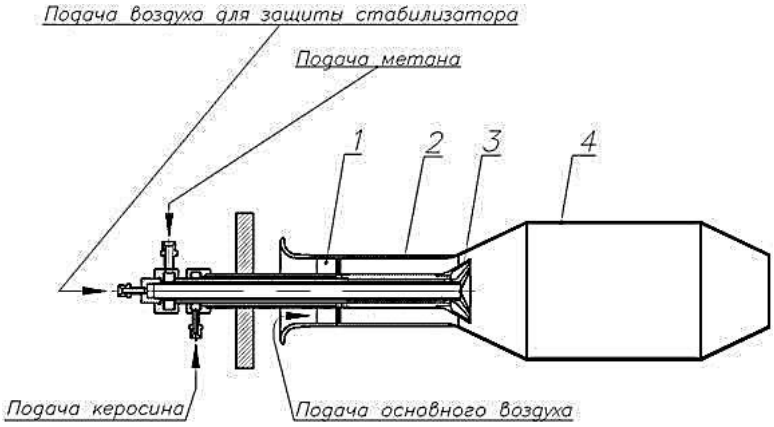


Рис. 1 – Схема МЭКС на жидком топливе. 1 - форсунки основного топлива, 2 - смеситель, 3 стабилизатор, 4 – жаровая труба



Рис. 2 – Зависимость расчётной эмиссии NOx от скорости подачи топливных частиц

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕНОСА ЗА ФРОНТОВЫМ УСТРОЙСТВОМ МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТУ

А.С. Лобасов, ИТ СО РАН, Новосибирск, Alexey.Lobasov@gmail.com
Д.К. Шараборин, ИТ СО РАН, Новосибирск
В.М. Дулин, ИТ СО РАН, Новосибирск
Л. М. Чикишев, ИТ СО РАН, Новосибирск
В.В. Цатиашвили, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
В.Г. Августинович, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
А.В. Бильский, НГУ, Новосибирск
Д.М. Маркович, НГУ, Новосибирск

Качество перемешивания топлива и окислителя в камерах сгорания играет важную роль в стабилизации пламени и образовании вредных выбросов. Численные коды, использующиеся для моделирования турбулентного массопереноса в ГТУ, требуют верификации на экспериментальных данных высокого качества, получение которых часто является весьма непростой задачей. Панорамные оптические методы, такие как анемометрия по изображениям частиц (PIV) и лазерно-индуцированная флуоресценция (ЛИФ), открывают возможность для одновременного измерения распределений поля мгновенной скорости и концентрации. Такого рода данные востребованы для верификации расчетных кодов, важным аспектом которых является модель турбулентного переноса пассивной примеси. Лазерно-индуцированная флуоресценция паров ацетона в комбинации с анемометрией по изображениям частиц может быть использована для количественных измерений скорости потока и локального соотношения топливо/окислитель при постоянной температуре и давлении в отсутствие химических реакций [1].

Целью настоящей работы являлось исследование структуры турбулентного потока и массопереноса в потоке (без горения) горелочного устройства газотурбинного типа, а также получение экспериментальных данных с целью валидации результатов численного моделирования. Для измерений использовались панорамные ЛИФ и PIV методы. Комбинация ЛИФ и PIV систем позволила провести одновременные измерения двумерных распределений мгновенной концентрации пассивной примеси и скорости в модели камеры сгорания при реалистичных значениях расхода. Вместо топлива в камеру сгорания подавался либо воздух с парами ацетона, либо неон с парами ацетона. Во втором случае изучалось влияние стратификации на структуру потока.

В результате экспериментов были измерены интенсивность и направление турбулентного переноса пассивной примеси в различных областях потока. Были экспериментальным путем определены значения таких характеристик как, коэффициент турбулентной диффузии и турбулентной вязкости. Было показано, что в целом распределения напряжений Рейнольдса и турбулентного потока примеси подтверждают корректность использования градиентных моделей замыкания.

Список литературы

1. Lozano, A., Smith, S. H., Mungal, M. G., and Hanson, R. K. Concentration measurements in a transverse jet by planar laser-induced fluorescence of acetone // AIAA J., 1993, Vol. 32, P. 218-221.

ОЦЕНКА РАЗЛИЧНЫХ ПОДХОДОВ К МОДЕЛИРОВАНИЮ ЗАКРУЧЕННЫХ ПОТОКОВ, ПРИМЕНИТЕЛЬНО К УСТРОЙСТВАМ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ПОДГОТОВКИ ТОПЛИВОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГТД

В.А. Назукин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, nazukin@avid.ru

Сжигание предварительно перемешанной топливовоздушной смеси – основная технология, которая используется для снижения эмиссии вредных веществ газотурбинных установок. Несмотря на то, что конструкция жаровой трубы и премиксеров у различных фирм существенно отличается, большинство из них имеют общую особенность – перемешивание топлива с воздухом осуществляется в закрученном потоке.

Если в 80-х годах прошлого века, когда во всём мире только начинали активно разрабатываться малоэмиссионные камеры сгорания, создание и отработка премиксеров осуществлялись в основном экспериментально, то сейчас основным инструментом является вычислительная газодинамика. Главное требование, которое предъявляется к расчётным моделям – способность с высокой точностью прогнозировать поля скоростей и распределение топлива. Кроме того, для сокращения риска возникновения виброгорения необходимо точно моделировать вихревые структуры и оценивать их влияние на поток.

Цель представленной работы – оценка различных подходов к моделированию течения в премиксере с точки зрения точности прогнозирования полей скорости и корректного описания вихревых структур.

Экспериментальное исследование модельного премиксера было проведено в университете Лоуборо (Великобритания), его результаты детально представлены в работах [1-3]. Также было выполнено сравнение результатов данного эксперимента с моделированием с помощью k-e модели турбулентности и метода крупных вихрей (LES) [4], которое показало, что подход, основанный на решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS) не позволяет корректно описать такое явление, как прецессирующее вихревое ядро (ПВЯ) в отличие от LES.

В представленной работе определялось влияние различных параметров, таких как постановка задачи, тип расчёта, модель турбулентности, размер расчётной сетки. Для этого были построены две модели: полная и усечённая (без завихрителя). Для полной модели были сгенерированы 3 расчётные сетки: грубая, средняя и детальная (2.4, 7.2 и 16.7 млн. элементов соответственно), для усечённой модели сетка была эквивалентна средней. Использовался пакет ANSYS CFX v.14.5. Были выполнены как стационарные, так и нестационарные расчёты с различными моделями турбулентности (k-e RNG, SST, SSG RSM, SAS, DES). Сравнению подлежали профили осевой и окружной скорости на выходе из канала предварительного перемешивания, профили осевой скорости в различных сечениях ниже по течению, структура ПВЯ и колебания скорости в точке, в которой они отслеживались в эксперименте.

Результаты показали, что наиболее существенное влияние на профили скорости на выходе из канала предварительного перемешивания оказывает тип расчёта (стационарный или нестационарный). В данном сечении профили скорости, полученные с использованием различных моделей турбулентности и на различных сетках, практически не отличаются друг от друга, однако, по мере удаления сечения от выхода их премиксера разница между результатами возрастает. Во всех сечениях осреднённые во времени результаты нестационарных расчётов лучше совпадают с экспериментом. Расчётная сетка оказывает существенное влияние на устойчивость стационарных расчётов, при уменьшении размеров элементов решение получается квазистационарным, в результате

чего искажается структура течения в расчётной области. Наименее восприимчивой к сетке оказалась SST модель турбулентности.

При нестационарных расчётах на полной модели ПВЯ было корректно описано как с использованием вихреразрешающих моделей (DES, SAS), так и при URANS подходе с SST моделью турбулентности. Во всех случаях частота колебаний скорости была выше экспериментальной на 8-11%. На более грубой сетке вихревые структуры были менее ярко выражены, однако это не оказывало влияния на частоту прецессии.

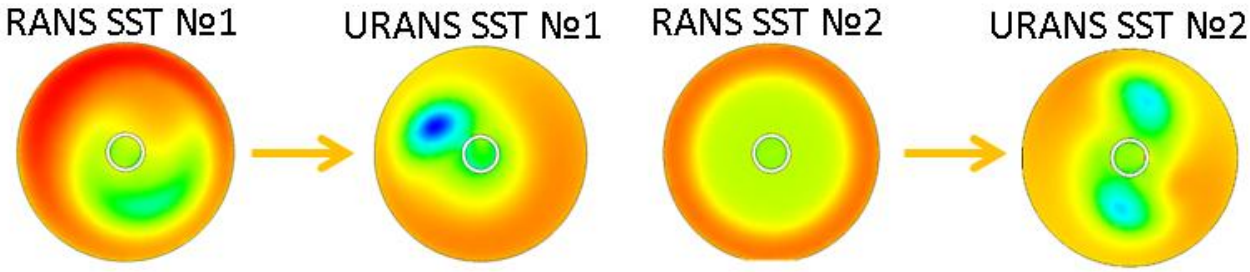


Рис. 1 – Поля статического давления на выходе из премиксера при расчётах усечённой модели

При переходе к усечённой модели было обнаружено, что структура ПВЯ при URANS моделировании зависит от начальных условий (рис.1), существеенного влияния на профили скорости выявлено не было. При использовании DES или SAS моделей начальные условия не оказывают влияния на структуру ПВЯ, однако, вихревые структуры становятся неустойчивыми, что приводит к изменению спектров пульсаций скорости.

Список литературы

1. Midley K. Unsteady Flow Structures in Radial Swirl Fed Fuel Injectors / K. Midgley, A. Spencer, J. J. McGuirk. Paper No. GT2004-53608, Proceedings of ASME Turbo Expo 2004, June 14-17, 2004, Vienna, Austria;
2. Midley K. Vortex breakdown in swirling fuel injectors flow / K. Midgley, A. Spencer, James J McGuirk. Paper No. GT2007-27924, Proceedings of ASME Turbo Expo 2007, May 14-17, 2007, Montreal, Canada;
3. Midgley K. An isothermal experimental study of the unsteady fluid mechanics of gas turbine fuel injector flowfields / Midgley K. PHD Thesis, Loughborough University, 2005;
4. Dunham D. Comparison of URANS and LES CFD methodologies for air swirl fuel injectors / D. Dunham, A. Spencer, James J McGuirk, M. Dianat. Paper No. GT2008-50278, Proceedings of ASME Turbo Expo 2008, June 9-13, Berlin, Germany.

ДОВОДКА МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ НА РЕСУРС

А.А. Пчеляков, ОАО «Кузнецов», Самара, pch0l@mail.ru
В.Е. Николаев, ОАО «Кузнецов», Самара
В.Н. Лавров, ОАО «Кузнецов», Самара, lavr@rambler.ru

На основании поручения Президента РФ по итогам заседания Президиума Госсовета от 27.05.2010 в ОАО «ГАЗПРОМ» утверждена Научно-техническая политика, согласно которой должны быть обеспечены экологические характеристики:

- на 2015 г. NOx не более 50 мг/м^3, CO не более 100 мг/м^3;
- на 2020 г. NOx не более 25…30 мг/м^3, CO не более 100 мг/м^3.

На ОАО «КУЗНЕЦОВ» разработана, изготовлена и находится в эксплуатации малоэмиссионная система горения:

- впервые с 2006 г. по наст. вр. в составе двигателей НК-38СТ;
- с 2008 г. по наст. вр. (суммарная наработка 16 000 ч.) в составе двигателя НК-37;
- с 2013 г. по наст. вр. (суммарная наработка 900 ч.) в составе двигателя НК-36СТ.

Выпущена документация на малоэмиссионную камеру сгорания для двигателя НК-14СТ с перепуском воздуха в обход первичной зоны камеры сгорания.

В настоящее время выпущена документация на унифицированную малоэмиссионную камеру сгорания и принято решение о серийном производстве и установке ее на все двигатели семейства «НК».

Малоэмиссионная система горения включает в себя:

- кольцевую камеру сгорания традиционного типа;
- малоэмиссионные двухконтурные горелки;
- автоматическую систему управления камерой сгорания.

При расчетно-экспериментальной доводке камеры сгорания на ресурс возникли следующие проблемы:

- засоры топливных каналов горелок маслопродуктами из дожимного топливного компрессора;
- перегрев лопаток первого соплового аппарата турбины, жаровой трубы и дежурных зон горелок из-за чрезмерного перераспределения топлива в горелки «богатого» контура камеры сгорания;
- появление повышенных пульсаций давления воздуха в камере сгорания на высоких режимах работы двигателя из-за установки дросселирующих элементов на вход в воздушный тракт горелок;
- повышенные выбросы CO на низких режимах работы двигателя.

При эксплуатации двигателей НК-36СТ и НК-37 и доводке их малоэмиссионных камер сгорания получены следующие результаты:

- выбросы NOx на номинальном режиме работы двигателя $\leq$ 44 мг/м^3;
- выбросы CO на номинальном режиме работы двигателя $\leq$ 30 мг/м^3;
- пульсации давления воздуха в камере сгорания - в области допустимых значений;
- состояние материальной части – удовлетворительное.

РАЗРАБОТКА НИЗКОЭМИССИОННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ ДЛЯ ГПА ГТУ-16 И ГТУ-25 ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ»

Е.Д. Свердлов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sverdlov@rtc.ciam.ru
Г.К. Ведешкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.Н. Дубовицкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.Ф. Хайруллин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
О.Ф. Белопотапов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
А.М. Сипатов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
В.В. Цатиашвили, ОАО «Авиадвигатель», Пермь

На базе оригинальной схемы организации рабочего процесса и общих конструктивных решений в ЦИАМ разработаны низкоэмиссионные камеры сгорания для ГПА на базе ГТУ16 и ГТУ25 ОАО «Авиадвигатель».

Особенностью разработанной схемы организации низкоэмиссионного процесса горения в НКС является формирование одной центральной зоны стабилизации горения больших размеров с помощью конического диффузора жаровой трубы и конического стабилизатора пламени, установленного на выходе из смесителя горелки.

Представлен облик НКС ГТУ16 и ГТУ25, а также компоновка НКС в полноразмерном отсеке для стендовой отработки.

Представлены основные эмиссионные характеристики НКС.

Перечислены проблемы создания НКС для ГТУ с высокими термодинамическими характеристиками.

Представлены фотографии НКС в составе газогенератора перед началом его испытания на стенде Газпрома.

Представлены первые результаты испытаний НКС в составе газогенератора на стенде Газпрома.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ RANS И LES ПРИ ГОРЕНИИ СМЕСИ ТОПЛИВА И ОКИСЛИТЕЛЯ

А.Н. Секундов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, secundov@ciam.ru
С.А. Чепрасов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
К.Я. Якубовский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.Б. Лебедев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lebedev@ciam.ru

Работа посвящена разработке и применению методов прямого численного моделирования горения заранее перемешанного газообразного топлива и окислителя с целью определения особенностей взаимодействия турбулентности и горения. Путем сопоставления методов моделирования крупных вихрей LES (Large Eddy Simulation), а также методов SAS и RANS (Reynolds Averaged Navier-Stocks) [1] определено влияния турбулентных пульсаций на структуру пламени, его эффективную скорость распространения и на эмиссию CO. При разработке и апробации методов расчета были проведены расчеты двух модельных камер сгорания с заранее перемешанными бедными смесями метана с воздухом на входе в камеры. Для описания ламинарного пламени предложено оригинальное модельное уравнение для полноты сгорания C. Расчеты проводились с использованием упрощенного описания кинетики с помощью Un - задачи и

применения модельного уравнения для C [2], а также по редуцированной кинетической схемы горения метана в воздухе DRM-19 [3] (21 компонент и 84 реакции). При расчете методом LES с редуцированной кинетикой использовался прием искусственного утолщения фронта пламени. Оказалось, что результаты расчетов по упрощенной модели горения и с использованием редуцированной кинетической схемы DRM-19 близки между собой. Показано, что максимальные значения молярной концентрации CO, вычисленные внутри фронта пламени методом RANS, в 3-4 раза больше, чем при расчете методом LES и последующем осреднении по времени. Эта величина характеризует порядок возможной погрешности при использовании «квазиламинарной» модели горения [4] из-за пренебрежения турбулентными пульсациями. Методические расчеты показали, что использование расчетных сеток, содержащих более 10 миллионов ячеек, не достаточно для точного разрешения внутренней структуры фронта пламени. Предварительный анализ трехмерной картины фронта пламени при выбранных в данном исследовании параметрах u′/ Un и Lt/δ (u′, Lt и δ – соответственно, пульсационная скорость, интегральный масштаб турбулентности и толщина фронта пламени) показал, что односвязность фронта пламени не нарушается.

Было, также, проведено предварительное исследование неустойчивости горения в модельных низко эмиссионных камерах сгорания. Теоретический (на основании критериев устойчивости Кузнецова-Зайцева [5]) и расчетный анализ устойчивости горения в модельной гомогенной камере сгорания показал возможность появления автоколебаний и даже проскока пламени вверх по потоку от стабилизатора при учете только чисто теплового механизма потери устойчивости. Расчетное исследование нескольких вариантов камер сгорания, выполненных методами DES, DDES и SAS [6]показали заметное влияние на неустойчивость горения задания граничных и начальных условий на входе и на выходе камеры. Так, при граничном условии на входе в камеру сгорания давления P = const проскок присутствует, а при задании расхода G или скорости U постоянными – проскока нет. На выходе из камеры сгорания при задании плотности ρ = ρ (C) течение более устойчиво, чем при ρ = ρ (C, P). Уменьшение концентрации топлива Z (обеднение смеси), увеличение начальной температуры смеси и уменьшение начальной турбулентности увеличивает устойчивость горения. Анализ результатов расчета показал, что акустика играет второстепенную роль и главным образом проявляется через изменение граничных условий. Изменение модели горения (кинетика DRM-19 или уравнения для C) меняет динамику колебательного процесса в камере сгорания, при этом не приводя к появлению проскока пламени.

Список литературы

1. ANSYS Fluent. Theory guide. — 2009 — V.12.
2. Секундов А.Н., Чепрасов С.А., Якубовский К.Я. Сопоставление результатов моделирования полей CO на фронте пламени методами RANS и LES. — М.: РАН ТВТ, 2015 — Т. 53. — № 5. — с. 1- 5.
3. Козлов В.Е., Лебедев А.Б., Секундов А.Н., Якубовский К.Я. Эмиссия оксидов углерода при сжигании бедных заранее перемешанных метановоздушных смесей. — М.: Химическая физика, 2010 — Т. 29. — № 7. — с. 37- 47.
4. Козлов В.Е., Лебедев А.Б., Секундов А.Н., Якубовский К.Я. Моделирование скорости турбулентного горения на основе «квазиламинарного» подхода. — М.: РАН ТВТ, 2009 — Т. 47. — № 6. — с. 1-8.
5. Секундов А.Н. Некоторые трудности моделирования турбулентных течений. — Lambert Academic Publishing. Germany, 2014. —144 с.
6. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течениях. — С. Пб.: Изд-во Политехнического университета, 2012. — 157 с.

РАЗРАБОТКА МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ С МНОГОМОДУЛЬНЫМ ФРОНТОВЫМ УСТРОЙСТВОМ ДЛЯ ГТУ МОЩНОСТЬЮ 25 МВТ

А.М. Сипатов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, sipatov@avid.ru
В.В. Цатиашвили, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
И.У. Фагалов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
Т.В. Абрамчук, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
В.А. Назукин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
А.Д. Нугуманов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь

В период с 2007-2011г. в ОАО «Авиадвигатель» проводились работы по созданию камеры сгорания с многомодульным фронтовым устройством. В результате экспериментальной доводки на одногорелочном отсеке и полноразмерном газогенераторе 84ГГ-02 достигнут уровень эмиссии выбросов вредных веществ: $NOx_{15\%}$ = 121 мг/нм^3, $CO_{15\%}$ – 5 мг/нм^3 на режиме 100% ГТУ-16П.

В 2013 г. было принято решение о дальнейшей доводке камеры сгорания с многомодульным фронтовым устройством до требований ГОСТ 29328. Согласно требованиям ГОСТ 29328 п. 2.8.15 содержание оксидов азота в отработавших газах ГТУ при работе с нагрузкой от 0,5 до 1,0 номинальной не должно превышать 50 мг/ м^3 на газообразном топливе.

Исходная конструкция была кардинальным образом переработана. В результате изменений многомодульное фронтовое устройство состоит из пяти периферийных и одного центрального модуля, обеспечивающих сжигание «бедной» предварительно перемешанной топливовоздушной смеси (ТВС). Периферийные модули имеют в своей конструкции индивидуальные пилотные горелки для работы на низких и переходных режимах и поддержания горения «бедной» ТВС. Топливопитание периферийных модулей производится от трех топливных коллекторов: два питают гомогенный контур через лопатки завихрителя, что позволяет управлять полем концентрации на выходе в радиальном направлении, и один питает пилотную горелку.

Центральный модуль обеспечивает устойчивую, без пульсаций давления, работу камеры сгорания на низкоэмиссионных режимах. Данный модуль может работать в широком диапазоне коэффициента избытка воздуха, т.к. имеет индивидуальный подвод топлива.

Была выполнена численная доводка конструкции как отдельных элементов, так и 1/12 всей камеры сгорания. В частности, выполнена численная оптимизация конструкции смесителей, по результатам которой были выбраны лучшие варианты для последующих испытаний. После доводки конструкции смесителей выполнены трехмерные газодинамические расчеты по определению полей температуры и уровня эмиссии вредных веществ для сектора 1/12 камеры сгорания с многомодульным фронтовым устройством.

К настоящему времени изготовлен опытный образец многомодульной КС для ГТУ-25П, который проходит испытания в составе одногорелочного отсека на стенде с высокими параметрами ОАО «Авиадвигатель». Выполнены холодные продувки с целью определения коэффициента расхода воздуха. Выполнены испытания с измерением эмиссии вредных веществ и пульсаций давления на режимах с имитацией параметров 0,7…1.0 Ne ГТУ-25ПА, получен уровень $NOx_{15\%}$ = 42…46 мг/нм^3, $CO_{15\%}$ = 0 мг/нм^3, уровень пульсаций давления по двойной амплитуде не превышал 0,1 кгс/см^2. В связи с тем, что многомодульная КС показала хороший результат по экологическим характеристикам на режимах 0,7 … 1,0 Ne ГТУ-25П в ближайшее время будет выполнен

полный цикл испытаний по определению основных характеристик КС (режимы розжига и запуска, исследование экологических характеристик и уровня пульсаций давления во всем диапазоне мощности ГТУ-25П, оценка поля температуры газа на выходе из КС, проверка отсутствия стабилизации пламени в фронтовом устройстве, определение оптимального алгоритма управления подачи топливного газа).

После завершения испытаний многомодульной КС в составе полноразмерного отсека на стенде с высокими параметрами, будет изготовлен комплект многомодульной КС для испытания в составе ремонтного серийного двигателя ГТУ-25П.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИНТЕЗ-ГАЗА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ГТУ

Ю.И. Цыбизов, ОАО «Металлист-Самара», Самара
Ю.С. Елисеев, ОАО «Металлист-Самара», Самара
Д.Г. Федорченко, ОАО «Металлист-Самара», Самара
Ю.А. Кныш, СГАУ, Самара, knysh194@mail.ru

Обеспечение экологической безопасности, высокой надежности и экономичности ГТУ являлось и является определяющими факторами конкурентоспособности выпускаемой предприятиями продукции как на внешнем, так и внутреннем рынках. Анализ состояния работ по камерам сгорания (КС) ГТД и ГТУ, ориентированных на достижение низкой эмиссии NOx и CO, как один из основных факторов конкурентоспособности, показывает, что создание теперь уже малоэмиссионной системы горения связано со значительным усложнением конструкции КС (малоэмиссионная КС) и самого двигателя, требует разработку специальной системы регулирования подачи топлива и регулируемого перепуска воздуха из КС, что обусловливает большие финансовые затраты на расчетно-экспериментальную отработку рабочего процесса горения, доводку и изготовление [1]. В связи с этим на повестке дня — поиск новых нетрадиционных подходов к решению задачи дальнейшего снижения уровней эмиссии продуктов сгорания. В последнее время наблюдается рост интереса разработчиков ГТУ к применению водородосодержащих топлив. При этом в качестве основного источника водорода рассматривается синтез-газ (CO+H2), получаемый путем конверсии метана природного газа. Несмотря на то, что и здесь предстоит решить ряд сложных научно-технических задач (новые каталитические материалы, конструкция каталитического генератора, применительно к условиям эксплуатации ГТУ и т. д.), такая работа является весьма перспективной, имея в виду достигаемые в эксперименте низкие уровни эмисси NO_x и CO [2]. Решаемая в настоящее время на предприятии совместно с национально исследовательским университетом (СГАУ) задача — разработка и внедрение малоэмиссионной системы горения ГТУ с автономным генератором синтез-газа.

В докладе приводятся отдельные результаты исследований горения метановодородной смеси. Рассмотрены вопросы использования синтез-газа на ГТУ НК-16СТ для обеспечения требований ОАО «Газпром» 2020 года.

Список литературы

1. Лавров В.Н., Постников А.М., Цыбизов Ю.И., Мальчиков Г.Д., Гребнев В.В., Морозов А.В. Разработка системы низкоэмиссионного горения топлива в газотурбинных установках. Вестник СГАУ, т.2. Самара, 2007.
2. Кныш Ю.А., Цыбизов Ю.И., Дмитриев Д.Н., Горшкалев А.А. Формирование в каналах блочного катализатора микровихревых потоков газа с интенсивной закруткой Вестник СГАУ, №3 (34), 2012

РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОГРАММЫ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ НА ОАО «МЕТАЛЛИСТ-САМАРА»

Ю.И. Цыбизов, ОАО «Металлист-Самара», Самара
Ю.С. Елисеев, ОАО «Металлист-Самара», Самара
Д.Г. Федорченко, ОАО «Металлист-Самара», Самара
И.А. Зубрилин, СГАУ, Самара, knysh194@mail.ru

Основным направлением деятельности предприятия ОАО «Металлист-Самара» является производство и ремонт камер сгорания ракетных и газотурбинных двигателей (авиационных и промышленных), включая ремонтно-восстановительный цикл и изготовление вновь, в частности, камеры сгорания двигателя SGT-600 фирмы Siemens Industrial Turbomachinery AB (Швеция), используемого в качестве привода газоперекачивающего агрегата на компрессорных станциях ОАО «Газпром».

В связи с внедрением программы импортозамещения при отсутствия технических характеристик этого двигателя потребовалось определение термодинамических параметров его, а также выполнение расчетных исследований рабочего процесса горения в штатной камере сгорания на супер-ЭВМ «Сергей Королев» национально исследовательского университета СГАУ. Для этой цели по исходной 3D модели штатной камеры сгорания разработана математическая модель. На математическую модель наложена сетка переменной густоты. Общее число ячеек составило 94600000. Минимальный размер ячеек – 0,004 м, максимальный размер – 0,029 м. Сетка – тетраэдрального типа. Нормальный угол кривизны – 30°. Время расчета – 28 часов.

В докладе представлены основные результаты расчетных исследований процесса горения и эмиссионные характеристики. Дано сравнение расчетного и измеренного уровня эмиссии NO_x и CO и на основании обобщений опыта создания малоэмиссионных камер сгорания намечены пути модернизации камеры сгорания с целью обеспечения норм по эмиссии ОАО «Газпром» 2020 года.

СЕКЦИЯ 4 – ПРОЧНОСТЬ, НАДЁЖНОСТЬ, НОВЫЕ КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

ДИСКОВЫЕ СПЛАВЫ XXI ВЕКА

Г.С. Гарибов, ОАО «ВИЛС», Москва, Garibov@oaovils.ru

В ВИЛС'е завершены теоретические и экспериментальные исследования технологии производства перспективных гранулированных жаропрочных никелевых сплавов при больших скоростях охлаждения для авиадвигателей 5-го и 6-го поколений. При этом, диспергируя структурные составляющие, можно существенно уменьшить химическую неоднородность по объему металла. Появилась возможность получать однородный монолитный материал самого сложного легирования в виде заготовок дисков турбин и компрессоров ГТД [1].

Созданы перспективные сплавы класса ВВП с уникальными служебными характеристиками, даже по сравнению с таким замечательным сплавом как ЭП741НП. Они имеют прорывной характер и намного превышают уровень самых высоких свойств, достигнутых на сплавах ЭП741НП и ЭП962П [2,3].

Сплавы ВВ750П и ВВ751П запатентованы и прошли паспортизацию в ВИАМ'е, вошли в ГОСТ на гранулированные жаропрочные никелевые сплавы.

Для двигателя ПД14 были изготовлены большие партии крупногабаритных дисков из сплава ВВ751П более 15 типоразмеров, всего более 168 штук. Их производство в ВИЛС'е сертифицировано АР МАК.

Трещиностойкость сплава ВВ751П, исследованная в ЦИАМ'е, оказалась ниже, чем у сплава ВВ741П. Разработаны и выпущены ТУ1-809-655-2014 на заготовки дисков из сплава ВВ751П [2].

Была создана быстроходная установка для плазменной плавки и центробежного распыления литых заготовок на мелкие гранулы размером 20-70 мкм. Теперь все диски из сплавов класса ВВП изготавливают из гранул крупностью менее 70 мкм.

Контрольные и всесторонние исследования качества материала, структуры и уровня механических свойств сплава ВВ751П, проведенные на крупногабаритных дисках диаметром до 640 мм и массой до 270 кг, показали возможность получения однородной мелкозернистой структуры с мелкими выделениями упрочняющей γ'–фазы и равномерным распределением карбидов, с одинаковым высоким уровнем механических свойств – предела прочности на уровне 1600МПа, предела текучести 1200МПа, длительной прочности и сопротивления МЦУ при температуре 650°С, равных 1100МПа на 20000 циклах [2,5].

Дальнейшее развитие работ по дисковым сплавам позволило за счет дополнительного карбидного упрочнения и уменьшения размера зерна получить более высокие прочностные характеристики и повышенное сопротивление МЦУ. Разработан уникальный **высокопрочный** сплав [4÷7,] характеристики которого показаны в приведенной таблице. Сплав запатентован. Его марка - ВВ752П. Изготовлены и испытаны

опытные образцы крупногабаритных дисков для ОАО «Авиадвигатель», предстоит паспортизация сплава в ВИАМ'е.

Впервые был создан новый **высокожаропрочный** сплав ВВ753П. Удалось одновременно повысить характеристики прочности и жаропрочности за счет усложнения легирования новыми элементами (Re,Ta), что позволило дополнительно упрочнить матрицу сплава, упрочнить и увеличить количество упрочняющей γ'–фазы [8÷10]. Изготовлены и испытаны натурные образцы дисков для авиадвигателя ПД14 ОКБ Генерального конструктора А.А. Иноземцева. Обращает на себя внимание уникальная жаропрочность сплава - при 650°С - 1160МПа, при 750°С – 770-800МПа. Предстоит паспортизация сплава в ВИАМ'е. Служебные характеристики сплава ВВ753П показаны в приведенной таблице.

Исходя из опыта применения жаропрочных никелевых сплавов ЭИ698-ВД, ЭП741НП, ЭП742-ИД, представляется, что гранулированные сплавы ВВ752П и ВВ753П могут послужить авиадвигателестроению до 2050 года XXI века[11].

Список литературы

1. Гарибов Г.С. Металлургия гранул – основа создания перспективных авиационных двигателей.- Технология легких сплавов, 2007, № 1, с.66÷78.
2. Гарибов Г.С., Востриков А.В., Гриц Н.М., Федоренко Е.А. Создание нового высокопрочного сплава ВВ751П для перспективных газотурбинных двигателей.- Технология легких сплавов,2009,№1, с. 34÷39.
3. Гарибов Г.С., Востриков А.В., Гриц Н.М., Федоренко Е.А. Разработка новых гранулированных жаропрочных никелевых сплавов для производства дисков и валов авиационных двигателей.- Технология легких сплавов,2010,№2, с. 34÷43.
4. Гарибов Г.С., Востриков А.В., Гриц Н.М., Федоренко Е.А. Разработка и исследование нового гранулируемого высокопрочного жаропрочного никелевого сплава ВВ752П для перспективных изделий авиационной техники. - Технология легких сплавов,2011,№1, с. 7÷11.
5. Garibov G.S., Vostrikov A.V., Grits N.M., Fedorenko E.A. Evolution of the Technology, Structure and Mechanical Properties of PM Superalloys Produced by HIP. -In book: Proceedings of the 2011 International Conference on Hot Isostatic Pressing.- April 12-14, 2011, Kobe, Japan, p.p.27÷31.
6. Гарибов Г.С., Гриц Н.М. Пути создания новых высокожаропрочных гранулируемых сплавов для перспективных авиадвигателей. - Технология легких сплавов,2012,№3, с. 35÷43.
7. Гарибов Г.С., Гриц Н.М. Эволюция характеристик гранулируемых сплавов для авиадвигателей.- Технология легких сплавов, 2013, №4, с.106-112.
8. Garibov G.S., Grits N.M., Development Prospects of Disk Aircraft Materials Produced via the Powder Metallurgy Technique and Direct Hipping.- In book: Proceeding HIP'14. 11TH International Conference on Hot Isostatic Pressing. 9-13 June, 2014. – Stockholm, Sweden, 2014, p.p. 281÷290.
9. Гарибов Г.С. Вклад В.И. Добаткина в теорию кристаллизации жаропрочных никелевых сплавов. - Технология легких сплавов,2015,№3, с.34 ÷42.
10. Гарибов Г.С., Востриков А.В., Гриц Н.М., Федоренко Е.А., Волков А.М. Универсальный гранулируемый суперсплав ВВ753П для роторных деталей ГТД.- Технология легких сплавов,2015, с.32 ÷37.
11. Гарибов Г.С., Востриков А.В., Гриц Н.М. Гранулированные дисковые сплавы разработки ОАО «ВИЛС» для решения перспективных задач отечественного авиационного двигателестроения. – В кн.: Сборник материалов научно-технической конференции, посвященной 100-летию со дня рождения главного конструктора П.А. Колесова. Том 1. – Рыбинск, 23-25 марта 2015 года, с. 72÷77.

СОВРЕМЕННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СВОЙСТВ МАТЕРИАЛОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.В. Ильин, ООО «Мелитэк», Москва, Svetlana.Pichkar@melytec.ru

1. Основные направления деятельности компании Мелитэк в области исследований материалов.

Краткий обзор новейшего оборудования для исследования свойств новых материалов для аэрокосмической промышленности.

2. Системный подход компании Мелитэк при оснащении испытательных центров.

Приведен обзор методов работы компании «Мелитэк» при оснащении предприятий и исследовательских учреждений аэрокосмической промышленности современным испытательным оборудованием. Приведены доводы в пользу системного подхода при оснащении предприятий аэрокосмической отрасли современным оборудованием для контроля качества и прогнозирования свойств новых материалов.

3. Современные испытательные системы для прогнозирования свойств новых материалов для аэрокосмической промышленности.

Обзор новых решений для исследования и прогнозирования свойств композиционных и металлических материалов.

4. Результаты работы компании Мелитэк и примеры реализованных проектов на предприятиях аэрокосмической отрасли в области испытаний и исследования свойств материалов.

Примеры реализованных проектов на различных предприятиях и в научно-исследовательских центрах авиационной промышленности России и СНГ в области изучения и прогнозирования свойств композиционных и металлических материалов.

5. Тенденции и перспективы развития оборудования для исследования свойств материалов.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА И КОМПРЕССОРА СОВРЕМЕННЫХ ГТД НА СТАДИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

М.Е. Колотников, НИИ механики МГУ, Москва, mekolotnnikov@mail.ru
В.В. Веденеев, НИИ механики МГУ, Москва
П.В. Макаров, АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва, kbpr@salut.ru

Анализ эксплуатационных дефектов в лопатках вентилятора и компрессора газотурбинных двигателей наглядно показывает, что основная масса дефектов связана с появлением в лопатках усталостных трещин или усталостных разрушений. Такое положение обусловлено с одной стороны недостаточностью располагаемых характеристик сопротивления усталости лопаток или деградацией этих характеристик в процессе

эксплуатации, с другой стороны - недостаточной изученностью динамической нагруженности лопаток на этапе создания двигателя. Как правило, динамическая напряжённость лопаток компрессора и вентилятора определяется прямым тензометрированием лопаток при проведении стендовых испытаний узлов компрессора и вентилятора, а также полноразмерных двигателей, включая испытания по проверке на флаттер. Эти испытания являются очень дорогими и для повышения их эффективности необходимо уже на стадии проектирования оценить уровень переменных напряжений на потенциально опасных резонансных режимах и исключить возможность возникновения флаттера лопаток при работе на линии рабочих режимов компрессора.

Разработке подходов и методов решения этой проблемы посвящена тема настоящей работы.

Рассматривается задача о вынужденных колебаниях лопаток компрессора, возбуждаемых лопатками впереди и сзади стоящими лопатками направляющих аппаратов Решение задачи о возбуждающих силах проводится в среде ANSYS CFX-15. В качестве исходных данных используется расчёт компрессора на потенциально опасном резонансном режиме. Для этого режима вычленяются данные для рассматриваемой ступени, которая подробно моделируется. Проводится расчёт неустановившегося течения в осевом зазоре ротор-статор без осреднения в окружном направлении, из которого выделяется гармоническая составляющая с заданной частотой. Полученные данные о величине рассматриваемой гармонической составляющей передаются из ANSYS CFX-15 в ANSYS MECHANICAL, где вычисляются амплитуды резонансных колебаний с учётом данных о конструкционном и аэродинамическом демпфировании лопаток при колебаниях по заданной форме. Обсуждаются методика и результаты проведенных экспериментальных исследований параметров конструкционного демпфирования лопаток компрессора и вентилятора различных типоразмеров, из разных материалов и с различной конструкцией соединения с диском («ласточкин хвост», «заводной замок», «блиск»).

Рассматривается проблема прогнозирования условий возникновения флаттера в рабочих колёсах вентиляторов и турбин современных газотурбинных двигателей и установок. В настоящее время эта проблема становится наиболее острой при проектировании современных ГТД и ГТУ в связи с уменьшением количества ступеней и повышением аэродинамических нагрузок на ступень. Анализируются четыре наиболее распространённых подхода к решению этой задачи. Обосновывается выбор «энергетического метода» в пространственной постановке, как наиболее простого в реализации и позволяющего сделать существенный шаг в задаче более точного прогнозирования условий возникновения флаттера по сравнению с существующими эмпирическими одно- и двухпараметрическими критериями. Обсуждается разработанный алгоритм реализации указанного метода для решения задач прогнозирования флаттера в рабочих колёсах вентиляторов и турбин. Приводятся результаты исследования влияния параметров моделирования конструкции, схемы вычисления и других факторов на результат прогноза условий возникновения флаттера. Показано, что в ряде случаев удается выполнить расчёт предельного цикла автоколебаний, что позволяет перейти от задачи прогнозирования условий возникновения флаттера к задаче о динамической напряжённости лопаток и оценки их прочности в случае возникновения флаттера. Приводятся результаты специальных экспериментов на флаттер рабочих колёс вентилятора, которые иллюстрируют хорошее совпадение прогнозируемых условий с результатами эксперимента. Обсуждаются проблемы, возникающие при использовании данного метода для прогнозирования условий возникновения флаттера, а также пути развития рассмотренного подхода.

ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ОСНОВЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОЧНОСТИ, РЕСУРСА, ЖИВУЧЕСТИ И БЕЗОПАСНОСТИ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

Н.А. Махутов, ИМАШ РАН, Москва, kei51@mail.ru
М.М. Гаденин, ИМАШ РАН, Москва, safety@imash.ru
А.Н. Романов, ИМАШ РАН, Москва, alrom37@mail.ru

Современная тенденция в проектировании и эксплуатации узлов и агрегатов современных авиадвигателей в направлении повышения прочности и ресурса их несущих, экстремально нагруженных элементов с целью обеспечения эксплуатационной безопасности обусловливает необходимость проведения соответствующих расчетов как с учетом условий номинального упругого деформирования, так и с анализом и обоснованием в таких расчетах сопротивления неупругим (упругопластическим и реологическим) деформациям и разрушению в нелинейной, упругопластической области деформирования [1-4]. Допустимость возможности возникновения неупругих деформаций в рассматриваемых конструкциях и необходимость их надлежащего учета в расчетах прочности вытекает из требований оптимизации веса конструкций и совершенствования технологических возможностей при их изготовлении.

Так как при эксплуатации авиадвигателей в значительном числе случаев имеет место циклическое нестационарное нагружение, то для наиболее нагруженных их зон становится характерным наличие как статических, так и циклических упругих и упругопластических деформаций. При таких режимах деформирования анализ условий образования предельных состояний в материале по возникновению трещин или по окончательному разрушению в процессе проектирования является необходимым этапом в процедурах обоснования безопасных параметров последующей эксплуатации [5-7].

Известно, что при наличии упругопластических деформаций расчеты сопротивления статическому и циклическому разрушению должны осуществляться в деформационных параметрах [3]. Поэтому для оценки прочности и ресурса в упругопластической области необходимо использование методов расчета кинетики местных (локальных) деформаций и соответствующих деформационных критериев разрушения [1-5], являющихся фундаментальным научным базисом анализа условий достижения в рассматриваемых несущих элементах и в их критических зонах предельных состояний, обусловливающих возникновение в них как локальных, так макроразрушений, приводящих к авариям и катастрофам.

В общем случае анализ повреждаемости узлов и агрегатов авиадвигателей в процессе эксплуатации и условий их перехода в критические предельные состояния в результате многофакторных инициирующих воздействий основывается на расчетно-экспериментальных методах определения прочности, ресурса, надежности, живучести и безопасности (рис. 1). При этом разработка предложений по расчетным схемам и расчетным случаям для различных стадий жизненного цикла, включая стадии проектирования, изготовления, испытаний и эксплуатации, построение системы уравнений для описания взаимосвязи текущих повреждений, внешних воздействий и реакций на них должно осуществляться на базе концепции учета изменения механических свойств материалов на всех названных выше стадиях жизненного цикла [1, 3, 6].

На стадии проектирования в расчеты прочности и ресурса закладываются исходные механические свойства материала. Оценки текущего состояния рассматриваемых конструктивных элементов производятся с учетом фактических механических свойств материала, полученных в результате проведения соответствующих контрольных исследований. Расчеты остаточного ресурса по критериям достижения предельных

состояний проводятся с использованием данных как о фактических на текущий момент механических свойств материала, так и об их прогнозных характеристиках.



Рис. 1 – Структура анализа условий достижения предельных состояний

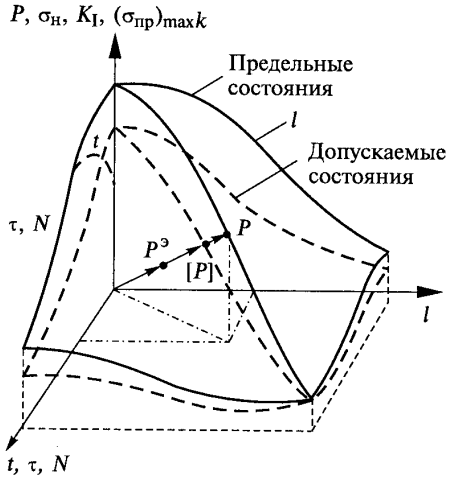


Рис. 2 – Схема построения предельных и допускаемых состояний

Современные тенденции проектирования экстремально нагруженных агрегатов и анализ условий их работы, исходя из определяющих требований обеспечения безопасной эксплуатации, предполагают использование концепции рисков [3, 7-10]. Каждому типу возможного отказа или разрушения, связанного с достижением в анализируемом элементе предельного состояния, соответствует определенное снижение уровня безопасности его эксплуатации, который может оцениваться через величины рисков $R^э(\tau)$ на определенном этапе $\tau^э$ времени, количественные значения которых могут быть получены через вероятности $P_i^э(\tau)$ возникновения каждой из названных i ситуаций и величины возможных экономических ущербов $U_i^э(\tau)$ при их реализации

$$R^э(\tau) = F_R\left\{P_i^э(\tau), U_i^э(\tau)\right\}. \qquad (1)$$

Параметр обеспечения безопасности в этом случае с учетом выражения (1) может быть представлен в виде соответствующего запаса

$$n_R = R_к(\tau)/R_i^э(\tau), \qquad (2)$$

где $R_к(\tau)$ - критический (недопустимый) риск для объекта; $R_i^э(\tau)$ - расчетный риск на момент его эксплуатации τ в i-ом режиме; n_R – запас безопасности по рискам.

В общем случае на основе изложенных положений для анализа условий образования критических повреждений в анализируемом узле или элементе авиадвигателя могут быть построены пространственные поверхности предельных и допускаемых

состояний (рис. 2), координатными осями для которых являются:

- ось показателей эксплуатационной нагруженности (усилий P, номинальных напряжений $\sigma_н$, коэффициентов интенсивности напряжений K_I, приведенных локальных максимальных напряжений $(\sigma_{пр})_{max\,k}$ в зонах концентрации);
- ось температурно-временных и циклических параметров эксплуатации (температура t, время τ, число циклов нагружения N);
- ось состояния дефектности (размеры l дефектов с учетом их формы и пространственного расположения).

Образование разрушений, недопустимых пластических деформаций или трещин в анализируемом элементе соответствует достижению предельного состояния (поверхности предельных состояний). Предельная нагрузка P в этом случае является вектором, проходящим через начало координат с углами, соответствующими данному состоянию элемента (по параметрам l, t, τ, N, $\sigma_н$, K_I, $(\sigma_{пр})_{max\,к}$). Если при этом ввести необходимые запасы n по указанным параметрам, то от поверхности предельных состояний можно перейти (через область между штриховой и сплошной кривыми на рис. 2) к поверхности допускаемых состояний и допускаемой нагрузке $[P]$. На этой основе прочность, ресурс и живучесть, а следовательно и безопасность эксплуатации, можно считать обеспеченными, если вектор эксплуатационной нагрузки для тех или иных конкретных условий $P^э$ будет меньше или равен вектору допускаемой для этих условий нагрузки $[P]$, т.е. $P^э \le [P]$.

Классические (традиционные) методы расчета прочности и ресурса развивались в предположении бездефектного конструкционного материала (l=0). В этом случае от предельных и допускаемых поверхностей можно перейти к предельным и допускаемым кривым (в плоскости «P, $\sigma_н$, K_I, $(\sigma_{пр})_{max\,к}$ – t, τ, N») – статической (при заданной температуре t), длительной статической (по заданному времени τ) и циклической (по заданному числу циклов N) прочности.

Прочность и живучесть на первых этапах определялись по критериям линейной механики разрушения (статическая трещиностойкость) для плоскости «P, $\sigma_н$, K_I, $(\sigma_{пр})_{max\,к}$ – l». Для современных расчетов прочности, ресурса и живучести по предельным и допускаемым состояниям (рис. 2) является важным принятие единых уравнений состояния, единых критериев разрушения и единых комплексов расчетных характеристик. При этом перспективным является поэтапный переход от расчетов в напряжениях (что принято в большинстве нормативных документов) к расчетам в деформациях.

Рассмотренный подход к оценке прочности, ресурса и живучести является фундаментом для проведения комплексных оценок эксплуатационной безопасности авиадвигателей по параметрам рисков при сложных эксплуатационных воздействиях.

Список литературы

1. Махутов Н.А., Рачук В.С., Гаденин М.М. и др. Прочность и ресурс ЖРД. М.: Наука. 2011. – 525 с. (Серия Исследования напряжений и прочности ракетных двигателей).
2. Махутов Н.А., Рачук В.С., Гаденин М.М. и др. Напряженно-деформированные состояния ЖРД. М.: Наука, 2013. 646 с. (Исследования напряжений и прочности ракетных двигателей).
3. Махутов Н.А. Прочность и безопасность: фундаментальные и прикладные исследования. – Новосибирск: Наука, 2008. - 528 с.
4. Гаденин М.М. Оценка влияния режимов нагружения на условия достижения предельных состояний и назначение запасов. Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2013, т. 79, № 10. С. 65-70.
5. Махутов Н.А., Гаденин М.М. Комплексные расчетно-экспериментальные методы оценки штатных и предельных состояний высокорисковых объектов.

Доклады Сессии Научного совета РАН по автоматизированным системам диагностики и испытаний. Москва. 26 ноября 2014 г. М.: Издательский дом «Спектр», 2014. С. 34-57.
6. Гаденин М.М. Характеристики механических свойств материалов в анализе условий достижения предельных состояний. Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2012, т. 78, № 2. С. 58-63.
7. Гаденин М.М. Многопараметрический анализ условий безопасной эксплуатации и защищенности машин и конструкций по критериям прочности, ресурса и живучести. Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2012, № 6. С. 50-56.
8. Махутов Н.А., Гаденин М.М. Техническая диагностика остаточного ресурса и безопасности. Учебное пособие. Под общ. ред. В.В.Клюева. М.: Издательский дом «Спектр», 2011. – 187 с. (Серия «Диагностика безопасности»).
9. Махутов Н.А., Гаденин М.М., Чернявский А.О. Шатов М.М. Анализ рисков отказов при функционировании потенциально опасных объектов. Проблемы анализа риска. 2012, том 9, № 3. С. 8-21.
10. Махутов Н.А., Гаденин М.М. Научное обоснование промышленной безопасности на основе концепции риска. Федеральный справочник. Национальная безопасность России. Том 1. М.: НП «Центр стратегического партнерства. 2014 г., №1. С. 323-332.

НОВЫЕ ЖАРОПРОЧНЫЕ КОМПОЗИТЫ

С.Т. Милейко, ИФТТ РАН, Черноголовка, mileiko@issp.ac.ru

Необходимость разработки новых жаропрочных материалов с температурой использования в условиях рабочей лопатки газовой турбины выше 1100^oC сегодня очевидна. Достаточно очевидно для специалистов-материаловедов, что радикальными путями в этом направлении должны быть разработки волокнистых композитов на основе тугоплавких металлов и высокоэнтропийных сплавов, позволяющих обеспечить нужный баланс основных характеристик жаропрочных материалов – крипостойкости, трещиностойкости и сопротивления газовой коррозии. Эти разработки ведутся в ИФТТ РАН. Что касается жаропрочных материалов статора, то по-видимому, промышленные технологии композитов SiC_f-SiC_m, развитые в США и ЕС, в значительной степени обеспечивают потребности газотурбостроения в ближайшее десятилетие. Тем не менее, в ИФТТ ведутся разработки композитов, альтернативных SiC_f-SiC_m. В докладе представлены результаты работ по четырём типам жаропрочных композитам.

1. Композиты с оксидным волокном и молибденовой матрицей

Такого типа композиты рассматривались ранее как модельные для исследования основных механических свойств жаропрочных композитов [1] и, несколько позднее, - как источник для получения оксидных волокон для армирования относительно жаростойких матриц [2]. В последнее время был обнаружен эффект торможения окисления молибдена в качестве матрицы (Рис.) при условии армирования её оксидным волокном, содержащим элементы, образующие молибдаты [3]. Таковыми могут быть, в частности, иттрий и лантаноиды. Длительная прочность этих композитов существенно превышает длительную прочность лучших молибденовых сплавов (Рис.).

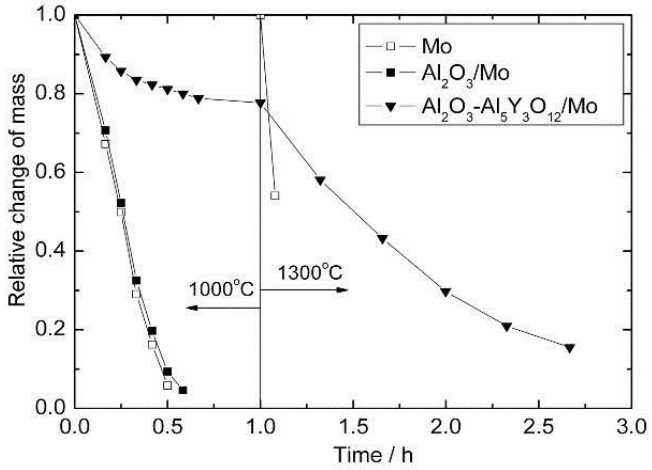


Рис. 1 – Относительное уменьшение массы молибденовых и композитных образцов с поверхностью 20 см^2 в зависимости от времени выдержки при температурах 1000 и 1300^{o}C

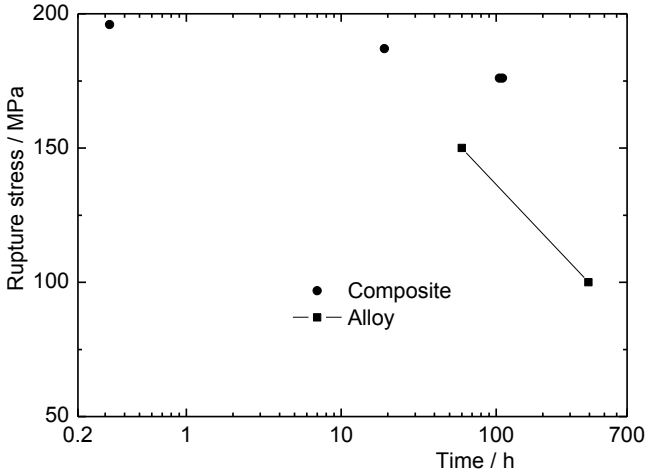


Рис. 2 – Длительная прочность композита Al_2O_3-$Al_5Y_3O_{12}$/Mo и лучшего молибденового сплава [4] из семейства разрабатываемых в настоящее время

2. Композиты с силицидными волокнами

Молибденовые сплавы типа упомянутых выше [**Ошибка! Закладка не определена.**] представляют собой дисперсно упрочнённые (частицами силицидов) материалы, для которых характерны трудности сохранения трещиностойкости с ростом прочности. Этих трудностей лишены композиты с волокнами, в том числе – хрупкими [5]. Поэтому представляется перспективным армирование молибденовой матрицы силицидными волокнами. Первые эксперименты такого рода дают обнадёживающие результаты по крипостойкости (Рис.).

3. Композиты оксидное волокно – высоко-энтропийная матрица

Открытие высоко-энтропийных сплавов [6] позволяет открыть новую главу в истории композитов с металлической матрицей и, в частности, - жаропрочных композитов. Это определяется тем, что в дополнение к огромному разнообразию свойств многочисленного семейства таких сплавов (высокая температура плавления, пластичность, сопротивление окислению) , они могут, как оказалось [**Ошибка! Закладка не определена.**], достаточно хорошо смачивать оксиды, обеспечивая этим прочную связm на границе раздела с волокном и, следовательно, высокую крипостойкость композита. Пример температурной зависимости прочности для одного из такого типа композитов с относительно низкотемпературной высокоэнтропийной матрицей приведен на Рис. .

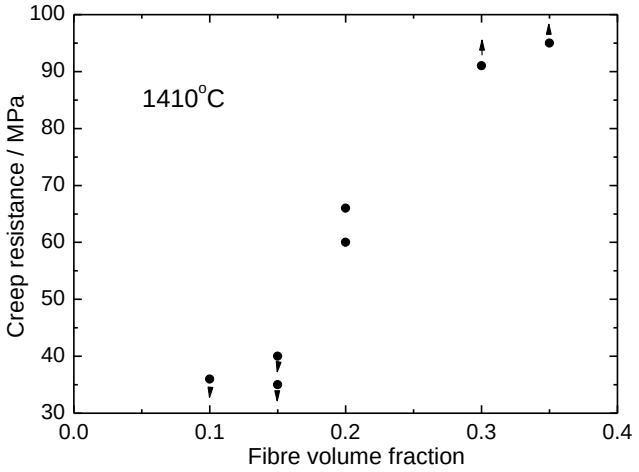


Рис. 3 – Сопротивление получести (1% деформации позучести за 100час) композитов с силицидным (Mo_5Si_3) волокном и молибденовой матрицей при температуре 1410°C.

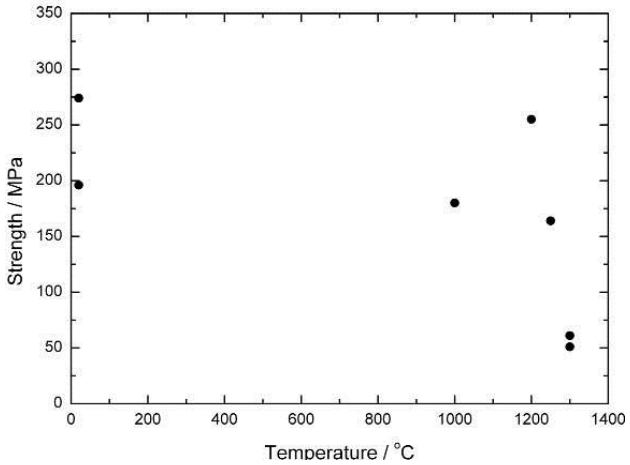


Рис. 4 – Температурная зависимость прочности при изгибе композита с эвтектическими волокнами Al_2O_3-$Y_3Al_5O_{12}$-ZrO_2 и матрицей Fe CoNiCrW с температурой плавления 1450°C [7]

4. Композиты с оксидной матрицей

Показанная ранее возможность построения композитов с оксидной матрицей и молибденовой проволокой в качестве армирующего элемента, характеризующихся высокой, до 30 МПа·м$^{1/2}$, трещиностойкостью [8], - трансформируется теперь с учётом эффекта, представленного на Рис. , в возможность разработки практически важных композитов с керамической матрицей. В докладе приводятся результаты соответствующих экспериментов.

Общий вывод: Современное состояние исследований в области исследования жаропрочных композитов позволяет развернуть широкомасштабные разработки перспективных жаропрочных материалов.

Новые результаты, представленные в докладе, получены в рамках проектов РФФИ 13-08-90459, 14-08-01254, 15-03-05415 и РФФИ-Московская обл 14-48-03587. Автор признателен своим коллегам, внесшим существенный вклад в получение экспериментальных результатов, - АЯ Мицкевичу, НИ Новохатской, НА Прокопенко, АА Колчину, ВА Чумичёву, ДГ Пиженину.

Список литературы

1. С.Т. Милейко и В.И. Казьмин, Получение композитов методом внутренней кристаллизации, *Механика композитных материалов*, 1991, №5, 898-908.
2. S.T.Mileiko, Single crystalline oxide fibres for heat-resistant composites, C*ompos. Sci. and Technol.,* 2005, **65**, №15-16 pp 2500-2513.
3. S.T. Mileiko, N.I.Novokhatskaya, High temperature oxide-fibre/molybdenum-matrix composites of improved oxidation resistance, *J Materials Engineering Performance* **24** (2015) 2836-2840.
4. P. Jain, K.S. Kumar, Tensile creep of Mo–Si–B alloys, *Acta Materialia* **58** (2010) 2124–2142.
5. S.T. Mileiko, *Metal and Ceramic Based Composites*, Elsevier, Amsterdam, 1997.
6. Yeh, JW, Chen SK, Lin SJ, Gan JY, Chin TS, Shun TT, Tsau CH, Chang SY. Nanostructured high-entropy alloys with multiple principal elements: Novel alloy design concepts and outcomes. Adv Eng Mater **2004;** 6:299–303.
7. S.T. Mileiko,.S.A. Firstov, N,A. Novokhatskaya, V.F. Gorban', N.P. Krapivka, Oxide-fibre/high-entropy-alloy-matrix composites, *Composites Part A*- **76** (2015) 131-134.
8. V.I. Kazmin, S.T. Mileiko, and V.V. Tvardovsky, Strength of ceramic matrix - metal fibre composites, *Compos. Sci. and Technology*, **38** (1990) 69 - 84.

ОБЪЕМНЫЕ НАНОСТРУКТУРНЫЕ МЕТАЛЛЫ И СПЛАВЫ

Р.Р. Мулюков, ИПСМ РАН, Уфа, Россия; radik@anrb.ru

Объемные наноструктурные металлы и сплавы со средним размером зерен в них около 100 нм получены различными деформационными способами. Исследованы изменения многоуровневой структуры материалов в результате их деформационного наноструктурирования. Обнаружены изменения свойств границ зерен, заключающиеся в их избыточной энтальпии, фиксированном изменении параметров сверхтонкой магнитной структуры, в появлении дополнительного пика на распределении автоэлектронов по полным энергиям. Установлено влияние изменений структуры на упругость, прочностные свойства, демпфирование, электрические и магнитные свойства металлов и сплавов.

Представлены перспективы практического применения объемных наноструктурных сплавов и их реализация в деталях авиационных двигателей.

РИСК-ВЕРОЯТНОСТНАЯ МЕТОДИКА РАСЧЁТА БЕЗОПАСНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ САМОЛЁТОВ

Г.И. Нестеренко, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, nio18@tsagi.ru

В докладе рассматривается использование в мировой практике критерия риска для оценки безопасности конструкций самолётов.

Критерий риска применяется главным образом для военных самолётов США. Администрация FAA США санкционировала его использование для оценки живучести

конструкций гражданских самолётов. В России критерий риска используется в общем машиностроении. Отмечается внедрение в отечественной авиации вероятностно-статистических методов в исследовании прочности, усталости, живучести и аэроупругости самолётов. Приведены примеры расчётов риска, выполненных в Израиле, в Канаде, в США.

В выводах отмечается необходимость исследования и внедрение в России риск-вероятностных методов для обеспечения безопасности эксплуатации самолётов.

НАУЧНАЯ ШКОЛА ЦИАМ ПО ПРОЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Ю.А. Ножницкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, nozhnitsky@ciam.ru
Ю.М. Темис, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tejoum@ciam.ru
Б.Ф. Шорр, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, shorr@ciam.ru

Исследования динамики и прочности на протяжении всех лет существования ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» были одним из приоритетных направлений исследований института. Важнейшую роль в формировании и развитии научной школы ЦИАМ по прочности двигателей сыграли выдающиеся ученые И.Ш. Нейман, С.В. Серенсен, Р.С. Кинасошвили, И.А. Биргер. Для научной школы ЦИАМ по прочности двигателей характерно сочетание фундаментальных и прикладных исследований. При этом прикладные исследования осуществляются на всех стадиях жизненного цикла двигателя, начиная с формирования ТЗ на его создание и заканчивая исследованиями проявляющихся при эксплуатации двигателя дефектов, разработкой мероприятий по предотвращению дефектов, увеличением ресурса двигателей и его основных (критических по последствиям разрушения) деталей.

Характерной особенностью деятельности научной школы ЦИАМ по прочности двигателей является разработка на основе комплексных подходов, включающих расчетно-теоретические работы, механические испытания и физические исследования, инженерных методов решения практически важных задач.

Научная школа по прочности двигателей ЦИАМ объединяет инженерно-технических и научных сотрудников института и работающих в тесном контакте с ними сотрудников предприятий отрасли, вузов, академических и отраслевых институтов, научно-исследовательских учреждений Министерства обороны и гражданской авиации. Научная школа ЦИАМ в значительной степени способствовала подготовке высококвалифицированных специалистов и формированию коллективов прочнистов во многих предприятиях и организациях.

В ЦИАМ была создана и в настоящее время активно модернизируется отраслевая база экспериментальных исследований прочности авиационных двигателей.

Ученые и инженеры института внесли существенный вклад в создание всех отечественных авиационных двигателей, активно участвовали в решении сложных задач обеспечения прочностной надежности многих сложнейших технических объектов, включая судовые двигатели, используемые в электростанциях и газоперекачивающих агрегатах двигатели, агрегаты трансмиссий вертолетов, ракетные двигатели.

В настоящее время в коллективе прочнистов ЦИАМ вместе с опытными сотрудниками работает большое количество талантливых молодых специалистов, что является залогом дальнейшего успешного развития научной школы.

ВЫСОКОЖАРОПРОЧНЫЕ, СВАРИВАЕМЫЕ, УПРОЧНЯЕМЫЕ ВНУТРЕННИМ АЗОТИРОВАНИЕМ СПЛАВЫ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГТД

С.В. Овсепян, ФГУП «ВИАМ», Москва, lab3@viam.ru
Б.С. Ломберг, ФГУП «ВИАМ», Москва
М.В. Ахмедзянов, ФГУП «ВИАМ», Москва
И.С. Мазалов, ФГУП «ВИАМ», Москва
О.И. Расторгуева, ФГУП «ВИАМ», Москва

В настоящее время, применение свариваемых никелевых сплавов для горячих узлов газотурбинных авиационных двигателей (ГТД) ограничено температурой 1100 ^{o}C. Наиболее высокотемпературные жаропрочные сплавы - гомогенные или упрочняются частицами γ’ и γ’’ фаз. Для повышения температуры жаровой трубы и деталей сопла перспективных ГТД необходим принципиально новый тип упрочнения.

Азотирование - насыщение сплава в твердом состоянии азотом при повышенных температурах, как вид химико-термической обработки (ХТО) применяется в промышленности для повышения служебных характеристик сталей и жаропрочных сплавов: износостойкости, жаропрочности, твердости и т.д. [2-5]. Внутреннее азотирование в атмосфере азота при температуре выше 900 ^{o}C позволяет получить упрочнение нитридами по всему объему листовой заготовки.

Во ФГУП «ВИАМ» разработаны сплавы нового класса - марок ВЖ155 и ВЖ171, упрочняемые внутренним азотированием. Наиболее высокие характеристики обеспечивает сплав ВЖ171, работоспособный до 1250^{o}C. [8,9]. При изготовлении полуфабрикатов сплав обладает технологичностью и свариваемостью не хуже гомогенных материалов, что позволяет получать методом обработки давлением на серийном оборудовании изделия сложной формы. Одно из главных ограничений – толщина деталей не больше 1,6 мм из-за особенностей процесса ХТО [6]. В настоящее время сплав ВЖ171 проходит опробование в промышленности [10,11].

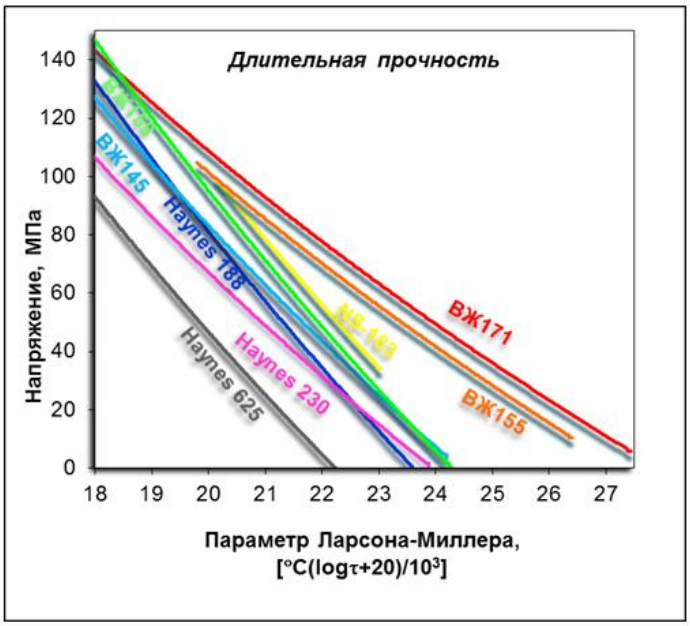


Рис. 1 – Жаропрочность свариваемых сплавов для высокотемпературных деталей ГТД

Известен зарубежный сплав такого класса: NS-163 на основе Fe-Ni-Co фирмы Haynes. Он упрочняется нитридами титана и ниобия и работоспособен до 1200 ^{o}C [12].

Длительная прочность сплавов, упрочняемых внутренним азотированием, в сравнении со свариваемыми гомогенными и стареющими сплавами представлена на рис. 1. Видно, что по жаропрочности сплав ВЖ171 превышает все известные серийные отечественные и зарубежные материалы аналогичного применения.

На основе исследований, проводимых с 70-х годов прошлого века [2,3,7], в настоящее время ведется изучение закономерностей процесса внутреннего азотирования для оптимизации технологий обработки и создания композиций с более высокими свойствами.

Установлены закономерности формирования структуры сплавов, упрочняемых нитридами в процессе ХТО.

Одно из главных направлений развития сплавов данного типа - упрочнение совместно частицами нитридов и карбидов. Проведенные исследования показали возможность достижения прочности 1100 МПа и более высокой жаростойкости.

Применение свариваемых никелевых и кобальтовых сплавов нового класса, упрочняемых внутренним азотированием, позволит значительно (на 100-150^{o}C) повысить температуру и эффективность работы тонкостенных деталей горячей зоны ГТД.

Список литературы

1. Каблов Е.Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» //Авиационные материалы и технологии. 2015. №1 (34). С. 3–33.
2. Лахтин Ю.М., Коган Я.Д. Азотирование стали. М.: Машиностроение, 1976. 254 с.
3. Кипарисов С.С., Левинский Ю.В. Азотирование тугоплавких металлов. М.: Металлургия, 1972. 160 с.
4. Арзамасов Б.Н. Перспективы и возможности ионного азотирования сплавов /Б.Н. Арзамасов, Т.А. Панайоти // 3 - Собрание металловедов России: тезисы докладов - Рязань: МГЦНТИ. 1996. С. 5 - 8.
5. Герасимов С.А., Куксенова Л.И., Лаптева В.Г., Елисеев Э.А. Структура и износостойкость азотированных сталей: учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2002. 48 с.
6. Овсепян С.В., Бокштейн Б.С., Ахмедзянов М.В. Родин А.О., Мазалов И.С. Кинетика роста частиц нитридов в процессе высокотемпературного объемного азотирования деформируемого сплава системы Ni-Co-Cr-W-Ti //Материаловедение. 2014. № 6. С. 21-25.
7. Kindlimann L.E., Ansell G.S. Kinetics of the internal nitridation of austenitic Fe-Cr-Ni-Ti alloys //Metal. Trans. Jan. 1970, V. 1, Issue 1, pp. 163-170.
8. Моисеев С.А., Латышев В.Б. Жаропрочные свариваемые сплавы для узлов статора современных и перспективных авиационных ГТД С. 152-158.
9. Ломберг Б.С., Овсепян С.В., Бакрадзе М.М., Мазалов И.С. Высокотемпературные жаропрочные никелевые сплавы для деталей газотурбинных двигателей //Авиационные материалы и технологии. 2012. №S. С. 52–57.
10. Ахмедзянов М.В., Скугорев А.В., Овсепян С.В., Мазалов И.С. Разработка ресурсосберегающей технологии получения холоднокатаного листа из высокожаропрочного свариваемого сплава ВЖ171 //Производство проката. 2015. №1. С. 14–17.

11. Быков Ю.Г., Овсепян С.В., Мазалов И.С., Ромашов А.С. Применение нового жаропрочного сплава ВЖ171 в конструкции перспективного двигателя //Вестник двигателестроения. 2012. №2. С. 246–249.
12. Fahrmann M., Srivastava S.K. Nitridation of HAYNES® NS-163® Alloy: Thermodynamics and Kinetics //JOM. Vol. 64 №2, 2012, pp. 280-287.

ГОРЯЧЕЕ ИЗОСТАТИЧЕСКОЕ ПРЕССОВАНИЕ ПОРОШКОВЫХ МАТЕРИАЛОВ - КРИТИЧЕСКАЯ НАУКОЕМКАЯ ТЕХНОЛОГИЯ В КОНСТРУКЦИЯХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ XXI ВЕКА - НОВЫЕ РАЗРАБОТКИ

В.Н. Самаров, ООО «Базовое предприятие «ЛНТ», Москва, samarov13@aol.com

Для успешного создания авиадвигателей XXI века нужны новые конструктивные решения, не связанные ограничениями существующих рутинных процессов (литье, штамповка, сварка, пайка, механическая обработка). А это на языке технологий означает возможность применения новых материалов с большей удельной прочностью и перехода к более сложным интегральным конструкциям с однородными или заданными гетерогенными свойствами.

То есть нужны материалы и технологические процессы, по определению, обеспечивающие в конструкциях реальных размеров очень равномерные и однородные свойства и надежные статистические базы данных по свойствам этих материалов.

То же самое - по вибрационным характеристикам (например, блисков и крупногабаритных лопаток).

То же самое по неразрушающему контролю, который в сегодняшнем отечественном исполнении серьезно тормозит любой прогресс в технологиях.

Так как в конкретные ТУ эти базы данных не вставить (контрольные испытания всегда ограничены), они должны быть привязаны не только к материалу и способу изготовления, но и (кошмар технологов) - к жестким параметром технологии, однородности температурного поля, напряженно-деформированному состоянию в каждой точке и т.п.

Это требует управляемых компьютеризированных процессов и технологий, строго (с математической точностью) реализующих заданные свойства, супер - однородных материалов и новых изощренных методов неразрушающего контроля, позволяюших подтвердить заданную однородность, осутствие мельчайших дефектов и границ или, наоборот, необходимую гетерогенность.

Если эти рассуждения верны, то технологии, основанные на обработке слитков давлением, полностью исчерпают себя уже в ближайшее время и обречены для использования в перспективных конструкциях авиационных двигателей.

Так на деле и происходит уже сейчас в Pratt&Whitney, Rolls-Royce, GE- все критические детали завязаны на порошки, лазерное и электронно-лучевое выращивание, интерметаллиды, керамику и композиты, то есть материалы с предсказуемыми и контролируемыми в каждой точке свойствами и сведенным к минимуму разбросом свойств.

Материалы и выводы данного доклада основаны на оригинальных разработках в области порошковой металлургии (ПМ) и горячего изостатического прессования (ГИП), но, главное - на анализе растущих с каждым годом интересов и требований к применению

технологий ПМ и ГИП в новых конструкциях газотурбинных двигателей (ГТД) и жидкостных реактивных двигателях (ЖРД).

Вторая половина XX-го века была ознаменована настоящим вторжением порошковых технологий, основанных на ГИП, в авиадвигателестроение, причем, применительно к наиболее нагруженным конструкциям роторов- дискам турбины и компрессора.

Успехи ПМ и ГИП были основаны на 8-ми принципиальных отличиях этого процесса от традиционных технологий получения материалов на основе литья и пластической деформации. Эти фундаментальные отличия будут подробно рассмотрены в докладе, главным из них является то, что соединение частиц порошка до достижения 100% плотности и формирование комплеса свойств материала осуществляется исключительно в твердой фазе за счет последовательного действия механизмов пластической деформации, ползучести и диффузии. Это позволяет сохранять в материале, полуфабрикатах и готовых изделиях практически любых размеров мелкозернистые метастабильные структуры, полученные при сверхбыстрой кристаллизации высоколегированных порошков, однородные по сечению, изотропные и хорошо восприимчивые к последующей термической обработке.

Бессмысленно спорить со вторым началом термодинамики. Из-за медленного охлаждения все крупногабаритные слитки из сложнолегированных сплавов дефектны по определению и требуют сложных схем деформации для подавления этих дефектов, в то время как мелкодисперсные порошки-гранулы позволяют реализовать (чисто в силу процессов консолидации) требуемый уровень свойств в заготовках и деталях любых сложности и размеров.

Порошковые технологии перешагнули в XXI век на волнах всеобщей компьютеризации, позволявшей изготавливать детали практически неограниченной по сложности формы без использования традиционных формообразующих инструментов в немыслимые ранее сроки, создания крупногабаритных (2 метра и более) газостатов и интенсивных разработок множества исследовательских центров по всем миру по повышению качества и снижению стоимости порошков, в особенности, титановых.

В ближайшие 10-15 лет стоимость легированных титановых порошков будет доведена до стоимости губки, что практически, как минимум, вытеснит процессы плавки, так как порошковый «слиток» после ГИП будет превосходить традиционный по всем параметрам качества, цены и обрабатываемости резанием, а с внедрением гигантских газостатов –и, большей частью, вытеснит и процессы их деформации.

Уже сегодня коэффициент использовании металла при изготовлении деталей авиадвигателей из порошков на основе ГИП в разы выше, чем при традиционных процессах деформации слитков. Эта тенденция будет только усиливаться с созданием новых высоколегированных сплавов. Этому также будут способствовать новые процессы неразрушающего контроля, специально адаптированные для порошковых материалов с бездефектной «прозрачной» структурой.

Превосходящее качество порошковых материалов в сочетании с экономичностью получаемых заготовок и деталей и лучшей обрабатываемостью резанием приводит к тому, что новые авиационные двигатели становятся все более и более «порошковыми» не только в части дисков турбины и компрессора, как это уже имеет место, но также благодаря внедрению блисковых конструкций, в том числе биметаллических, созданию сварных роторов компрессора, замене корпусных деталей на порошковые с меньшим весом, устранению безусловно металлургически дефектных паяных и сварных узлов и замене их на «интегральные» порошковые и даже «вторжению» ПМ в «святая святых» литья - лопатки турбины.

Если ранее (20-30 лет назад) порошковые технологии отвоевывали себе место в известных конструкциях, созданных под литье и обработку давлением, то сегодня многие конструкции двигателей уже создаются под использование различных вариантов ПМ.

Десятки университетов и исследовательских центров в США и Европе вовлечены в эти разработки.

Свидетельством этому является также создание по инициативе ведущих двигателестроительных фирм огромных новых мощностей в тысячи тонн по производству порошков жаропрочных никелевых сплавов, которые на десятилетия определят облик новых конструкций двигателей.

Игнорирование или недостаточный учет этих тенденций в применении порошковой металлургии и ГИП неизбежно замедлит прогресс в создании новых конструкций двигателей.

Напротив, внедрение передовых технологий порошковой металлургии и ГИП обеспечит реализацию самых смелых и прогрессивных конструкций авиационных двигателей.

РАЗРАБОТКА ОПЫТНОЙ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПОЛОЙ ШИРОКОХОРДНОЙ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Р.В. Сафиуллин, ИПСМ РАН, Уфа, dr_rvs@mail.ru
Р.Р. Мулюков, ИПСМ РАН, Уфа, radik@imsp.ru
В.Г. Трифонов, ИПСМ РАН, Уфа, vadimt@anrb.ru
А.А. Иноземцев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
А.А. Харин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, harin@avid.ru
М.А. Морозов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
В.А. Кропотов, ПАО «Корпорация «ВСМПО–АВИСМА», Верхняя Салда, kropotov_va@vsmpo.ru
И.У. Манапов, ОАО «УМПО», Уфа

Успех создания перспективной авиакосмической техники во многом определяется тем, насколько эффективно и всесторонне будут реализованы самые передовые научные достижения, прогрессивные конструкторские и производственные решения [1]. Разработка новых ресурсосберегающих технологических процессов, использующих материалы с высокими эксплуатационными свойствами и обеспечивающих получение облегченных полых жестких и прочных конструкций, открывает широкие возможности для создания перспективной авиакосмической техники. Проведенные в последние десятилетия в России и за рубежом исследования показывают, что высокую эффективность при изготовлении полых конструкций для авиакосмической техники обеспечивает технологический процесс, основанный на сочетании сверхпластической формовки со сваркой давлением (СПФ/СД). В настоящее время данная технология рассматривается как одна из наиболее перспективных, поскольку обеспечивает гибкость проектирования и изготовления сложных конструкций с экономией по массе до 30% при снижении стоимости изготовления приблизительно на 50% [2].

К вентиляторам современных авиационных двигателей предъявляют высокие требования по уровню аэродинамических характеристик, по общей массе, допустимому уровню шума. Чтобы отвечать все возрастающим требованиям, конструкторы двигателей стремятся увеличить расход воздуха через вентилятор, увеличивая его диаметр. Необходимость изменения диаметра вентилятора и соответствующее этому удлинение лопаток вентилятора неизбежно приводит к увеличению массы лопаток, что свою очередь напрямую влияет на увеличение массы как роторных, так и статорных деталей. В этой

связи «облегченная» лопатка вентилятора становится ключевым элементом конструкции двигателя нового поколения, которая позволит снизить общую массу двигателя [3]. Ведущие мировые производители авиационных двигателей, такие как «Rolls-Royce», «Pratt & Whitney» и «General Electric» сумели создать и ввести в эксплуатацию двигатели, вентиляторы которых оснащены облегченными широкохордными лопатками собственной разработки. При этом технология изготовления облегченной лопатки вентилятора у каждой фирмы имеет свои принципиальные отличия.

Компания «Rolls-Royce» в восьмидесятых годах прошлого века разработала технологию, позволяющую изготавливать вентиляторную лопатку из титанового сплава (Ti-6Al-4V) в виде полой конструкции, состоящей из обшивок и гофрированного листового наполнителя [4]. Технология базируется на процессах сварки давлением и сверхпластической формовки. Лопатки первого поколения, которые производились, начиная с 1984 года, изготавливались с сотовым наполнителем. С 1995 компания «Rolls-Royce» использует в своих двигателях полые лопатки второго поколения – трехслойные конструкции с гофрированным наполнителем, которые наиболее эффективно воспринимают аэродинамические нагрузки. В настоящее время изготавливаются полые лопатки третьего поколения с саблевидной формой входной кромки для наиболее эффективной работы на высоких оборотах и снижения шума двигателя.

Рабочая лопатка вентилятора – титановая, полой конструкции. Внутри лопатки находится гофрированный листовой наполнитель, образующий ребра жесткости, соединённый сваркой давлением с обшивками со стороны корыта и спинки. Спинка и корыто переменной толщины по высоте.

Разработка опытной технологии изготовления полой широкохордной рабочей лопатки вентилятора для двигателя ПД14 проводилась по Федеральной целевой программе «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002 – 2010 годы и на период до 2015 года». Разработчиками конструкции полой лопатки являются ОАО «Авиадвигатель» и ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». Совместными усилиями ОАО «ОДК», ОАО «Авиадвигатель», ИПСМ РАН, ПАО «Корпорация ВСМПО-АВИСМА», ОАО «УМПО» в кратчайшие сроки – за 5 лет (2008-2013 гг.) была разработана опытная технология изготовления полых широкохордных рабочих лопаток вентилятора. С использованием разработанной технологии впервые в России изготовлена опытная партия полых рабочих лопаток вентилятора и собран первый двигатель демонстратор технологий ПД-14 (рис. 1). В процессе разработки опытной технология изготовления полых широкохордных лопаток получено 4 патента Российской Федерации, подтверждающих ее новизну и оригинальность [5].



Рис. 1 – Двигатель-демонстратор ПД-14 100-01(010) с полыми широкохордными лопатками

в ОАО «Авиадвигатель»

В результате выполненной работы была нарушена многолетняя монополия компании «Rolls-Royce» на изготовление полых широкохордных рабочих лопаток вентилятора. Такой результат стал возможен благодаря накопленному в ИПСМ РАН многолетнему опыту работ по разработке технологий сварки давлением и сверхпластической формовки, позволяющих получать типовые изделия для авиакосмической техники из титановых сплавов, а также совместным усилиям ОАО «ОДК», ОАО «Авиадвигатель», ОАО «УМПО», ОАО «Корпорация «ВСМПО–АВИСМА».

Список литературы

1. Иноземцев А.А. О программе создания авиационных газотурбинных двигателей пятого поколения семейства самолетов МС-21. ВЕСТНИК ПЕРМСКОГО НАУЧНОГО ЦЕНТРА, № 4, 2010, с.28-46.
2. Петров Е.Н., Родионов В.В., Кузьмин Э.Н., Лутфуллин Р.Я., Сафиуллин Р.В. Ячеистые конструкции. – Снежинск: Изд-во РФЯЦ-ВНИИТФ, 2008. – 176 с.
3. Р.В. Сафиуллин, А.А. Круглов, О.А. Руденко, С.А. Харин, А.Н. Сайранов, М.А. Морозов, В.Б. Тимохов, В.А. Кропотов Разработка конструкции и технологии изготовления облегченной широкохордной лопатки вентилятора авиадвигателя из титанового сплава, Титан, №4(26) 2009. с 34-39.
4. Европейский Патент № 0568201, 1993.
5. Патенты РФ № 2412017, № 2477191, № 2548834, 2555274.

СЕКЦИЯ 4А - ДИНАМИКА, ПРОЧНОСТЬ, НАДЁЖНОСТЬ 1

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ УСТАНОВКИ П926 ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ МАТЕРИАЛОВ НА ТЕРМОУСТАЛОСТЬ ПРИ НАЛОЖЕНИИ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ВИБРАЦИОННЫХ НАГРУЗОК

В.В. Авруцкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bychkov@rtc.ciam.ru
Н.Г. Бычков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.В. Першин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Для многих деталей ГТД характерно нагружение, в котором на мощные низкочастотные циклы накладываются высокочастотные составляющие от разного рода вибраций.

Значительные перепады температур в деталях вызывают высокие термические напряжения, а вибрационная составляющая от вращения множества деталей на двигателе присутствует всегда [1].

При определении ресурса большинства изделий отрицательное действие вибрационной составляющей не учитывается ввиду отсутствия банка данных.

Для создания такого банка необходимо иметь соответствующее испытательное оборудование. В настоящее время оборудование для испытаний образцов в условиях одновременного действия термоциклических и вибрационных нагрузок серийно не выпускается. В ЦИАМ разработана и изготовлена установка П926Д, обеспечивающая этот вид нагружения, однако она требовала доводки, которая и была выполнена.

Система управления на установке П926Д построена на базе серийных микропроцессорных приборов фирмы «КонтрАвт»: Метакон-515, Эркон-224.

Приборы серии Метакон-515 предназначены для построения автоматических одноканальных систем измерения, контроля и регулирования технологических параметров.

Они имеют универсальный измерительный вход, на который могут быть поданы: сигналы первичных термопреобразователей (ТЭП и ТПС), а также унифицированные аналоговые сигналы тока или напряжения. Кроме того, выполняют функции пропорционально-интегрально-дифференциального (ПИД) регулирования с токовым выходным сигналом.

Использование современной микропроцессорной техники позволяет получать любые диаграммы цикла термонагружения, управлять циклом с помощью пирометра, передавать данные о параметрах эксперимента на компьютер для обработки и хранения.

Модернизированная система управления обладает большей точностью при измерении температуры, уровня нагрузки. Значительно снижен фактор электромагнитного влияния виброусилителя на работоспособность системы управления.

Список литературы

1. Дульнев Р.А., Котов П.И. «Термическая усталость» М. «Машиностроение» 1980 г.

ПРОБЛЕМЫ МАЛОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ ВЫСОКОНАГРУЖЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ ТУРБОМАШИН

Х.Х. Азметов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tejoum@ciam.ru
Ю.М. Темис, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tejoum@ciam.ru

Детали и узлы турбомашин работают в условиях неизотермического деформирования при действии нестационарных нагрузок, вызывающих при циклическом деформировании в зонах концентрации напряжений знакопеременные пластические деформации. Поэтому проблема моделирования напряженно-деформированного состояния с учетом влияния пластичности и ползучести при циклически изменяющихся температурах и нагрузках актуальна, особенно на стадии проектирования для оценки ресурса деталей ГТД с концентраторами напряжений (диск с отверстиями, лопатка турбины и т.д.). Эти зоны концентрации напряжений локальны и вызывают отклонения напряжений и деформаций от номинальных значений в некоторых частях деталей. В большинстве случаев напряжения и деформации в этих зонах практически не влияют на общее напряженно-деформированное состояние, которое можно определить, рассчитывая кинетику деформаций и напряжений в конструкции на основе технологии многодисциплинарного моделирования. При таком моделировании, рассчитывая одновременно течение газа в полостях двигателя, решая задачи нестационарной теплопроводности и механики деформируемого тела, можно определить кинетику теплового состояния, давлений, номинальных перемещений, деформаций и напряжений в деталях конструкций. Результаты такого расчета определяют температуры и граничные условия (силовые и кинематические) для уточнения полей напряжений и деформаций в выделенной зоне концентратора.

Переход к исследованию зоны концентрации напряжений требует более детального анализа процессов упругопластического деформирования. При этом необходимо учитывать особенности поведения конструкционного материала при циклическом неизотермическом деформировании, представление о котором дает кривая циклического деформирования. Трехпараметрическая модель [1, 2], предназначенная для моделирования поведения упругопластического материала под воздействием циклического нагружения при постоянных температурах, обобщена на случай неизотермического нагружения. Это позволяет учитывать в процессе неизотермического циклического нагружения в зависимости от температуры и пластической деформации изменение в каждом полуцикле эффекта Баушингера, нелинейного участка кривой деформирования и модуля упругости. Модель повреждаемости основана на достижении накопленной пластической деформацией предельной величины при циклическом нагружении. Моделирование неизотермической пластичности в деталях турбомашин основано на конечноэлементном комплексе, который использует для расчетов деформационную теорию пластичности, обобщенную на случай циклического неизотермического нагружения.

Представлены результаты моделирования деталей турбин при циклическом нагружении (диски, высоконагруженные концентраторы замков лопатки и турбинные лопатки).

Список литературы

1. Temis Y.M., Azmetov Kh.Kh., Zuzina V.M. Low-cycle fatigue simulation and life-time prediction of high stressed structures. – Solid State Phenomena. Trans Tech Publications, Switzerland, 2009. // Vols. 147-149, pp. 333-338.
2. Temis Y. M., Azmetov Kh.Kh., Fakeev A.I. LCF simulation under nonisothermal loading. // Mechanical fatigue of metals. Proceedings of 16th International colloquium, Brno, Czech Republic, 2012, pp. 208-215.

ИССЛЕДОВАНИЕ НОВЫХ МАТЕРИАЛОВ

А.В. Алексейчик, ООО «Совтест АТЕ», Курск, info@sovtest.ru

Разработка новых материалов предполагает применение современного исследовательского оборудования и средств неразрушающего контроля.

Рентгеноскопия (рис. 1) и компьютерная томография (КТ) (рис. 2) традиционно используется для качественного анализа, т.е. для контроля изделий на отсутствие дефектов.

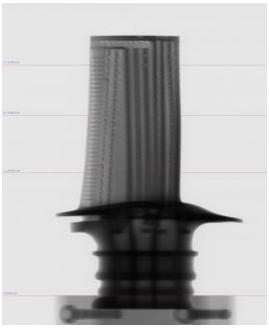


Рис. 1 – Рентгеноскопия (2D-инспекция)

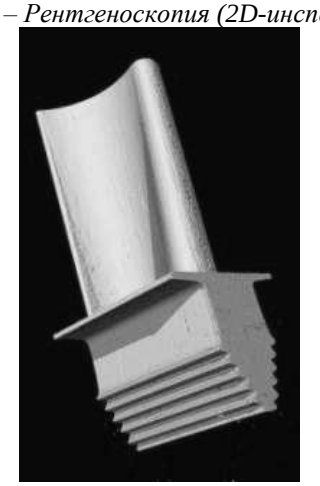


Рис. 2 – Компьютерная томография (3D)

4D томография – современная технология для исследования материалов. Суть данной технологии в том, что в отличие от традиционной КТ, где образец должен находиться в статичном состоянии – на образец оказываются различные воздействия с помощью специальной оснастки – рига рис. 3. Риг помещается внутрь кабинета системы КТ. Тем самым достигается возможность исследования процесса изменения материалов образца во времени – *in situ*.

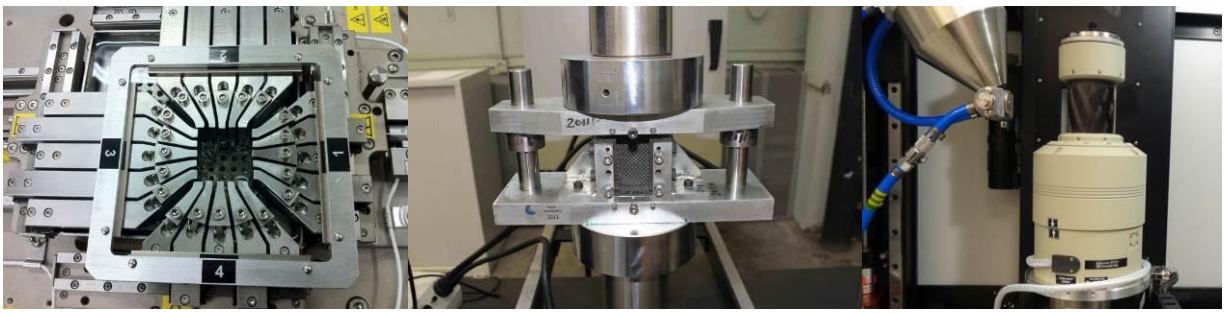


Рис. 3 – Примеры ригов

Для анализа результатов воздействия на образец недостаточно визуальной оценки, необходим количественный анализ. Исследование поверхности не раскрывает внутренних изменений, электронная микроскопия также имеет ограничения применения – требуется подготовка образца – выполнение шлифа, т.е. дополнительное воздействие на образец и даже его разрушение, что делает его непригодным для дальнейшего исследования. 2D рентгеноскопия также непригодна для исследования структур в объёме. А обычная КТ не отображает динамику процесса изменения структуры материалы. Вот почему наибольший интерес для исследования новых материалов представляет 4D томография (рис. 4).

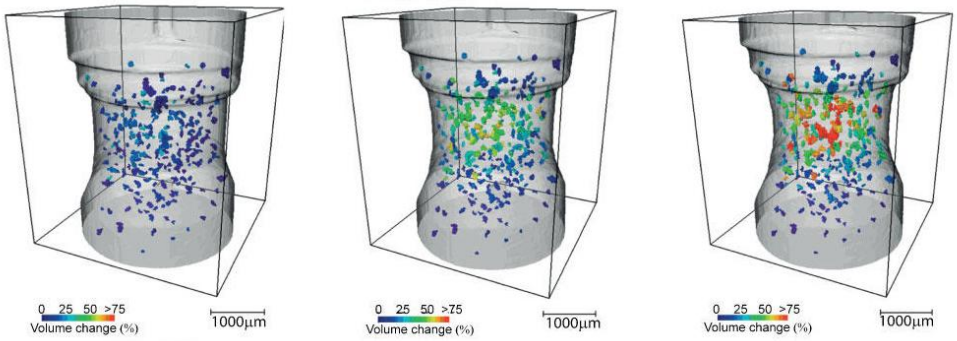


Рис. 4 – Количественноая компьютерная томография (4D). Метод in situ. Показан внутренний рост пустот в локализованной области деформации

Области применения 4D-томографии и объекты исследования:

- Авиация
- Космос
- Автомобилестроение
- ТЭК

Предмет исследований:

- изломы,
- микротрещины,
- расслоения,
- пористость,
- коррозия,
- усталостное и коррозионное растрескивание под напряжением.

Список литературы

1. Е. Майрэ, П. Дж. Визерс. Количественная рентгеновская томография. International Materials Reviews. 2014. – 43 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДЕФЕКТНОСТИ ГРАНУЛИРУЕМЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД

М.А. Артамонов, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва, maxartamonov@gmail.com
Н.И. Демкина, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва, nadezhda.demkina@okb.umpo.ru
С.Д. Потапов, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», potapov_sd@ciam.ru
Д.Д. Перепелица, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова»

По действующим отечественным и зарубежным нормативным документам ресурсные показатели высоконагруженных роторных деталей авиационных газотурбинных двигателей должны определяться, в том числе, с учетом наличия в них дефектов (с применением методов механики разрушения). При этом назначенный ресурс основным деталям на основе методов механики разрушения, как правило, определяется с использованием вероятностного подхода. В качестве исходных данных, необходимых при определении ресурсных показателей, в том числе, используются данные по дефектности материала заготовки, которые могут быть представлены как z/V(A), где z - количество дефектов, V - объем материала, A - площадь дефекта.

Получение характеристик дефектности материала возможно несколькими способами [1]:

- на основе исследований поверхностей излома образцов;
- на основе исследований поверхностей шлифов заготовок или готовых основных деталей.

Основными недостатками указанных способов получения дефектности материалов являются приближенная оценка количества дефектов и их размеров.

В докладе приведены результаты исследований дефектности (наличия неметаллических включений) гранулируемого никелевого сплава ЭП741НП с крупностью гранул до 140 мкм.

ОКБ им. А.Люльки, совместно с ЦИАМ, для определения дефектности материала использовали метод рентгеновской томографии. С помощью рентгеновского томографа Versa XRM-500 (оборудование ООО «Системы для микроскопии и анализа») с разрешением 10 мкм были проанализированы 50 образцов на МЦУ из материала ЭП741НП. Образцы были вырезаны из заготовок разных плавок материала.

Для каждого образца было определено пространственное расположение дефектов и габаритные размеры дефектов, что позволило построить графики распределения включений по максимальному размеру и максимальной площади сечения для совокупности всех образцов и для каждой плавки в отдельности. Полученные данные используются при определении ресурсных показателей основных деталей, разрабатываемых в ОКБ им. А.Люльки.

Список литературы

1. Гарибов Г.С., Гриц Н.М., Востриков А.В., Федоренко Е.А. Эволюция технологии, структуры и механических свойств гранулируемых жаропрочных никелевых сплавов, изготовленных методом ГИП// Технология легких сплавов №3, 2010г. - 31-35 стр.

VOLUME GRAPHICS. ОБРАБОТКА ДАННЫХ В ПРОМЫШЛЕННОЙ ТОМОГРАФИИ

О.Ю. Бондарев, Промышленная Ассоциация «МЕГА», Москва, bondarev@iamega.ru

Компания Volume Graphics GmbH – ведущий мировой поставщик программного обеспечения для анализа и визуализации данных компьютерной томографии (КТ) в промышленности и науке. Наиболее важные программные приложения - это VGStudio MAX и VGStudio.

VGStudio MAX – это самая мощная в мире программная платформа для анализа и визуализации данных КТ, которая:

- позволяет пользователям проводить материальный и геометрический анализ объемных данных/КТ;
- поддерживает комбинированную обработку данных КТ, облака точек, данных о сетке и CAD данных;
- предлагает программные инструменты для непосредственной обработки объемных данных, что особенно важно в массовом контроле и при совмещении КТ с производственной линией;
- четко определяет поверхности в пределах объемного элемента;
- имеет уникальные инструменты для деления на сегменты для разделения всего объема данных на отдельные материалы и геометрические элементы;
- проводит координатные 2D и 3D измерения, имеет функцию GD&T (Назначение геометрических размеров и допусков);
- сравнивает номинальные / фактические размеры объемных данных прямо с CAD данными, такими как STEP;
- производит автоматический анализ нарушения сплошности с целью выявления пор / включений, анализ толщины стенки, анализ волоконных композитных и пенистых материалов (рис. 1);
- производит расчет переноса (например, энергии, моментов, сил) в
- материале (рис. 2);
- экспортирует облака точек или данных о сетке (например, STL) для быстрого прототипирования и быстрого проектирования.

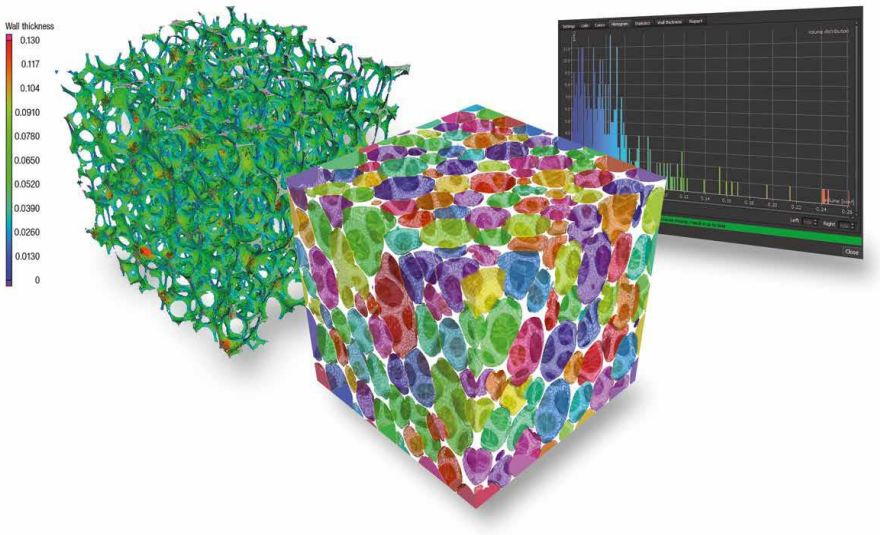


Рис. 1 – Пример визуализации стенок и пор пенистой или любой другой подобной структуры с возможностью расчета необходимых характеристик

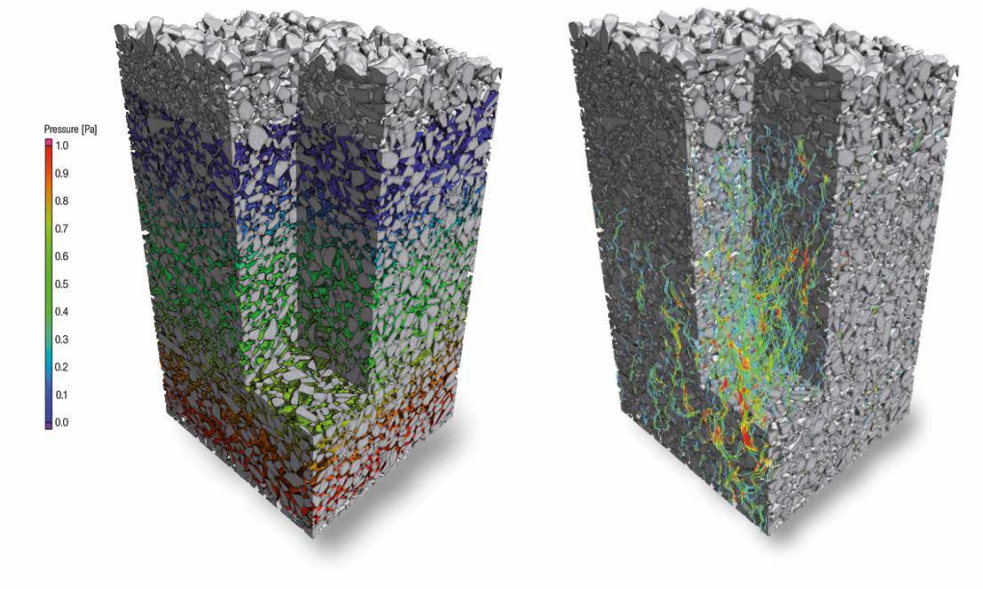


Рис. 2 – Визуализация явления переноса (например, энергии, моментов, сил) в материале с использованием цветокодировки. Слева: давление, справа: визуализация линии тока

С VGStudio MAX вы можете создавать впечатляющие 3D и 2D анимации объемных данных. Это очень простой способ продемонстрировать сложные структуры внутри отсканированных деталей.

VGStudio MAX поставляется с набором мощных инструментов для деления на сегменты, позволяющих разделить набор данных на несколько так называемых «областей интереса», как правило, состоящих из разных компонентов, материалов и т.п.

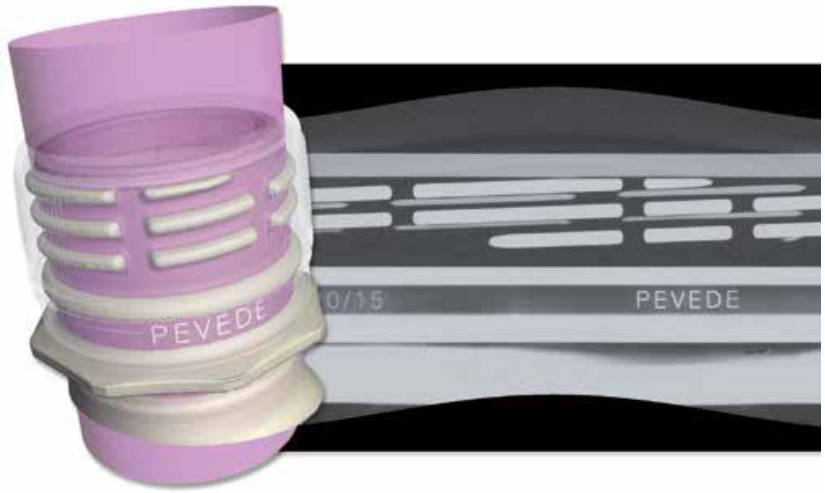


Рис. 3 – Развёртка цилиндрической поверхности бутылочного горлышка – «плоский» вид объемного изображения

Для серий данных КТ, например, деталей, полученных литьём под давлением, доступна пакетная обработка в VGStudio MAX. Пакетная обработка данных использует макросы и шаблоны и позволяет автоматически обрабатывать большие серии данных без вмешательства пользователя.

С VGStudio MAX 2D виды – это уже не простые плоские срезы объемных изображений. В режиме Non-Planar View («Неплоский вид») для круглых объектов и даже для объектов неправильной формы можно сделать развертку и спроецировать их относительно плоскости в «плоском» 2D виде, см. рис. 3.

VGStudio MAX позволят создавать «план всестороннего контроля», включающий в себя различные виды анализа, шаблоны измерений, области интереса и их анализ.

VGStudio MAX и родственные ему продукты совершили революцию в сфере применения объемных данных / компьютерной томографии: большие объемы данных теперь можно обрабатывать быстро и интерактивно, за считанные минуты. Даже самые большие массивы данных объемом более 100 Гб можно обработать на обычном компьютере.

АНАЛИЗ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ОБОРВАВШЕЙСЯ ЛОПАТКИ 1-Й СТУПЕНИ КНД С КОРПУСОМ ПРИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ПРОВЕРКЕ ЕГО НЕПРОБИВАЕМОСТИ НА РАЗГОННОМ СТЕНДЕ И РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПРОЕКТИРОВАНИЮ ЛЕГКИХ НЕПРОБИВАЕМЫХ КОРПУСОВ ЛОПАТОЧНЫХ МАШИН

Н.Г. Бычков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, byckov@rtc.ciam.ru
А.В. Першин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, byckov@rtc.ciam.ru

Корпуса авиадвигателей проектируемые согласно существующей нормативной документации, обычно не выдерживают удара лопатки, оборвавшейся по верхнему пазу замка на максимально допустимой частоте вращения ротора. Дополнительное усиление корпуса без понимания идеологии сопротивления разрушению часто не приводит к желаемым результатам, при этом сопровождается увеличением веса двигателя. Прочностные расчёты всегда должны быть консервативным, т.е. выполнятся для наиболее неблагоприятного контакта оборвавшейся лопатки с корпусом без ссылки на неопределённую траекторию движения лопатки.

Вместе с тем идея проектирования корпусов роторных машин проработана запатентована ЦИАМ [1] Она обоснована опытом успешно проведённых в 2007 году в ЦИАМ испытаний на непробиваемость корпуса вентилятора двигателя “Кавери”. Фотография корпуса после удара оборванной на заданных оборотах лопатки показана на рис.1.

Суть идеи заключается в том, чтобы дать возможность обечайке корпуса прогибаться под давлением оборвавшейся лопатки (неблагоприятно ориентированной относительно корпуса) до врезания в обечайку столько времени, чтобы её догнала следующая лопатка ротора и выбила из образовавшейся вмятины, разбив при этом на куски, неопасные для корпуса.

Такой процесс происходил на “Кавери”, при этом дополнительное время для догона затормозившегося пера оборвавшейся лопатки следующей за ней лопаткой ротора появилось за счёт радиальной деформации правильно спроектированного фланца обечайки и обрыва болтов в зоне удара.

В случае жёсткого, неподатливого корпуса с жёсткими фланцами и мощными болтами, оборвавшаяся лопатка в процессе, практически, статического деформирования обечайки в радиальном направлении центробежной силой разворачивается во время торможения неблагоприятным образом и своим углом внедряется в обечайку корпуса, а набежавшая на этот “нож” следующая роторная лопатка со скоростью 300…400 м/с с кинетической энергией всего ротора вызывает хрупкое разрушение обечайки.

Этот процесс часто происходит во время экспериментальной проверки непробиваемости корпусов.

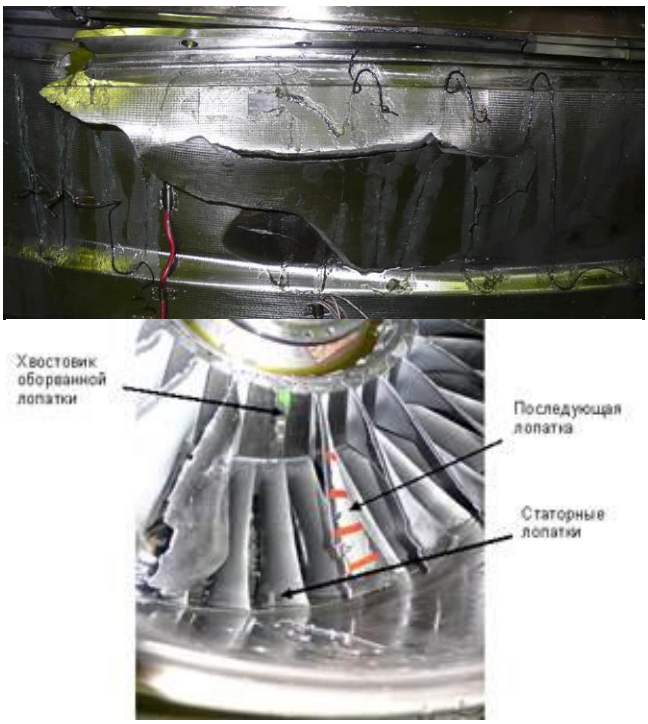


Рис. 1 – Корпус вентилятора ГТД после удара оборвавшейся лопатки при испытаниях на непробиваемость(а), ротор вентилятора после испытаний (б)

Во избежание разрушения корпуса разработаны предложения которые необходимо учитывать во время проектирования лёгких непробиваемы корпусов при обрыве рабочей корпусов роторных машин.

Список литературы

1. БычковН.Г., Балуев Б.А., Першин А.В. «Способ испытаний ротора лопаточных машин на непробиваемость и устройство для его осуществления» Патент РФ №2336511, от 20.10.2008, публ. Бюл №29, 2008г.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ РАСЧЁТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ЛОПАТОК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТУРБИН С УЧЁТОМ СЛОЖНОГО НАПРЯЖЁННОГО СОСТОЯНИЯ

Б.Е. Васильев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, b_vasilyev@ciam.ru

В связи с широким применением монокристаллического литья при производстве лопаток высокотемпературных турбин актуальной является задача учёта анизотропии характеристик материала для более корректной оценки кинетики напряжённо–деформированного состояния (НДС).

В настоящее время ввиду отсутствия общепринятых подходов к учёту анизотропии характеристик монокристаллических сплавов при расчётах прочности лопаток турбин используются изотропные модели поведения материалов или модель анизотропии Хилла, что может приводить к существенным ошибкам [1, 2]. Описываемые в литературе модели на основе кристаллографического подхода сложны в реализации и требуют большого

числа экспериментальных данных, в том числе, неопределяемых при стандартных испытаниях и практически не реализуемы в повседневных расчётах [1, 3, 4].

Автором разработан подход к расчёту НДС монокристаллических лопаток турбин с учётом сложного напряжённого состояния и прогнозированию его изменения с течением времени вследствие ползучести. Подход основан на использовании «эквивалентного направления» напряжённого состояния и учёте взаимного расположения осей монокристалла и напряжённого состояния (НС). Это программно реализовано в виде моделей, дополняющих конечно-элементный комплекс ANSYS для проведения 3D расчётов прочности. С помощью предложенного подхода можно обобщить характеристики, определённые при одноосном растяжении образцов различных кристаллографических ориентаций, на сложное напряжённое состояние применительно к монокристаллическим сплавам. Подробное описание разработанных моделей пластичности и ползучести и результаты их проверки с использованием экспериментальных данных приведено в [1, 5].

Проведены сравнительные расчёты с использованием разработанного подхода ползучести с учётом и без учёта анизотропии характеристик. Анализ результатов показал существенное влияние анизотропии свойств материала лопаток на прочностные характеристики и увеличение степени этого влияния при усложнении конструкции лопатки и, вследствие этого, повышения сложности вида НС.

На рис. 1, *а* представлены вид теплового состояния одной из рассмотренных монокристаллических лопаток (чем светлее заливка, тем выше температура) и результаты обработки сравнительных расчётов.

Анализ результатов расчёта этой лопатки показал, что при учёте анизотропии характеристик для большей части лопатки произошло увеличение значений эквивалентного напряжения и уменьшение значений коэффициентов запаса длительной статической прочности (ДСП). Следует отметить, что диапазон изменения напряжений при учёте анизотропии характеристик (-10 – +20%) намного уже по сравнению с диапазоном изменения коэффициентов запаса (-40 – +30%). Наиболее сильное уменьшение коэффициентов запаса соответствует температурам 800 – 900°С, где оно достигает 40% (рис. 1, *б-д*).

Наибольшее изменение величины коэффициента запаса прочности при учёте анизотропии среди критических зон лопатки наблюдается в зоне перфорационного отверстия (рис. 1, *а*). Это можно объяснить тем, что для заданного материала при температуре, соответствующей температуре в этой зоне, предел ДСП для КГО <011> намного ниже чем для двух других КГО (рис. 2,*а*), эквивалентное направление напряжённого состояния, которое является существенно трёхмерным, практически соответствует КГО <011> (рис. 2,*б*).

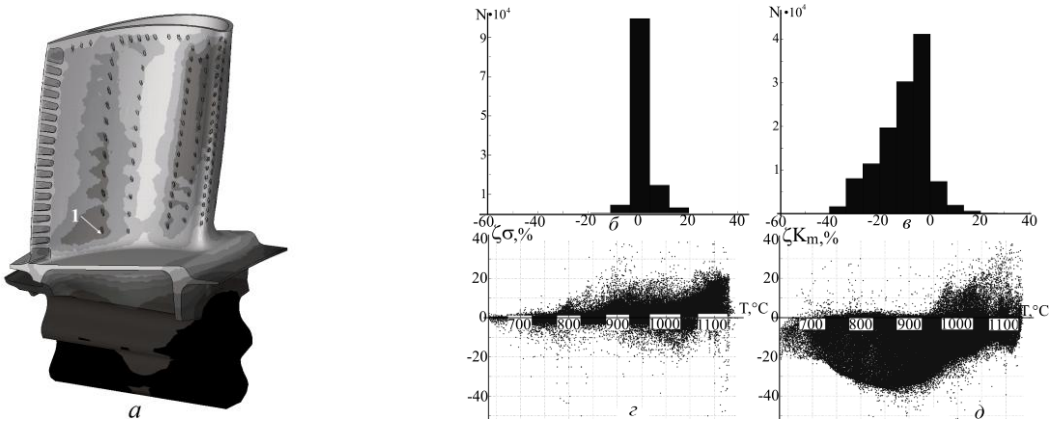
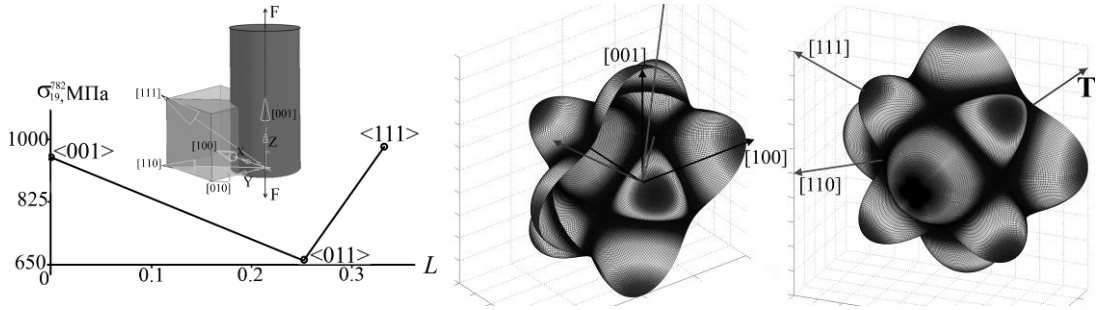


Рис. 1 – а – распределение температур по поверхности рассмотренной лопатки на расчётном режиме (а); б и в – гистограммы изменения эквивалентных напряжений и местных запасов длительной статической прочности при учёте анизотропии характеристик; г и д – изменение этих параметров в зависимости от температуры



а *б*

Рис. 2 – а – зависимость предела ДСП от параметра, характеризующего КГО; б – указательная поверхность предела ДСП в критической зоне рассматриваемой лопатки

Для лопатки с более простой системой охлаждением и, вследствие этого, более однородным и близким к одноосному растяжению напряжённым состоянием, диапазоны изменения напряжений и запасов прочности при учёте анизотропии уже, по сравнению с лопаткой рассмотренной выше.

Учёт вида НС, а также взаимного положения осей монокристалла и НС существенно влияет на оценку длительной статической прочности и прогнозируемой долговечности монокристаллических лопаток.

Список литературы

1. Васильев Б.Е. Разработка модели пластичности для монокристаллических материалов для проведения прочностных расчётов лопаток турбин перспективных двигателей //Технология лёгких сплавов. 2013. №3. С. 90–100.
2. Ramaglia A.D.,Villari P. – “Creep and fatigue of single crystal and directionally solidified nickel-base blades via a unified approach based on hill48 potential function. Part 1: plasticity and creep” – Proc. ASME Turbo Expo 2013, GT2013-94675.
3. Méric, L. Single Crystal Modeling for Structural Calculations: Part 2—Finite Element Implementation //J. Eng. Mater. Technol. – 1991. – V.113, pp. 171–182.
4. Шалин, Р.Е. Монокристаллы никелевых жаропрочных сплавов /Р.Е. Шалин, И.Л. Светлов, Е.Б. Качанов и др.–М.: Машиностроение, 1997.– 336 с.
5. Васильев Б.Е., Расчётное исследование влияния анизотропии характеристик материала на прочность монокристаллических лопаток турбин с помощью разработанной модели ползучести //Наука и образование МГТУ им. Н.Э. Баумана – Электрон. журн. 2015. № 05. С. 281–296. DOI: 10.7463/0515.0771066.

ВЛИЯНИЕ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИН АВИАЦИОННЫХ ГТД

Н.П. Великанова, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань, pvelikanov@mail.ru
Н.А. Протасова, ООО «АтомХимТехЗащита», Казань, nprotasova@bk.ru

В современной авиации среди воздушно-реактивных двигателей наиболее широкое распространение получили газотурбинные двигатели (ГТД). Они представляют собой сложнейшие устройства, в процессе работы которых реализуются термодинамические, теплофизические, газодинамические и механические процессы. Детали и узлы двигателей в процессе их работы подвергаются сложному нагружению, включающему воздействие статических, циклических и вибрационных нагрузок, реализующихся совместно и во многих случаях при переменных во времени температурах, т.е. неизотермических условиях.

За более чем 70-ти летнюю историю развития реактивной авиации необходимость создания ГТД, обладающих высоким коэффициентом полезного действия, низким удельным весом и большими ресурсами, привела к разработке двигателей с высокими скоростями вращения роторов и высокой температурой газа перед турбиной. С каждым новым поколением двигателей указанные параметры возрастают. Эта тенденция порождает увеличение нагруженности элементов роторов, что делает более трудным их конструирование при компромиссном удовлетворении требованиям большого ресурса, минимального веса и высокой нагруженности.

Детали роторов турбин авиационных ГТД, в частности, рабочие лопатки турбин, являются важнейшими деталями, во многом определяющими возможность достижения высоких рабочих параметров, ресурс и безопасность полетов.

Рабочие лопатки турбин авиационных ГТД являются наиболее нагруженными деталями двигателя по параметру длительной прочности, и по исчерпанию их ресурса судят об исчерпании ресурса двигателя в часах.

В данной работе объектом исследования являются рабочие лопатки 1 ступени ротора высокого давления двигателей семейства НК-8 из литейных жаропрочных сплавов на никелевой основе.

Выполнен статистический анализ результатов экспериментального исследования влияния производственных и эксплуатационных факторов на кратковременные механические свойства материалов рабочих лопаток, а также влияние эксплуатационной наработки на жаропрочность материалов рабочих лопаток.

В процессе выполнения работы исследованы законы распределения механических свойств и характеристик долговечности материалов рабочих лопаток турбин.

Статистический анализ кратковременных механических свойств материалов деталей турбин в исходном состоянии и после эксплуатационной наработки 9500…10500 часов для литейных жаропрочных сплавов ЖС6У-ВИ и ЖС30-ВИ позволил установить следующее:

- уровень кратковременных механических свойств материала рабочих лопаток турбин стабилен по годам изготовления деталей;
- механические свойства исследуемых материалов, как в исходном состоянии, так и после длительной наработки характеризуются совокупностью нормально распределенных величин с общей дисперсией и разными средними значениями[1];

- в процессе длительной эксплуатации изменение механических свойств материалов рабочих лопаток турбин имеет общую тенденцию: прочностные свойства остаются на исходном уровне, а пластические снижаются по мере увеличения наработки [1];
- характеристики длительной прочности исследуемых сплавов – время до разрушения и предел длительной прочности характеризуются совокупностью значений, распределенных в соответствии с логарифмически нормальным законом, как в исходном состоянии, так и после длительной наработки; при этом характеристики рассеяния (дисперсия) не зависят от наработки, а средние значения убывают по мере увеличения наработки в связи с процессами микроструктурной деградации материала [2].

Список литературы

1. Великанова Н.П., Великанов П.Г., Киселев А.С. Влияние эксплуатационной наработки на кратковременные механические свойства жаропрочных сплавов для деталей турбин авиационных ГТД. — Труды XVII Международного конгресса двигателестроителей. —Вестник двигателестроения. Запорожье. 2012. —№2—С.251-253.
2. Великанова Н.П., Протасова Н.А. Влияние длительной эксплуатационной наработки на характеристики долговечности жаропрочных сплавов для деталей турбин — Известия вузов. Авиационная техника. 2008. —№3—С.74-76.

МАЛОЦИКЛОВАЯ УСТАЛОСТЬ МОНОКРИСТАЛЛОВ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ ВЖМ-5 И ВЖМ-4 ПРИ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ

М.Е. Волков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mvolkov@ciam.ru
Е.Р. Голубовский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, golubovskiy@ciam.ru

Представлены результаты экспериментального исследования малоцикловой усталости (МЦУ) в условиях «жёсткого» нагружения (при контролируемой деформации в цикле) монокристаллов никелевых сплавов ВЖМ-5 и ВЖМ-4 при температурах 850 и 1050°С в интервале 10^2...$5*10^4$ циклов. ВЖМ-5 -никелевый жаропрочный безуглеродистый сплав, легированный рением [1]. ВЖМ-4 -никелевый жаропрочный сплав, легированный рением и рутением [2].

Монокристаллические образцы для испытаний (общей длиной *l ~56мм* и диаметром и расчётной длиной рабочей части соответственно ∅4.37мм и L=13 *мм)* были механически изготовлены (с финишной операцией продольного полирования) из монокристаллических отливок с аксиальной кристаллографической ориентацией (КГО) <001>. Аксиальная КГО каждого образца контролировалась методом рентгеновской дифрактометрии на установках ДРОН-3. Испытания на МЦУ (по ГОСТ 25.502 и ASTM E-606) проведены на машинах PEZ4777 и LFV-100, при осевом нагружении, с коэффициентами асимметрии цикла $R_\varepsilon = \varepsilon_{мин}/\varepsilon_{макс} = -1$ (850°С) и $R_\varepsilon = 0$ (850 и 1050°С). Параметры нагружения: форма цикла -синусоидальная; частота f=0.5 Гц; контролируемые параметры цикла - минимальная $\varepsilon_{мин}$,, и максимальная $\varepsilon_{макс}$ деформации в цикле. В результате испытаний образца (при заданных значениях температуры, коэффициента асимметрии

цикла R_ε и размаха деформации в цикле $\Delta\varepsilon$) определялось число циклов до разрушения N_f и записывались диаграммы деформирования (петли гистерезиса) для каждого цикла нагружения, по которым затем определялись значения напряжений $\sigma(N)_{макс}$ и $\sigma(N)_{мин}$ в цикле с номером $N= N_f/2$.

Обработкой результатов испытаний были определены численные значения коэффициентов степенной и экспоненциальной моделей и установлено, что оценка дисперсии, характеризующая разброс экспериментальных данных относительно уравнений регрессии, имеет наименьшие значения для экспоненциальной модели, по которой и были построены кривые МЦУ по размаху деформации $\Delta\varepsilon$ для каждой температуры и исследованных коэффициентов асимметрии цикла.

В результате обработки экспериментальных значений напряжений $\sigma(N)_{макс}$ и $\sigma(N)_{мин}$, для цикла с номером $N=N_f/2$ были получены численные значения коэффициентов экспоненциальной модели и построены кривые МЦУ в координатах «$\sigma(N)_{макс}$,КС, $\sigma(N)_{мин}$ - $\log N_f/2$» .

Приведен анализ кривых МЦУ ВЖМ-5, полученных в настоящей работе, и результатов, полученных ранее для сплава ВЖМ-4 [3], легированного рутением. Представлены результаты исследования характера разрушения по изломам испытанных монокристаллических образцов.

Список литературы

1. Толорайя В.Н., Петухов А.,Н., Колотников М.Е., Харьковский С.В., Остроухова Г.А. // Некоторые особенности формирования монокристалпических отливок на примере безуглеродистого сплава ВЖМ 5 //Вестник двигателестроеиия, 2011, №2, с.234-238 (Украина, на русск. яз).
2. Сб. «Авиационные материалы и технологии, Выпуск «Высокорениевые жаропрочные сплавы, технология и оборудование для производства сплавов и литья монокристаллических турбинных лопаток ГТД» под общ. ред. Каблова Е.Н., М., ОНТИ ВИАМ, 2004г.
3. Голубовский Е.Р., Светлов И.Л., Петрушин Н.В., Черкасова С.А., Волков М.Е. Малоцикловая усталость жаропрочных никелевых сплавов при повышенных температурах // Деформация и разрушение материалов, 2009г., №8, С.41-48.

РАСЧЕТНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДОЛГОВЕЧНОСТИ И ЖИВУЧЕСТИ ЛОПАТОК ГТД ИЗ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ СПЛАВОВ

Л.Б. Гецов, ОАО «НПО ЦКТИ», Москва, guetsov@yahoo.com
А.С. Семенов, ФГАОУ ВО «СПбПУ», Санкт-Петербург
С.Г. Семенов, ФГАОУ ВО «СПбПУ», Санкт-Петербург

Рассматриваются методики расчетного определения напряженно-деформированного состояния лопаток газовых турбин из монокристаллических сплавов и уровня накопленных повреждений при статическом и термоциклическом нагружении, основанные на использовании микромеханической (на основе кусочно-линейного критерия нагружения Шмида, соответствующего критическим сдвиговым напряжениям активных систем скольжения) и феноменологической (на основе квадратичного критерия нагружения Хилла) моделей неупругого деформирования и деформационного критерия термоусталостного разрушения

$$D_1(\Delta\varepsilon_{eq}^p)+D_2(\Delta\varepsilon_{eq}^c)+D_3(\varepsilon_{eq}^p)+D_4(\varepsilon_{eq}^c)=1, \qquad (1)$$

который основывается на линейном суммировании повреждений, вызванных изменением пластической деформацией в пределах цикла $D_1=\sum_{i=1}^{n}(\Delta\varepsilon_{eq_i}^p)^k/C_1(T_i)$, изменением деформаций ползучести в пределах цикла $D_2=\sum_{i=1}^{n}(\Delta\varepsilon_{eq_i}^c)^m/C_2(T_i)$, односторонне накопленной пластической деформацией $D_3=\max\limits_{0\le t\le t_{\max}}\varepsilon_{eq}^p/\varepsilon_r^p(T)$, и односторонне накопленной деформацией ползучести $D_4=\max\limits_{0\le t\le t_{\max}}\varepsilon_{eq}^c/\varepsilon_r^c(T)$, где C_1, C_2, k, m, ε_r^p, ε_r^c параметры материала, зависящие от температуры и кристаллографической ориентации. Обычно принимают соотношения k = 2, $m=\frac{5}{4}$, $C_1=\left(\varepsilon_r^p\right)^k$, $C_2=\left(\frac{3}{4}\varepsilon_r^c\right)^m$, где ε_r^p и ε_r^c – предельные деформации пластичности и ползучести при одноосном растяжении.

В качестве эквивалентной меры деформаций ε_{eq} в уравнении (1) для монокристаллических материалов рассматривается *максимальная сдвиговая деформация в системе скольжения* с нормалью $\mathbf{n}_{\{111\}}$ к плоскости скольжения и направлением скольжения $\mathbf{l}_{\langle 011\rangle}$:

$$\varepsilon_{eq}=\mathbf{n}_{\{111\}}\cdot\boldsymbol{\varepsilon}\cdot\mathbf{l}_{\langle 011\rangle}, \qquad (2)$$

Коэффициент запаса длительной прочности n_σ для монокристаллических лопаток определялся выражением $n_\sigma=\sigma_{R<001>}/\bar{\sigma}_{eq}$, где $\sigma_{R\langle 001\rangle}=f(T,t)$ - предел длительной статической прочности при растяжении в направлении $\langle 001\rangle$, $\bar{\sigma}_{eq}$ - приведенное эквивалентное напряжение:

$$\bar{\sigma}_{eq}=\sqrt[m_{e\langle 001\rangle}]{\frac{1}{t}\int_0^t\left[\sigma_{eq}(\tau)\right]^{m_{e\langle 001\rangle}}d\tau}\ , \qquad (3)$$

где $m_{e\langle 001\rangle}$ - показатель степени кривой длительной прочности для кристаллографического направления $\langle 001\rangle$, эквивалентное напряжение (в рамках феноменологических моделей):

$$\sigma_{eq}=\sqrt{\frac{1}{2}\left[(\sigma_{11}-\sigma_{22})^2+(\sigma_{22}-\sigma_{33})^2+(\sigma_{33}-\sigma_{11})^2\right]+K_R\left(\sigma_{12}^2+\sigma_{23}^2+\sigma_{31}^2\right)}, \qquad (4)$$

в котором σ_{ij} - компоненты тензора активных напряжений в системе координат, связанных с кристаллографическими осями $\langle 100\rangle,\langle 010\rangle,\langle 001\rangle$; K_R - коэффициент анизотропии длительной статической прочности, который может быть найден по одной из перечисленных ниже формул:

$$K_R=4\left(\frac{\sigma_{R\langle 001\rangle}}{\sigma_{R\langle 011\rangle}}\right)^2-1, \qquad K_R=3\left(\frac{\sigma_{R\langle 001\rangle}}{\sigma_{R\langle 111\rangle}}\right)^2, \qquad K_R=4\left(\frac{\sigma_{R\langle 001\rangle}}{\sigma_{R\langle 112\rangle}}\right)^2-1. \qquad (5)$$

Зависимость коэффициента анизотропии длительной прочности от времени определялась на основе кривых Ларсона-Миллера, полученных на основе испытаний на длительную прочность при температурах 750-1200°С для монокристаллических образцов с различными кристаллографическими ориентациями.

Расчетное определение скорости роста трещин усталости, ползучести и термической усталости проводится с использованием параметров линейной и нелинейной

механики разрушения; размаха коэффициента интенсивности напряжения K и C^*-интеграла.

Для расчетного определения скорости роста трещин термической усталости (малоцикловой усталости) в лопатках при произвольной форме цикла, включающей в себя циклическое нагружение (пуски и остановы) и выдержки на стационарных режимах, используется методика, основанная на соотношения:

$$\frac{da}{dN} = B(\Delta K_{eff})^m + \int_0^{\tau} A(C^*_s)^n d\tau \,, \qquad (6)$$

в котором интегрирование проводится в пределах одного цикла (от 0 до $\tau_ц$). Методики реализованы с использованием конечно-элементных программ ANSYS, ABAQUS и PANTOCRATOR. В качестве примера на рис. 1 приведены результаты расчета фронта приращения термоусталостной трещины на кромке модели лопатки.

Проведена верификация методик применительно к образцам, лопаткам и моделям лопаток. Доклад иллюстрируется результатами проведенных расчетов. Обсуждаются вопросы паспортизации монокристаллических сплавов и применяемых покрытий.



Рис. 1 – Приращение длины трещины в зависимости от дуговой координаты, измеряемой вдоль фронта трещины длиной 1 мм. Расстояние измеряется от спинки к корыту

СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДЫ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

П.И. Гнусин, ООО «Нева Технолоджи», Санкт-Петербург, pavel.gnusin@nevatec.ru
П.С. Тундыков, ООО «Нева Технолоджи», Санкт-Петербург
Н.Е. Чупрунов, ООО «Нева Технолоджи», Санкт-Петербург

Авиационная промышленность и, в частности, двигателестроение, всегда предъявляли особые требования к качеству используемых материалов и деталей. Это обуславливает сложный и многоэтапный контроль каждой детали в процессе всего производственного цикла.

В настоящее время требования к качеству методик контроля непрерывно ужесточаются в связи с:

- усложнением производственных процессов (в частности, при изготовлении лопаток турбин и других ответственных узлов двигателя);
- непрерывным ростом требований к сроку службы изделий;

- высокой экономической конкуренцией среди производителей и поставщиков авиационных изделий;
- а также внедрением в конструкцию деталей новых материалов (композиционные материалы; изделия, сформированные методами лазерного спекания и т.д.), для которых не всегда подходят применяемые методы инспекции.

Своевременный ответ на данные вызовы требует использования новых методов контроля дефектов как на стадии изготовления детали, так и в процессе эксплуатации изделия. Среди получивших широкое распространение новых методов дефектоскопии следует выделить:

- Цифровую компьютерную томографию (чувствительный метод восстановления внутренней структуры детали, создающий трехмерную карту изделия по набору полученных в разных проекциях рентгеновских снимков);
- Современные методы спекл-интерферометрии, в первую очередь шерографию (метод, основанный на сравнении спекл-интерферограмм изделия, полученных в отсутствие и при наличии внешнего воздействия);
- Новые методы ультразвуковой дефектоскопии;
- Метод термографии (анализ внутренней структуры изделия по измерению тепловых полей, возникающих в ходе его нагрева и остывания).

На конференции будет представлен опыт специалистов ООО «Нева Технолоджи» по внедрению данных методов инспекции на отечественных предприятиях двигателестроения и авиационной промышленности.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ МЕТОД ИССЕЛЕДОВАНИЯ ПРОБИВАЕМОСТИ КОРПУСОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Л.А. Костырева, АО «НПЦ Газотурбостроения «Салют», Москва
В.В. Баландин, НИИ механики ННГУ, Москва
А.М. Брагов, НИИ механики ННГУ, Москва
М.Е. Колотников, НИИ механики МГУ, Москва
П.А. Моссаковский, НИИ механики МГУ, Москва

Большинство современных подходов к оценке непробиваемости корпусов авиационных ГТД основываются на использовании имитационного компьютерного моделирования. Полномасштабные натурные «blade out» тесты из-за высокой стоимости используются ограничено и, как правило, на заключительных этапах сертификации уже готового изделия. Упрощенные баллистические испытания с использованием одиночных прототипов лопаток не дают полной картины сложного взаимодействия оборвавшейся лопатки с соседними лопатками и корпусом ГТД, для которой характерны неоднократные вторичные соударения вследствие фрагментации лопаток. Широко используемые до последнего времени полуэмпирические методы оценки непробиваемости корпусов, основанные на энергетических критериях, сегодня уже представляются избыточно консервативными.

Надежность оценки непробиваемости, полученной с использованием компьютерного моделирования, определяется в основном двумя факторами: наличием адекватной математической модели, включающей модели материалов, критерии

разрушения, алгоритмы контактного взаимодействия, с одной стороны, и обоснованным выбором сценария обрыва лопатки, с другой.

Настоящий доклад посвящен решению первой части проблемы на основе разработанного авторами экспериментально-вычислительного подхода [1-2]. Применительно к задаче об обрыве лопатки метод состоит в следующем: на первом шаге итерационной процедуры решения динамической краевой задачи могут быть использованы априорные данные о свойствах материалов. В качестве базовой априорной модели динамического поведения материалов можно использовать табулированную модель Джонсона-Кука [3], позволяющую задавать зависимость определяющих соотношений от скорости деформации и температуры, а также предельной деформации – еще и от вида НДС, в виде табличных данных. По результатам моделирования во всей расчетной области проводится классификация полученных термомеханических состояний по виду НДС, характерной скорости деформации и температуре. В случае, если полученные в расчете термомеханические параметры выходят за границы диапазонов, предписанные моделью, следует провести верификационные динамические тесты, в которых реализуются полученные параметры, а именно: эксперименты по методу Кольского с разрезным стержнем Гопкинсона и его модификации, позволяющие реализовать широкий спектр видов НДС [4], а также исследовать параметры трения [5]. В дополнение возможно использование и простых баллистических ударных тестов. Далее, уточненная по результатам динамических испытаний математическая модель верифицируется в виртуальных тестах (баллистических и по методу Кольского), после чего уже используется на следующем шаге итераций.

Практика использования предложенного подхода применительно к пробиванию металлических преград показывает, что уже на втором шаге итераций удается получить хорошо согласующиеся результаты в натурных и виртуальных баллистических тестах по количественным (величине запреградной скорости, размеру и массе выбиваемой «пробки») и качественным (геометрии кратера, характеру трещинообразования) характеристикам [6]. Это связано, в первую очередь, с тем, что при моделировании процессов пробивания важнейшую роль играет выбор адекватного критерия разрушения. Как показано в [7] (в настоящее время приято повсеместно), принимаемая ранее (например, в стандартной модели Джонсона-Кука) монотонная (экспоненциальная) зависимость предельной деформации разрушения от вида НДС не является правильной. Верификационные испытания по методу Кольского позволяют построить адекватную (немонотонную!) зависимость, которая существенно повышает предсказательную точность оценки непробиваемости металлических корпусов.

Современный тренд в двигателестроении – уменьшение веса корпусов ГТД посредством использования тонкого несущего металлического слоя, усиленного многослойным тканым композитом из арамидных (или подобных) волокон. Построение адекватной математической модели для проведения компьютерного моделирования «blade out» теста с такими корпусами имеет ряд принципиальных особенностей. В докладе обсуждается двухмасштабный подход к построению модели пробивания тканого композита [8]. Полномасштабная (детализированная, с точностью до геометрии волокна) модель позволяет достичь высокого качества предсказания результатов, но является чрезвычайно ресурсоемкой. Полномасштабная модель не может быть использована для проведения расчетов на непробиваемость корпусов непосредственно, но может быть полезна для исследования механизмов диссипации энергии при взаимодействии с ударником, определения «оптимальных» вариантов плетения и видов связующего. Полномасштабное моделирование баллистических ударных тестов может во многих случаях полноценно заменить натурный эксперимент. Для моделирования процессов пробивания полноразмерных металлотканых преград разработан редуцированный (геометрически упрощенный) подход с применением ортотропных оболочечных элементов. Параметры ортотропии и предельные характеристики определялись по

результатам полномасштабного виртуального моделирования, статических и динамических натурных испытаний. Предложенный подход проиллюстрирован расчетом по оценке непробиваемости перспективного корпуса, усиленного 100-слойным тканым композитом.

Список литературы

1. Моссаковский П. А. Экспериментально-вычислительный метод решения задач динамической прочности при ударном взаимодействии. // «Упругость и неупругость». Материалы Международного научного симпозиума по проблемам механики деформируемых тел, посвященный 95-летию со дня рождения А. А. Ильюшины, под редакцией И. А. Кийко, Р. А. Васина, Г. Л. Бровко, 2006, с. 408-409.
2. Дубянская О. Г., Колотников М. Е., Моссаковский П. А. Новый подход к оценке непробиваемости корпусов ГТД элементами ротора // Новые технологические процессы и надежность ГТД, № 8, 2008, с. 38-62.
3. LS-DYNA Keyword user's manual. Material Models. Volume 2. LS-DYNA R8.0 03/18/15 LSTC.
4. Bragov A. M., Lomunov A. K. Methodological aspects of studying dynamic material properties using the Kolsky method // Int. Journal of Impact Engineering, Vol. 16, No. 2, 1995, pp. 321-330.
5. Брагов А. М., Константинов А. Ю., Ломунов А. К. Модификация метода Кольского для определения динамического коэффициента трения // Вестник ННГУ им. Н. И. Лобачевского, вып. 6, 2008, с. 125-131.
6. Моссаковский П. А., Антонов Ф.К., Колотников М. Е., Костырева Л. А. О критериях разрушения металлов при динамическом нагружении. // Вестник ННГУ им. Н. И. Лобачевского, № 4(4), 2011, с. 1639-1641.
7. P. Mossakovsky, F. Antonov, A. Bragov et al. On fracture criterion of titanium alloy under dynamic loading conditions // Proceedings of the 8th European LS-DYNA Users Conference. – Strasbourg, 2011, pp. 1-8.
8. Моссаковский П. А., Антонов Ф. К., Костырева Л. А., Брагов А. М., Баландин В. В. Экспериментальное исследование и конечно-элементный анализ тканых композитов в условиях ударного нагружения // Проблемы прочности и пластичности, 76(1), 2014, с. 39-45.

ОЦЕНКА МАЛОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ УРАВНЕНИЯ МЭНСОНА–КОФФИНА НА БАЗЕ СТАТИСТИКИ ИСПЫТАНИЙ СТАНДАРТНЫХ ОБРАЗЦОВ ПРИ ОТНУЛЕВОМ ЦИКЛЕ «МЯГКОГО» НАГРУЖЕНИЯ

Е.Е. Кочерова, ОАО «Кузнецов», Самара, kocherova2020@mail.ru

Для проведения расчёта долговечностей деталей ГТД повреждаемых по малоцикловой усталости (МЦУ), согласно «Нормам прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации» ФГУП ЦИАМ, необходимо проводить испытания вырезанных из соответствующих деталей (или заготовок) образцов при «жёстком», т.е. с заданным циклом деформации, нагружении с различными коэффициентами асимметрии цикла деформирования и с различными выдержками при

максимальной деформации цикла (для учёта влияния ползучести при повышенных температурах). Для обеспечения достоверности расчёта испытания должны быть проведены в достаточном для статистической обработки объёме.

Такая работа не может быть достаточно быстро, соответственно стоящим перед предприятиями двигателестроительной отрасли задачам, выполнена в условиях лабораторий большинства предприятий из-за отсутствия или недостаточности экземпляров достаточно дорогостоящего оборудования для подобных испытаний, не говоря уж о необходимости специальной аттестации и подобных установок, и технологии подготовки образцов.

Не отрицая необходимости создания качественной базы данных по сопротивлению МЦУ в том виде, как она оговорена «Нормами прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации» необходимо до её полного формирования (а на это уйдёт по самым скромным оценкам лет 10-15) иметь достаточно достоверные методики оценки МЦУ, базирующиеся на менее затратных и более простых подходах.

Лучший из них на взгляд автора использование давно известного и доказанного как теоретически (на базе теории пластичности) так и экспериментально уравнения Мэнсона-Коффина в простейшем виде имеющего следующий вид:

$\Delta\varepsilon = C \times N^{-\alpha}$

Для проведения анализа МЦУ основных деталей, для которых ресурс устанавливается в часах, и циклах на стадии предварительных оценок и при сравнительных оценках теми же «Нормами прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации» рекомендована методика расчётной оценки циклической долговечности с использованием модифицированного уравнения Мэнсона-Коффина

$$\Delta\varepsilon_i = \left[\ln\frac{1}{1-\Psi(t,T)}\right]^{0,6} N^{-0,6} + \frac{3,5\left[\sigma_{дл}(t,T)-\sigma_{mi}\right]}{E(T)} N^{-0,12}$$, где

N – циклическая долговечность детали (образца);

$\Delta\varepsilon_i$ – интенсивность размахов деформаций в опасной точке детали, приведенная к деформированному состоянию в гладких образцах, используемых для определения стандартных характеристик материала $\sigma_{дл}$, E, Ψ.;

σ_{mi} – интенсивность среднего напряжения цикла (среднее напряжение цикла учитывается только в случае, если $\sigma_{mi}>0$);

$E(T)$ – модуль упругости при максимальной температуре цикла в рассчитываемой точке детали;

$\sigma_{дл}(t,T)$ – предел длительной прочности, соответствующий максимальной температуре и времени действия расчетного режима;

Ψ(t,T) – коэффициент поперечного сужения материала, соответствующий максимальной температуре и зависящий от длительности нагружения t и максимальной температуры цикла T.

Целью работы является подтверждение возможности достижения достаточной достоверности оценки долговечности деталей, повреждаемых по механизму МЦУ, с использованием модифицированного уравнения Мэнсона-Коффина и формирование предложений по порядку его использования.

Ранее применявшиеся подходы к анализу долговечности по сопротивлению МЦУ строились на использовании результатов циклических испытаний вырезанных из деталей стандартных гладких образцов и образцов с V образными концентраторами с различными радиусами (коэффициентами концентрации напряжений) в основании надреза полученными при «мягком», т.е. с заданным циклом изменения нетто напряжения, нагружении образца.

Эти экспериментальные данные наряду с достаточно малочисленными случаями разрушения деталей по механизму МЦУ являются уникальным материалом для оценки

качества работы модифицированного уравнения Мэнсона-Коффина и возможной необходимости его коррекции.

В работе проведена обработка большого объёма результатов испытания образцов на МЦУ. Выполнено моделирование проведенных испытаний средствами коммерческого CAE пакета ANSYS v15 с целью получения необходимых для расчёта долговечности параметров уравнения Мэнсона – Коффина.

Сравнение расчётных кривых МЦУ образцов на моделях и кривых МЦУ полученных в экспериментах показало вполне удовлетворительную работу уравнения в приведенном виде для жаропрочных никелевых и титановых дисковых сплавов и, соответственно, достаточную точность расчёта долговечности по МЦУ с использованием модифицированного уравнения Мэнсона-Коффина.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗМЕРОВ ВЫЯВЛЯЕМЫХ ТРЕЩИН В ДИСКАХ ТУРБИНЫ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ КАПИЛЛЯРНОГО КОНТРОЛЯ

И.И. Кудинов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sektor20403@rtc.ciam.ru
Н.В. Цыкунов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
С.П. Якубин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В зависимости от напряженного состояния в дисках турбины авиационного двигателя могут образовываться, как окружные, так и радиальные трещины. Поскольку диски турбины обрабатываются точением, то окружные трещины будут располагаться вдоль направления обработки, а радиальные трещины – перпендикулярно направлению механической обработки. Для обнаружения трещин в дисках турбин, поступающих в ремонт после эксплуатации, используется капиллярный люминесцентный ЛЮМ1-ОВ метод контроля [1,2], который позволяет выявлять трещины с минимальной величиной раскрытия от 0,12-0,5 мкм.

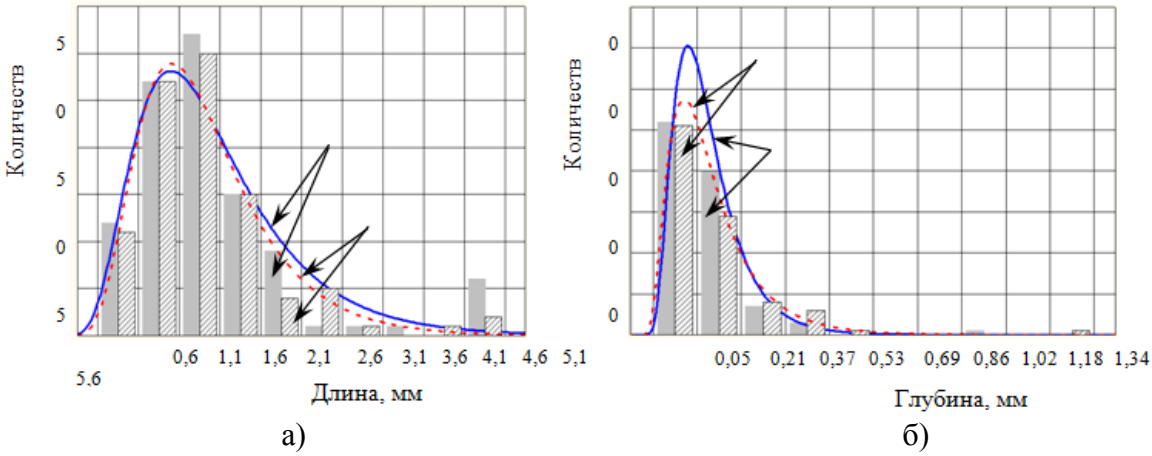
Для оценки выявляемости ЛЮМ1-ОВ методом контроля окружных и радиальных трещин был подготовлен набор образцов из сплава ЭП741НП с трещинами малоцикловой усталости различного размера, расположенных вдоль и перпендикулярно направлению обработки поверхности, также как и на дисках авиационного двигателя. Гистограммы распределения трещин по длине и глубине в исследуемых образцах для окружных и радиальных трещин приведены на рис. 1. Первая выборка включает 96 окружных трещин с диапазоном длин от 0,6 до 5,52 мм и глубин от 0,05 до 1,66 мм, а вторая – 103 радиальных трещины длиной от 0,63 до 5,59 мм и глубиной от 0,05 до 1,28 мм. Как видно из гистограмм на рис. 1, выборки радиальных и окружных трещин имеют практически одинаковое распределение, как по длине так и по глубине.

Исследуемый набор образцов с окружными и радиальными трещинами подвергали ЛЮМ1-ОВ контролю. Контроль проводился специалистами, хорошо знающими выборки (направленный контроль), и специалистами, не знакомыми с местом расположения дефектов (общий контроль).

По результатам контролей были построены вероятностные диаграммы выявляемости (в соответствии с рекомендациями [3]), которые показали, что трещины при доверительной вероятности 50% и доверительной вероятности 95%, расположенные перпендикулярно направлению обработки, выявляются лучше, чем трещины, ориентированные вдоль направления обработки, а направленный контроль, как и

следовало ожидать, лучше, чем общий контроль. Параметры выявляемости окружных и радиальных трещин для направленного и общего контролей приведены в табл. 1.

Поскольку исследование вероятности обнаружения трещин малоцикловой усталости методом ЛЮМ1-ОВ проводилось на образцах, обработанных по технологии дисков, то полученные данные, очевидно, могут быть применены для оценки вероятности обнаружения окружных и радиальных трещин в дисках турбин авиационного двигателя при соблюдении аналогичных режимов контроля.



а) б)

Рис.1 – Гистограмма распределения длин (а) и глубин (б) трещин, расположенных вдоль (1) и перпендикулярно (2) направлению механической обработки поверхности

Таблица 1

Вероятность обнаружения трещины (%) / при доверительной вероятности (%)	Длина трещины, мм			
	Направленный контроль		Общий контроль	
	Радиальная	Окружная	Радиальная	Окружная
50/50	0,68	0,80	0,71	2,10
90/50	0,99	1,67	1,21	3,57
95/50	1,08	1,92	1,35	3,99
90/95	1,23	1,99	1,45	4,80

Список литературы

1. ОСТ 1 90282 – 79 Качество продукции. Неразрушающий контроль. Капиллярные методы — 30 с.
2. ГОСТ 18442 – 80 Контроль неразрушающий. Капиллярные методы. Общие требования — 56 с.
3. MIL-HDBK-1823A «Nondestructive evaluation system reliability assessment», Department of Defense Handbook, April 2009 — 171 с.

ПОДШИПНИКОВЫЕ ОПОРЫ ГТД НА КОНСИСТЕНТНОЙ СМАЗКЕ

М.В. Лебедев, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, lebedev-m-v@mail.ru
Н.В. Кикоть, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, kikot_nv@mail.ru
Р.Ю. Старков, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, starkov_ryu@npo-saturn.ru

В опорах авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) наибольшее распространение получили подшипники качения с масляной системой. Для снижения массы и повышения надежности в ГТД с коротким ресурсом целесообразны применение подшипников с керамическими телами качения и замена масляной системы с жидким маслом на резервуары с консистентной смазкой. Так как отраслевые методики [1] и [2] не распространяются на обоснование ресурса таких опор расчетным методом, определение критериев оптимизации и обоснование ресурса следует выполнять на основе экспериментальных данных. Экспериментальные данные должны содержать сведения о тепловом балансе деталей опор при всех критичных условиях эксплуатации ГТД, и работоспособности консистентной смазки и материалов деталей подшипников в этих условиях. Далее рассмотрим особенности работы опоры и рекомендации по проведению экспериментов.

При создании ГТД с короткими ресурсами на НПО «Сатурн» сформирован научно-технический задел по работе опор на консистентной смазке с шариковыми подшипниками типоразмеров 126206 и 126208 с керамическими телами качения. По работе роликовых подшипников с консистентной смазкой подробно изложено в источнике [3]. Отметим общие особенности работы шариковых и роликовых подшипников на консистентной смазке.

Основные особенности работы подшипника на консистентной смазке связаны с нерегулярностью смазывания рабочих поверхностей с соответствующим ростом температур деталей подшипника в зонах контакта. Различают фазу «взбалтывания» при работе подшипника на консистентной смазке. Во время фазы «взбалтывания» смазка, расположенная между телами качения и кольцами выталкивается на периферию колец, где формирует резервуар со смазкой. Температура деталей подшипника во время фазы «взбалтывания» возрастает за счет внутреннего трения смазки при её перемешивании. Дальнейшая работа сопровождается колебаниями температур деталей подшипника, что связано с нарушением целостности пленки смазки. Увеличенное тепловыделение от граничного трения разогревает смазку, повышая ее текучесть, что обеспечивает затекание в зоны контакта смазки из резервуара и восстановление целостности пленки смазки.

Для снижения технических рисков проведены испытания модуля с демонстратором подшипникового узла на консистентной смазке для определения критериев оптимизации, данные по которым контролировались при испытаниях подшипниковой опоры в составе двигателя. В состав демонстратора подшипниковой опоры включены элементы, влияющие на его работоспособность с учетом особенностей работы на консистентной смазке. В качестве критериев оптимизации для подшипника с керамическими телами качения, работающего на консистентной смазке, приняты наибольшие температуры и напряжения колец в зонах контакта с телами качения.

По результатам испытаний на НПО «Сатурн» подшипниковых узлов с консистентной смазкой следует отметить, что температура смазки, находящаяся при испытаниях в рабочем диапазоне, существенно не влияет на ресурс. Зависимость ресурса от силовых нагрузок сохраняется, но допустимые напряжения меньше рекомендованных источниками [1] и [2] для колец из ЭИ347Ш. Меньшие значения допустимых напряжений в подшипниках с керамическими телами качения и консистентной смазкой могут быть

связаны с отсутствием выноса продуктов износа и уменьшенными пятнами контакта, по сравнению со стальными подшипниками и смазкой жидким маслом.

Анализ особенностей работы и экспериментальное определение критериев оптимизации позволили создать для авиационных ГТД с коротким ресурсом подшипниковые опоры на консистентной смазке, работоспособные при скоростном параметре $1{,}5 \cdot 10^6$ мм·об/мин.

Для сокращения объемов экспериментальной отработки необходимо расширять области применения отраслевых методик для подшипников с керамическими телами качения, работающих на консистентной смазке.

Список литературы

1. ГОСТ 18855-94 (ИСО 281-89) Подшипники качения. Динамическая расчетная грузоподъемность и расчетный ресурс (долговечность).
2. Методика расчетной оценки долговечности подшипников качения авиационных двигателей и их агрегатов, требования к конструктивным параметрам опор. ЦИАМ М, АО ВНИПП. 1997 г.
3. GREASE LUBRICATION IN ROLLING BEARINGS. Piet M. Lugt. SKF, The Netherlands. 459c.

СОПРОВОЖДЕНИЕ ПО НАДЕЖНОСТИ ГТД. РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОЦЕДУРЫ FRACAS. ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС «НАДЕЖНОСТЬ» ОАО «НПО «САТУРН»

Н.Г. Логинова, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, ya.nlog@yandex.ru,
С.В. Сарычев, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, sergey.sarychev@npo-saturn.ru

Основным элементом Системы управления безопасности полетов (СУБП) является подсистема сопровождения по надежности парка ГТД, или реализация задачи поиска причин неисправностей и принятия корректирующих действий или FRACAS (Failure Reporting analysis and corrective action). Задача FRACAS является элементом обратной связи в составе СУБП и отвечает за мониторинг эффективности внедренных (внедряемых) мероприятий на всем жизненном цикле ГТД.

Исторически методическое и информационное обеспечение системы управления баз данных (БД) FRACAS СУБП закладывалось в СССР и далее в РФ на основании требований создания сети информационно – вычислительных комплексов на базе серийных предприятий в соответствии с Решением коллегии Министерства авиационной промышленности (МАП) от 08.06.1989, приказов министра МАП № 114 от 09.03.1988, № 24 от 18.10.1989, № 358 от 06.07.1989. Обновление и дополнение новыми элементами FRACAS СУБП выполнялось с учетом внедрения компьютеризированных способов разработки, испытания и контроля эксплуатации, ориентированных на внедрение инноваций в модернизацию наиболее эффективных образцов авиационной техники и внедрением системы менеджмента техническими рисками.

В ОАО НПО «Сатурн» задачи FRACAS процесса серийной доводки достаточно долго превалировали в процессе сопровождения надежности. В этих условиях изначально была разработана и введена в эксплуатацию БД «Надежность серийных авиационных ГТД» [1]. В БД содержится структурированный массив информации по всем критическим и основным видам отказов с начала эксплуатации и по всем отказам с 1990 года

двигателей серии Д-30КУ/КП/КУ-154. В дальнейшем основная БД была дополнена разделом, содержащим мониторинг исполнения мероприятий по каждому случаю инцидента в эксплуатации, что позволило обеспечить с одной стороны выпуск всего спектра отчетной документации по надежности, принятый в авиационной промышленности, с другой – обеспечить оценку эффективности конструкторско–технологической доработки в серийной эксплуатации. После внедрения новых Норм безотказности для двигателей ГА России в 2007 году выполнена разработка модуля оценки нормируемых показателей безотказности [2], что позволило ввести мониторинг значений показателей БП и безотказности в реальном режиме времени по факту регистрации вновь поступающей информации и решать задачи интерполяции и экстраполяции основных нормируемых показателей надежности, а так же выполнять вейбулловы, байесовские и вейбаесовские оценки, а так же регрессионный анализ динамики видов отказов, оказывающих превалирующее воздействие на эксплуатацию (неисправностей), с использованием встроенного модуля прикладного программного обеспечения и внешних статистических пакетов программ, например, [3].

С 2009 года была введена в эксплуатацию БД «Учет и анализ инцидентов, выявленных в процессе сертификационных испытаний авиационных газотурбинных двигателей» [4]. Данная БД разработана для сопровождения по надежности сертификационных испытаний двигателя проекта SAM146. Информация по инциденту включает структурированный группой классификаторов БД набор данных от внешнего проявления до его причины и перечня конструктивно-технологических мероприятий. В форме БД «инцидент» реализована система привязки ссылочных документов. С помощью указанной БД получен полный цифровой, структурированный в виде БД, комплект документов по надежности при доводке двигателя в зоне ответственности ОАО «НПО «Сатурн». С момента ввода первых двигателей SAM146 в серийную эксплуатацию все инциденты с двигателем регистрируются в БД серийного сопровождения [2], для чего была проведена ее доработка в части внесения дополнительных классификационных признаков, в том числе соответствующих методическими указаниями AMC and GM to Part 21 [5].

С целью организации сбора и обработки результатов и оптимизации объема экспериментальной доводки в рамках выполнения опытно-конструкторских работ вновь разрабатываемых (модернизируемых) образцов ГТД одноразового использования разработана БД «ОКР», включающая оценку вейбайесовской модификации исходных распределений эффективности в соответствии с методикой и патентом [6, 7]. Накопленная в БД информация на этапе предварительных испытаний перед ГСИ представляет собой цифровой вариант истории доводки изделия.

С целью распространения опыта сопровождения надежности авиационных ГТД и с учетом особенностей процессов ввода в серийную эксплуатацию для практической реализации мониторинга отказобезопасности конструкции промышленных газотурбинных двигателей (ПГТД) разработана и внедрена в ОАО «НПО «Сатурн» база данных «Надежность промышленных ГТД» [8]. Указанная БД применяется для мониторинга уровня безотказности и количественной оценки показателей готовности и оперативной готовности парков ПГТД.

Опыт разработки БД для сопровождения надежности всего спектра ГТД ОАО «НПО «Сатурн» позволил сформулировать и реализовать верхнюю по отношению к представленным БД, базу данных Системы закрепления дефектов, с помощью которой и в соответствии с требованиями уровня критичности контролируются сроки внедрения мероприятий по устранению конструктивно-производственных дефектов.

Список литературы

1. Свидетельство о государственной регистрации базы данных Надежность серийных авиационных ГТД. № 2005620002 от 11 января 2005 г.
2. Свидетельство о государственной регистрации базы данных «Показатели надежности авиационных ГТД» № 2008620188 от 29 апреля 2008
3. Свидетельство FIP № 11-359 от 11.10.2011 о регистрации ОИС. Тип: произведение науки (служебное). «Методика оценки наработки до отказа деталей группы особо ответственных на основе вейбуловой вейбаесовой статистической модели. Оценка риска отказа. Статистическая модель отказа диска 1 ступени КНД двигателей серии Д-30КУ/КП/КУ-154».
4. Свидетельство о государственной регистрации базы данных «Учет и анализ инцидентов, выявленных в процессе сертификационных испытаний авиационных газотурбинных двигателей». № 2009620446 от 7 сентября 2009 г.
5. Dec.# 2003/1/RM, 17.10.2003 EASA (“AMC and GM to Part 21”). AMC and GM to Part 21 Acceptable Means of Compliance and Guidance Material for the airworthiness and environmental certification of aircraft and related products, parts and appliances, as well as for the certification of design and production organizations.
6. Свидетельство FIP № 13-471 от 11.11.2013 о регистрации ОИС. Тип произведение науки (служебное). «Методика. ГТД для БПЛА. Оценка уровня надежности изделия на этапе предварительных испытаний перед ГСИ».
7. RU 2474804C1. Патент РФ на изобретение № 2474804 от 10.02.2013. Способ доводки двигателя.
8. Свидетельство о государственной регистрации базы данных «Надежность промышленных ГТУ». № 2009620003 от 14 января 2009 г.

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕЭФФЕКТИВНОСТИ ЗАЩИТЫ ВЕРТОЛЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ОТ ПОПАДАНИЯ ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ

В.С. Мацаренко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, matsarenko@ciam.ru
Б.Ф. Шорр, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, shorr@ciam.ru
А.В. Горячев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, goryachev@ciam.ru
В.Г. Жулин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zhulin@ciam.ru

Для предотвращения повреждения роторных узлов от столкновения с птицами и градинами, которые засасываются в вертолётный двигатель в процессе его работы, могут применяться защитные сетки, устанавливаемые на входе в газо-воздушный тракт двигателя. Проверки двигателя на соответствие требованиям АП-33 [1] должны проводиться при функционирующем защитном устройстве, поэтому повреждение сетки при ударе допустимо лишь в такой степени, чтобы её защитные функции сохранились в полной мере.

В настоящей работе рассматривается конструкция защитного узла одного из вертолётных двигателей в виде сетки, образующей цилиндрическую поверхность. Края сетки заделываются в резиновую окантовку и крепятся к элементам корпуса. Данные расчётов стойкости такого устройства при попадании в двигательный отсек вертолёта посторонних предметов (ПП) сопоставляются с результатами баллистических испытаний

на стенде ЦИАМ при стрельбе по защитному сеточному устройству крупными градинами и птицами.

Построена конечно-элементная модель входа в двигатель с защитной сеткой. Сетка моделировалась цилиндрической оболочкой постоянной толщины с прямоугольными отверстиями, расположенными с шагом равным шагу проволоки в сетке. Поверхность резиновой окантовки жёстко связана с корпусом по всей длине окружности.

На основе исследований авторов [2] были заданы свойства льда и материала тела птицы для численного моделирования удара. Использовались имеющиеся в банке материалов пакета ANSYS/LS-DYNA модели. В соответствии с условиями испытаний, верификация математической модели защитной сетки проводилась при забросе градин диаметром 25 мм и 50 мм при скорости удара $v_Г = 55$ м/с и птицы массой $m = 0{,}35$ кг при скорости удара по сетке $v_П = 40$ м/с.

Проведены рассчёты 17 вариантов удара, различающихся массой градины, расположением градины относительно сетки и рёбер жёсткости корпуса перед ударом. При моделировании удара градины диаметром 50 мм по сетке вблизи её заделки в корпус (рис. 1) сетка разорвалась в окружном направлении в зоне, прилегающей к заделке в резиновую окантовку.

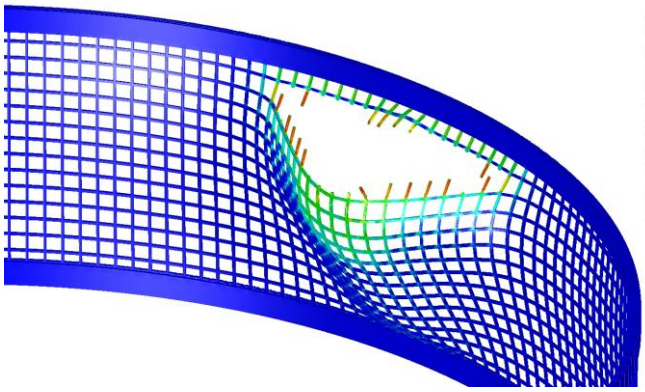


Рис. 1 – Расчётное повреждение сетки при ударе градины диаметром 50 мм

Во время испытаний производился заброс на вход в двигатель градин диаметром 50 мм и 25 мм, а также птицы массой 0,35 кг. После удара градины диаметра 50 мм разрыва проволок не произошло, но сетка значительно деформировалась в области удара. Резиновая окантовка сетки вышла с обеих сторон из-под стягивающего хомута (рис. 2).



Рис. 2 – Повреждение сетки после выстрела градиной диаметра 50 мм

Для верификации расчётной модели необходимо, чтобы расчётные граничные условия соответствовали экспериментальным. С этой целью была проведена серия расчётов удара градины диаметром 50 мм с модифицированными граничными условиями (рис. 3).

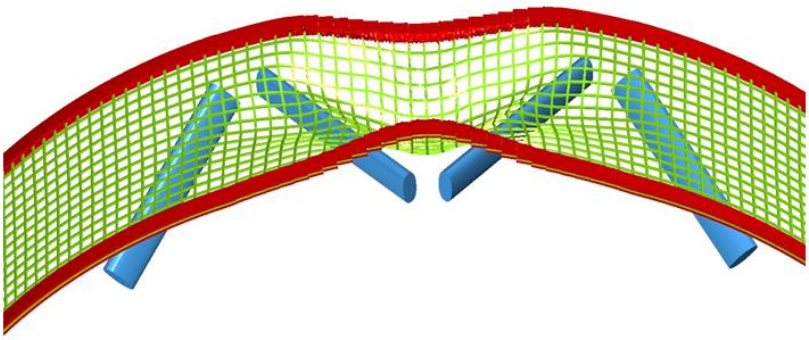


Рис. 3 – Расчётное повреждение сетки с модифицированными граничными условиями

Сопоставление результатов расчётов повреждений защитного сеточного устройства вертолётного двигателя от попадания крупных градин и птиц с экспериментальными данными стрельбы по устройству показало, что используемые в ЦИАМ методики дают адекватную качественную оценку повреждений.

Для получения адекватных количественных оценок последствия ударов посторонних предметов по защитному сеточному устройству необходимо учитывать фактические условия закрепления краёв сетки.

Предварительное численное моделирование процесса удара позволяет выявить направление и область удара по защитному устройству, которые приводят к его наибольшим повреждениям, что сокращает число и стоимость необходимых натурных испытаний.

Список литературы

1. Авиационные правила, Часть 33, “Нормы летной годности двигателей воздушных судов”. МАК. Москва, 2012.
2. Шорр Б. Ф., Мацаренко В. С. Расчётно-экспериментальное исследование динамического воздействия кусков льда на пластину-имитатор пера рабочей лопатки осевого компрессора авиационного двигателя. Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. № 06. 2014. С. 307-317

МОДЕЛИРОВАНИЕ СТОЛКНОВЕНИЯ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА С БИОМАССОЙ

К.Г. Непеин, ОАО «Кузнецов», Самара, kirill.nepein@gmail.com

Проблема столкновения самолета с птицами является актуальной технической задачей, решаемой на этапе разработки и введения в эксплуатацию новых образцов авиационной техники в рамках концепции обеспечения надежности и безопасности полетов.

Обеспечение требований по птицестойкости осуществляется двумя способами. Усилением лопаток, которые выдержат удар не оборвавшись или армированием корпуса, которое обеспечит локализацию фрагментов лопаток при соударении. В любом из случаев требуется проведение экспериментов, подтверждающих устойчивость лопаток и корпуса, а с учетом того, что вариантов столкновения (скорости, угла попадания, массы птицы) множество, мероприятие имеет существенные экономические затраты. Для снижения затрат на проведение испытаний разрабатываются различные методы численного моделирования высокоскоростного повреждения лопаток.

Основной проблемой проведения виртуальных испытаний такого рода – выбор моделей материалов, которые максимально точно описывают поведение реальных компонентов. В данной работе для лопатки выбрана модель материала, которая учитывает кинематическое упрочнение при столкновении (Piecewise Linear Plasticity Model). Для биомассы выбран SPH (Smooth Particle Hydrodynamics) способ представления, который позволяет избежать критического искривления сетки конечных элементов при экстремальных деформациях и модель материала (MAT_NULL), характер поведения которого под нагрузкой аналогичен реакции вязкопластического материала с нулевыми компонентами девиатора напряжений, состояние которого описывается уравнением Грюнайзена.

$$p = \frac{\rho_0 C^2 \mu \left[1 + \left(1 - \frac{\gamma_0}{2}\right)\mu - \frac{a}{2}\mu^2\right]}{\left[1 - (S_1 - 1)\mu - S_2 \frac{\mu^2}{\mu + 1} - S_3 \frac{\mu^3}{(\mu + 1)^2}\right]^2} + (\gamma_0 + a\mu)E$$

Автором выполнен анализ существующих методов численного моделирования ударного взаимодействия птицы с лопатками вентилятора ГТД. Отработана методика моделирования столкновения лопатки вентилятора с птицей, средствами программного пакета LS–DYNA. Проведено качественное сравнение результатов виртуального моделирования с имеющимися на предприятии экспериментальными данными.

РАЗВИТИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ОБЕСПЕЧЕНИЮ ПРОЧНОСТНОЙ НАДЕЖНОСТИ ПРИ СЕРТИФИКАЦИИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Ю.А. Ножницкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, nozhnitsky@ciam.ru
В.К. Куевда, Авиационный регистр МАК, Москва, expert@mak.ru
А.И. Божков, Авиационный регистр МАК, Москва, kuznan@mak.ru

В 2012 г. была введена в действие новая редакция части 33 Авиационных правил (АП) «Нормы летной годности двигателей воздушных судов» (Поправка 33-2). Эта редакция в значительной степени гармонизирована с Нормами летной годности авиационных двигателей США (FAR33 с Поправками по 33030 включительно) и принятыми в Европе при сертификации авиационных двигателей нормами EASA (CS-E с Поправками по E/2 включительно).

В докладе обсуждаются основные отличия Поправки 33-2 к АП-33 от ранее действовавшей редакции, включая более жесткие требования к птицестойкости двигателей, подтверждению ресурса основных (критических по последствиям отказа) деталей двигателей и др. Обсуждаются также некоторые проблемные вопросы, выявленные на основе накопленного опыта сертификации.

После выхода АП-33 с Поправкой 2 Федеральная авиационная администрация США (FAA) выпустила 4 новые поправки к FAR-33, а Европейское агентство по безопасности полетов (EASA) выпустило 2 новые поправки к CS-E. В связи с этим разработан проект Поправки 33 к АП-33, обеспечивающий дальнейшую гармонизацию с требованиями зарубежных норм по таким вопросам как «Установление и увеличение ресурса авиационных двигателей, их модулей и основных деталей» (§33.14, дополнение Д33.2) «Роторы турбин, компрессоров, вентиляторов, турбонагнетателей» (§33.27),

«Испытания компонентов и систем двигателя» (§33.53, а также §33.91 и Дополнение Д33.3), «Попадание посторонних предметов (льда)» (§33.77) и др.

В докладе обсуждаются также отличия во вновь изданных Квалификационных требованиях к вспомогательным двигателям (КТВД) и ранее действовавших авиационных правилах ВП-ВД. Рассмотрены подготовленные в последнее время рекомендательные циркуляры, руководства и др. документы по сертификации двигателей

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЫДЕРЖКИ В ЦИКЛЕ НАГРУЖЕНИЯ НА СКОРОСТЬ РОСТА ТРЕЩИН В МАТЕРИАЛАХ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД

Д.Д. Перепелица, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, potapov_sd@ciam.ru
С.Д. Потапов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, potapov_sd@ciam.ru
М.Е. Волков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Н.М. Эммаусский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.А. Артамонов, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва

Актуальность работ по исследованию скорости роста трещин при действии статических нагрузок (выдержки в цикле нагружения) обусловлена тем, что типовые полетные циклы двигателей содержат площадки с выдержкой в цикле нагружения продолжительностью от одного часа до нескольких часов для двигателей гражданской и военно-транспортной авиации, и от нескольких минут до часа для двигателей маневренной авиации.

Проведены исследования развития трещины в стандартных компактных образцах из жаропрочного никелевого сплава в условиях длительного статического нагружения, а так же фрактографические исследования поверхностей изломов образцов в зонах роста трещины при циклическом и длительном статическом нагружении.

В результате исследований показано, что при использовании стандартных компактных образцов рост трещины в условиях длительного статического нагружения происходит при существенном развитии «туннельного эффекта» (рис. 1), что, в свою очередь, приводит к значительным погрешностям определения длины трещины с применением экстензометра и делает практически невозможным исследования СРТ с использованием визуального контроля развития трещины.

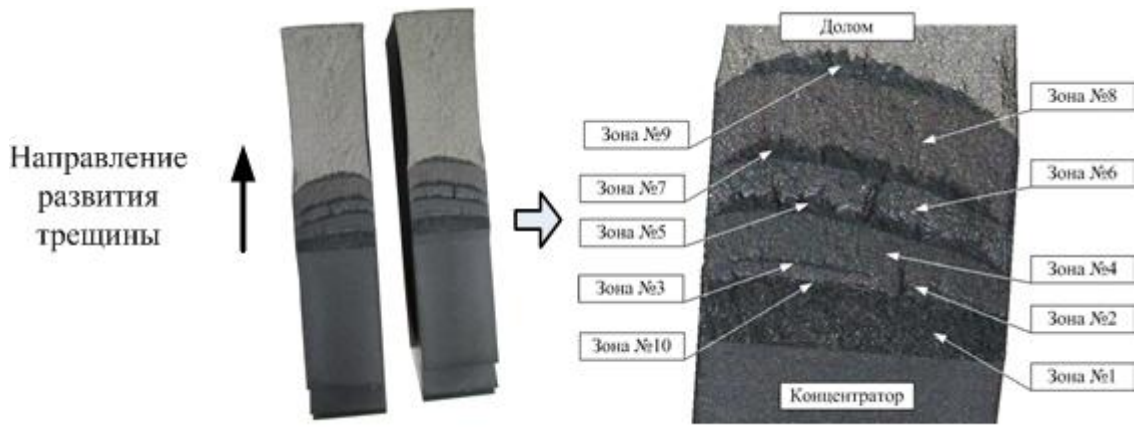


Рис. 1 – Вид поверхности излома образца после испытаний. Цифрами обозначены зоны циклического и статического роста трещины

Предложен способ доработки геометрии стандартных компактных образцов, который позволит снизить образование «туннельного эффекта» (рис. 2).

В ходе исследований для различных температур (от 450 до 750° С) определены величины коэффициентов интенсивности напряжений, при превышении которых начинается развитие трещины при длительном статическом нагружении.

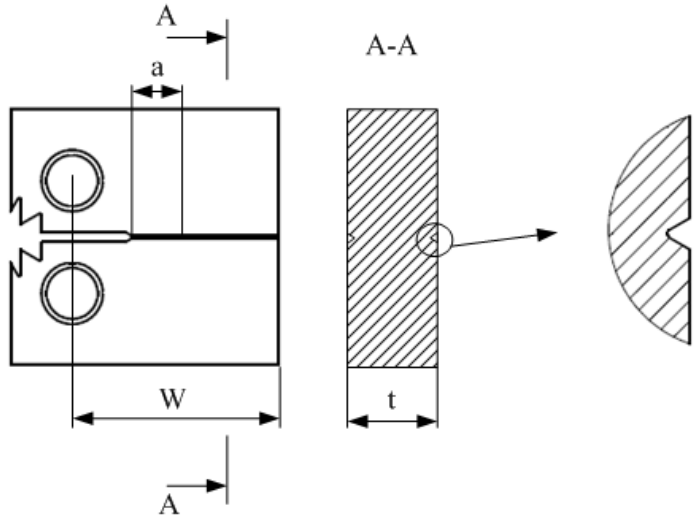


Рис. 2 – Схема доработки стандартного компактного образца, предложенная для исследования СРТ с выдержкой в цикле нагружения

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕРМОУСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ НАТУРНЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД И ИХ МОДЕЛЕЙ, ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СПЛАВОВ

А.В. Першин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, byckov@rtc.ciam.ru
Н.Г. Бычков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, byckov@rtc.ciam.ru
А.Ш. Хамидуллин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.В. Авруцкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Широко используемые в ГТД жаропрочные материалы на никелевой основе обычно работают при предельно допустимых температурах. В настоящее время активно ведутся работы по внедрению керамических теплозащитных покрытий (ТЗП) [1].

Целью представленной работы являлось экспериментальное определение термоциклической долговечности лопаток турбин, изготовленных из монокристаллического сплава ЖС-32ВИ с ТЗП, нанесенным по плазменной и электронно-лучевой технологии.

Объектами испытаний были 4 партии рабочих лопаток 1-й ступени турбины: первая партия лопаток была без покрытия, на лопатки второй партии наносился подслой и керамическое ТЗП столбчатой структуры толщиной 100-150 мкм, на лопатки третьей партии на керамическое ТЗП наносился металлический экран из СДП-4 толщиной 6…8 мкм, на четвёртой партии лопаток использовался подслой нового состава и керамика наносилась с помощью плазменной технологии.

Режим термоциклирования - 400↔1000˚С и 400↔1100˚С

Испытания лопаток проводились при индукционном высокочастотном (f=440 кГц) поверхностном разогреве на машине, разработанной и изготовленной в ЦИАМ на базе унифицированного высокочастотного генератора типа ВЧГ4-25/0,44 и сервогидравлического нагружающего устройства Т14-184 [2] с соблюдением основных положений, изложенных и ОСТ [3], и ГОСТ 25505-85 [4].

Ранее в ЦИАМ были проведены исследования, показавшие возможность использования высокочастотного разогрева для исследования термоциклической долговечности деталей с керамическими ТЗП. Высокочастотный разогрев хорошо воспроизводит поверхностный разогрев деталей с ТЗП в горячем газовом потоке, поскольку при частотах более 400 кГц происходит достаточно эффективный конденсаторный нагрев керамического покрытия.

При воспроизведении на наружной поверхности испытываемой лопатки реального температурного поля и правильном охлаждении ее внутренней полости в контрольном сечении будут получены реальные термические напряжения.

Температура на поверхности ТЗП в контрольных точках проверялась с помощью оптического пирометра типа М-770 фирмы “Micron”, предварительно калиброванного на нагретых деталях с керамическим покрытием по методике, рекомендованной производителем. Температура покрытия у входной кромки превышала температуру подслоя при T_{max} на 60˚С.

В течение всего термоцикла через лопатку продувался воздух с контролируемым расходом. Средняя скорость разогрева зоны с максимальной температурой устанавливалась 90 ^{0}С/сек.

Максимальную термоциклическую долговечность показали лопатки с ТЗП столбчатой структуры, у которых поверх керамического слоя нанесён экран из жаростойкого покрытия СДП-4.



Рис. 1 – Лопатка на испытательной установке

Список литературы

1. Абраимов Н.В. “Высокотемпературные материалы и покрытия для газовых турбин”. М., Машиностроение, 1993 г., с.336.
2. Бычков Н.Г., Лепешкин А.Р., Першин А.В. “Установка для испытаний лопаток турбомашин на термомеханическую усталость”. Патент РФ №2250451, бил. №11 от 20.04.2005 г.
3. ОСТ 10970-80 “Стали и сплавы жаропрочные. Методы испытаний на термоусталость.”
4. ГОСТ 25505-85 “Расчеты и испытания на прочность. Методы испытаний на малоцикловую усталость при термомеханическом нагружении.”

ОЦЕНКА ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЦИКЛИЧЕСКИ СТАБИЛИЗИРУЮЩИХСЯ МАТЕРИАЛОВ ПРИ МЯГКОМ НАГРУЖЕНИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ УРАВНЕНИЯ УНИВЕРСАЛЬНЫХ НАКЛОНОВ, МОДИФИЦИРОВАННОГО ВВЕДЕНИЕМ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ ПРИ ОДНОСТОРОННЕ НАКОПЛЕННОЙ ДЕФОРМАЦИИ

Е.В. Петров, АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва, kbpr@salut.ru

Для определения долговечности основных деталей авиационных ГТД обязательным требованием является использование экспериментальных характеристик сопротивления малоцикловой усталости (МЦУ) с реализацией на образцах размахов напряжений (деформаций $\Delta\varepsilon$) и температуры T, действующих в опасной точке детали, и соответствующей асимметрии цикла. На практике, учитывая многообразие расчётных ситуаций, выполнение этих требований вызывает значительные трудности, особенно при новом проектировании. В лучшем случае данные испытаний на МЦУ удаётся получить для одной-двух температур при мягком пульсирующем цикле нагружения образцов материала - гладких и с типовым надрезом.

В этих условиях естественными выглядят попытки найти способ достоверного описания МЦУ рассматриваемой детали с использованием стандартных механических свойств материала (E^T, $\sigma_{0.2}^T$, σ_B^T, δ^T, ψ^T) и кривой МЦУ, построенной по результатам простейшего из испытаний гладких образцов - при пульсирующем цикле.

Одним из таких способов является уравнение универсальных наклонов Мэнсона для симметричного цикла нагружения, модифицированое введением поправки, учитывающей влияние среднего напряжения σ_m в цикле [1],

$$\Delta\varepsilon = \frac{3{,}5(\sigma_B^T - \sigma_m)}{E^T} \cdot N_p^{-0{,}12} + \left(\ln\frac{1}{1-\psi^T}\right)^{0{,}6} \cdot N_p^{-0{,}6} \quad . \qquad (1)$$

Уравнение (1) оказывается весьма удобным инструментом для сравнительных оценок повреждаемости в элементарных циклах при разработке программ ЭЦИ, формировании типовых и обобщённых полетных циклов, а на стадии проектирования является практически незаменимым для сопоставления различных материалов и прогнозирования циклической долговечности при жёстком нагружении. Вместе с тем, как уравнение Мэнсона, так и его модифицированная форма (1) обладают существенным недостатком, впервые отмеченным в работе [2]. Эти уравнения неприменимы в случае

мягкого нагружения для описания областей квазистатического разрушения и переходной к усталостному разрушению.

Проблема в значительной степени снимается, если воспользоваться принципом линейного суммирования усталостных и квазистатических повреждений [3], который для любой точки кривой МЦУ можно представить в виде

$$П_N + П_\varepsilon = 1 , \qquad (2)$$

где $П_N = N_{p\varepsilon} / N_p$ - усталостная повреждаемость;

$N_{p\varepsilon}$ и N_p - числа циклов до разрушения, определяемые, соответственно: без учёта односторонне накопленной деформации и с учётом максимальной эквивалентной деформации $\varepsilon_{\max}$, достигнутой в процессе циклического нагружения;

$П_\varepsilon = \varepsilon_{\max} / \varepsilon^T_{разр}$ - деформационная повреждаемость;

$\varepsilon^T_{разр} = \varepsilon^T_в + \varepsilon^T_в / E^T$ - условная деформация, соответствующая достижению предела прочности;

$\varepsilon^T_в$ - относительное равномерное удлинение, предшествующее разрушению при одноосном растяжении.

Корректировка уравнения (1) для учёта деформационной повреждаемости производится подстановкой числа циклов N_p, определяемого из равенства (2)

$$N_p = N_{p\varepsilon} /(1 - П_\varepsilon) , \qquad (2')$$

откуда следует уравнение, обеспечивающее возможность перехода к описанию мягкого нагружения

$$\Delta\varepsilon = \frac{3{,}5(\sigma^T_B - \sigma_m)}{E^T} \cdot \left(\frac{1 - П_\varepsilon}{N_{p\varepsilon}} \right)^{0{,}12} + \left[\frac{(1 - П_\varepsilon) \cdot \ln \dfrac{1}{1 - \psi^T}}{N_{p\varepsilon}} \right]^{0{,}6} , \qquad (3)$$

Верификация модифицированного уравнения (3) в данной работе осуществлялась по результатам испытаний на МЦУ при пульсирующем цикле гладких образцов из различных материалов: конструкционной стали, титанового и никелевого сплавов [1,2,4]. При этом односторонне накопленная деформация $\varepsilon_{\max}$ определялась для нулевого полуцикла по диаграммам растяжения, построенным на основе энергетического условия упрочнения [5] с использованием стандартных механических свойств.

Список литературы

1. Конструкционная прочность материалов и деталей ГТД. Руководство для конструкторов // Тр. ЦИАМ, 1979. №835. 520с.
2. Шнейдерович Р.М. Прочность при статическом и повторно-статическом нагружениях. М.: Наука, 1975. 286с.
3. Серенсен С.В., Шнейдерович Р.М., Гусенков А.П. Прочность при малоцикловом нагружении. Основы методов расчёта и испытаний. М.: Наука, 1975, 286с.
4. Махутов Н.А. Деформационные критерии разрушения и расчёт элементов конструкций на прочность. М. : Машиностроение, 1981. 272с.
5. Петров Е.В. Обобщение деформационных теорий пластичности на основе энергетических концепций / Проблемы прочности, 1993. №12. с.39-45.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ПРИЗНАКОВ И БЕЗОПАСНОЙ НАРАБОТКИ НЕРАЗБОРНЫХ ПОДШИПНИКОВ КАЧЕНИЯ С ПОГРАНИЧНЫМИ ПОВРЕЖДЕНИЯМИ В УСЛОВИЯХ ВЫСОКИХ НАГРУЗКИ И СКОРОСТИ ВРАЩЕНИЯ

Н.И. Петров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, petnic@ciam.ru
В.А. Карасев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vibrokar@ciam.ru
Г.М. Назаренко,ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vibrokar @ciam.ru
Ю.Л. Лаврентьев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lavrentev@ciam.ru
С.Ю. Данилкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», danilkin@rtc.ciam.ru
В.А. Телешев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», danilkin@rtc.ciam.ru
Д.А. Редькин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», danilkin@rtc.ciam.ru
П.И. Комаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», kompaviv@rtc.ciam.ru

Цели работы: ускоренные ресурсные испытания неразборных шарикоподшипников качения с пограничными повреждениями в целях подтверждения наработки и оценки влияния таких повреждений на ресурс подшипника, а также исследование изменения виброхарактеристик подшипников в процессе ускоренных ресурсных испытаний и отработка перспективных методов вибродиагностики путем измерения вибрации на корпусе подшипника.

Под пограничными повреждениями понимаются повреждения подшипников, близкие по основным размерам к максимальным повреждениям, размеры которых, в соответствии с нормативными рекомендациями ЦИАМ-ГОСНИИГА, являются допустимыми для повторного применения подшипника в составе авиационного двигателя или редуктора.

Методика исследований.

Исследования проведены на испытательной установке ЦИАМ с радиальным нагружением подшипника при различных скоростях вращения от $30с^{-1}$ до $233с^{-1}$. Объект испытаний: радиальный неразборный шарикоподшипник тип 75-205Р2 по ЕТУ 100.

Нагрузка составляла 300 кгс и 350 кгс. Расчеты показали, что такая нагрузка вызывает деформацию элементов подшипника упругую, но весьма близкую к границе зоны упругости.

Испытаны новые подшипники с искусственным повреждением в виде:

- риски на дорожке качения внутреннего кольца подшипника №21; глубина риски 0,02 мм, ширина 0,3 мм по месту проката шариков;
- риски на дорожке качения наружного кольца подшипника №12; глубина риски 0,02 мм, ширина 0,45 мм.

В процессе испытаний непрерывно измеряли и регистрировали нагрузку на подшипник, скорость вращения, температуру колец подшипника и масла, а также вибрацию на корпусе - опоре подшипника. Вибрацию измеряли в диапазоне частот до 25 кГц. Датчики вибрации - пьезоакселерометры. Периодически проводился контроль наличия металлической стружки на магнитной пробке, установленной в канале откачки масла в маслосистеме установки.

Сигналы датчиков вибрации подвергали цифровой обработке. Получены пиковые и среднеквадратичные значения амплитуд и значения эксцесса для реализаций длительностью 2с, спектрограммы реализаций и огибающих реализаций. Детально

анализировали вибрационные отклики на возмущения, возникающие при прокате шариков по повреждению.

Результаты испытаний.

Наработка подшипника №21 под нагрузкой составила 80 час. После испытаний подшипник разобран. Обнаружено, что состояние мест контакта в подшипнике не изменилось, лишь края риски сглажены.

Можно сделать вывод, что данное повреждение практически не оказало влияния на долговечность подшипника в пределах ресурса, установленного для применения подшипника на ряде объектов.

Наработка подшипника №12 под нагрузкой составила 7 час. Но испытания приостановлены из-за необходимости профилактического ремонта привода установки.

Анализ изменения диагностических признаков в процессе испытаний показал:

- температура колец и масла изменялась незначительно без тренда на повышение;
- металлической стружки в масле, идентифицированной как стружка, вызванная контактом шариков с повреждением, не обнаружено, хотя на некоторых промежуточных этапах испытаний весьма крупная стружка появлялась на пробке;
- вибрационные диагностические признаки изменялись различно.

Вибрационный отклик на возмущение, возникающее при прокате шарика по повреждению, имеет характер нескольких последовательных затухающих высокочастотных колебаний, каждое из которых происходит на своей частоте. Частоты колебаний соответствуют зонам собственных колебаний корпуса подшипника. С изменением скорости вращения изменяется соотношение между максимальными амплитудами колебаний. Реализации вибросигналов имеют характер периодически следующих пачек импульсов различной амплитуды. Число импульсов в пачке и соотношение их амплитуд соответствует распределению нагрузки в зоне нагружения.

Такой характер сигналов не изменялся в процессе испытаний.

ФРЕТТИНГ И ФРЕТТИНГ-УСТАЛОСТЬ В МАЛОПОДВИЖНЫХ СОЕДИНЕНИЯХ ГТД И ЭУ

А.Н. Петухов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», pan_ustalost@ciam.ru

Рассмотрены современные представления о механизме фреттинга и фреттинг - усталости, методы и результаты экспериментальных исследований фреттинг-процессов и фреттинг - усталости, а также их влияние на эксплуатационную надёжность деталей ГТД и ЭУ. Рассмотрены методические вопросы оценки сопротивления усталости деталей, подверженных фреттингу, а также методы защиты зон контакта от фреттинга и повышения сопротивление фреттинг – усталости деталей.

Фреттинг - процесс, возникающих при циклическом и вибрационном нагружениях в зоне контакта сопряженных деталей малоподвижных соединений. Величина амплитуды относительных перемещений в зоне контакта деталей, достаточная для возникновения процесса, находится в пределах упругих деформаций поверхностного слоя детали. Если максимальная величина амплитуды достигает 50 и более мкм возникает процесс фреттинг - износа.

Фреттинг наблюдается в широком диапазоне температур как при контакте металлов, так и при контакте металлов с неметаллами. Особенно ярко проявляется фреттинг в малоподвижных и прессовых соединениях: болтовых, фланцевых, шлицевых, замковых, хиртовых соединениях, а также в местах запрессовки подшипников, дисков на вал и др., а также в электрических контактах, вызывая нарушение работы питающих или

управляющих сетей [1-3,5]. Наиболее тяжелые последствия процесса связаны с фреттинг - усталостью, т.е. усталостными разрушениями деталей, повреждённых фреттингом. Предел выносливости, соединения при фреттинг - усталости может снижаться от 1,5 до 10 и более раз.

Несмотря на то, что явление фреттинга находится в поле зрения исследователей более 100 лет, удовлетворительной теории этого процесса до сих пор нет, а прогнозирование сопротивления фреттинг - усталости при проектировании деталей машин, включая ГТД, за редким исключением, не делается, а в справочниках сведения о пределах фреттинг - выносливости весьма ограничены. В ряде справочников повторяется утверждение Кюнеля о главном факторе, влияющем на снижение предела выносливости, концентрация напряжений, возникающая на границе контакта малоподвижного соединения.

Механизм возникновения фреттинга и кинетики развития усталостных повреждений на поверхности контакта являются наиболее сложными по своей природе процессами, т.к. механизм фреттинга неоднозначен. С одной стороны имеют место физико-химические процессы, протекающие на молекулярном уровне, вследствие чего в зоне контакта образуются окислы металлов сопряжённых деталей. С другой стороны, имеют место механические процессы разрушения и износа в субмикроскопических и макроскопических объемах поверхностного слоя в зоне контакта. Эти процессы тесно связаны между собой. Известные предложения о моделях процесса фреттинга обычно основаны на зависимости интенсивности процесса, как функции потери массы от механических параметров процесса. Иногда при этом, основываясь на принципах равновесной термодинамики, дополнительно учитывают физические и химические свойства взаимодействующих материалов. Однако указанные модели, в большинстве случаев основанные на методиках, применяемых при изучении процессов износа, не позволяют прогнозировать влияние фреттинга на сопротивление усталости [1,2]. Однозначной корреляции между механическими свойствами материалов, например, по параметру твердости, и сопротивлением фреттинг - усталости обнаружить не удается.

Металлографические и электронно-микроскопические исследования показывают, что тонкие поверхностные слои в зоне фактического контакта находятся в высокодисперсном состоянии, включающем ювенильные частицы материалов контактирующих пар и их окислы. При этом состав и свойства окислов в зоне контакта при воздействии циклических нагрузок существенно отличаются от окислов, образующихся при окислении в стационарных условиях, а влияние их на процесс фреттинга неоднозначен. Возникающее в зонах локального контакта напряженное состояние является сложным, где действует одновременно составляющие: от нормального напряжения сжатия, от сил трения, влияющие на знакопеременные касательные напряжения.

Таким образом, элементарный объем материала в зоне контакта находится в условиях трехосного напряженно-деформированного состояния (НДС) и подвергается циклическому деформированию. Теоретические и экспериментальные исследования, связанные с изучением НДС при локальном контакте тел, показывают, что наиболее напряженными являются две зоны: зона крайнего поверхностного слоя, располагающаяся на некоторой глубине, и зона на поверхности, где касательные напряжения достигают максимума. При некоторых внешних условиях нагружения обе зоны смыкаются.

Установлено сложное взаимодействие поверхностей, имеющих условия для проскальзывания в пределах контактной площадки при нормальном сжатии, и значительное воздействие сил трения на НДС материала в зоне контакта и вблизи нее. Анализируя результаты испытаний на фреттинг - усталость можно отметить, что степень снижения предела выносливости в значительной мере зависит от условий нагружения детали: если момент, действующий на соединение, передается от втулки к валу, то

реализуется «жесткое» нагружение, если он действует только на вал, то реализуется «мягкое» нагружение [1,3,4].

Показано, что при «жестком» нагружении коэффициент снижения предела выносливости $K_\sigma^{фр}$ может быть в 1,5 - 3 раза выше, чем при «мягком» [5].

Предложена методика оценки предела выносливости деталей при наличии фреттинга, которая учитывает особенности НДС детали в зоне контакта и значения $K_\sigma^{фр}$, включающие влияние конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов.

Список литературы

1. Петухов А.Н. Механизм фреттинга и фреттинг-усталость высоконагруженных малоподвижных соединений ГТД и ЭУ. «Вопросы авиационной науки и техники». Серия: Авиационное двигателестроение. Тр. ЦИАМ №1338. М. ЦИАМ ,2008, 204 с.
2. Петухов А.Н., Селиванов К.С., Смыслов А.М. Фреттинг и фреттинг-усталость высоко-нагруженных малоподвижных соединений газотурбинных установок. М. Машиностроение, 2012г., 276 с.
3. Петухов А.Н. Фреттинг и фреттинг-усталость в малоподвижных соединениях. Проблемы машиноведения: Трибология – машиностроению. Труды всероссийской научно-технической конференции с участием иностранных специалистов. ИМАШ им. А.А. Благонравова РАН., Москва 29-31 октября 2012г., в 2-х тома. Т.1, с.120-123
4. 4. Петухов А.Н. Особенности усталостного разрушения деталей в зоне повреждения фреттинг-коррозией. Сборник научных трудов. Семинар: Современные технологии в горном машиностроении». М.: МГГУ, 2013. с.185-195
5. Петухов А.Н. Фреттинг и фреттинг-усталость высоконагруженных малоподвижных соединений газотурбинных двигателей и энергетических установок. Международная научно- техническая конференция. Усталость и термоусталость. материалов и элементов конструкций. г.Киев 28-31 мая 2013.с. 31-39.

ВОЗМОЖНОСТИ УВЕЛИЧЕНИЯ МЕЖРЕМОНТНОГО РЕСУРСА ПРОМЫШЛЕННЫХ ГТУ ДЛЯ СОВРЕМЕННЫХ ГПА

А.Л. Полянин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, polanin@avid.ru
А.Н. Саженков, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, office@avid.ru

Переход на стратегию эксплуатации по техническому состоянию обусловил появление в последние 10…20 лет множества бизнес-моделей управления стоимостью жизненного цикла газотурбинного оборудования. Вместе с этим, основные требования заказчика турбомашин остаются неизменными – это сокращение стоимости технического обслуживания и максимизация времени нахождения в эксплуатации.

Для обеспечения этих требований с минимальными затратами применительно к наземным газоперекачивающим агрегатам целесообразно увеличение межремонтного ресурса промышленных газотурбинных установок (ГТУ), предназначенных для привода газовых компрессоров на компрессорных станциях магистральных газопроводов, и не имеющих деталей с ограниченным циклическим ресурсом. В частности, для семейства

промышленных ГТУ, разработанных на базе авиационного двигателя ПС-90А и имеющих назначенный ресурс в 100 000 часов,, представляет интерес увеличение межремонтного ресурса с 25 000 часов до 33 000 часов и более. Но решение этой задачи в свою очередь возможно только при наличии соответствующих предпосылок, позволяющих целенаправленно разрабатывать и внедрять в конструкцию ГТУ мероприятия, направленные на системное увеличение продолжительности эксплуатации без отправки на дорогостоящие и трудоёмкие заводские ремонты.

Первой предпосылкой для такого увеличения ресурсных показателей являются достигнутые за годы эксплуатации конструктивное совершенство и эксплуатационная технологичность (модульность) ГТУ. Значительное количество внедренных в конструкцию турбомашин специальных мероприятий, обеспечивает целостность деталей и сборочных единиц в процессе эксплуатации, позволяют сохранить высокую энергетическую эффективность газотурбинного привода.

Возможность увеличения ресурсных показателей определяет и индивидуальная структура видов неисправностей, проявляющихся в процессе эксплуатации и присущих каждому типу ГТД. Неисправности можно разделить на две группы. Первая - дефекты, требующие направление двигателя для ремонта на завод изготовитель, например такие, как недопустимые повреждения проточной части компрессора высокого давления или поломка трансмиссионных подшипников. К дефектам второй группы относятся все, которые могут быть устранены в условиях эксплуатации. В число дефектов второй группы могут быть отнесены даже прогары жаровых труб, прогары или поломки сопловых и рабочих лопаток турбины высокого давления или любые дефекты силовой турбины, поскольку уже разработаны соответствующие ремонтные технологии, позволяющие в условиях эксплуатации произвести ремонт или замену отказавшего узла. Важным элементом увеличения межремонтного ресурса является проведение контрольно-восстановительных работ, снижающих риски проявления дефектов первой группы. В докладе представлены основные типы таких отказов элементов ГТУ по различным диапазонам наработки (от 0 до 50 000 часов).

Второй предпосылкой, позволяющей обосновано увеличить межремонтный ресурс, является наличие технологий удаленного мониторинга ГТУ и системы анализа показателей надежности произведенной техники.

В основе технологии удаленного мониторинга находится электронная система приёма-передачи параметрической информации о работе ГТУ непосредственно из эксплуатации в диагностический центр по каналам связи [1]. Предлагаемая система удаленного мониторинга имеет следующие достоинства:

- постоянная и надежная оценка технического состояния ГТУ:
- индивидуальный учет остаточного ресурса ГТУ за счет достоверной идентификации параметров теплового и напряженно-деформированного состояния основных деталей установки в каждом конкретном случае;
- дистанционное выявление неисправностей с выдачей рекомендации по их устранению, что снижает эксплуатационные риски за счет контрольно-восстановительных работ, повышает безопасность и качество обслуживания дорогостоящей техники.

Необходимо отметить, что крупнейший потребитель ОАО "Газпром" и предприятия, производящие двигатели и входящие в холдинг "ОДК", используют единую методику расчета и оценки показателей надежности [2]. При оценке надежности используются, как относительные показатели (коэффициент технической готовности, коэффициент готовности запуска), так и абсолютные показатели (наработка парка на аварийный останов, наработка на досрочный съем с эксплуатации, наработка на неисправность, устраненную в эксплуатации). Важной прикладной задачей является оптимальная "настройка" схемы расчета показателей надежности для повышения достоверности оценки.

Следует отметить несколько специфических особенностей, выявленных за время эксплуатации ГТУ, которые необходимо принимать во внимание при решении разнообразных задач увеличения ресурса техники:

1) Предположение о равномерном распределении по наработке верно лишь отчасти, "традиционная" кривая отказов распадается на отдельные фрагменты. Определенные дефекты конструкции связаны с определенным диапазоном наработки ГТУ.

2) Имеется значительный временной "лаг" между началом внедрения мероприятий устраняющих дефект и прекращением проявления этого дефекта при эксплуатации парка ГТУ, поскольку в течение этого времени в эксплуатации продолжают находиться ГТД без мероприятий.. При относительно невысокой наработке ГТУ, в ОАО "Газпром" - 3.5 ... 5 тысячи часов в год, и межремонтным ресурсом в 25000 часов, оборачиваемость парка по ремонту составляет около 6…7 лет, при увеличении межремонтного ресурса и сохранении уровня интенсивности эксплуатации "лаг" также увеличится.

3) Структура дефектов, присущих определенному типу ГТД, постоянно видоизменяется. Так отмечено появление новых дефектов, связанных с изменениями в устоявшейся технологии производства при попытках решить задачи по снижению себестоимости, увеличению производительности и т.п. В докладе также представлены типы таких дефектов.

Анализ показателей надежности, анализ структуры неисправностей при эксплуатации позволяют проводить достоверную оценку эффективности внедряемых конструкционных мероприятий, выявлять новые тенденции, связанные с появлением дефектов, планомерно увеличивать ресурсные показатели газотурбинного оборудования в интересах заказчика.

Список литературы

1. Иноземцев А.А., Полянин А.Л., Саженков А.Н., Халиуллин В.Ф. Дальнейшее развитие технологии удаленного мониторинга промышленных газотурбинных установок. — Материалы Девятнадцатой международной деловой встречи «Диагностика-2011» -г.Геленджик, 3-7 окт.2011 г.: в 2-х т.2.- М.:ООО «Газпромэкспо», 2013. — с.33-37.
2. Методика расчета показателей надежности газотурбинных двигателей авиационного и судового типов, эксплуатируемых на объектах ОАО «Газпром» ПМ 08.204. — ОАО «Авиадвигатель», 2013.

ОПЫТ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ РАБОТ ПО УСТАНОВЛЕНИЮ ПЕРИОДИЧНОСТИ КОНТРОЛЕЙ ДИСКОВ В ЭКСПЛУАТАЦИИ

А.М. Портер, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, aleksandr.porter@npo-saturn.ru
Д.П. Лешин, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, aleksandr.porter@npo-saturn.ru
М.В. Васильчук, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск

Назначение ресурса основных деталей авиадвигателей, подвергающихся малоцикловой усталости, связано со скоростью роста трещин. Расчет распространения трещин в детали предлагается выполнять от начального дефекта, выявляемого применяемыми методами неразрушающего контроля при изготовлении, до достижения трещиной критического размера [1]. Величина минимальной выявляемой трещины в эксплуатации, как правило, значительно больше, чем при изготовлении и ремонте деталей из-за отграниченного доступа. Исходя из вышесказанного, в ряде случаев целесообразно устанавливать ресурс поделенным на два этапа: первый – от величины трещины, выявляемой при ремонте, до минимально гарантированной величины, выявляемой в эксплуатации, второй - от величины, выявляемой в эксплуатации, до критической. Такое установление ресурса позволит осуществить максимальное использование реального ресурса каждой детали при эксплуатации по техническому состоянию. В ОАО «НПО «Сатурн» проведен комплекс работ по определению периодичности осмотров в эксплуатации диска 2-й ступени КНД двигателей Д-30КП/КУ/КУ-154. Работа проводилась в соответствии со следующей блок-схемой:

С целью определения гарантированно-выявляемой трещины в эксплуатации построена зависимость величины сигнала контрольной аппаратуры от положения вихретокового преобразователя на диске в доступной зоне Рис.1. Испытания от момента обнаружения трещины, разработанным для эксплуатации методом, до достижения ею «критической» величины проводились по полетному циклу рис.2.

Периодичность контроля дисков в эксплуатации определена по количеству циклов при испытании от выявления трещины до ее «критического» размера с запасом K_N=3.


Выявление зоны наибольшей концентрации напряжений посредством расчета НДС детали в 3-D постановке
Выбор метода контроля в эксплуатации
Изготовление «эталонного» диска с имитаторами дефектов
Сборка модуля с «эталонным» диском
Отработка метода контроля на модуле
Обучение и аттестация специалистов, выполняющих контроль
Разработка программы ЭЦИ
Нанесение искусственного дефекта для сокращения общего времени испытаний
Сборка объекта испытаний, монтаж на установку
Проведение ЭЦИ короткими циклами с целью ускоренного выращивания начальной трещины МЦУ, выявляемой выбранным методом контроля
Продолжение испытаний с нагружением детали по типовому полетному циклу и с контролируемым развитием трещины
Установление периодичности контроля детали в эксплуатации

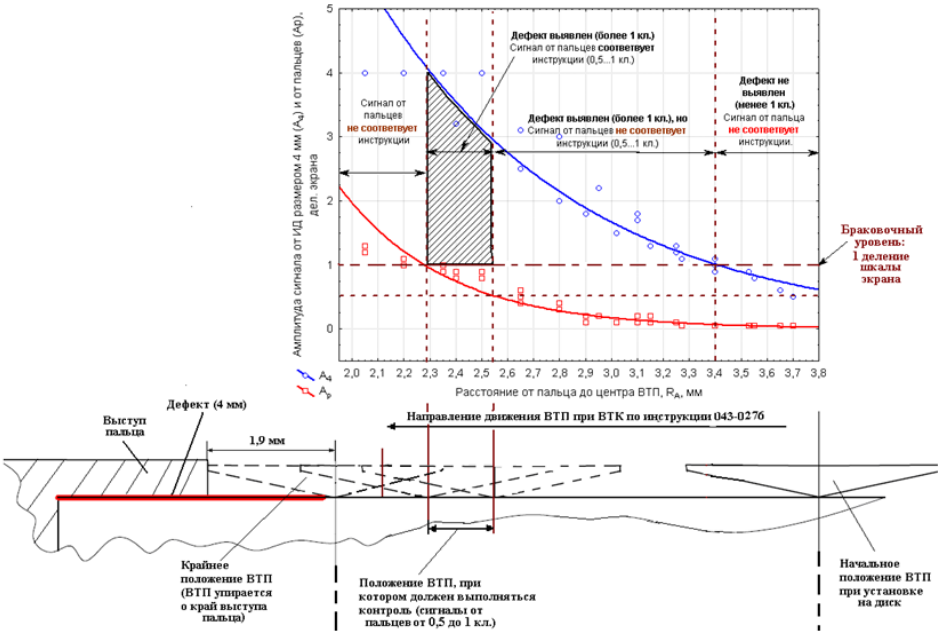

Амплитуда сигнала от ИД размером 4 мм (Ад) и от пальцев (Ар), дел. экрана
Дефект выявлен (более 1 кл.) Сигнал от пальцев соответствует инструкции (0,5...1 кл.)
Сигнал от пальцев не соответствует инструкции
Дефект выявлен (более 1 кл.), но Сигнал от пальцев не соответствует инструкции (0,5...1 кл.)
Дефект не выявлен (менее 1 кл.) Сигнал от пальца не соответствует инструкции.
Браковочный уровень: 1 деление шкалы экрана
Расстояние от пальца до центра ВТП, Rд, мм
Дефект (4 мм)
Выступ пальца
1,9 мм
Направление движения ВТП при ВТК по инструкции 043-0276
Крайнее положение ВТП (ВТП упирается о край выступа пальца)
Положение ВТП, при котором должен выполняться контроль (сигналы от пальцев от 0,5 до 1 кл.)
Начальное положение ВТП при установке на диск

Рис. 1

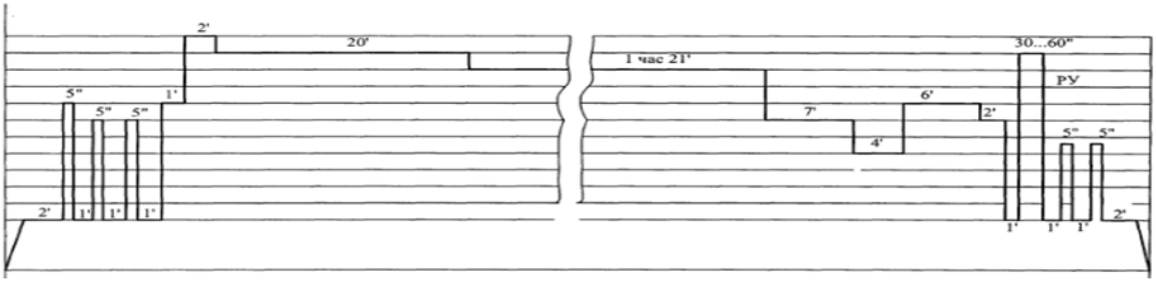

2'
20'
5"
5"
5"
1'
2'
1'
1'
1'
1 час 21'
30...60"
РУ
7'
6'
2'
4'
5"
5"
1'
1'
1'
2'

Рис. 2

Список литературы

1. Временное положение об установлении ресурсов и сроков службы газотурбинных двигателей гражданской авиации, их агрегатов и комплектующих. ЦИАМ, 2006г.

РАЗВИТИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ БАЗЫ МАИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЛЕПЕСТКОВЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПОДШИПНИКОВ

Ю.А. Равикович, МАИ, Москва, yurav@mai.ru
Ю.И. Ермилов, МАИ, Москва
Д.П. Холобцев, МАИ, Москва
А.А. Напалков, МАИ, Москва

Авторы представляют единственный в стране коллектив, который более 25 лет занимается разработкой высокооборотных турбомашин с лепестковыми газодинамическими подшипниками (ЛГП). Создано более десятка типов реальных турбомашин, многие из которых имеют наработки в промышленности, исчисляющиеся десятками тысяч часов. Результаты работ докладывались в ЦИАМ на всех трех первых конференциях «Авиадвигатели XXI века» [1].

В настоящее время ЛГП активно внедряются и в турбомашины авиационных изделий. Это требует решения новых проблем, в том числе и их экспериментальной проверки. В докладе рассматривается развитие экспериментальной базы МАИ в указанном направлении.

Важнейшей характеристикой ЛГП является предельная несущая способность (ПНС), при которой возникает контакт между лепестками и опорной поверхностью ротора. Определение ПНС ЛГП, при которой возникает контакт между лепестками и опорной поверхностью ротора, представляет более сложную проблему по сравнению с обычными подшипников скольжения, имеющими жесткую поверхность, поскольку возникновение контактов между ротором и лепестками не вызывает изменения траектории его движения и заметных вибраций. Для определения ПНС радиальных и осевых ЛГП нами разработаны методики испытаний и созданы стенды, позволяющие определять ПНС подшипников без их повреждения при максимальной нагрузке до 3000 Н и максимальной частоте вращения до 48000 об/мин. Проведенные на стендах испытания ЛГП показали, что в процессе испытаний и определения ПНС износ подшипника (антифрикционного покрытия, покрывающего лепестки) очень мал. Так при проведении около пятидесяти циклов испытаний с максимальной нагрузкой более 1000Н износ антифрикционного покрытия не превысил 3…4 микрона, что значительно меньше, чем толщина антифрикционного покрытия.

В турбомашинах с относительно низкой температурой в зоне подшипников (до 200…250^{o}C) используются антифрикционные покрытия с органическими компонентами. Такие покрытия давно отработаны и имеют высокую износостойкость при низком коэффициенте трения. Для высокотемпературных приложений ЛГП (вспомогательные силовые установки, газотурбинные двигатели и др.), где температура в зоне подшипников может достигать 300…600^{o}C, необходимо решение принципиальной задачи: разработки высокотемпературного антифрикционного покрытия. Для экспериментальных исследований высокотемпературных антифрикционных покрытий радиальных ЛГП

создан стенд, обеспечивающий испытания подшипника при температуре в зоне подшипника до 550 ^{o}C. Проведенные испытания подтвердили работоспособность основных технических решений, использованных при создании стенда.

Созданное в МАИ экспериментальное оборудование для исследований и отработки радиальных и осевых ЛГП позволяет эффективно решать поставленные задачи совершенствования разработанных и создания новых ЛГП.

Список литературы

1. Равикович Ю.А., Ермилов Ю.И., Холобцев Д.П., Напалков А.А. Опыт МАИ по созданию малоразмерных турбоагрегатов с гадодинамическими подшипникаим скольжения двигательных и энергетических установок. Сб.: Новые технологические процессы и надежность ГТД. М.: ЦИАМ, 2013, с.111-124.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДОВ РЕНТГЕНОСТРУКТУРНОГО АНАЛИЗА ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ОБРАЗЦОВ И ДЕТАЛЕЙ ГТД

М.А. Розанов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, rozanov@rtc.ciam.ru

Современные требования к безопасности и увеличению ресурса наиболее ответственных деталей ГТД вызывают необходимость исследования структуры материала этих деталей на более глубоком уровне. Одним из методов такого исследования является рентгеноструктурный анализ. Использование эффекта дифракции рентгеновского характеристического излучения на кристаллической решетке исследуемого объекта широко применяется во всех областях, связанных с производством и эксплуатацией современных авиационных двигателей.

Так, исследование текстуры необходимо при отладке и контроле за технологией изготовлений дисков из сплавов на основе титана. Контроль за изготовлением лопаток с монокристаллической структурой требует определения кристаллографической ориентации. Процессы упрочнения различными методами механической обработки влекут за собой необходимость определения остаточных напряжений в поверхностных слоях обрабатываемых деталей. Фазовый анализ в отличие от определения химического состава материала, позволяет определять, какие соединения присутствуют или образуются в процессе эксплуатации в материале деталей ГТД и судить о степени их влияния на их работоспособность и повреждаемость. Исследование тонкой кристаллической структуры материала рабочих лопаток турбины позволило создать методику диагностики и оценки структурной повреждаемости материала лопаток после наработки в эксплуатации, основанной на её сопоставлении с критериальными признаками структурной деградации материала.

В отделении 200 ЦИАМ с 1975 года существует участок рентгеноструктурных исследований. За прошедшее время были значительно усовершенствованы и заново освоены методики исследования образцов и основных деталей ГТД.

В частности была разработана методика определения полной кристаллографической ориентации образцов и лопаток с монокристальной структурой с помощью рентгеновского дифрактометра. Методика была внедрена на всех предприятиях отрасли и успешно используется. Она явилась заменой метода Лауэ с использованием фотопленок как длительного и сложного в употреблении.

Кроме того в ЦИАМ на протяжении долгого периода времени проводились работы по упрочнению кромок лопаток компрессора из титановых сплавов. Цель работы – создать на кромке зону сжимающих напряжений, не допускающих развитие усталостных трещин от забоин и предотвратить обрыв лопатки. Были опробованы методы кавитационного и лазерного упрочнения, малопластичного выглаживания, множество способов вибрационного упрочнения и обдувки. Работы продолжаются. Основной оценкой качества наряду с усталостными испытаниями является рентгеновский метод измерения остаточных напряжений.

В настоящее время проводятся совместные работы с Н.А. Протасовой, по исследованиям которой была установлена тесная корреляция между такими параметрами тонкой структуры, как мисфит (размерное несоответствие параметров решеток γ и γ'- фаз), и относительная среднеквадратичная микродеформация со скоростью ползучести и другими высокотемпературными механическими свойствами жаропрочных никелевых сплавов. Имеются результаты оценки степени расходования ресурса по показателям ползучести материала в опасных зонах лопаток турбин на примере двигателей семейства НК.

Проводится работа по определению влияния кристаллографической текстуры на механические свойства дисковых сплавов ВТ3-1 и ВТ8.

Таким образом, применение таких методов рентгеноструктурного анализа, как определение остаточных напряжений, оценка текстуры и определение кристаллографической ориентации, позволяет оценивать качество производства и совершенство технологии при изготовлении образцов для испытаний на механические свойства материала, и ответственных деталей ГТД. Другим направлением является исследование тонкой структуры с целью прогнозирования ресурса лопаток турбины ГТД.

Список литературы

1. Розанов М.А., Фишгойт А.В. Образование и развитие малых трещин в моно и поликристаллических жаропрочных сплавах. В сб. тезисов 2-й межотраслевой научно-технической конференции "Совершенствование методов и средств стендовых испытаний ВРД и их узлов. ЦИАМ, НИЦ ЦИАМ, Лыткарино, 1995, с.288 .
2. Розанов М.А., Фишгойт А.В. Развитие малых трещин в металлических и керамических материалах. Тезисы докладов 27 международного научно-технического совещания по проблемам прочности двигателей Москва, ИМАШ, 23-24 марта 1999г, с.52.
3. Фишгойт А.В., Розанов М.А., Сизова Р.Н., Вильтер Н.П., Демидов А.Г., Теплова С.В. Развитие трещин при циклическом нагружении в сплавах титана. В кн. Научный вклад в создание авиационных двигателей, (ред. Скибин В.А., Солонин В.И.) М. Машиностроение, 2000, т. 1, с.544-548
4. Фишгойт А.В., Демидов А.Г., Розанов М.А., Шашурин Г.В.. Механизмы и кинетика разрушения гранульного сплава, содержащего неметаллические включения. Сб. тезисов 15 международной конференции “Физика прочности и пластичности материалов “Тольятти, 29.09-3.10.2003, С.1-22.
5. Рыбаков Г.М**.,** Гейкин В.А, Ножницкий Ю.А., Розанов.М.А. Метод неразрушающего контроля остаточных напряжений в металлических деталях после поверхностного пластического деформирования. Технология машиностроения. №3. 2015г.с.13.

ТЕХНОЛОГИЯ СОЗДАНИЯ ИНТЕГРИРОВАННОГО ПОДШИПНИКА

В.С. Рузанов, ОАО «НПП «Мотор», Уфа, motor@motor-odk.ru

Тенденции развития конструкции авиационных двигателей, такие как сокращение массовых характеристик узлов и стоимости их жизненного цикла невозможны без использования прогрессивных технологий, в том числе интегрированных подшипников.

Эволюция конструкций авиационных подшипников качения представлена на рис. 1, из которого видно, что уровень интеграции элементов конструкции подшипниковых узлов опор авиационных двигателей непрерывно растет (выполняют функции опорных элементов роторов, демпфирующих элементов и уплотнений одновременно). Данный подход позволяет сократить вес конструкции до 30% и стоимость ее жизненного цикла на 20%.

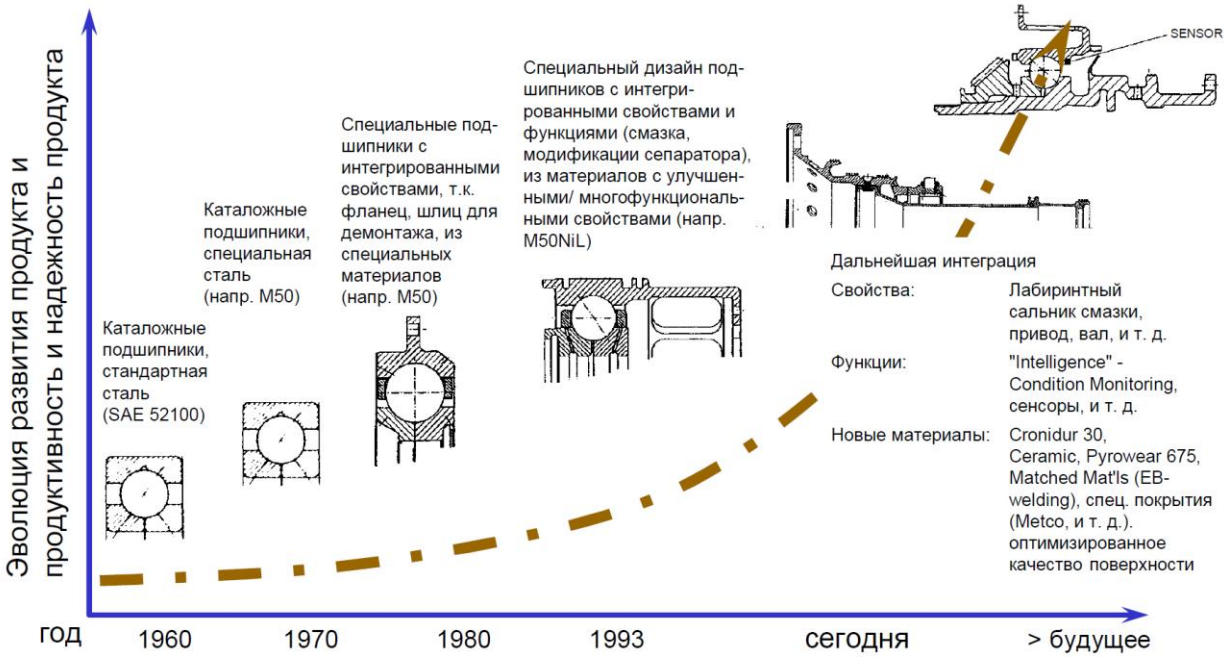


Рис. 1 – Этапы развития интегрированных подшипников

Для освоения рассматриваемой технологии выполнены следующие работы:

- разработка технологии сварки трением и электронно-лучевой с никелевыми сплавами и легированными сталями;
- разработка технологии механической обработки фасонных колец и местной термообработки их поверхностей;
- проведены эквивалентно-циклические испытания прототипа интегрированного подшипника задней опоры ротора ТНД перспективного двигателя.

Применение технологии интегрированных подшипников позволило сократить габаритные размеры масляной полости задней опоры перспективного двигателя, что обеспечит улучшение условий работы уплотнений масляной полости и соответствующее сокращение теплонапряженности маслосистемы двигателя.

РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА РЕСУРСНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ДИСКА ВЫСОКОНАГРУЖЕННОЙ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ В РАМКАХ КОНЦЕПЦИИ БЕЗОПАСНОГО РАЗВИТИЯ ДЕФЕКТА

О.В. Самсонова, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, burceva@avid.ru

Проектирование авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) подразумевает решение сложной многокритериальной оптимизационной задачи: необходимо обеспечивать высокие показатели КПД и ресурса при минимальной массе и стоимости двигателя. В этих условиях необходимо обеспечивать надежность высоконагруженных узлов двигателя и рационально использовать ресурсные возможности деталей.

При установлении ресурса основным деталям авиационных ГТД применяются две концепции: безопасной долговечности и безопасного развития дефекта. В рамках концепции безопасного развития дефекта для определения ресурсных показателей деталей используется вероятностный и детерминированный подход.

В данной работе на примере типового диска турбины высокого давления (ТВД) исследовано влияние свойств материала и размера начального дефекта на ресурсные показатели, определенные по концепции безопасного развития дефекта в рамках детерминированного подхода.

По методике [1] с использованием детерминированного подхода определены периоды докритического роста трещин в наиболее нагруженных зонах рассматриваемого диска ТВД. Расчеты проведены в пакете DARWIN [2] на базе 2D- и 3D-расчетов напряженно-деформированного состояния (НДС) в линейно-упругой постановке. Рассмотрен диапазон размеров начального дефекта от 0,1 до 1,5 мм. Для анализа использованы свойства циклической трещиностойкости сплавов в диапазоне температур 20…750ºС.

Проведено исследование влияния величины гранул порошкового сплава на скорость роста трещин. В качестве примера рассмотрен материал крупностью гранул 100 и 70 мкм. Материал с более мелкой фракцией гранул имеет некоторое преимущество: в зависимости от НДС и температуры в критической зоне, период докритического роста трещины увеличивается на 10…30%.

Проведено сравнение расчетного периода роста трещины в критических зонах диска из порошкового и деформируемого сплава. В диске из порошкового сплава трещины развиваются медленнее: период докритического роста трещины в этом материале выше на 15…50%. Также показано, что при увеличении размера начального дефекта от 0,1 мм до 1,5 мм происходит значительное снижение прогнозируемого периода распространения трещин.

Полученные результаты имеют предварительный характер, поскольку при усовершенствовании технологии изготовления заготовок могут измениться свойства материалов. В дальнейшем предстоит оценить достоинства того или иного сплава с использованием вероятностного подхода.

Список литературы

1. Методика подтверждения ресурса с учетом наличия дефекта. — М.: ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 2011
2. DARWIN 8.0 Theory, Southwest Research Institute, 2012.

К ВОПРОСУ О СОПРОВОЖДЕНИИ БЕЗОТКАЗНОСТИ ПАРКА ГТД ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ МЕТОДОЛОГИИ RCM

С.В. Сарычев, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, sergey.sarychev@npo-saturn.ru,
Н.Г. Логинова, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, ya.nlog@yandex.ru,
А.А. Охотников, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, aleksandr.ohotnikov@npo-saturn.ru

186 сессией ИКАО 4 марта 2009 года принята 101 поправка к Приложению 8 Конвенции о международной гражданской авиации. Внедрение в РФ 101 поправки выполнено на основании документа РУБП [1], в котором содержится требование создания системы управления безопасностью полетов (СУБП). В основе СУБП положены два основополагающих принципа – управление факторами риска и гарантия безопасности полетов. Внедрение 101 поправки предполагает, прежде всего, наличие системы сквозной оценки технических рисков на всем жизненном цикле авиационного ГТД.

Перечень и соответствующие им вероятности, относящиеся к категориям практически или крайне маловероятных событий с опасными последствиями, определяющие уровень БП для коммерческих самолетов, представлен разделом CS-E 510 [2]. Риск, относящийся к состоянию БП, определяется величиной интенсивности отказа (hazard rate) события с опасными последствиями в соответствии с перечнем CS-E 510. Риск, относящийся к состоянию безотказности, влияющей на технико-экономическую составляющую эксплуатации парка авиационных ГТД и определяющий стоимость летного часа двигателя, определяется интенсивностью некритических по отношению к БП видов отказов, связанных с задержкой и отменой рейсов.

Градация между общими гарантиями (БП, сертификационные требования) и специальными гарантиями (безотказность, технико-экономические требования) выполняется на основании формирования требований к матрице критичности, связывающей тяжесть последствий отказа со степени допустимости их в эксплуатации. Указанные требования формируются при проектировании ГТД. При вводе в серийную эксплуатацию и в серийной эксплуатации выполняется мониторинг и контроль выполнения требований общих и специальных гарантий.

В настоящее время разработка перспективных образцов авиационных ГТД для коммерческой транспортной авиации выполняется на базе методологии ее эксплуатации по надежности, или с учетом концепции обслуживания RCM (Reliability Centered Maintenance) [3]. В основу формы технического обслуживания авиационного ГТД положен принцип безопасного повреждения, который был сформулирован, в частности в работе [4]. Понятие допустимости повреждения (damage tolerance) является основным принципом обеспечения безопасности коммерческих транспортных самолетов (АП 25.571 и FAR 25.571) [5].

Методология RCM базируется на результатах выполнения анализа безопасности (Safety Analysis) или анализе рисков (Risk Analysis) разрабатываемой (модернизируемой) конструкции. Данный вид комплексных аналитических исследований является обязательным требованием процедуры сертификации типа. Наиболее полное представление о порядке выполнения и составе методов комплексного анализа безопасности конструкции представлено в [6]. В ОАО «НПО «Сатурн» для целей сертификации типа двигателя и во исполнение плана мероприятий по внедрению национальных стандартов серии менеджмента риска разработан документ «Анализ рисков. Типовой план программы обеспечения безопасности полетов ГТД гражданской авиации разработки ОАО «НПО «Сатурн» (System Safety Program Plan (SSPP))» [7].

Анализ безопасности конструкции предполагает выполнение аналитических исследований конструкции, известных как FMECA (Failures Mode, Effect and Criticality

Analysis) [6] на основании уровней критичности, определенных кривой Фармера. Указанный вид анализа связывает функцию каждой детали конструкции с последствиями ее отказа по степени влияния на основную функцию двигателя. Конечным результатом методологии, базирующейся на оценке рисков, является система классификации входящих в состав авиационного ГТД деталей на влияющие и не влияющие на безопасность, и далее – не влияющие на безопасность, но влияющие на безотказность (на заказчика) по единичному отказу их функции. Соответствующие формы FMECA совместно с матрицей критичности для разрабатываемого (модернизируемого) ГТД передаются в группу по разработке начального (минимального) ТО с целью формирования ключевого раздела с перечнем видов потенциальных отказов, влияющих на безопасность, документа MRBR (Maintenance Review Board Report). MRBR гарантирует адекватность решений по предотвращению отказов, а риски, связанные с экономической составляющей оптимизации ТО, рассчитываются по отдельным специальным методикам с учетом опыта эксплуатации исходной конструкции и степени критичности конструктивных изменений.

Мониторинг и практически непрерывная оценка отказобезопасности конструкции ГТД с использованием классических и байесовских методов выполняется на основании системы баз данных, содержащих специальным образом классифицированной информации по инцидентам в эксплуатации (при выполнении испытаний) до принятых мероприятий по их устранению с оценкой их эффективности [8, 9]. Возможность получения количественной оценки риска, позволяет вводить количественную оценку ограничения времени внедрения мероприятий в соответствии с методическими указаниями AMC and GM to Part 21 [10]. Поскольку корректирующее действие не является немедленным (за исключением запрета полетов) разделом GM 21A.3B(d)(4) [10] введены так называемые «ограничительные трапеции», в соответствии с которыми определяется директивный срок внедрения мероприятий.

Внедрение методологии оценки технических рисков при реализации RCM в полной мере отвечает требованиям внедрения 101 поправки по внедрению системы сквозной оценки рисков на всех этапах разработки и эксплуатации авиационных ГТД.

Список литературы

1. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП), DOC9859, AN/474, ИКАО, 2009, изд.2.
2. Certification Specifications for Engines. CS-E. EASA. ED Decision 2003/9/RM/ 24.10.2003.
3. Moubray J. Reliability – centered Maintenance. 2nd rev.ed. – Industrial Press, 2001 m 448 p.
4. В.В. Болотин Прогнозирование ресурса машин и конструкций.- М: Машиностроение, 1984.-312с.
5. Б.Г. Нестеренко, Г.И. Нестеренко Тр. Научный вестник МГТУ ГА - М., 2014 - №199(1), С.11-22.
6. ARP 4761: Guidelines & methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems & equipments. SAE. 331c.
7. Свидетельство FIP № 12-378 от 20.02.2012 о регистрации ОИС. Тип произведение науки (служебное). Анализ технических рисков. Типовой план программы обеспечения безопасности полетов ГТД гражданской авиации разработки ОАО «НПО «Сатурн».
8. Свидетельство о государственной регистрации базы данных Надежность серийных авиационных ГТД. № 2005620002 от 11 января 2005 г.

9. Свидетельство о государственной регистрации базы данных «Учет и анализ инцидентов, выявленных в процессе сертификационных испытаний авиационных газотурбинных двигателей». № 2009620446 от 7 сентября 2009 г.
10. Dec.# 2003/1/RM, 17.10.2003 EASA (“AMC and GM to Part 21”). AMC and GM to Part 21 Acceptable Means of Compliance and Guidance Material for the airworthiness. and environmental certification of aircraft and related products, parts and appliances, as well as for the certification of design and production organizations.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВНУТРЕННЕГО КОЛЬЦА СЕГМЕНТНОГО КЕРАМИЧЕСКОГО ПОДШИПНИКА НА ЕГО ПРОЧНОСТЬ

А.С. Семенова, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва,
maxim.kuzmin@lmz.umpo.ru
А.Р. Кирсанов, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва

Традиционно в опорах роторов ГТД применяются стальные подшипники качения. За счет внедрения новых технологий и материалов появилась возможность применения керамических подшипников скольжения, преимуществами которых являются:

- низкая адгезия сопрягаемых деталей;
- низкий коэффициент трения;
- отсутствие намагничивания;
- высокая рабочая температура;
- химическая стойкость в агрессивных средах;
- высокая прочность, жесткость.

Обычно работоспособность подшипников подтверждается длительными испытаниями, требующими больших экономических и временных затрат. Наиболее перспективным вариантом оценки работоспособности керамического подшипника, обеспечивающим снижение издержек разработки и подтверждения ресурса является численное моделирование.

При моделировании повреждаемости материала керамического подшипника основная проблема заключается в учете специфики керамики – накоплении и распространении микротрещин. Модель деформирования и разрушения керамики Джонсона-Холмквиста [1] позволяет оценить микроразрушение, момент времени и место зарождения трещин.

Разработанная численная модель повреждаемости экспериментального керамического подшипника учитывает клеевое соединение керамического слоя с металлической основой и позволяет получить результаты, хорошо согласующиеся с имеющимися экспериментальными данными.

Список литературы

1. Holmquist, T.J., G.R. Johnson, and W.H. Cook, «A Computational Constitutive Model for Concrete Subjected to Large Strains, High Strain Rates, and High Pressures», Proceedings 14th International Symposium on Ballistics, Quebec, Canada, pp. 591-600,(1993)
2. LS-DYNA KEYWORD USERS MANUAL VOLUME I. Copyright 1992-2001. Livermore Software Technology Corporation All Rights Reserved.

3. Implementation and Validation of the Johnson-Holmquist Ceramic Material Model in LS-Dyna. Authors: Duane S. Cronin, Khahn Bui, Christian Kaufmann, Grant Mclntosh, Todd Berstad.
4. Паршиков Анатолий Николаевич. Диссертация на соискание ученой степени доктора физико-математических наук: Численный метод SPH, использующий соотношения распада разрывов, и его применение в механике деформируемых гетерогенных сред. Москва – 2013 г.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВРАЩЕНИЯ МЕЖРОТОРНОГО ПОДШИПНИКА С ИМИТАЦИЕЙ РЕАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ РАБОТЫ

А.С. Семенова, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва,
maxim.kuzmin@lmz.umpo.ru
А.Р. Кирсанов, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва

Межроторный подшипник (МРП), при его наличии в конструкции авиационного газотурбинного двигателя, является одним из самых проблемных узлов. Сложность достоверного определения состояния межроторного подшипника приводит к тому, что при выявлении отдельных признаков дефекта МРП двигатель отстраняется от эксплуатации, поскольку это может привести к заклиниванию роторов.

На работоспособность и ресурс межроторного подшипника влияет совокупность различных факторов: гироскопический момент и перегрузка при эволюциях самолета, дисбаланс и скольжение роторов, изменение вязкости и температуры масла и др. Интенсивность и продолжительность воздействия указанных факторов в эксплуатации могут варьироваться в широких пределах.

Существующие аналитические методы оценки долговечности подшипников качения по контактным напряжениям (смятия) не учитывают влияние перекоса колец подшипника. Предлагаемый метод определения контактных напряжений смятия лишен указанного недостатка.

Расчетный анализ действительных углов перекоса колец подшипника осуществлялся на основе численного моделирования динамического взаимодействия элементов подшипника с двумя вращающимися обоймами на примере межроторного подшипника двигателя АЛ-31Ф.

Расчетная модель для определения величины перекоса колец подшипника максимально приближена к реальным условиям его работы. В дальнейшем будет проведена верификация использованной расчетной модели.

Список литературы

1. LS-DYNA KEYWORD USERS MANUAL VOLUME I. Copyright 1992-2001. Livermore Software Technology Corporation All Rights Reserved.
2. Методика расчетной оценки долговечности подшипников качения авиационных двигателей и их агрегатов, требования к конструктивным параметрам опор. ЦИАМ, АО ВНИПП, 1996г.
3. Подшипники качения. Справочник-каталог под редакцией Нарышкина В.Н. и Коросташевского Р.В. Машиностроение, 1984г.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЦИКЛИЧЕСКОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ДИСКОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД НА ОСНОВЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ КИНЕТИКИ ТРЕЩИН МАЛОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ

Н.В. Туманов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.А. Лаврентьева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Н.А. Воробьева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
С.А. Черкасова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.Н. Серветник, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.П. Соколов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.И. Калашникова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Е.П. Кузьмин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Развивающиеся в эксплуатационных условиях трещины малоцикловой усталости (МЦУ) в высоконапряженных зонах дисков авиационных газотурбинных двигателей (АГТД) (за исключением зон с неблагоприятной кристаллографическойтекстурой в дисках из титановых сплавов) неизбежно проходят через стадию устойчивого роста (УР), на которой действует высокоэнергоемкий механизм периодического расслаивания-разрыва (МПРР), сдерживающий развитие трещины и формирующий измеримый бороздчатый микрорельеф поверхности разрушения (фракторельеф) [1]. МПРР реализуется следующим образом (рис.1):

1. Перед фронтом трещины в результате интенсивной многократной пластической деформации формируется фрагментированная структура с вытянутыми вдоль направления максимальной главной деформации фрагментами. Границы этих фрагментов, разделяющие материал на тончайшие слои, пересекают границы зерен и фаз и являются мощными источниками внутренних напряжений, которые приводят к расслаиванию материала вдоль границ и появлению у трещины Т-образной вершины.

2. В каждом цикле нагружения перед Т-образной вершиной сначала появляется новое микрорасслоение вдоль границы на расстоянии λ, близком к местоположению максимума приложенных напряжений σ_x^{ext}, действующих по нормали к границе (первичное разрушение), а затем происходит разрыв перемычки между этим расслоением и вершиной (вторичное разрушения) с образованием новой Т-образной вершины и новых усталостных бороздок (следов Т-образной вершины на поверхностях разрушения), расстояние от которых до бороздок, образовавшихся в предыдущем цикле (шаг бороздок *S*), равно координате первичного разрушения λ.

Таким образом, при действии МПРР перед фронтом трещины в каждом цикле нагружения образуются естественные стопперы в виде поперечных расслоений. В этих условиях безопасное развитие трещин МЦУ может происходить в течение многих тысяч циклов и составлять значительную часть ресурса дисков АГТД, для которых МЦУ является основным повреждающим фактором.

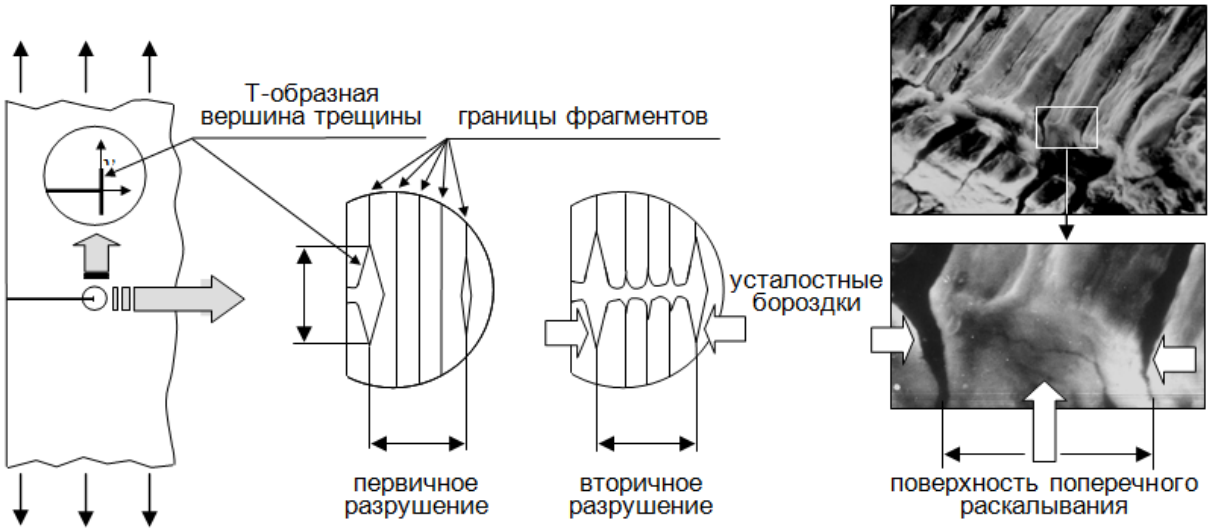


Рис. 1 – Схема действия механизма периодического расслаивания-разрыва (МПРР) и электронные микрофотографии бороздчатого фракторельефа, расколовшегося поперек бороздок

На основе проиллюстрированной на рис.1 физической модели создана математическая модель УР трещин МЦУ, устанавливающая связь между скоростью УР (шагом бороздок *S*), размахом коэффициента интенсивности напряжений ΔK и модулем Юнга, и разработаны методы расчета периода УР при простых и сложных циклах нагружения, характерных для дисков двигателей гражданской и военной авиации [1-4]. Верификация математической модели УР и расчетных методов проведена при исследовании кинетики трещин МЦУ в дисках [2-4] и образцах [5-6]. При этом анализировались трещины разной конфигурации (поверхностные полуэллиптические – с отношением полуосей от *0.1* до *1*, – угловые и краевые), развивавшиеся в зонах упругих и упруго-пластических деформаций при различных выдержках под нагрузкой и разном инкубационном периоде в условиях простых и сложных циклов нагружения при значениях коэффициента асимметрии цикла напряжений *-0.45÷0.7*, температуры – *20÷590*^{0}С, модуля Юнга – *95÷195*ГПа; шаг бороздок изменялся в диапазоне *0.2÷2*мкм.

С учетом того, что высокоэнергоемкий МПРР обеспечивает длительный безопасный период УР трещин МЦУ в дисках АГТД, предложена концепция аддитивности циклической долговечности (КАЦД) дисков [7], в соответствии с которой ресурс до первого капитального ремонта (осмотра методами дефектоскопического контроля (ДК)) складывается из ресурса до появления трещины МЦУ и периода ее устойчивого роста (ресурса живучести); межремонтный ресурс (интервал ДК) определяется ресурсом живучести, который является также нижней оценкой ресурса дисков. Для определения межремонтного ресурса (интервала ДК) предложено использовать диаграммы живучести – зависимости периода УР трещины МЦУ в критической зоне диска от начального размера этой трещины. Рассмотрены особенности применения КАЦД и диаграмм живучести при определении ресурса и интервалов ДК дисков эксплуатирующихся и проектируемых двигателей гражданской и военной авиации.

Список литературы

1. Туманов Н.В. Стадийность кинетики усталостных трещин и механизм периодического расслаивания-разрыва // Деформация и разрушение материалов: Труды 1-й Международной конференции. М.: ИМЕТ РАН, 2006. Т.1. С. 85-87.
2. Туманов Н.В., Лаврентьева М.А., Черкасова С.А. Реконструкция и прогнозирование развития усталостных трещин в дисках авиационных ГТД // Конверсия в машиностроении. 2005. №4-5. С. 98-106.
3. Туманов Н.В., Лаврентьева М.А., Черкасова С.А., Серветник А.Н. Моделирование устойчивого роста усталостных трещин в дисках турбины авиадвигателей при простом и сложном циклах нагружения // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2009. №3(19). Часть 1. С. 188-199.
4. Туманов Н.В., Лаврентьева М.А., Черкасова С.А. Прогнозирование остаточного ресурса дисков турбины авиадвигателей на основании расчета периода устойчивого роста трещин малоцикловой усталости // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т.18, №5. С. 33-41.
5. Потапов С.Д., Перепелица Д.Д. Расчетное и экспериментальное исследование скорости роста трещин в образцах из никелевых сплавов при простых и сложных циклах нагружения // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2011. Т.15. № 1(41). С. 64-66.
6. Туманов Н.В. Кинетическое уравнение устойчивого роста трещин малоцикловой усталости // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. №5(47). Часть 1. С. 18-26.
7. Туманов Н.В., Лаврентьева М.А. Концепция аддитивности циклической долговечности и ее применение для определения ресурса дисков авиадвигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. №5(47). Часть 1. С. 9-17.

КОМПЛЕКСНАЯ ФРАКТОДИАГНОСТИКА ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Н.В. Туманов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tumanov@rtc.ciam.ru
М.А. Лаврентьева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Н.А. Воробьева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
С.А. Черкасова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.И. Калашникова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Фрактодиагностика – качественная (определение очагов и направлений развития разрушения) и количественная (определение периода роста трещин, характера и уровня переменных напряжений при их зарождении и развитии) – относится к обратным задачам, т.е. к задачам восстановления явления по его последствиям. Присущая этим задачам неопределенность может быть минимизирована привлечением дополнительной информации в результате расширения области исследований. Такой комплексный многомасштабный подход к фрактодиагностике, включающий наряду с электронно-микроскопическими фрактографическими и металлографическими исследованиями математическое моделирование напряженно-деформированного состояния (НДС) деталей (неповрежденных и с трещиной), разработан в ЦИАМ [1-2]. Основой этого подхода

является теоретическая модель устойчивого роста усталостных трещин и концепция стадийности кинетики усталостных трещин (КУТ), в соответствии с которой универсальный характер стадийности КУТ и микрорельефа поверхности разрушения (фракторельефа) обусловлен последовательной сменой у фронта трещин критических (предшествующих разрушению) деформационных структур и детерминированных ими общих для трещин мало- и многоцикловой усталости (МЦУ и МнЦУ) локальных механизмов разрушения, которые обеспечивают развитие трещины и формируют фракторельеф [3]. В качестве иллюстрации на рис.1 показан фракторельеф трещин МЦУ и МнЦУ в диске и в рабочей лопатке КНД из титановых сплавов. Несмотря на то, что периоды циклов нагружения различались в пять миллионов раз – *2.6* часа в диске (средняя продолжительность полета) и около *2*мс в лопатке (колебания с частотой *531*Гц), – в обоих случаях действовал одинаковый механизм развития трещин, приводящий к образованию усталостных бороздок (шаг *S* которых характеризует подрастание трещины в цикле нагружения), при этом бороздки имеют близкий шаг *S=1÷2*мкм.

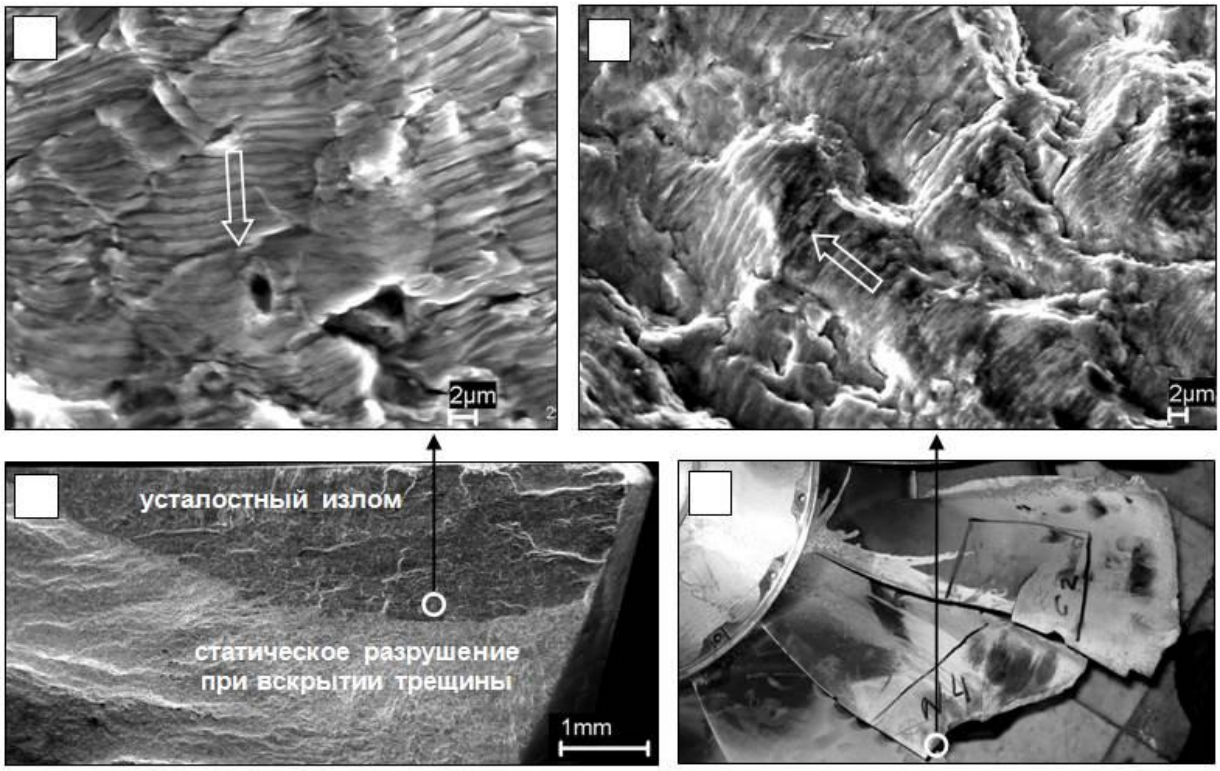


Рис. 1 – Усталостные бороздки с шагом S≈1мкм на поверхности излома МЦУ в диске КНД ***(а, б)*** *и с шагом S=1÷2мкм на поверхности излома МнЦУ лопатки вентилятора* ***(в, г)*** *(стрелки на поверхности изломов – направления роста трещин)*

Универсальность закономерностей кинетики и фракторельефа трещин МЦУ и МнЦУ с одной стороны облегчает фрактодиагностику в результате унификации ее методов, а с другой − затрудняет ее, поскольку анализ только фракторельефа в отрыве от других факторов может приводить к ошибочным выводам. В связи с этим разработанные методы комплексной количественной фрактодиагностики приобретают особое значение, так как они позволяют получить оценки уровня и продолжительности действия разрушающих переменных напряжений, на основе которых можно сделать достоверные выводы о причинах разрушения. Для перехода от измеренной по шагу бороздок скорости роста трещины к значениям размаха коэффициента интенсивности напряжений ΔK и далее к НДС детали при зарождении и развитии в ней трещины используется полученное при микромеханическом моделировании устойчивого роста усталостных трещин кинетическое уравнение, связывающее величину S с ΔK, модулем Юнга и периодом возрастания нагрузки в цикле нагружения (при прогнозировании КУТ та же модель применяется для

определения скорости и периода роста трещины по рассчитанным на ее фронте значениям ΔK).

Методы комплексной фрактодиагностики использованы при исследовании разрушения деталей авиадвигателей при МЦУ и МнЦУ [1-2], а также для реконструкции механизмов и кинетики трещин МЦУ и определения остаточного ресурса дисков двигателей гражданской и военной авиации в условиях эксплуатации и эквивалентно-циклических испытаний (ЭЦИ) [4-5]. Установлено, что в дисках из никелевых сплавов при эксплуатации и ЭЦИ трещины МЦУ развиваются под действием высокоэнергоемкого механизма устойчивого роста [3], при котором период роста трещины в высоконапряженных зонах может составлять *80÷90*% общей циклической долговечности дисков. В дисках из титановых сплавов в зонах с неблагоприятной кристаллографической текстурой на фронте трещин МЦУ действует в основном низкоэнергоемкий механизм разрушения; при этом скорость развития трещин в эксплуатации выше, чем при ЭЦИ и может превышать в *8÷10* раз скорость устойчивого роста (при тех же значениях ΔK).

Очаги и направления развития усталостных трещин определяются на основании анализа фрактокинетических линий (ФКЛ) на поверхности разрушения. Проведена классификация ФКЛ разных масштабов и типов, исследованы механизмы их образования, рассмотрены характерные случаи применения анализа ФКЛ при фрактодиагностике высоконапряженных деталей авиадвигателей (дисков, лопаток, зубчатых колес, подшипников, валов).

Список литературы

1. Туманов Н.В., Портер А.М, Лаврентьева М.А., Черкасова С.А., Воробьева Н.А., Лешин Д.П. Многомасштабная комплексная фрактодиагностика разрушения дисков компрессора авиадвигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2010. №4(24). С. 98-112.
2. Сачин В.М., Туманов Н.В., Лаврентьева М.А., Черкасова С.А. Комплексная фрактодиагностика флаттера рабочего колеса вентилятора // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2011. №3(27). Часть 2. С. 185-194.
3. Туманов Н.В. Стадийность кинетики усталостных трещин и механизм периодического расслаивания-разрыва // Деформация и разрушение материалов: Труды 1-й Международной конференции. М.: ИМЕТ РАН, 2006. Т.1. С. 85-87.
4. Ножницкий Ю.А., Туманов Н.В., Черкасова С.А., Лаврентьева М.А. Фрактографические методы определения остаточного ресурса дисков авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2011. Т.16. №4(44). С. 39-45.
5. Туманов Н.В., Черкасова С.А., .Лаврентьева М.А., Воробьева Н.А. Исследование механизмов развития трещин малоцикловой усталости в дисках авиадвигателей в условиях эксплуатации и оценка остаточной долговечности дисков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2011. №3(27). Часть 2. С. 175-184.

АВТОМАТИЗАЦИЯ РАСЧЕТОВ ХАРАКТЕРИСТИК МАСЛЯНЫХ ПОДШИПНИКОВ СКОЛЬЖЕНИЯ ГТУ С УЧЕТОМ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ЭФФЕКТОВ И ДЕФОРМАЦИЙ В РАСЧЕТНОМ КОМПЛЕКСЕ ANSYS

М.С. Реймерс, КАДФЕМ Си-Ай-Эс, Москва
Д.П. Хитрых, R&D центр SimuLabs4D, КАДФЕМ Си-Ай-Эс, Москва, denisk@simulabs.ru
А.Л. Павлевич, R&D центр SimuLabs4D, КАДФЕМ Си-Ай-Эс, Москва
Н.Н. Староверов, R&D центр SimuLabs4D, КАДФЕМ Си-Ай-Эс, Москва

В настоящее время существует устойчивая тенденция по применению высокоскоростных роторных машин с электрическим и турбинным приводом в авиации, энергомашиностроении, ракетостроении и др. отраслях. При этом с ростом частоты вращения ротора при конструировании опор все чаще предпочтение отдается подшипникам скольжения, которые лишены многих недостатков, характерных для подшипников качения. В зависимости от режимов эксплуатации подшипников скольжения в них используются как жидкие и пластичные смазочные материалы, так и газовая смазка.

Специалисты R&D центра компании КАДФЕМ Си-Ай-Эс — SimuLabs4D — разработали вертикальное приложение на основе ANSYS Workbench, предназначенное для автоматизации процесса расчета опорно-упорных подшипников скольжения на газовой и жидкой смазке для стационарных и авиационных газотурбинных двигателей (ГТД).

В качестве базового решателя в приложении используется газодинамический пакет ANSYS CFX. При моделировании подшипника учитываются процессы теплообмена и кавитации. Результаты численного моделирования газодинамики подшипника в ANSYS CFX сравниваются с результатами аналитических расчетов и расчетов, выполненных на основе решения двумерного уравнения Рейнольдса для течения смазки в зазоре.

В процессе разработки были проведены верификационные и калибровочные расчеты; выбраны оптимальные и робастные настройки решателя, обеспечивающие сходимость задачи моделирования работы подшипника на всех режимах его эксплуатации.

Данные газодинамических расчетов подшипника в дальнейшем используются для расчета характеристик жесткости и демпфирования подшипников с несжимаемой смазкой.

Результаты, полученные в данной работе, планируется внедрить при расчете и проектировании многовкладышных опорно-упорных подшипников компании Kingsbury, Inc. – лидера в области технологии гидродинамических подшипников. Кроме того, разработанной алгоритм многодисциплинарного расчета опор скольжения может быть использован для улучшения методики измерения напряженно-деформированного и температурного состояния деталей опор скольжения, а также для повышения достоверности результатов натурных измерений.

Интерфейс разработанного приложения показан на рис. 1. На рис. 2 показаны результаты численного моделирования газодинамики подшипника в ANSYS CFX с учетом процессов кавитации и теплообмена.

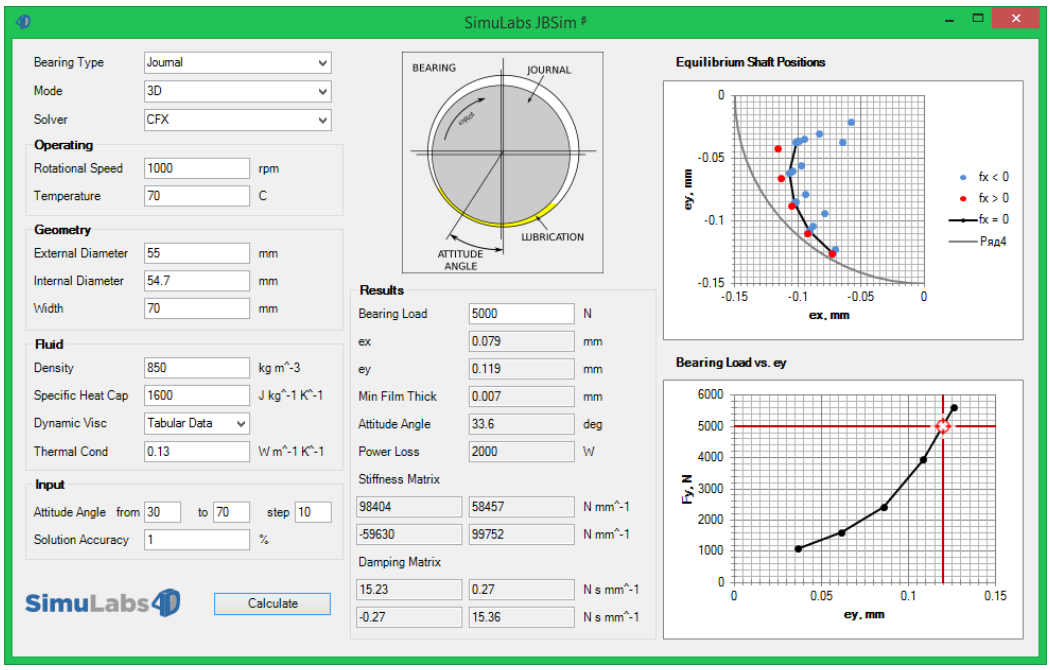


Рис. 1 – Интерфейс программного приложения CADFEM JBSim для многодисциплинарного расчета подшипников скольжения ГТД на жидкой смазке

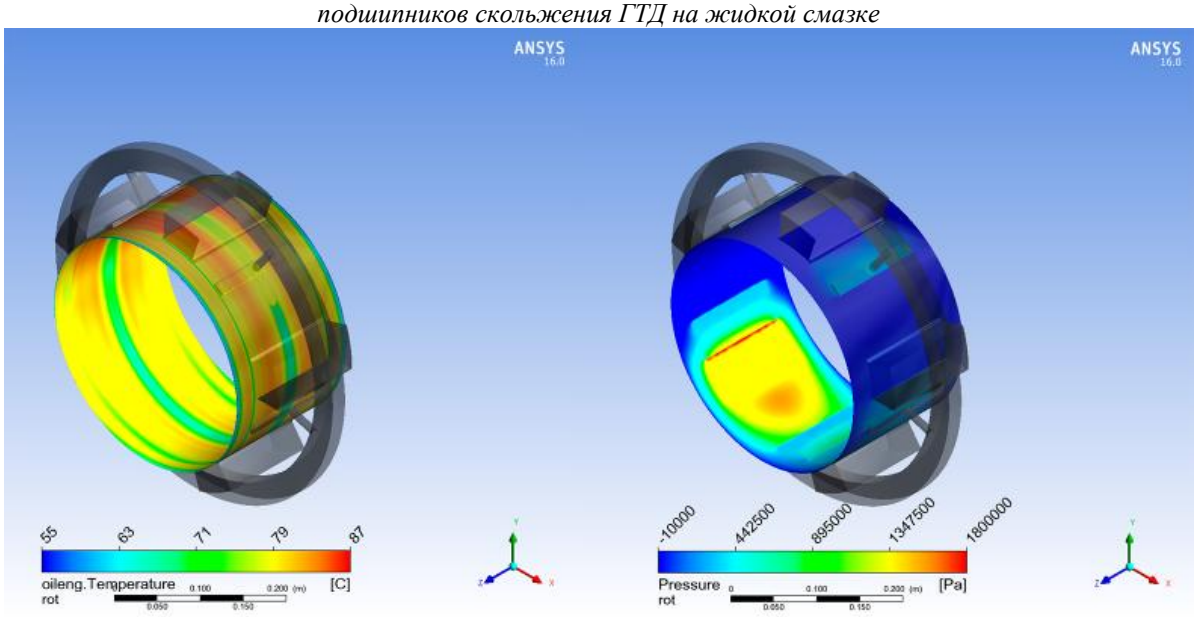


Рис. 2 – Интерфейс программного приложения CADFEM JBSim для многодисциплинарного расчета подшипников скольжения ГТД на жидкой смазке

Список литературы

1. Kingsbury A. On problems in the Theory of Fluid Film Lubrication with an Experimental Method of Solation. Transactions of the ASME. Vol. 53, 1931, p. 59-75.
2. Рейнольдс О. Гидродинамическая теория смазки и ее применение к опытам Тоуэра. В кн.: Гидродинамическая теория смазки /Под общ.ред. Л.С. Лейбензона. М.-Л., ГТТИ, 1934, с. 247-360.

НЕРАЗРУШАЮЩИЙ КОНТРОЛЬ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ РЕСУРСОМ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Н.В. Цыкунов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tsykunov@rtc.ciam.ru

Совершенствование методов обеспечения надежности и подтверждения ресурса авиадвигателей, в частности, установление требования проведения прочностного расчета с учетом развития дефекта, который может оставаться в детали после дефектоскопического контроля, привело к необходимости разработки новых подходов к назначению и выполнению неразрушающего дефектоскопического контроля основных и ответственных деталей ГТД.

Существующая до настоящего времени система назначения дефектоскопического неразрушающего контроля не учитывала особенностей эксплуатации деталей. Допускалось контролировать заготовки для деталей только в доступных местах, а рекомендации проводить контроль так, чтобы в готовой детали было проконтролировано 100% объема материала, часто игнорировались. Эффективность неразрушающего контроля оценивалась по выполнению стандартных требований к персоналу, наличию инструкций и оборудования для поддержания стандартных (типовых) условий проведения контроля. При таком подходе высоконагруженные зоны деталей (галтели, пазы, отверстия) из-за неудобства их контроля часто не проверялись, что является неприемлемым для высоконагруженных деталей ГТД.

Кроме того при проектировании деталей и назначении методов контроля конструктор ориентировался на чувствительность методов контроля, которая принималась по стандартным образцам с имитаторами дефектов в виде надрезов, сверлений, пазов и т.п. Принятая таким образом чувствительность рассматривалась конструктором как параметр (размер оставшегося дефекта), включаемый в расчет ресурса детали. Такой подход не соответствует реализуемым на практике возможностям методов неразрушающего контроля, поскольку не учитывает, какова чувствительность к реальным дефектам и насколько реализуются возможности метода в конкретной зоне. Например [1], настраивая вихретоковый дефектоскоп по надрезу длиной 0,76 мм и глубиной 0,38 мм, будут обнаруживаться усталостные трещин глубиной 1,2 мм и 1,7 мм с вероятностью 50 % и 90 % соответственно. При ультразвуковом контроле дисков из титанового сплава, настраиваясь по плоскодонному отражателю диаметром 0,8 мм, можно обнаружить включения твердой альфа-фазы диаметром 2,7 мм и 3,8 мм с вероятностью 50 % и 90 % соответственно [1]. То есть, размеры реально обнаруживаемых дефектов в несколько раз могут превышать размеры надрезов, сверлений, пазов и т.п., применяемых для настройки. Поэтому при расчетах ресурса основных деталей необходимо использовать размер реального дефекта, который может остаться в детали после выполнения неразрушающего контроля.

С целью получения объективных данных о контроле и систематизации порядка назначения и выполнения неразрушающего контроля основных деталей, в 2013 году был введен разработанный в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» ОСТ 1 01207-2012 «Двигатели газотурбинные авиационные. Неразрушающий контроль основных деталей. Общие требования» [2]. Отраслевым стандартом ОСТ 1 01207-2012 определены требования к построению системы неразрушающего контроля для реализации максимального ресурса основных деталей ГДТ. Стандартом предусматривается проведение оценки эффективности назначаемых методов на стадиях проектирования, изготовления и эксплуатации деталей. Эффективность неразрушающего контроля оценивается как возможность достижения требуемого ресурса.

В докладе рассматриваются примеры определения размеров дефектов, которые могут оставаться в деталях после выполнения неразрушающего контроля. Анализируются условия использования в расчетах ресурса основных деталей данных, получаемых в соответствии с ОСТ 1 01207-2012.

Список литературы

1. Damage Tolerance for High Energy Turbine Engine Rotors. – FAA, 2001, Advisory Circular No 33.14-1.
2. ОСТ 1 01207-2012 Отраслевой (авиационный) стандарт. Двигатели газотурбинные авиационные. Неразрушающий контроль основных деталей. Общие требования.

РАЗРАБОТКА УНИВЕРСАЛЬНОГО СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ РАДИАЛЬНЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ОПОР

В.Е. Чижиков, ОАО НПО «Наука», Москва, ve.chizhikov@npo-nauka.ru,
И.В. Тищенко, ОАО НПО «Наука», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва,
iv.tishenko@npo-nauka.ru.

Экспериментальная отработка конструкции подшипников с газовой смазкой – один из важнейших этапов создания изделий. Основные задачи, решаемые при этом, сводятся к следующим: проверке и уточнению методов теоретического расчета подшипников, отработке конструкций подшипниковых узлов и установлению предельных режимов их эксплуатации, исследованию динамики системы ротор – подшипники.

Одними из наиболее важных характеристик влияющих на работоспособность и ресурс газодинамических опор являются предельная несущая способность и скорость всплытия вала в подшипниках. Предельной несущей способностью (ПНС) газодинамических подшипников принято называть максимальную нагрузку, при которой сохраняется режим газодинамического трения между валом и несущей поверхностью [2], а под скоростью всплытия понимается минимальная частота вращения, при которой ротор из режима «сухого» трения переходит в режим газодинамического.

Известны два достаточно надежных метода определения ПНС лепестковых газодинамических подшипников [3] применяемые в существующих экспериментальных стендах.

При использовании первого метода [4] ПНС радиального лепесткового газодинамического подшипника определяется по резкому увеличению температуры лепестка при контакте с ним цапфы вала. Для измерения температуры лепестка в корпусе подшипника и в части лепестковых элементов выполнены отверстия для подвода термопары и обеспечения ее контакта с основным лепестком. Таким образом, для определения ПНС подшипника необходима достаточно трудоемкая подготовка этого подшипника к проведению эксперимента.

При использовании второго метода [1] ПНС радиального лепесткового газодинамического подшипника определяется по минимальному моменту трения вала в подшипнике. Частота вращения изменяется при постоянной нагрузке на подшипник. Для определения момента трения корпус подшипника связан с корпусом установки через газостатический подвес. Такой способ измерения момента трения предъявляет очень

высокие требования к точности изготовления деталей экспериментальной установки и ее наладке.

Применение лепестковых подшипников, которые с усилием обжимают цапфу вала в агрегатах с малой мощностью на валу, к которым можно отнести и изделия предприятия ОАО НПО «Наука», требует учета пускового момента на преодоление момента трения покоя.

В связи с этим в конструкции экспериментального стенда ОАО НПО «Наука» по определению рабочих характеристик радиальных газодинамических опор была учтена концепция определения (ПНС) по минимальному моменту трения вала в подшипнике. Применение данной концепции дает также возможность определения минимальной скорости всплытия ротора в подшипнике. При разработке экспериментального стенда также учитывалось, что стенд для отработки конструкции подшипника должен имитировать условия размещения подшипника в корпусе турбомашины.

Список литературы

1. Звонарев П.Н. Разработка метода расчета радиальных упругогазодинамических подшипников с предварительно напряженными лепестками для малых турбомашин низкотемпературных установок. Дис. к. т. н. Москва, 2005. – 201 с.
2. Пешти Ю.В. Газовая смазка. - М.: МГТУ, 1993. - 381 с.
3. Ермилов Ю.И. Теоретическое и экспериментальное определение предельной несущей способности осевых лепестковых газодинамических подшипников Дис. к. т. н. Москва, 2005. –157 с.
4. Хешмет Х., Уоловит Дж. А., Пинкус О. Анализ газового ленточного радиального подшипника. // Тр. ASME. F. Проблемы трения и смазки. -1983.-№4.-С. 124-132.

О МЕТОДЕ ИДЕНТИФИКАЦИИ ДЕФЕКТОВ В ЛИНЕЙНО УПРУГИХ ТЕЛАХ ПО ДАННЫМ СТАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ, ОСНОВАННОМ НА ПРИМЕНЕНИИ ФУНКЦИОНАЛА ВЗАИМНОСТИ

П.С. Шушпанников, ИПМех РАН, Москва, shushpan@ipmnet.ru
Е.И. Шифрин, ИПМех РАН, Москва, shifrin@ipmnet.ru

Рассматривается задача идентификации конечного числа малых, хорошо отделенных друг от друга дефектов (полостей, трещин, включений) в произвольно анизотропном, линейно упругом теле. Границы полостей и трещин предполагаются свободными от усилий, на границах между включениями и окружающим их материалом предполагается полное сцепление. Считается, что в единственном статическом испытании на внешней границе тела измеряются как перемещения, так и усилия. По этим данным требуется определить неизвестные параметры дефектов (число дефектов, их расположение и геометрические параметры).

Для решения задачи используется подход, основанный на применении функционала взаимности. Отметим, что ранее данный подход использовался для решения задач идентификации одиночных дефектов эллипсоидальной формы как в изотропном [1], так и в анизотропном [2] линейно упругом теле, а также множественных дефектов в изотропном линейно упругом теле [3].

Введём функционал взаимности $RG(d,r)$, зависящий от двух упругих полей: упругого поля d в теле с дефектами и упругого поля r в том же теле, но без дефектов, которое будем называть регулярным упругим полем

$$RG(d,r)=\int_{\partial V}\left(t_i^d u_i^r - t_i^r u_i^d\right)dS \qquad (1)$$

где ∂V – внешняя граница тела рассматриваемого упругого тела V, u_i и t_i – вектора перемещений и усилий, соответственно, а верхние индексы указывают, к какому из упругих полей относятся соответствующие величины. Из определения функционала взаимности (1) следует, что по данным о перемещениях u_i^d и усилиях t_i^d на внешней границе ∂V значения функционала взаимности могут быть вычислены для любого заданного регулярного упругого поля r. Следовательно, для решения задачи идентификации достаточно выразить неизвестные параметры дефектов через отличные от нуля значения функционала взаимности $RG(d,r)$.

В настоящей работе показано, что используя регулярные упругие поля специального вида, соответствующие состоянию обобщённой плоской деформации и выражающиеся через аналитические функции, задача определения числа дефектов и проекций их центров на произвольную плоскость может быть сведена к двухмерной задаче определения числа и расположения простых полюсов мероморфной функции. Решение полученной двухмерной задачи строится с использованием известного подхода, описанного, в частности, в работе [4]. По построенным проекциям центров дефектов на различные плоскости определяется количество дефектов и координаты их центров в трехмерном пространстве.

Показано, что после определения числа дефектов и координат их центров могут быть построены дополнительные регулярные упругие поля, позволяющие определить геометрические параметры эллипсоидальных дефектов (величины и направления полуосей эллипсоидов).

Пример использования разработанного метода для идентификации двух эллипсоидальных полостей в ортотропном линейно упругом теле представлен на рис.1. На рис.1 представлены проекции на различные координатные плоскости. Проекции заданных дефектов заштрихованы серым цветом. Границы проекций тела и восстановленные проекции дефектов обозначены сплошной линией.

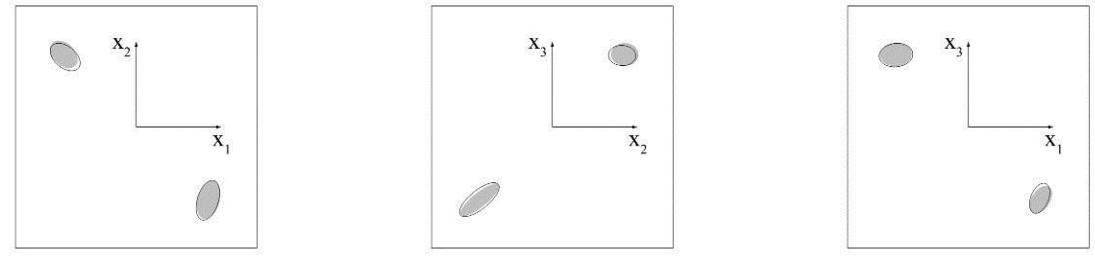


Рис.1 – Результаты идентификации двух эллипсоидальных полостей в ортотропном линейно упругом теле

Представленные результаты демонстрируют эффективность предложенного метода идентификации.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 13-01-00257), а также гранта Президента Российской Федерации по государственной поддержке молодых российских учёных – кандидатов наук (грант МК-5261.2014.1).

Список литературы

1. Шифрин Е.И. Идентификация эллипсоидального дефекта в упругом теле по результатам одного испытания на одноосное растяжение (сжатие) // Изв. РАН. МТТ. — 2010. — № 3. — С. 131 – 142.
2. Shifrin E.I., Shushpannikov P.S. Reconstruction of an ellipsoidal defect in anisotropic elastic solid, using results of one static test // Inverse Problems in Science and Engineering. — 2013. — V. 21. — N. 5. — P. 781 – 800.
3. Shifrin E.I., Shushpannikov P.S. Identification of small well-separated defects in an isotropic elastic body using boundary measurements // International Journal of Solids and Structures. — 2013. — V. 50. — N. 22-23. — P. 3707 – 3716.
4. Kang H., Lee H. Identification of simple poles via boundary measurements and an application of EIT // Inverse Problems. — 2004. — V. 20. — N. 6. — P. 1853 –1863.

ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ РЕМОНТНЫХ ДИСКОВ КОМПРЕССОРОВ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ3-1 НЕРАЗРУШАЮЩИМИ МЕТОДАМИ РЕНТГЕНОСТРУКТУРНОГО АНАЛИЗА

Н.А. Яблокова, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, yabl-natalya@yandex.ru

Оценка технического состояния особоответственных деталей газотурбинных двигателей: дисков и лопаток турбин и компрессоров по фактическим данным о дефектности материала проводится с целью обеспечения необходимого уровня надежности новых и ремонтных газотурбинных двигателей (ГТД) в эксплуатации[1].

На дисках компрессоров низкого давления (КНД), в местах максимальной нагруженностидеталей в эксплуатации (в опасных зонах концентрации напряжений), вид и уровень напряженного состояния известны.В этих зонах концентраторов напряженийпроисходит наибольшее перераспределение напряжений и релаксация напряжений на стадии образования дефектов. Наибольшее изменение остаточных напряжений (ОН) сжатия на дисках КНД происходит в правом радиусе паза близко к выходу диска. Поэтому, в данном исследовании для оценки технического состояния дисков КНД использовалось изменение параметра напряженного состояния K_i^σ, который равен отношению ОН сжатия $\sigma_з'$ в точке с большей интенсивностью изменения ОН i-го концентратора напряжений к ОН сжатия $\sigma_з''$ в точке с меньшей интенсивностью изменения ОНi-го концентратора:

$$K_i^\sigma = \frac{\sigma_з'}{\sigma_з''}.$$

Далее значение параметра напряженного состояния диска K_i^σ сравнивалось с предельным значением $\left[K_i^\sigma\right]_з$ для данного вида концентратора напряжений, полученное экспериментальным путем. В случае если $K_i^\sigma > \left[K_i^\sigma\right]_з$ в i-м концентраторе напряжений, то диск возвращают в эксплуатацию, или если $K_i^\sigma \le \left[K_i^\sigma\right]_з$, то диск подвергают детальному исследованию в зоне пониженного значения параметра напряженного состояния K_i^σ [2].

Анализ ОН проводился на торцах обода в окружном направлении диска неразрушающим рентгеноструктурным методом $sin^2\psi$ [3] рентгеновским анализатором напряжений Xstress 3000 G3 с $\psi-$модифицированным гониометром и излучением $Ti-K_\alpha$ (Рис.1). Технологические параметры рентгеносъемки: фаза $\alpha-Ti$; напряжение 25 кВ, ток 6 мА, угол дифракции $2\theta_{(11.0)}=139^\circ$; дуга гониометра 75 мм, коллиматор 5 мм, 5 углов наклона $\pm\psi$ в диапазоне углов $\pm 40^\circ$, осцилляции $\Delta\psi=\pm 4^\circ$; экспериментальная рентгеновская упругая постоянная $E/(1+\nu)=83$ ГПа, функция обработки пика – Пирсона 7, параболическая функция вычитания фона.

На рис.2 показано распределение параметра K_i^σ на заднем торце обода диска с правой и левой сторон паза до и после эксплуатации. Из рис.1 видно, что после испытания диска в составе технологического двигателя произошли изменения параметра $K_{\sigma i}$ по всей исследуемой поверхности диска. На поверхности заднего торца обода диска со стороны правого радиуса паза с номерами с 17 по 21 определено скачкообразное локализованное изменение параметра $K_{\sigma i}$. С левой стороны радиуса паза параметр $K_{\sigma i}$ изменяется незначительно. Значительное изменение параметра $K_{\sigma i}$ на наиболее нагруженных областях диска связано со скачкообразным изменением величины ОН сжатия в процессе наработки диска.



Рис.1 – Место измерения остаточных напряжений на заднем торце обода (на выходе) диска КНД (стрелкой указана точка измерения на правом радиусе паза диска)

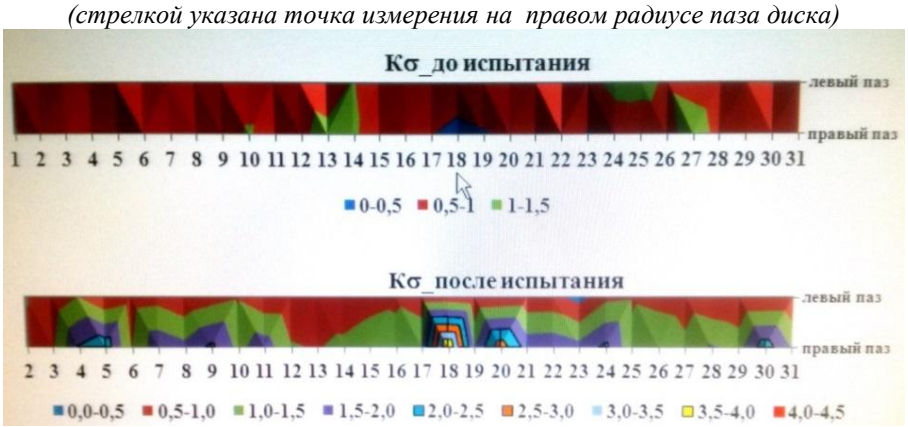


Рис. 2– Распределение параметра $K_{\sigma i}$ на заднем торце обода диска КНД со стороны левого и правого радиусов пазов диска до и после испытания

В этих участках диска происходят значительные деформации диска, причем область пластических деформаций увеличивается с увеличением повреждения диска.

Анализ результатов исследования распределения остаточных напряжений на дисках КНД показывает, что исследование напряженного состояния диска должно касаться не только перенапряженных участков обода диска, но и всех остальных, так как возникновение пластических деформаций на одном участке приводит к перераспределению напряжений во всем диске[4].

Список литературы

1. ЛютцауА.В., КотелкинА.В., Матвеев А.Д. и др. Расширение возможностей применения портативных рентгеновских дифрактометров при определении технического состояния и срока службы ответственных деталей. Тезисы научно-практического семинара: научно-технологическое обеспечение деятельности предприятий, институтов и фирм, 1.07.2003 . –М.: МИСиС, 2003. – С. 561-571.
2. Патент на изобретение №250799. Способ оценки технического состояния деталей. Яблокова Н. А., Яблоков А. В., Берестевич А. И., Кочетков В. А. и др.; заявитель и патентообладатель ОАО «НПО «Сатурн».–опубл. 27.01. 2014, Бюл. №3.
3. BS EN 15305:2008. Non-destructive Testing-Test Method for Residual Stress analysis by X-ray Diffraction. –London, 2008. –87 p.
4. Яблокова Н.А., Трофимов В.В. Оценка «преддефектного состояния дисков компрессоров». Материалы международной научно-практической конференции 5-10 декабря 2011 года, XLнеделя науки СПбГПУ.– СПб.,2012. – С.85-88.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО АНАЛИЗА РЕНТГЕНОДИФРАКЦИОННЫХ ДАННЫХ РЕМОНТНЫХ ЛОПАТОК ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ

Н.А. Яблокова, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, yabl-natalya@yandex.ru
Н.А. Симурзин, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, nicolaisimurzin@mail.ru

В авиационном ремонтном производстве для контроля качества лопаток компрессоров, отремонтированных наплавкой торцов пера, используют неразрушающие методы анализа остаточных напряжений (ОН) на пере лопаток в зоне термического влияния (ТВ). Зона ТВ на пере лопатки расположена между зоной основного материала лопатки и зоной наплавки. Однако при анализе ОН в этих зонах методами дифракции рентгеновских лучей часто возникают трудности при определении рентгенодифракционных параметров спектра и рентгеновской постоянной упругости многофазной структуры материала. Многофазная структура материала в зоне ТВ формируется, когда материалы лопатки и наплавки отличаются или связано со спецификой высокотемпературной обработки в процессе сварки.

В настоящей работе исследование остаточных напряжений проводилось на поверхности лопаток компрессора высокого давления (КВД) с наработкой 1200 часов 909 циклов из титанового сплава ВТ3-1, отремонтированных с аргонодуговой наплавкой

торцов пера лопаток материалом ВТ1-100. На исследуемых лопатках в зоне термического влияния формируется три фазы: фаза 1 чистого титана с гексагональной структурой $\alpha - Ti$, фаза 2 легированного титана с гексагональной структурой $\alpha - Ti$ и фаза 3 с кубической структурой $\beta - Ti$. (рис.1).

Анализ ОН проводился на пере лопатки в зоне ТВ и в отдалении от зоны ТВ в осевом направлении лопатки. Измерение остаточных напряжений проводилось неразрушающим рентгеноструктурным методом $sin^2\psi$ [1] рентгеновским анализатором напряжений Xstress 3000 G3 с $\psi -$модифицированным гониометром и излучением $Ti - K_\alpha$.

В основном, для исследования ОН на деталях машиностроения из титановых сплавов методами дифракции рентгеновских лучей используется медное излучение. Но применение рентгеновской трубки с медным анодом в портативных дифрактометрах приводит к увеличению времени экспозиции и к уменьшению точности определения рентгенодифракционных данных из-за слияния рентгеновских линий (пиков) разных фазовых составляющих исследуемого материала. Поэтому, для устранения вышеуказанных ограничений, возникающих при использовании рентгеновской трубки с медным анодом, при исследовании ОН на лопатках использовалась рентгеновская трубка с титановым анодом. В результате проведенной работы были определены оптимальные технологические параметры рентгеносъемки ремонтных лопаток в зоне ТВ с использованием титановой трубки. Параметры приведены в табл.1.

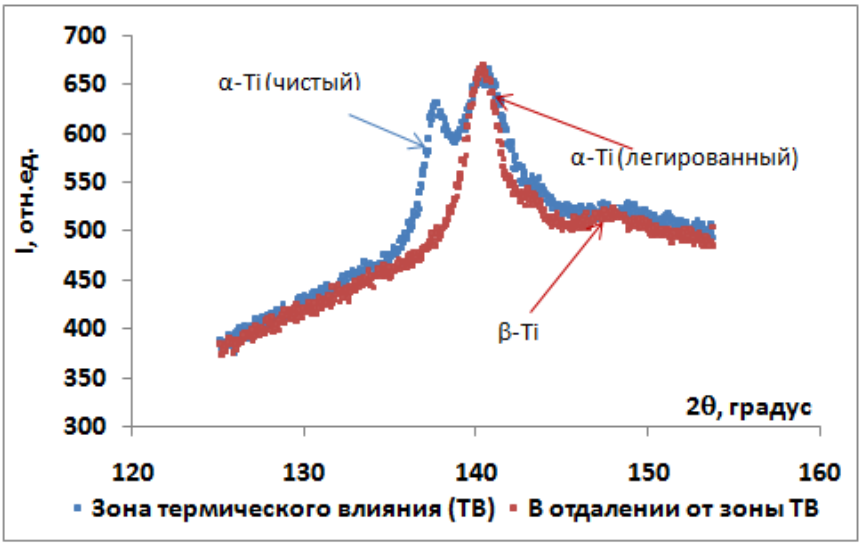


Рис. 1 – Рентгеновский спектр на пере лопатки КВД из титанового сплава ВТ3-1, отремонтированной с аргонодуговой наплавкой торцов пера лопаток материалом ВТ1-100

Таблица 1

Фазовая составляющая	Индексы отражающей плоскости (hkl)	Угол дифракции 2θ, градус	Рентгеновская упругая постоянная $E/(1+\nu)$, ГПа
$\alpha - Ti$ (чистый)	(110)	137,5	88
$\alpha - Ti$ (легированный)	(110)	140,0	83

Также в методике расчета ОН на лопатках использовались следующие общие технологические параметры: напряжение трубки 25 кВ, ток анода трубки 6 мА, дуга гониометра 75 мм, коллиматор 5 мм, 5 углов наклона дуги гониометра $\pm\psi$ в диапазоне углов $\pm 40^\circ$, осцилляции $\Delta\psi = \pm 4^\circ$; функция обработки пика – Пирсона 7, параболическая функция вычитания фона.

На исследованных лопатках в зоне ТВ для фазовых составляющих $\alpha - Ti$ определены небольшие по величине остаточные напряжения сжатия (от -150 до -220 МПа), что характеризует благоприятное распределение остаточных напряжений на пере лопатки после ремонтных мероприятий.

Использование оптимизированных экспериментальных рентгенодифракционных данных и уточненных параметров рентгеновской постоянной упругости для анализа напряженного состояния ремонтных лопаток из титановых сплавов позволяют улучшить существующие технологии контроля ОН и внедрить в производство новые технологии неразрушающего контроля поверхностных остаточных напряжений методом дифракции рентгеновских лучей.

Список литературы

1. BS EN 15305:2008. Non-destructive Testing-Test Method for Residual Stress analysis by X-ray Diffraction. –London, 2008. –87 p.

СЕКЦИЯ 4Б - ДИНАМИКА, ПРОЧНОСТЬ, НАДЁЖНОСТЬ 2

РАСЧЕТ АМПЛИТУДЫ РЕЗОНАНСНЫХ КОЛЕБАНИЙ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ КОМПРЕССОРА

Ф.А. Абдухакимов, НИИ механики МГУ, Москва, farruh.abduhakimov7@gmail.com
В.В. Веденеев, НИИ механики МГУ, Москва, vasily.vedeneev@mail.ru
М.Е. Колотников, НИИ механики МГУ, Москва, mekolotnnikov@mail.ru
П.В. Макаров, АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва, kbpr@salut.ru

При работе двигателя на рабочие лопатки компрессора действуют периодически изменяющиеся силы, вызванные окружной неравномерностью потока. При совпадении частоты этих сил с собственной частотой лопатки возникает резонанс. Это явление сопровождается резким возрастанием амплитуды колебания и может привести к разрушению лопатки.

В докладе рассматривается методика вычисления амплитуды колебаний рабочей лопатки компрессора на резонансных режимах работы газотурбинного двигателя, при которых колебания лопатки возбуждаются следами впереди стоящего направляющего аппарата. Проведен расчет установившегося течения воздуха в компрессоре с осреднением параметров в осевом зазоре статор-ротор. Выделена модель рабочего колеса и направляющего аппарата компрессора. Проведён расчет неустановившегося течения воздуха в выбранной ступени компрессора без осреднения параметров в осевом зазоре статор-ротор. Газодинамический расчет проводился в программе Ansys CFX на режиме работы двигателя, который был выбран на основе анализа диаграммы Кэмпбелла.

Задача определения амплитуды резонансных колебаний лопатки компрессора решается в частотной области, т.е. предполагается, что лопатка уже статически деформирована под действием стационарной составляющей внешней силы, и на неё действует только заданное нестационарное внешнее давление, закон изменения которого является синусоидальным с заданной частотой. Были разработаны программы выделения основной гармонической составляющей нестационарного поля давления, полученного в Ansys CFX, и передачи её для расчёта в Ansys Mechanical.

Проведен расчет собственных частот и амплитуды резонансных колебаний рабочей лопатки компрессора в программе Ansys Mechanical. При этом учитывалось конструкционное демпфирование лопатки. На основе полученной амплитуды и диаграммы Веллера определено число циклов нагружения лопатки до разрушения.

Таким образом, в работе на основе программного комплекса Ansys и созданных дополнительных программ отработан алгоритм расчёта амплитуды резонансных колебаний рабочих лопаток компрессора, вызванных следами впереди стоящего направляющего аппарата.

Работа частично поддержана грантом Президента РФ МД-4544.2015.1.

РЕШЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ КОНТАКТНОЙ ЗАДАЧИ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ДЕМПФИРОВАНИЯ РЕЗОНАНСНЫХ КОЛЕБАНИЙ ШЕСТЕРНИ

Д.Н. Алексеев, АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва, den.gun@mail.ru
А.В. Высотский, АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва

В современных условиях двигателестроения к коробкам привода агрегатов (КПА), обеспечивающим функционирование основных систем двигателя и самолета, предъявляются высокие требования по качеству, надежности и долговечности. Конструкция КПА должна обеспечивать ее работоспособность во всем диапазоне работы двигателя, от запуска до максимального режима в течение всего полета, включая возможные эволюции самолета. В этой связи при проектировании зубчатых колес помимо обеспечения их прочностных характеристик необходимо также исключить возможность возникновения в рабочем диапазоне резонансных колебаний.

В случае если по ряду причин полностью избавиться от резонансных режимов не удается, применяют специальные демпфирующие устройства, ограничивающие резонансную амплитуду и уровень напряжений в шестерне вследствие рассеивания энергии колебаний за счет работы сил трения.

Опыт использования демпферов в машиностроении достаточно ограничен вследствие сложности проведения аналитической оценки их эффективности традиционными методами и трудности в изготовлении.

После широкого внедрения численных методов в проектировании зубчатых колес в 90-х годах 20-го века процесс отстройки стал проводиться намного точнее и эффективнее, а направление по решению задач резонансных колебаний с демпфированием развивалось слабо и появляющиеся сейчас расчетные методики проходят стадию становления.

Поэтому в связи с возникшей производственной необходимостью в АО "НПЦГ "Салют" на базе метода конечных элементов (МКЭ) была разработана и опробована методика расчетной оценки эффективности демпфера в условиях возникновения резонансных колебаний шестерни.

Основной идеей работы является реализация возможности непосредственного моделирования резонансных колебаний системы "шестерня-демпфер" с учетом трения по поверхности их контактного взаимодействия. В работе рассмотрены резонансные колебания конической шестерни с круговыми зубьями по форме с двумя узловыми диаметрами.

Для достижения поставленной цели было решено несколько промежуточных задач:

- Создание физически корректной модели динамического нагружения шестерни за счет решения контактной задачи зацепления шестерен (определение изменения пятна контакта);
- Создание контактной модели системы "шестерня-демпфер", оптимизированной с точки зрения точности и размерности для выполнения трудоемких динамических расчетов;
- Определение нового значения резонансной частоты системы «шестерня-демпфер» по рассматриваемой форме колебаний, путем решения динамической задачи со специальным ударным воздействием, вызывающим затухающие колебания системы по интересующей форме;
- Проведение динамического анализа системы «шестерня-демпфер» с возбуждением в ней резонансных колебаний, а также подбор осевого монтажного зазора на демпфере, обеспечивающего необходимую силу

прижатия, при которой не происходит увеличения амплитуды резонансных колебаний.

В результате проделанной работы была сформирована методика, позволяющая моделировать резонансные колебания шестерен, проектировать и оптимизировать различные демпфирующие устройства, сохраняющие амплитуду колебаний системы на безопасном уровне. В настоящее время результаты внедрения методики проходят экспериментальную проверку.

ВЕРИФИКАЦИЯ РАСЧЁТНЫХ МОДЕЛЕЙ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА И ТУРБИНЫ

С.А. Безбородов, ОАО «Кузнецов», Самара, bezborodovser@yandex.ru
А.И. Жужукин, ОАО «Кузнецов», Самара, cntkknio@yandex.ru

Для расчётного определения собственных частот колебаний конструкций в современной практике проектирования широко используются различные программные пакеты для конечноэлементного анализа. При этом всегда возникает вопрос, насколько точно расчётная модель отображает поведение реального объекта.

В данной работе проведён сравнительный анализ форм и частот колебаний рабочих лопаток вентилятора и турбины авиационного двигателя, рассчитанных с помощью программного пакета Ansys и полученных экспериментально с помощью метода спекл-интерферометрии.

Экспериментальное определение собственных частот колебаний, проводимое для девяти лопаток вентилятора, дало следующий разброс по собственным частотам: 52-53 Гц по основному тону (61,5 Гц – расчёт), 108-113 Гц по второй изгибной частоте (144 Гц – расчёт), 340-350 Гц по крутильной (377 Гц – расчёт).

Проведён сравнительный анализ форм и частот колебаний охлаждаемой рабочей лопатки турбины авиационного двигателя, рассчитанных в программном пакете и полученных экспериментально. Для определения влияния различных параметров, определяющих геометрию пера (толщины стенок, хорд, толщины по бандажной полке, максимальная толщина профиля и толщина выходной кромки) на собственные частоты колебаний лопаток была проведена работа по их замеру для 11 различных лопаток.

Анализ полученных данных показал, что разброс по первой изгибной частоте укладывается в диапазон 447-484 Гц (506 Гц – расчёт), по второй изгибной – 1855-2202 Гц (2361 Гц – расчёт), по крутильной – 2545-2793 Гц (1929 Гц – расчёт).

Для определения причин такого существенного расхождения по крутильной форме были выбраны две лопатки из одной серии с наибольшей разницей частот по этой форме, и было проанализировано влияние толщин стенок и размера хорды по высоте пера на крутильную частоту. Анализ показал, что с уменьшением размера хорды к периферийному сечению и с увеличением толщины стенок по спинке и корытцу в сечениях от втулочного до среднего одновременно частота первой крутильной формы возрастает.

В табл. 1 показаны значения толщин стенок по спинке и корытцу втулочного сечения для реальных лопаток и для объёмной модели.

Видно, что расхождение по толщинам стенок между объёмной моделью и реальными лопатками небольшое, расхождение по массе составляет около 3%.

Таким образом, анализируя полученные данные, получаем, что расхождение по собственным частотам между расчётом и экспериментом для лопатки вентилятора составляет от 9 до 30%. Для турбинной лопатки погрешность по первой изгибной форме

составляет 9%, по второй – 16%, что вполне приемлемо, а по крутильной составляет 28% и требует дальнейшей проработки расчётной модели. Погрешность рассчитывалась по среднему экспериментальному значению частот.

Таблица 1 – Значения толщин стенок по спинке и корытцу для реальных лопаток и для объёмной модели, мм

Сечение	втулочное						Масса лопатки, г
	Спинка			Корытце			
	Вх. кромка	Середина профиля	Вых. кромка	Вх. кромка	Середина профиля	Вх. кромка	
Объёмная модель	**1,2**	**3,26**	**2,06**	**1,28**	**3,4**	**2,4**	**317,5**
Чертёж.размер	$2,2^{+0,75}_{-0,45}$	$2,8^{+0,75}_{-0,5}$	$1,2^{+0,75}_{-0,3}$	$1,85^{+0,75}_{-0,45}$	$3,0^{+0,75}_{-0,5}$	$0,85^{+0,45}_{-0,15}$	
Р778	1,2	3,0	2,6	1,5	3,7	2,0	344
АМ1079	1,25	3,0	2,1	1,1	3,0	2,3	325
В268	1,2	3,1	2,2	1,4	3,3	2,2	329
В326	1,5	3,0	2,5	1,25	3,1	2,6	326
В321	1,2	3,0	2,5	1,4	2,9	2,1	328
В301	1,3	3,1	2,5	1,3	3,0	2,1	325
В314	1,4	3,25	2,5	1,3	3,1	2,0	325
В325	1,3	3,0	2,5	1,25	3,0	2,0	325
В307	1,4	3,2	2,9	1,3	3,0	2,2	326
В300	1,25	3,2	2,8	1,25	2,8	2,0	326
В383	1,25	3,3	2,5	1,1	3,0	2,25	327

ИССЛЕДОВАНИЕ ДЕФОРМАЦИЙ УПЛОТНИТЕЛЬНЫХ КОЛЕЦ ОПОРЫ КОМПРЕССОРА НА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

А.С. Виноградов, СГАУ, Самара, a.s.vinogradov@list.ru
Р.Р. Бадыков, СГАУ, Самара, renatbadykov@gmail.com

Авиационные двигатели имеют большое количество режимов работы для разных условий полета. Изменение режима (даже в течение короткого времени) приводит к изменению давления и температуры в уплотняемых полостях в широких диапазонах. Поэтому при проектировании отдельных узлов необходимо учитывать весь диапазон нагружения. Торцовые газовые бесконтактные уплотнения имеют высокую герметичность и поэтому их применение в опоре компрессора вместо традиционных лабиринтных уплотнений является очень перспективным [1, 2].

В статье была разработана методика расчета герметичности торцевого газодинамического уплотнения на разных режимах работы двигателя. Для прогнозирования возможных вибрационных процессов необходимо точно знать значения деформаций уплотнительных колец для всех режимов работы авиационного двигателя [3]. Деформации уплотнительных колец определяют величину и форму уплотнительного зазора [4]. В свою очередь мы можем знать величину деформаций уплотнительных колец, если мы знаем распределение температуры и давления в разделяемых полостях. Чтобы определить это распределение была создана гидравлическая модель уплотнения. С использованием данной гидравлической модели было получено распределение коэффициентов конвективной теплоотдачи по периметру колец уплотнения для каждого режима работы. В качестве цикла нагружения был использован цикл работы авиационного двигателя (рис. 1).

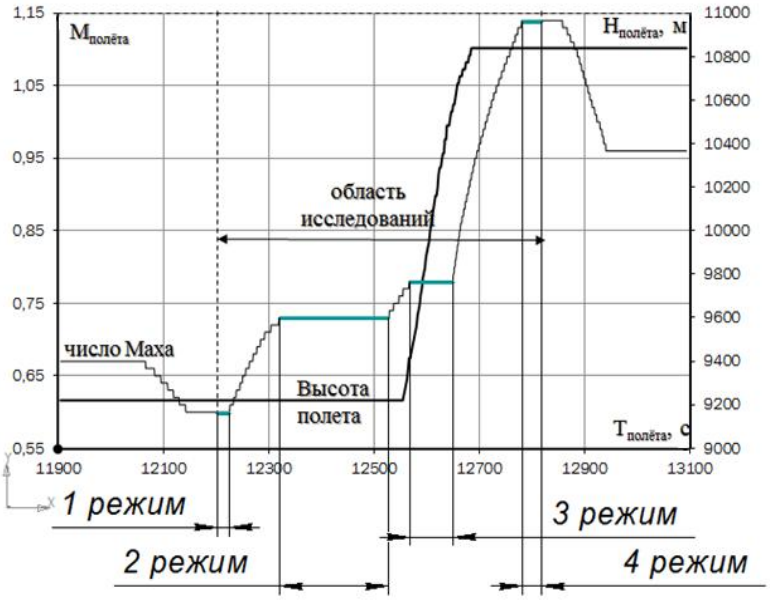


Рис. 1 – Исследуемый участок полетного цикла авиационного двигателя

Выполнение расчетов с целью определения деформаций уплотнительных колец позволило сформулировать общую методику исследования нестационарного нагружения. Методика начинается с определения параметров двигателя на каждом режиме. Затем с использованием гидравлической модели в пакете FLUENT определяется распределение температуры в полостях и значения коэффициентов конвективной теплоотдачи. Изменение коэффициента теплоотдачи на неподвижном кольце на выделенном участке полетного цикла оказалось незначительным (не более 100 Вт/м^{2}К) из-за низкой интенсивности движения потока газа на границе. Напротив, на стенках вращающегося кольца интенсивность движения потока высокая и изменение коэффициента конвективной теплоотдачи оказалось более весомым (до 400 Вт/м^{2}К).

После этого выполняется структурный расчет. В результате структурного расчета определяются тепловые нагрузки пары трения и деформированное состояние колец. Наибольшее расхождение значений температур для условий стационарного и нестационарного расчетов было получено на пониженных режимах работы двигателя, что обуславливается меньшими температурами и, следовательно, большим временем для прогрева элементов уплотнения. На последнем из исследуемых участков цикла отклонение температуры графитового кольца от стационарного расчёта достигает 17 К, что составляет 2,7%, тогда как на режиме соответствующем 12320 секунде и 12560 секунде полета эта величина равна 25К, то есть 4,6%. Учет полученного расхождения способен скорректировать расчетное значение деформаций уплотнительных поверхностей и, как следствие, оценку герметичности уплотнения. На рис. 2 показано сравнение герметичности уплотнения при стационарном и нестационарном расчетах. В первом случае для рассмотренного участка цикла величина утечек составила 189 г, во втором – 199 г. Т.е. расхождение в оценке герметичности составило величину около 5%. При этом конусность уплотнительной поверхности изменилась на 12,5 %.

Таким образом, при расчётах ТГДУ в условиях работы на авиационном двигателе, необходимо учитывать время прогрева колец уплотнения. Разработанная методика позволяет исследовать влияние изменения режима работы двигателя на изменение температурных нагрузок и деформаций. Кроме того, является возможным формирование ограничений на величину и скорость изменения нагрузок также. Для более точной оценки

необходимости учёта нестационарности при расчёте герметичности уплотнения необходимо провести исследования для всего времени полета.

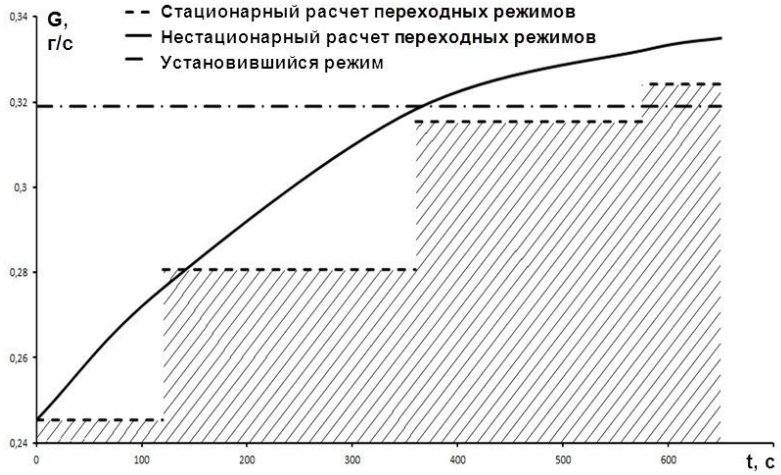


Рис. 2 – Сравнение герметичности уплотнения при стационарном и нестационарном расчетах

Список литературы

1. Фалалеев С.В., Чегодаев Д.Е. Торцовые бесконтактные уплотнения двигателей летательных аппаратов. – М.: Издательство МАИ, 1998. – 274 с.
2. Miller B.A., Green I. Semi-analytical dynamic analysis of spiral-grooved mechanical gas face seals. – Trans. ASME: Journal of Tribology, 2003. – №125(2). – С. 403-413.
3. Etsion, I., Pascovici, M.D. Thermohydrodynamic analysis of a misaligned mechanical face seal. – STLE Tribology Transactions, 1993. – №36(4). – С. 589-596.
4. Blasiak S. An analytical approach to heat transfer and thermal distortions innon-contacting face seals. – International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015. – №81. – С. 90-102.

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЖЕСТКОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БОЛТОВОГО РОТОРА ГТД

И.Л. Гладкий, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, gladky@avid.ru
И.Л. Андрейченко, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
С.В. Санчелова, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
М.А. Дильман, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
О.В. Корепанова, ОАО «Авиадвигатель», Пермь

Выполнен комплекс расчетно-экспериментальных работ, направленный на исследование жесткостных характеристик роторов высокого давления (ВД) газотурбинного двигателя с целью определения отстройки роторов от опасных резонансных режимов (связанных с изгибом вала) и определения прогибов вала при действии перегрузок, действующих на двигатель.

Выполнено экспериментальное определение собственных частот и форм колебаний ротора, имеющего шесть болтовых соединений на R = 100…200 мм, посредством ударного модального анализа свободно вывешенного на гибких тросах и

препарированного вибродатчиками ротора. Определены первые 7 собственных частот и форм колебаний.

Построена расчетная модель ротора в программном комплексе DYNAMICS R4. (рис. 1).

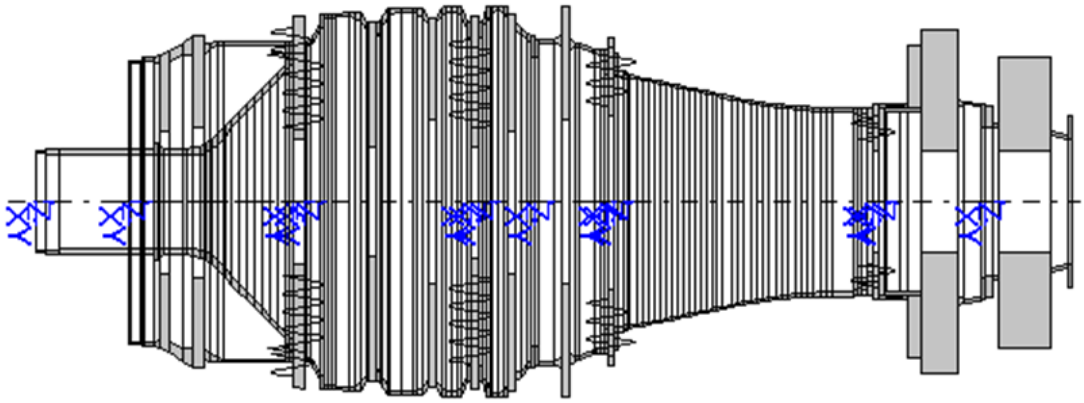


Рис. 1 – Расчетная модель ротора ВД в программе DYNAMICS R4

Выполнено расчетное определение собственных частот и форм колебаний ротора в трёх постановках: на модели с использованием осесимметричных балочных элементов, на модели с использованием осесимметричных оболочечных элементов и на модели с использованием осесимметричных оболочечных элементов, учитывающей податливость болтовых соединений ротора. Для создания последней модели были построены конечно-элементные (КЭ) модели болтовых соединений ротора и определены нелинейные характеристики податливости этих соединений в зависимости от усилия затяжки и прикладываемой нагрузки (рис. 2).

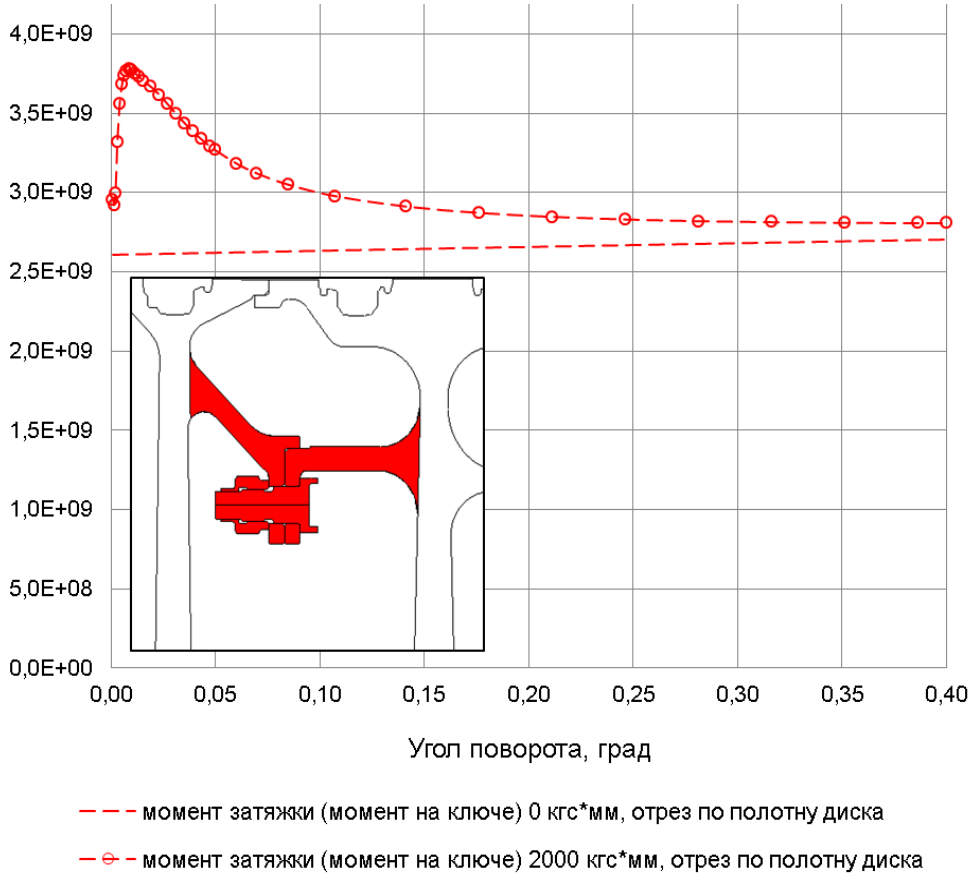


Рис. 2 – К определению податливости болтовых соединений ротора

Получены данные относительно соответствия эксперимента и расчетов с использованием различных моделей. Определено влияние на жесткость ротора дополнительной податливости, возникающей вследствие «краевого эффекта» при сопряжении двух оболочек различной кривизны, податливости колец, подкрепленных оболочками и податливости болтовых соединений ротора.

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ПУТИ УЛУЧШЕНИЯ ВИБРАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГТЭ-110

А.В. Давыдов, ООО «Альфа-Транзит», Химки, support@alfatran.com
В.В. Романов, ООО «Инжиниринговый центр «Газотурбинные технологии», Москва, office@ec-gtt.ru
А.Н. Климов, ООО «Инжиниринговый центр «Газотурбинные технологии», Москва, office@ec-gtt.ru
С.А. Дегтярев, ООО «Альфа-Транзит», Химки, support@alfatran.com
М.К. Леонтьев, ООО «Альфа-Транзит», Химки, support@alfatran.com

В докладе представлены результаты решения задачи по снижению виброактивности двигателя ГТД-110 и повышению стабильности его вибрационных характеристик в составе валопровода ГТЭ-110 [1]. Задача решается поэтапно путем математического моделирования динамической системы валопровода, валидации созданной модели и анализа динамических характеристик. По результатам анализа предложен ряд рекомендаций по балансировке ротора и изменениям в конструкции двигателя.

Модель ГТЭ-110 создавалась в среде программного комплекса для анализа вибрационных характеристик вращающихся машин DYNAMICS R4 [2] и получена объединением модели двигателя ГТД-110, включающей корпус с подвеской на раме, ротор, опирающийся на нелинейные подшипники скольжения, модели трансмиссии и модели турбогенератора, рис.1.

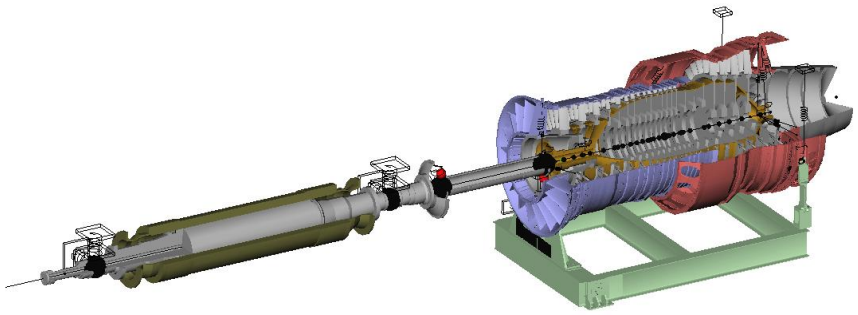


Рис. 1 – Динамическая модель ГТЭ-110 в DYNAMICS R4

Расчеты показали существенное влияние на динамические характеристики двигателя его корпуса, подвески и подмоторной рамы. Эксперименты ВТИ по определению динамических податливостей, проведенные ранее, позволили провести валидацию созданной модели корпуса с подвеской, как по положению резонансных частот и формам колебаний, так и по динамическим податливостям. В процессе валидации уточнялось конструкционное демпфирование в корпусе, которое учитывалось в дальнейшем анализе.

Окончательная проверка разработанной модели проводились по экспериментальным амплитудно-частотным характеристикам (АЧХ) валопровода,

полученных для нескольких машин и запусков в различных точках. Варьировалось также и распределение дисбалансов, рис.2.

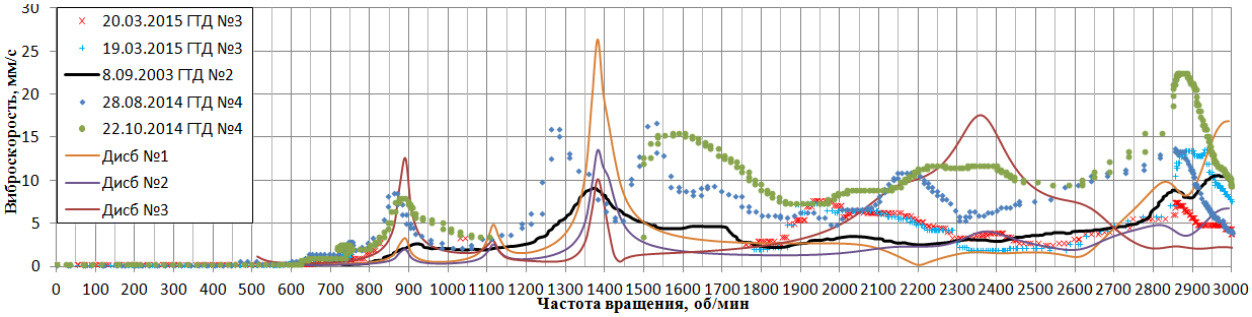


Рис. 2 – Вертикальные вибрации опорного венца турбины

Сравнение АЧХ СКЗ виброскорости, рассчитанных в модели с экспериментальными данными показало соответствие основных резонансных режимов. Моделирование также показало, что в непосредственной близости от рабочего режима (3000 об/мин) находится резонансная зона 2700-3300 об/мин, приводящая к работе двигателя с повышенными вибрациями и нестабильности вибрационного состояния турбокомпрессора при изменении распределения остаточных дисбалансов. В этой зоне выделяется форма колебаний для критической частоты вращения 2960 об/мин, рис. 3. Ротор на этой частоте совершает прямую эллиптическую прецессию. Сама форма колебаний вертикальная и кососимметричная.

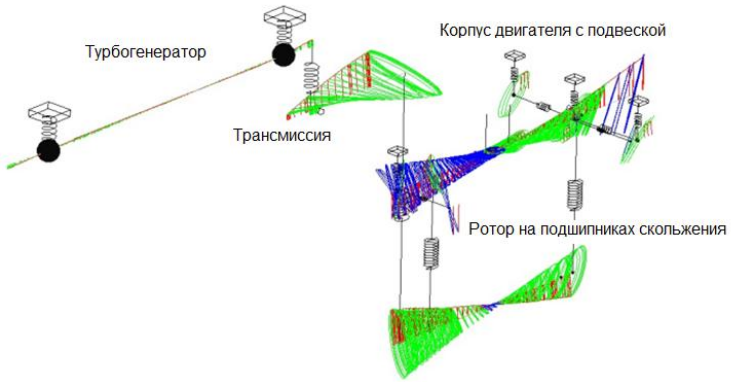


Рис. 3 – Форма валопровода 2960 об/мин

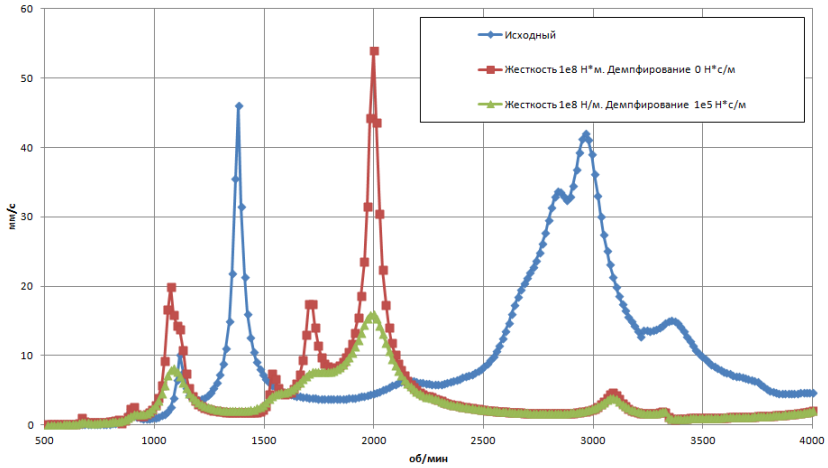


Рис. 4 – АЧХ по датчику компрессора, вертикальный, распределение дисбалансов по API по кососимметричной форме

Полученный результат позволил уточнить методику балансировки ротора в существующем варианте конструкции двигателя.

Параметрический анализ и последующие расчеты АЧХ показали, что подшипники скольжения не являются влияющими элементами на положение резонансного режима. Его

можно устранить меняя жесткость опорного венца турбины, например ее снижение, рис. 4. Проходные резонансы можно снизить через установку демпфера в опорный узел.

Убрав резонансный режим, можно значительно снизить чувствительность динамической системы двигателя к распределению остаточных неуравновешенностей.

Список литературы

1. Технический отчет по НИОКР. ГАЗОТУРБИННАЯ УСТАНОВКА ГТЭ-110М. Проведение расчетных исследований динамической системы «ротор-опоры» турбогенератора ГТЭ-110. Этап 2. Договор № 28-АТ/2014 от 04.10.2014 г. С.191
2. Программный комплекс для анализа вибрационных характеристик вращающихся машин DYNAMICS R4 (www.alfatran.com). 26.07.2015 г.

ДИАГНОСТИКА АВТОКОЛЕБАНИЙ И СРЫВНЫХ КОЛЕБАНИЙ РАБОЧИХ ЛОПАТОК В ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРАХ

С.Ю. Данилкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, khorikov@rtc.ciam.ru
А.А. Хориков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, khorikov@rtc.ciam.ru

Точная диагностика автоколебаний и срывных колебаний рабочих лопаток осевых компрессоров является одной из основных проблем, возникающих при экспериментальных исследованиях и прочностной доводке газотурбинных двигателей. Особенно актуальна эта проблема для высоконагруженных вентиляторов и компрессоров с широкохордными лопатками блисковой конструкции, для которых, в силу малого количества ступеней, не удается обеспечить безсрывное обтекание во всем эксплуатационном диапазоне оборотов.

Как при возникновении флаттера, так и при возникновении срывных колебаний, уровень вибрационных напряжений весьма высок, а в потоке воздуха возникают бегущие по вращению колеса волны деформации. Однако механизмы возникновения и способы устранения этих колебаний принципиально различны. Для флаттера, на условие возникновения которого оказывают влияние прежде всего механизмы обратной связи, важно влияние разночастотности лопаток, давления и температуры потока, отношения массы воздуха к массе лопатки. Поэтому устранение флаттера достигается введением направленной разночастотности, утолщением лопаток, а в ряде случаев и снижением аэроупругой нагруженности лопаток. Для срывных колебаний, которые относятся к вынужденным колебаниям, определяющим фактором является наличие срывного обтекания и поэтому только устранение срывного обтекания аэродинамическими приемами приводит к их устранению.

В настоящее время наиболее распространенная технология диагностики аэроупругих процессов основана на использовании программ обработки на базе алгоритмов быстрого преобразования Фурье (БПФ) для динамических сигналов с первичных преобразователей: тензодатчиков, вибродатчиков и датчиков пульсаций. При этом необходимо помнить, что область корректного применения БПФ ограничена стационарными процессами, в то время как этапы развития большинства аэроупругих процессов являются заведомо нестационарными с возрастающими амплитудами. Вместе с тем проведенный для двигателей различных конструктивных схем спектральный анализ аэроупругих процессов показывает, что они характеризуются довольно стабильным спектром частот колебаний в течение всего времени их возникновения и развития. Данное

обстоятельство позволяет применить алгоритмы обработки на основе быстрого преобразования Прони (БПП), при использовании которого временная зависимость исходного сигнала аппроксимируется суммой возрастающих (затухающих) синусоид с произвольным соотношением между частотами. Результаты применения БПП при определении границы аэроупругой устойчивости показывают преимущества алгоритмов БПП перед алгоритмами на основе БПФ для диагностики аэроупругих процессов.

В тех случаях, когда при проведении исследований необходимо распознать процесс на ранней стадии его зарождения, т.е. до возникновения критического режима, наиболее подходящим математическим аппаратом для анализа динамических сигналов с датчиков, установленных на ГТД, является вейвлет-анализ. Результат анализа и обработки нестационарных процессов должен содержать не только перечисление характерных частот, но и сведения об определённых локальных координатах, при которых эти частоты проявляют себя. Для выявления этих скрытых характеристик сигнала при обработке экспериментальных данных, содержащих несколько процессов в различных ГТД, приводящих к потере устойчивости, в данной работе были использованы оригинальные компьютерные программы, реализующие математический аппарат вейвлет-анализа, разработанные в Физическом институте им. П.Н.Лебедева РАН.

На основе применённых методов вейвлет-анализа были выявлены диагностические признаки автоколебаний и срывных колебаний лопаток рабочих колес. Исследования показали, что при флаттере изменение дисперсии вейвлет-коэффициентов происходит одновременно в потоке и по лопаткам. При срывных колебаниях рост дисперсии вейвлет-коэффициентов сигнала пульсаций начинается раньше, чем рост вейвлет-коэффициентов сигнала с лопатки.

Полученные результаты демонстрируют возможность успешного применения, наряду с алгоритмами БПФ, новых методов анализа динамических сигналов на основе БПП и вейвлет преобразовании для диагностики сложных аэроупругих процессов, приводящих к потере устойчивости, и позволяют сформировать рекомендации по повышению надежности ГТД.

РАННЯЯ ДИАГНОСТИКА ПРЕДПОМПАЖНОГО СОСТОЯНИЯ МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ ПРИ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ПО ТРАКТУ КОМПРЕССОРА

С.Ю. Данилкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.А. Хориков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, khorikov@rtc.ciam.ru
Т.И. Мазикина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Одним из основных направлений развития авиационных газотурбинных двигателей является увеличение степени повышения давления и усовершенствование основных узлов компрессора в направлении снижения потерь в них. Поэтому осевые компрессоры современных авиационных газотурбинных двигателей характеризуются чрезвычайно высокой аэродинамической нагруженностью и малыми радиальными зазорами между роторными и статорными деталями. Однако при возникновении помпажа в таких компрессорах из-за высокого уровня вибрационных нагрузок часто происходит касание деталей ротора и статора, приводящее к их разрушению. Это создает трудности при проведении исследований аэродинамических явлений на границе устойчивых режимов работы высоконапорных компрессоров современных авиационных двигателей, в отличие

от низконапорных компрессоров (см., например [1],[2]). Известно, что для низконапорных компрессоров характерно снижение запасов устойчивости при больших приведенных частотах вращения и для обеспечения устойчивой работы компрессора достаточно ограничения максимально допустимой приведенной частоту вращения, в то время, как типичное для высоконапорных компрессоров снижение запаса устойчивости в области малых приведенных частот вращения требует принятия специальных мер для обеспечения их устойчивости [3], а также проведения исследований границы устойчивых режимов работы в широком диапазоне частот вращения. В эксплуатации, а также при стендовых испытаниях компрессоров авиационных газотурбинных двигателей для определения запасов газодинамической устойчивости (ΔКу ГДУ), обычно используется система противопомпажной защиты, которая позволяет в автоматическом режиме при возникновении помпажа путём резкого изменения сечения выходного дросселя и (или) снижения частоты вращения компрессора обеспечить нахождение компрессора в режиме помпажа не более полупериода начального помпажного цикла. Однако при этом возникает ударная волна, которая может повредить отдельные элементы компрессора, а также стендовые системы измерения параметров рабочего процесса. Поэтому ранняя диагностика предпомпажных состояний высоконапорных многоступенчатых осевых компрессоров современных авиационных двигателей является актуальной задачей.

В настоящей работе представлены результаты экспериментальных исследований динамических процессов при дросселировании двух высоконапорных многоступенчатых компрессоров авиационных двигателей в стендовых условиях. В результате применения современных методов обработки и анализа сигналов динамических процессов на основе быстрого преобразования Фурье и вейвлет анализа с применением 3D представления результатов исследования, были выявлены диагностические признаки предпомпажного состояния компрессоров в сигналах с тензометров, установленных на лопатках, и в сигналах с датчиков пульсаций статического давления, установленных в корпусах компрессоров.

Результаты проведенных исследований указывают на возможность ранней диагностики помпажа. На базе анализа экспериментальных исследований предлагаются новые способы безаварийного определения запасов ГДУ, основанные не на парировании уже начавшегося помпажа, а на определении предпомпажного состояния компрессоров с использованием современных методов и средств регистрации и обработки динамических сигналов. Разработанные методы и средства предлагается применить при создании автоматизированных систем предупреждения помпажа для стендовых испытаний компрессоров при определении запасов газодинамической устойчивости.

Список литературы

1. Колесинский Л.Д., Макашева О.В. Анализ протекания нестационарных явлений в многоступенчатом осевом компрессоре, работающем в системе стенда, при помпаже. – Учебные записки ЦАГИ, 2008. –Т. XXXIX. – № 4. – 46-59 с.
2. Мохаммадсадеги, Чумаченко Д.Л., Чигрин В.С. Экспериментальное исследование неустойчивых режимов работы компрессора ГТД. – Газотурбинные технологии, 2014. – 42-47с.
3. Акимов В.М. и др. Теория воздушно-реактивных двигателей. Под. ред. С.М. Шляхтенко. – М.: «Машиностроение», 1975. – 558 с.

СОВРЕМЕННОЕ СПЕЦИАЛЬНОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ЗАДАЧ РОТОРНОЙ ДИНАМИКИ ТУРБОМАШИН

С.А. Дегтярев, ООО «Альфа-Транзит», Химки, degs@alfatran.com
М.К. Леонтьев, МАИ, Москва, lemk@alfatran.com

В докладе представлены возможности и результаты решения задач роторной динамики в программном комплексе DYNAMICS R4 [1], предназначенного для исследования вибрационных характеристик вращающихся машин различных типов методами математического моделирования. DYNAMICS R4 это, пожалуй, единственный в России коммерческий продукт такого рода, разрабатывавшийся с самого начала для таких сложных систем как газотурбинный двигатель, рис.1. Сейчас программа может удовлетворить запросы самых разных конструкторских бюро, предприятий, эксплуатирующих организаций , разрабатывающих или использующих "вращающиеся машины". Программа считает совместные изгибно-продольно-крутильные колебания сложных роторных систем. Решаются задачи, как в линейной, так и в нелинейной постановке. В частности, можно моделировать роторные системы на подшипниках скольжения самых различных типов, учитывать сложные формы корпусных элементов, и проводить их полноценный анализ с учетом большинства действующих факторов.

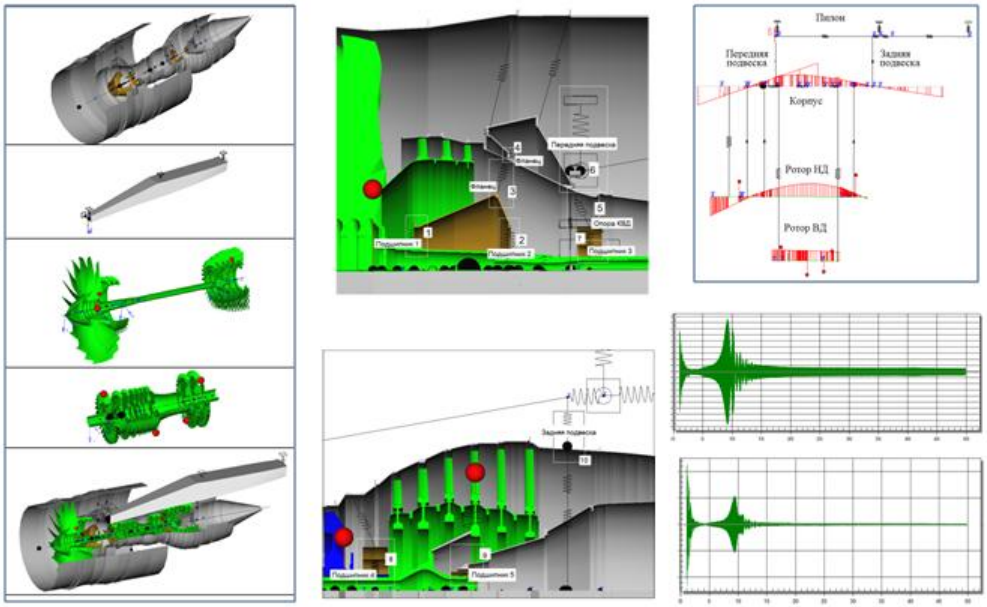


Рис. 1 – Перспективный ГТД большой степени двухконтурности для гражданской авиации

DYNAMICS R4 предназначен для использования на различных стадиях жизненного цикла изделия - проектирование и доводка, серийная эксплуатация, вибрационная диагностика.

Пользовательский интерфейс разработан специально для задач роторной динамики и направлен на повышение эффективности работы инженера. Создание модели проводится с учетом пространственного расположения валов, податливости корпусов и подвески, результаты получаются с учетом реального расположения датчиков вибрации на корпусе и многое другое.

Блок линейного анализа представлен алгоритмами позволяющими определять собственные частоты, критические частоты вращения, распределение потенциальной и кинетической энергии по формам колебаний, карты собственных частот, карты

устойчивости, карты критических скоростей, АЧХ и ФЧХ дисбалансного поведения, рис. 2. При этом результаты выводятся в соответствии с требованиями API [2].

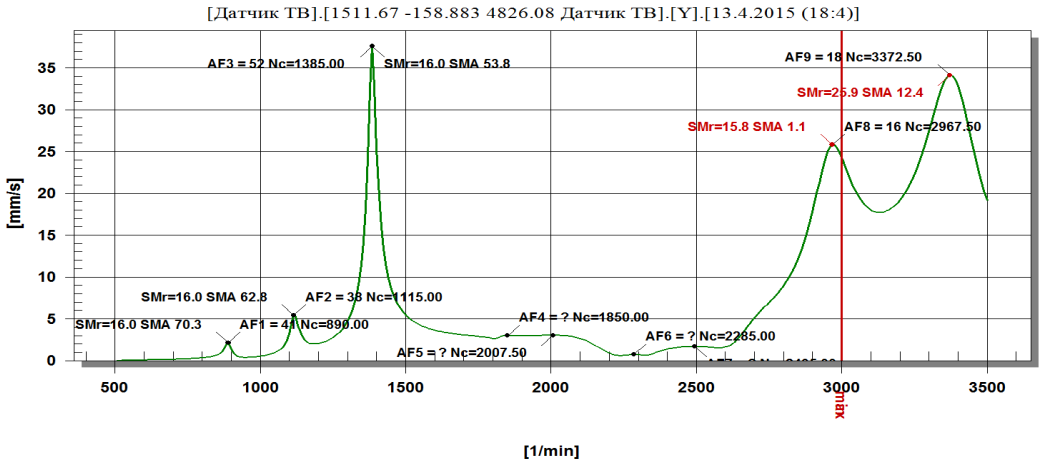


Рис. 2 – Дисбалансное поведение ГТД (виброскорость)

Особо следует отметить возможность проводить параметрический анализ системы практически по любому параметру модели.

Блок нелинейного анализа включает большую библиотеку элементов, позволяющих получать динамические характеристики модели, близкие к реальным. К ним относятся подшипники качения, гидродинамические демпферы, подшипники скольжения различных типов, активные магнитные подшипники, уплотнения, аэродинамические силы, трещины в валах, электромагнитные силы, касания ротора о статор и т.д.

Недостаточно получить собственные частоты или вибрационные характеристики с учетом различных факторов. Требуется представить их в виде удобном для анализа. Пост обработчик DYNAMICS R4 предоставляет эту возможность. Среди алгоритмов обработки временных сигналов нелинейного анализа Среднее значение, Спектр Фурье, Каскадная диаграмма, Орбита и другие.

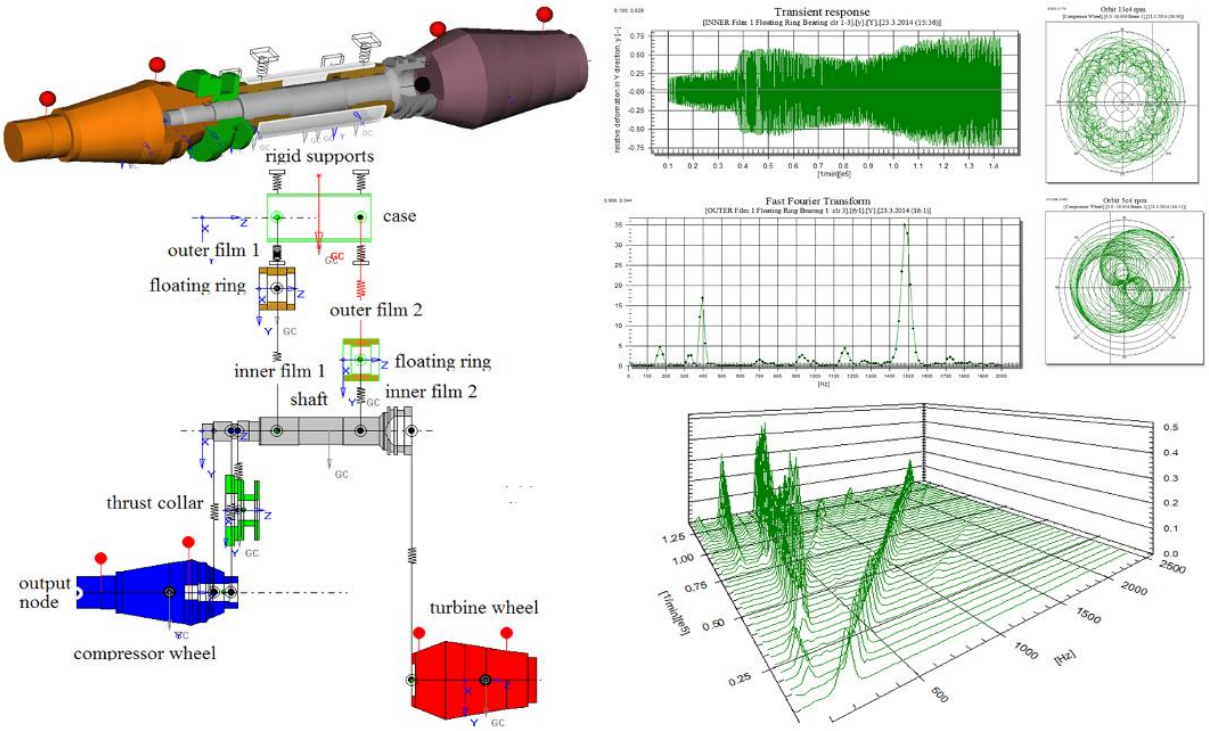


Рис. 3 – Нелинейное поведение и обработка результатов

В докладе также представлены обзор работ, выполненных в DYNAMICS R4, для различных типов турбомашин. Среди них: ТНА с щелевыми уплотнениями; электромотор

с компрессором на АМП и падением на страховочные подшипники; ГТД большой степени двухконтурности и обрыв лопатки вентилятора; энергоустановка на 9МВт (валопровод - ГТД, редуктор, генератор) с решением задач сейсмостойкости; задачи доводки на примере 110МВт энергоустановки.

Список литературы

1. Программный комплекс для анализа вибрационных характеристик вращающихся машин DYNAMICS R4 (www.alfatran.com). 26.07.2015 г.
2. API Standard Paragraphs Rotordynamic Tutorial: Lateral Critical Speeds, Unbalance Response, Stability, Train torsionals, and Rotor Balancing (API RP 684), Second Edition, august 2005.

МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ В УСЛОВИЯХ СЕЙСМИЧЕСКОГО ВОЗБУЖДЕНИЯ

С.А. Дегтярев, ООО «Альфа-Транзит», Химки, degs@alfatran.com
М.К. Леонтьев, ООО «Альфа-Транзит», Химки, lemk@alfatran.com

Наиболее распространенным методом для анализа сейсмостойкости ГТУ на этапах проектирования является математическое моделирование возникающих в них динамических нагрузок и деформаций (отклика на сейсмическое воздействие). Задача относится к классу задач анализа роторных систем в условиях кинематического возбуждения [1].

В докладе приводятся результаты работ по моделированию и анализу динамического поведения газотурбинной установки ОТ-3 мощностью до 9 МВт компании Magellan Aerospace, Оренда (Канада) в условиях сейсмического возбуждения. Используется также для резервного питания атомных электростанций. Установка включает в себя газогенератор (конверсия авиационного двигателя), силовую турбину, промежуточный вал, редуктор и турбогенератор.

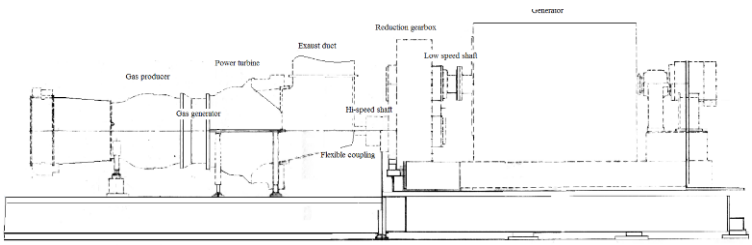


Рис. 1 – Архитектура газотурбинной установки ОТ-3 (с разрешения Magellan Aerospace, Оренда)

Динамическое уравнение в матричной форме для нелинейной роторной системы с *n* степенями свободы при сейсмическом возбуждении будет иметь вид:

$$[M]\cdot\{\ddot{q}(t)\}+[C]\cdot\{\dot{q}(t)\}+[K]\cdot\{q(t)\}=\{F_d(t)\}+\{R_{\hat{a}}(t)\}+\{S_g(t)\}+\{W\}$$

где: $[M],[C],[K]$ – квадратные матрицы инерции, демпфирования, и жесткости роторной системы соответственно, полученные путем дискретизации стержневой конечно-элементной модели; $\{\ddot{q}(t)\},\{\dot{q}(t)\},\{q(t)\}$ – векторы-столбцы ускорения, скорости, и перемещения соответственно; $\{F_d(t)\}$- вектор-столбец сил от неуравновешенности; $\{R_{\hat{a}}(t)\}$- вектор-столбец реакций от подшипников; $\{S_g(t)\}$- вектор-столбец сейсмических сил; $\{W\}$- гравитационные силы. В матричной форме $\{S_g(t)\}=\sum_i[K]\{y_{g(i)}(t)\}$, где i - номер гармоники сейсмического спектра.

Модель энергетической установки создавалась в программной системе DYNAMICS R4, предназначенной для динамического анализа вращающихся машин, в том числе многоопорных валопроводов [2], рис. 3.

Рассматриваемая энергетическая установка анализировалась с учетом ее использования на атомной электростанции в Онтарио. Соответственно с учетом местности определялась степень сейсмического воздействия [3]. Исходными данными для оценки на сейсмостойкость валопровода являются параметры DBE (MDE), выраженные в виде спектра, рис.3 [4].

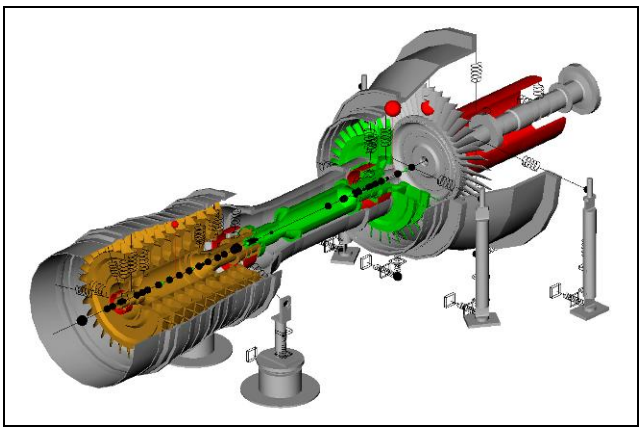


Рис. 2 – Модель газогенератора и силовой турбины установки ОТ-3 в DYNAMICS R4

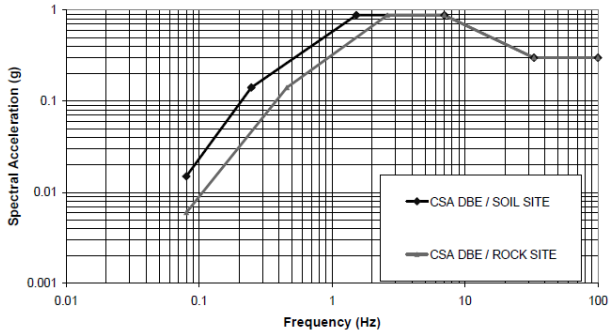


Рис. 3 – Спектр ответа (демпфирование - 5%) для грунтовой и скалистой породы [4]

Сейсмическое воздействие носит полигармонический характер. Спектр воздействия в диапазоне до 100 Гц был получен добавлением к опорным точкам спектра ответа частот собственных колебаний установки, рис. 4

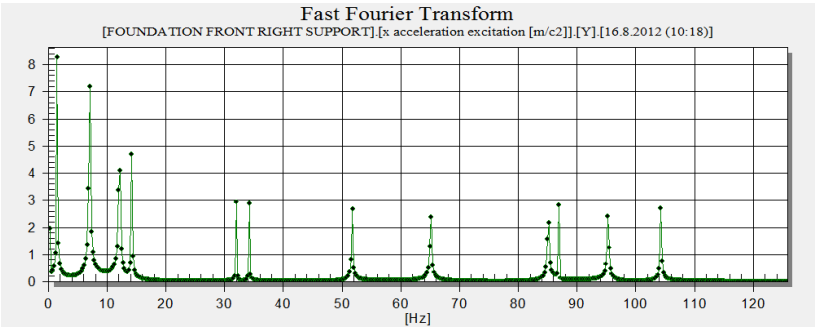


Рис. 4 – Спектр возбуждения (направление X)

Учитывалась интенсивность воздействия по времени. В процессе нестационарного анализа рассчитывались реакции в опорных стойках газогенератора и силовой турбины, перемещения роторов в зазорах, нагрузки, реакции в подшипниках и другие, рис.5.

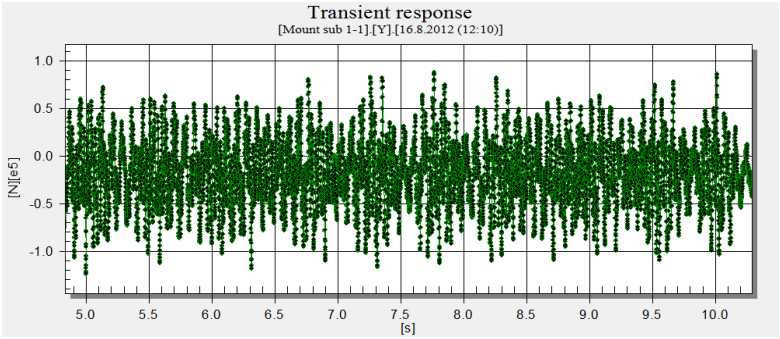


Рис. 5 – Реакция в левой передней стойке силовой турбины – направление Y

Задача прочности узлов энергоустановки решалась с учетом динамических реакций конструкции, полученных в процессе сейсмического анализа, с использованием стандартных методов.

Список литературы

1. М.К. Леонтьев, С.А. Дегтярев. Динамика роторных систем при кинематическом возбуждении. Вестник Воронежского государственного технического университета, 2012 г., т. 8. № 7-1. с. 92-97.
2. Программный комплекс для анализа вибрационных характеристик вращающихся машин DYNAMICS R4 (www.alfatran.com). 26.07.2015 г.
3. Seismic Hazard Analysis Results and Sensitivity Seismic Hazard in Southern Ontario, Geomatrix, August 1997.
4. Canadian Standard Association CSA N289.3 Seismic Design of CANDU Nuclear Power Plants.

ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ТЕОРИИ И ПРАКТИКИ ЗУБЧАТЫХ ПЕРЕДАЧ, РЕШЕНИЕ КОТОРЫХ НЕОБХОДИМО ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПРОИЗВОДСТВА РЕДУКТОРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.Л. Дорофеев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.В. Голованов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
С.Г. Гукасян, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.Г. Сторчак, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.С. Новиков, АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва

Высокая эффективность редукторных двигателей достигается за счет оптимизации угловых скоростей вентилятора, компрессора и турбины. Известно, что компрессоры и турбины работают более эффективно на более высоких скоростях, а вентиляторы работают лучше всего на более медленных скоростях. По этой причине редукторные двигатели менее шумные, а это позволяет обеспечить новые требования ИКАО по уровню шума.

Наиболее известные редукторные двигатели это PW-1400G, фирмы Pratt & Whitney и Российский двигатель НК-93. Последний, однако, серийно не выпускается. По кинематической схеме к редукторным двигателям можно отнести также высокоэффективные двигатели типа НК-12.

Опыт создание газотурбинных двигателей с редукторами показал, что основной проблемой здесь является редуктор. Впервые с этой проблемой встретились в 50-х годах при создании двигателя НК-12. С аналогичными проблемами конструкторы столкнулись при создании двигателей АИ-24, АЛ31Ф, Д27 и др..

Д.т.н., проф. Чуйко В.М. так описал проблемы создания газотурбинных двигателей с редукторами: “Повышенное динамическое возбуждение в зубчатых колесах передавалось на лопатки и диски компрессора и сопровождалось обрывами лопаток I, III, VIII, IX и X ступеней компрессора и появлением трещин на дисках отдельных ступеней компрессора” [1].

Чтобы создать редукторной двигатель фирме Pratt & Whitney потребовалось 350 миллионов долларов и более десяти лет исследований [2].

Очень близкая проблема имеет место в конструкциях центрального конического привода безредукторных двигателей, так в процессе определения параметров модификации профилей конической передачи с круговыми зубьями двигателя АЛ-31Ф было разрушено несколько двигателей [3].

В ЦИАМ уже более выполняются исследования динамических процессов, протекающих в авиационных передачах. И причины основные причины разрушения высоконагруженных цилиндрических и конических зубчатых колес – найдены. Однако остается задача обеспечения надежности зубчатых передач. Проблема в том, что зубчатые передачи, имея изменяемую в процессе вращения конфигурацию, имеют и изменяемые во времени параметры, такие как жесткость и форма контактирующих поверхностей. В отличие от систем с постоянными параметрами в зубчатых передачах наблюдается не только амплитудный резонанс (совпадение собственной частоты колебаний тел колес и присоединенных деталей с частотой пересопряжения зубьев), но также острый фазовый резонанс (совпадение амплитуды и фазы изменения жесткости зацепления с амплитудой фазой изменения модификации профиля зубьев или погрешности, технологической или образованной в процессе контакта зубьев).

Малейшее отклонение фазовых геометрических соотношений в на профилях зубьев приводит к многократному увеличению вибраций. Причем нарушение этих соотношений может быть вызвано вследствие температурных изменений размеров или от износа.

При доводке двигателя АЛ-31Ф проводились исследования влияния формы профиля зубьев на работоспособность зубчатой передачи. "Сначала величина модификаций была назначена 26 мкм, исходя из соображений стабильности положения и локализации пятна контакта. Произошло разрушение зацепления и двигателя. Вариация положением пятна контакта (изменение фазы) ничего не дала. Уменьшение до 3-4 мкм тоже вызвало разрушение передачи. И только модификация в 10-15 мкм дала отличный результат [3].

Таким образом, между отличным результатом 10 мкм и 4 мкм – разрушение передачи всего 6 мкм. Очевидно, что нормироваться должно не значение 6 мкм, а максимум 4 мкм. Однако эта величина настолько мала, что не включена в стандарты на допуски авиационных зубчатых колес: ОСТ1.41667-89 и ОСТ1.41671-91.

Отсюда следуют основные задачи теории и практики зубчатых передач, решение которых необходимо решить для надежного проектирования и производства редукторных двигателей:

- Переработать стандарты ОСТ1.41667-89 и ОСТ1.41671-91 включив в систему допусков такие степени точности, которые обеспечивают надежную работу цилиндрических и конических зубчатых колес.
- Разработать методику расчета формы профилей зубьев, обеспечивающих необходимую прочность и долговечность.
- Разработать методику расчета допусков на форму профилей зубьев цилиндрических и конических колес.
- Разработать систему прямую и сетевую ввода данных расчета в системы цифрового управления станков для шлифования цилиндрических и конических колес.
- Разработать методику измерения и контроля цилиндрических и конических колес с модифицированным профилем.
- Разработать стандарт на измерение и контроль модифицированных цилиндрических и конических колес.
- Провести исследования и на их основе определить допустимые пределы износа зубчатых колес.
- Разработать стандарт на оформление чертежей зубчатых колес, включающий допускаемые отклонения на вновь изготовленные колеса и после эксплуатации.

- Разработать аппаратуру, методику и математическое обеспечение системы сквозной виброакустической диагностики, использующей также в качестве исходных данных реальную геометрическую форму зубьев.
- Разработать систему диагностики дифференциальных планетарных редукторов.
- Разработать систему проектирования шевронных зубчатых передач.

Очень важной и нерешенной проблемой является катастрофическая неоснащенность ЦИАМ современной измерительной техникой, что не позволяет разработать нормы износа зубчатых колес, а отсутствие современных зубошлифовальных станков в ЦИАМ, не позволяет разработать рекомендации по назначению параметров модификации зубчатых колес.

Список литературы

1. Чуйко В.М. “А.Г.Ивченко – стратег, организатор, ученый, конструктор//Конверсия в машиностроении, №4,2004, с.104-106.
2. Karl J. Krapek. Pratt & Whitney's next leap in engine technology. http://www.sae.org/aeromag/techinnovations/1298t10.htm. Электронный ресурс. Последний доступ 14.10.2015
3. Елисеев Ю.С., Крымов В.В., Нежурин И. П. и др. Производство зубчатых колес газотурбинных двигателей: Произв.-практ.издание/; Под ред. Ю.С. Елисеева. – М.: Высш. шк., 2001. – 493 с.; ил.

ВОЗМОЖНОСТИ ПАКЕТА ПРОГРАММ ЛОГОС ДЛЯ РАСЧЕТНОГО АНАЛИЗА ПРОЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

Д.Ю. Дьянов, ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», Саров
В.Ф. Спиридонов, ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», Саров
А.А. Рябов, ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», Саров
В.И. Романов, ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», Саров
К.В. Циберев, ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», Саров
В.Н. Речкин, ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», Саров
С.С. Куканов, ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», Саров
Р.Ю. Барабанов, ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», Саров
Ю.Н. Шмотин, ОАО «НПО«САТУРН», Рыбинск
Р.А. Диденко, ОАО «НПО«САТУРН», Рыбинск

В настоящее время в РФЯЦ-ВНИИЭФ в тесном сотрудничестве с многими научно-исследовательскими организациями и промышленными предприятиями ведется разработка отечественного многофункционального пакета программ (ПП) ЛОГОС для решения задач тепломассопереноса и прочности [1]. Одним из базовых компонентов разрабатываемого ПП является ПП ЛОГОС-ПРОЧНОСТЬ, в рамках которого реализованы алгоритмы численного моделирования напряженно-деформированного состояния (НДС) и разрушения конструкций при динамических, квазистатических и вибрационных нагрузках по методу конечного элемента. Расчетный анализ прочности конструкций можно выполнять с учетом контактного взаимодействия деталей, геометрической и физической нелинейностей [2]. Существует возможность моделирования собственных частот и форм

колебаний, а также вынужденных колебаний конструкций при вибрационных нагрузках с учетом начального квазистатического НДС [3]. Решение задач большой размерности может быть эффективно распараллелено на общей и на распределённой памяти ЭВМ (OpenMP+MPI).

К настоящему времени ПП ЛОГОС прошел верификацию на множестве тестовых задач, зарегистрирован в Федеральной службе по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам (ФИПС), сертифицирован по системе сертификации ГОСТ и проходит апробацию на ведущих предприятиях в разных отраслях промышленности, в том числе и аэрокосмической. В данной работе демонстрируются его основные функциональные возможности для расчетного анализа прочности элементов авиадвигателей при разных воздействиях. Приводятся результаты решения следующих практических задач:

- моделирование динамического деформирования элементов вентилятора ГТД при обрыве одной из лопаток;
- расчёт НДС и собственных частот колебаний системы “сектор диска – лопатка вентилятора” с учетом особенностей их контактного взаимодействия на одном из режимов работы;
- расчет НДС и критической скорости вращения диска с широкохордными лопатками;
- моделирование динамического деформирования элементов вентилятора ГТД при попадании птицы.

Список литературы

1. Дерюгин Ю.Н., Козелков А.С., Спиридонов В.Ф., Циберев К.В., Шагалиев Р.М. Многофункциональный высокопараллельный пакет программ ЛОГОС для решения задач тепломассопереноса и прочности // Сборник тезисов докладов Санкт-Петербургского научного форума «Наука и общество», Санкт-Петербург, 2012г.
2. Александрова О.Л., Барабанов Р.А., Дьянов Д.Ю., Речкин В.Н., Циберев К.В. и др. Пакет программ ЛОГОС. Функциональные возможности для решения задач статической прочности конструкций с учетом физической и геометрической нелинейностей // Сборник докладов XIV-го международного семинара «Супервычисления и математическое моделирование», Саров, 2012г.
3. Александрова О.Л., Косарим С.С., Речкин В.Н., Чембаров А.И. Возможности учета напряженно-деформированного состояния конструкций при решении задач модального анализа в ПП ЛОГОС-ПРОЧНОСТЬ // Тезисы докладов XV-ой международной конференции «Супервычисления и математическое моделирование», Саров, 2014г.

ПРОЧНОСТНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ШИРОКОХОРДНОЙ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА

Д.А. Елизаров, ОАО «Кузнецов», Самара, elizarov.dmitriy@gmail.com

При разработке рабочих колес современных вентиляторов ГТД широко используются САПР, основанные на численных методах, которые значительно повышают детализацию и точность расчетов. Вместе с тем, построение расчетных моделей высокой сложности в свою очередь представляет собой сложную задачу и, в отличие от использования традиционных инженерных аналитических методик, имеет большое число факторов, влияющих на качество результатов, получаемых на таких моделях.

В частности, для прочностного проектирования широкохордных РЛ современных вентиляторов, использование аналитических стержневых и упрощенных оболочечных КЭ моделей возможно лишь на стадии концептуального проектирования. Окончательное подтверждение НДС и динамического состояния лопатки с учетом зон геометрии сложной конфигурации возможно лишь с помощью трехмерных КЭ моделей в solid-элементах. Однако в общем случае расчеты на таких моделях показывают оптимальное поведение конструкции не сразу, а в ходе нескольких итераций расчетов, связанных с изменениями геометрии РЛ (выносы, хорды, толщины сечений, геометрия замкового соединения и т.д.). Учитывая значительное время создания таких моделей, а также трудности с автоматизацией их построения, данный этап занимает значительную часть общего времени прочностного проектирования РЛ. По этим причинам, поиск, реализация и использование любых способов автоматизации построения 3D solid моделей рабочих лопаток в условиях меняющихся конфигураций геометрии представляют собой приоритетную задачу.

Примером задачи с острой необходимостью такой подхода является проектирование выносов сечений пера РЛ с целью снижения уровня напряжений в корневой части пера и, одновременно, динамическая отстройка РЛ.

Специалистами ОАО «Кузнецов» разрабатывается методика автоматизированного построения КЭ-solid модели РЛ вентилятора в полной геометрии для прочностных и динамических расчетов. Среди прочих стоят следующие задачи:

- Автоматизированное построение КЭМ необходимого качества на основе CAD-геометрии РЛ, ассоциативной с входными геометрическими параметрами лопатки, позволяющее быстрое перестроение геометрической и КЭ моделей;
- Нахождение способа наложения газовых сил на перо РЛ с учетом изменений его геометрии в ходе итераций;
- Нахождение «холодной» геометрии РЛ для последующих расчетов на прочность и выпуска КД.

В настоящий момент найдены следующие подходы к решению поставленных задач. Для построения КЭМ РЛ вентилятора должны применяться CAD система высокого уровня и автоматизированный генератор КЭ сеток, являющиеся частью одного пакета ПО, либо допускающие ассоциативную связь между собой. Специалистами ОАО «Кузнецов» для этих целей используется связка Siemens NX и ANSYS. Следует отметить, что уровень автоматизации перестроения сеток в ходе уточнения геометрии, напрямую зависит от правильности подготовки CAD-геометрии и последовательности операций построения сетки, не исключая необходимости ручных операций в отдельных случаях. Поэтому ключевым этапом в решении данной задачи является накопление опыта и создание методики построения CAD-модели таким образом, чтобы свести к минимуму количество ручной работы по доработке модели.

Для широкохордных РЛ вентилятора учет точного распределения газовых сил является существенной необходимостью, ввиду значительного их влияния на НДС лопатки. Традиционно такая задача решается путем интерполяции давлений, полученных в ходе CFD-расчета, с газодинамической на прочностную КЭ модель с использованием встроенных инструментов программных пакетов. Однако, любые изменения пера лопатки в ходе оптимизации его геометрии, предполагают проведение такого расчета вновь с последующей повторной интерполяцией давлений. Учитывая длительность CFD-расчетов, данный подход существенно замедляет процесс проектирования. Принимая во внимание, что изменение выносов сечений при незначительности изменений их хорд, толщин и углов практически не влияет на уровень и характер распределения давлений, можно предположить допустимость использования единственного набора CFD-результатов для множества последующих прочностных итераций. Здесь, однако, возникает проблема точности интерполяции, ввиду того, что данная операция проводится на основе пространственного положения элементов сеток, которые более не совпадают. Для решения данной проблемы специалистами ОАО «Кузнецов» разработаны макросы ANSYS, позволяющие привести поле давлений на аэродинамической поверхности к параметрическому виду и последующему его приложению на аэродинамической поверхности произвольной формы. Данный подход исключает повторные CFD-расчеты из процесса оптимизации геометрии пера, ограничиваясь только первичным расчетом на базовой геометрии для определения поля давлений и последующим проверочным расчетом на оптимизированной геометрии.

Одним из этапов проектирования РЛ является переход от «горячей» геометрии РЛ, оптимизируемой в ходе CFD-расчетов, к «холодной» конструкторской геометрии. Прочностные расчеты также необходимо производить с «холодной» геометрии для получения точного уровня напряжений в РЛ. Для выполнения данной задачи специалистами ОАО «Кузнецов» написаны макросы ANSYS позволяющие производить полностью автоматическое получение «холодной» геометрии с высокой точностью на основе итерационного алгоритма.

Результатом внедрения вышеперечисленных операций в методику прочностного проектирования РЛ стало сокращение сроков создания трехмерных КЭ моделей в solid-элементах вариантов геометрии РЛ до 4-5 часов. Общее время до оценки результатов статического и динамического расчетов сократилось до 1,5 – 2 рабочих дней, что позволяет проводить значительный объем оптимизационных работ и достигать высокого уровня прочностной проработки рабочего колеса.

ПРИМЕНЕНИЕ УПРУГОДЕМПФИРУЮЩЕГО ПОРИСТОГО ПРОВОЛОЧНОГО МАТЕРИАЛА МР В АВИА ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ

А.И. Ермаков, СГАУ, Самара, onil1@onil1.ru
Д.П. Давыдов, СГАУ, Самара
Г.В. Лазуткин, СГАУ, Самара

Одной из наиболее сложных проблем обеспечения надежности является проблема виброзащиты элементов конструкций и изделий в целом. Так, более 60% всех отказов энергетических установок носят прочностной характер, из них более 70% - вибрационный. Преобладание вибрационных дефектов характерно и для изделий авиационной и ракетно-космической техники. Этим определяется актуальность и большая

практическая значимость разработанной в СГАУ методологии виброзащиты конструкций, включающей в себя теоретические основы расчетов и практическую реализацию методов подавления вибрации средствами конструкционного демпфирования.

Предлагаемый подход позволил как на стадии проектирования изделий машиностроения так и в процессе их эксплуатации прогнозировать снижение уровней вибрации до приемлемых величин и предотвращать потенциальные вибрационные дефекты, разработать высокоэффективные виброизоляторы на базе оригинального отечественного изобретения – упругодемпфирующего пористого материала МР (металлическая резина, а также пористый металлический аналог резины), сетчатых материалов, тросов, пакетов лент и их комбинации.

Разработка более 50 лет назад под руководством А.М.Сойфера материала МР положила начало для фундаментальных теоретических и экспериментальных исследований с целью глубокого проникновения в сущность явлений, обеспечивающих виброзащиту в совокупности с рабочими процессами, принципами конструирования, технологией изготовления и обеспечения высоких эксплуатационных характеристик изделий в течение жизненного цикла.

В настоящее время создана уникальная теоретическая и экспериментальная база для моделирования испытаний и серийного производства широкой номенклатуры виброизоляторов из материала МР. Эффективность виброизоляторов с конструкционным демпфированием, в том числе из материала МР, подтверждается положительным опытом их использования при доводке и эксплуатации двигателей семейства "НК" (НК-8, НК-16СТ, НК-25, НК-32, НК-86, НК-144 и др.), систем виброзащиты элементов ЖРД РД-170, РД-120, РД-0120, маршевых и управляющих ЖРД"БУРАНА", космических комплексов "МИР", "САЛЮТ", "СОЮЗ", силовых установок отечественных тепловозов ТЭМ-1М, «Пересвет», успешным внедрением средств виброзащиты и демпфирования колебаний различных объектов на нефтеперерабатывающих предприятиях, на подвижных путеизмерительных станциях железных дорог.

Список литературы

1. Лазуткин Г.В. Динамика виброзащитных систем с конструкционным демпфированием и разработка виброизоляторов из проволочного материала МР: монография / Г.В. Лазуткин. – Самара: СамГУПС, 2010. – 291 с.
2. Пономарёв Ю.К., Ермаков А.И., Симаков О.Б., Михалкин И.К. Металлический аналог резины – материал для виброударозащиты. «Металловедение и термическая обработка металлов», № 1, 2013 г., с. 8 – 13.
3. Лазуткин Г.В. Ермаков А.И. Давыдов Д. П. и др. Исследование характеристик цельнометаллических виброизоляторов из различных марок проволочных материалов // Известия вузов. Авиационная техника. 2014. 4(2014). С. 3-6.

КРИТЕРИИ ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНОЙ СХЕМЫ ПОДВЕШИВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

А.С. Злобин, ОАО «Кузнецов», Самара, as.zlobin@mail.ru

Необходимость обеспечения высоких показателей эффективности силовых установок летательных аппаратов диктует жёсткие требования к массе и надёжности двигателей.

Выбор оптимальной системы подвешивания двигателя на самолёте позволяет добиваться минимального веса конструкции, включая элементы самой системы подвешивания, достаточной жёсткости и прочности системы силовых корпусов, минимальных величин перекосов колец в трансмиссионных подшипниках и изменения радиальных зазоров, от которых напрямую зависит КПД двигателя.

Исходя из вышесказанного очевидно, что при разработке системы подвешивания двигателя необходимы чёткие критерии оптимальности той или иной схемы. Эти критерии в первую очередь вытекают из различных ограничений, диктуемых особенностями конкретной разрабатываемой конструкции силовой установки. К таким особенностям относятся:

- размещение двигателя на самолёте: в хвостовой части, на крыле, под крылом на пилонах, под крылом, с непосредственной установкой гондол на крыле и т.д.;
- тип двигателя: ТРД, ТРДД, ТВД и т.д;
- количество роторов и их опор.

В первую очередь перечисленные особенности сужают круг возможных вариантов исполнения и способов установки стержней подвески.

Дальнейший выбор должен обеспечивать:

- по возможности статическую определимость системы;
- минимальное количество составных элементов подвески;
- выполнение силовых корпусов и самой подвески с минимальной массой;
- минимальные усилия подвешивания;
- минимизацию загромождения тракта второго контура элементами системы подвешивания в двухконтурных двигателях;
- минимальные монтажные радиальные зазоры в лопаточных машинах;
- достаточную прочность элементов двигателя;
- минимальные величины перемещений и поворотов двигателя на подвеске при полётных нагрузках;
- исключение опасных вибраций двигателя по вине системы подвешивания.

Возможность использования данных критериев сопряжена с необходимостью оценки напряжённо-деформированного состояния двигателя на различных режимах его работы. До появления современных вычислительных программных пакетов, таких как ANSYS, NASTRAN и т.п., позволяющих с достаточной степенью точности оценивать напряжённо-деформированное состояние сложных конструкций с помощью метода конечных элементов, использование перечисленных критериев было затруднено. Как правило при проектировании системы подвешивания ограничивались определением усилий в стержнях, а также, в некоторых случаях, оценивались прогибы силовых корпусов и роторов двигателя, представляемых в расчётах в виде балок с соответствующими характеристиками сечений. Кроме этого конструкцию системы подвешивания изначально старались выполнить так, чтобы минимизировать изгибающие нагрузки на статорах, вызываемые усилиями подвешивания.

Использование полноразмерной конечно-элементной модели двигателя позволяет ещё на ранних стадиях проектирования в полной мере применять весь комплекс приведённых критериев, и на их основе выбирать оптимальную схему подвешивания для каждого конкретного исполнения силовой установки. Модель двигателя целесообразно выполнять с помощью оболочечных, балочных и стержневых конечных элементов с присвоением им соответствующих конструкции геометрических и инерционных характеристик. Это позволяет получать результаты достаточной степени точности для необходимого количества расчётных случаев (условий нагружения) при малых затратах машинного времени расчёта.

Приведённые критерии целесообразно применять не одновременно, а последовательно, постепенно сужая круг возможных вариантов исполнения системы подвешивания. Так в начале необходимо определить, какие варианты подвески позволяют применять данный тип двигателя и способ его размещения на самолёте. Далее для этих вариантов оцениваются усилия в стержнях подвески, перемещения и повороты двигателя и напряжённость силовых корпусов. Выбранные на этой основе варианты в конечном итоге сравниваются по массе конструкции, величинам изменения радиальных зазоров в лопаточных машинах и частотам собственных колебаний двигателя на подвеске.

Очевидно, что при проектировании каждой конкретной конструкции двигателя под конкретный летательный аппарат возникает свой индивидуальный ряд особенностей, накладывающих свои ограничения по применимости того или иного исполнения системы подвешивания. Однако в большинстве случаев перечисленных критериев вполне достаточно для выбора оптимального варианта исполнения подвески, а её дальнейшее совершенствование идёт при глубоком проектировании на конечных этапах технического проекта и далее при доводке двигателя.

НЕЛИНЕЙНЫЕ КОЛЕБАНИЯ В ПЛАНЕТАРНЫХ РЕДУКТОРАХ ТРДД

Д.В. Калинин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kalinin@ciam.ru

В рамках создания научно-технического задела при разработке перспективных редукторных ТРДД высокой тяги (20-35 тс) требуется решение конструктивных вопросов обеспечения заданного уровня надежности и ресурса для редуктора привода вентилятора, ранее не используемого в составе ТРДД высокой мощности. Преимущества от использования редукторной схемы ТРДД во многом зависят от фактического к.п.д. редуктора, его массы и массы маслосистемы. Ввиду отсутствия экспериментальной базы для испытания редукторов высокой мощности, а также в обеспечении перехода к третьей стратегии управления ресурсом, необходимо проведение комплексных работ по разработке конструктивных решений редуктора привода вентилятора, основанных на разработке поузловой математической модели редуктора и совершенствовании расчетов в обеспечении требуемых показателей редуктора.

Для качественной оценки динамического состояния высоконагруженного редуктора ТРДД необходимо создание математических моделей планетарных редукторов, позволяющих оценивать динамические процессы в зацеплениях зубчатых колес в зависимости от податливости элементов конструкции, внешних возмущающих воздействий, погрешностей изготовления и монтажа и других факторов, являющихся источниками возбуждения колебаний в планетарных механизмах.

В ЦИАМ разработана комбинированная динамическая модель планетарного редуктора, основанная на аналитической модели планетарного механизма с

сосредоточенными параметрами, использующей элементы моделей с распределенными параметрами и результаты моделирования зацеплений колес редуктора с помощью метода конечных элементов (МКЭ) (рис.1).

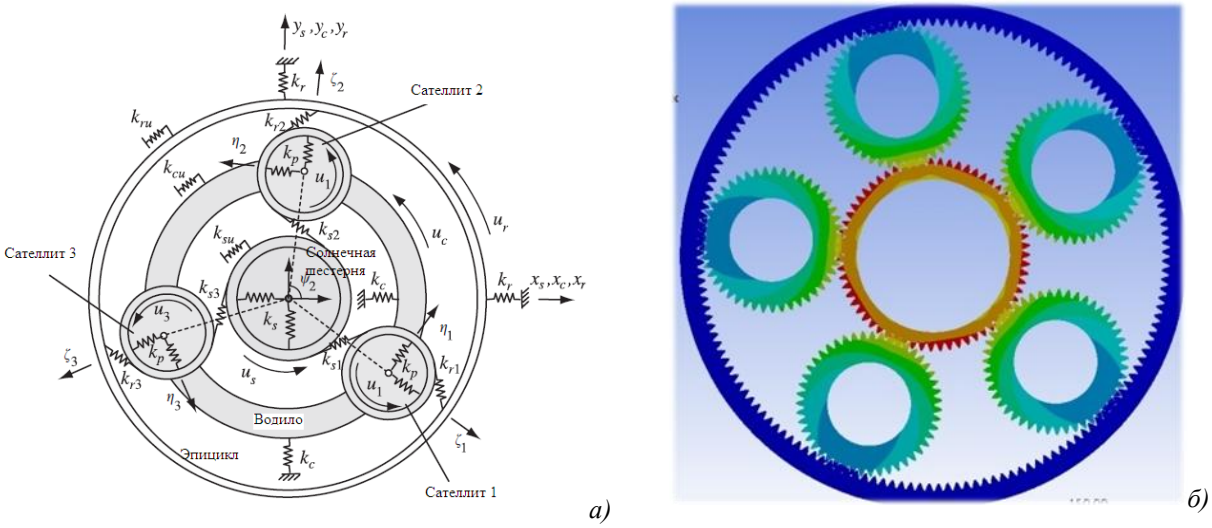


Рис. 1 – Аналитическая модель с сосредоточенными параметрами планетарного ряда (а) и результаты расчета жесткости элементов механизма в МКЭ (б)

В качестве основного источника возбуждений в редукторе рассматривается кинематическая погрешность, обусловленная в первую очередь переменной жесткостью зацеплений. В качестве исходных данных для аналитической модели используются результаты расчета статической кинематической погрешности в МКЭ, учитывающие податливость опор сателлитов, подвеску солнечной шестерни, жесткость эпициклической шестерни и параметры зацепления зубьев колес, в том числе и модификацию профиля. Результаты определения отклика аналитической динамической системы позволяют установить взаимосвязь конструктивных параметров элементов планетарного ряда и параметров зацепления и динамических нагрузок в планетарном механизме, которые могут передаваться, в том числе и на ротор КНД и вал вентилятора.

Результаты динамического моделирования зубчатого зацепления с помощью предложенной аналитической модели демонстрируют нелинейное поведение системы вблизи резонансных частот, которое при определенных условиях может сопровождаться потерей контакта зубьев. Однако при этом также отмечено, что именно возможность потери контакта в зацеплениях обуславливает ограничение максимального уровня динамических напряжений на резонансах по зубцовым гармоникам. Среди наиболее эффективных инструментов снижения динамической активности в планетарном редукторе отмечено увеличение коэффициента перекрытия в зацеплениях колес, применение профильной модификации зубьев, выбор плавающей подвески солнечной шестерни и увеличение податливости конструкции эпициклической шестерни.

Предложенная модель может быть использована как инструмент для разработки и отладки диагностических признаков оценки технического состояния планетарного редуктора привода вентилятора ТРДД. Моделирование зацепления зубьев, имеющих дефекты, зародившиеся трещин, вплоть до поломки зубьев в динамической постановке методом конечных элементов, позволяет получить зависимость для сигнала динамической кинематической погрешности и оценить состав его спектральных характеристик.

БЕССТУПЕНЧАТАЯ МЕХАНИЧЕСКАЯ ТРАНСМИССИЯ ВЕРТОЛЕТА С ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИМ РЕГУЛИРУЕМЫМ ПРИВОДОМ

Д.В. Калинин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
П.А. Тусов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Я.В. Калинин, ОАО «Камов», Санкт-Петербург
А.М. Плущевский, ОАО «Камов», Санкт-Петербург

Аэродинамика скоростного вертолета ощутимо выигрывает от уменьшения частоты вращения винтов при высокоскоростном крейсерском полете. Уменьшение частоты вращения винтов при переходе вертолета от режима висения к полету с высокой скоростью может составлять до 30%. Однако для двигателя это уменьшение может создать проблемы с вспомогательными системами, работой двигателя и реализуемой мощностью, поскольку вертолет, который всегда работает при относительно низкой частоте вращения несущих винтов, может при этом оказаться в проигрыше как с точки зрения веса трансмиссии, так и ограничения маневренности. Таким образом, возникает потребность в редукторной системе трансмиссии вертолета, которая смогла бы обеспечить изменяемые скорости несущих винтов. Т.е. для улучшения ЛТХ высокоскоростных вертолетов их трансмиссии должны обладать возможностью изменения передаточного отношения от двигателя к несущим винтам, а возможно и к толкающим винтам, обеспечивающим дополнительную тягу в горизонтальном направлении. Необходимость *управляемого* изменения оборотов несущих и толкающего винтов при постоянной частоте вращения двигателей в зависимости от режима и скорости полета вертолета требует включения в трансмиссию механизмов изменения передаточного отношения от двигателя к винтам. Решение этой задачи является наиболее сложным, поскольку необходимость размещения в трансмиссии такого механизма, обладающего даже наибольшей эффективностью и легкостью конструкции, приведет к росту массы трансмиссии и всего вертолета в целом.

В ОАО «Камов» разработана схема регулируемой бесступенчатой трансмиссии вертолета с сооснымы несущими винтами, обеспечивающая снижение частоты вращения несущего винта на 35% при неизменных оборотах двигателей. Предложенная схема ожидаемо обладает наиболее эффективным сочетанием масса-габаритных характеристик и возможностями изменениями передаточного отношения при заданной пропускаемой мощности. Планетарный механизм главного редуктора такой трансмиссии имеет две степени свободы и два независимых потока мощности внутри схемы. Постоянная часть потока распределяется по ветке, содержащей исключительно механический привод, регулируемая содержит гидромеханический привод. Таким образом, изменение передаточного отношения внутри регулируемого гидро-механического привода позволяет изменить общее передаточное отношение гидромеханической трансмиссии. Разработанная методика поиска оптимальной кинематической схемы планетарного механизма с двумя степенями свободы позволила разработать вариант схемы бесступенчатой трансмиссии, обеспечивающий минимальную величину мощности в регулируемой ветви механизма. При достигнутых кинематических параметрах трансмиссии разработанный гидромеханический регулируемый привод может иметь низкие параметры веса и габаритов, обеспечивающие его эффективную встраиваемость в составе бесступенчатой трансмиссии вертолета.

МЕТОДОЛОГИЯ НОРМИРОВАНИЯ ДОПУСТИМЫХ ЗАЧИСТОК ДЛЯ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ГТД НАЗЕМНОГО И МОРСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

А.К. Карачалов, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, karachalov-a@mail.ru
Н.В. Огородникова, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск
А.В. Собуль, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, sobul_aleksandr@rambler.ru

В ходе эксплуатации ГТД имеют место механические повреждения лопаток компрессора и, соответственно, возникает вопрос о допустимости выведения таких повреждений (зачисток) или о необходимости замены лопаток.

В настоящее время документом, регламентирующим нормирование допустимых повреждений лопаток компрессоров, является ОСТ 1 0304 -79. Изложенная в нем методология основана на исследовании вибронапряженности пера лопатки, разделения его на зоны в соответствии с величиной запаса по вибронапряжениям K_v, определения предельно допустимой глубины повреждения (зачистки) в каждой зоне с последующей проверкой резонансными или усталостными испытаниями.

При отсутствии необходимого объема данных по вибронапряженности лопаток использование указанной выше методологии невозможно. В связи с этим специалистами НПО «Сатурн» разработана методология для лопаток ГТД наземного и морского применения, основанная на собственном опыте и регламентирующая величины допустимых зачисток и их местоположение на кромках пера.

Основным положением методологии является следующее: разрешается такая зачистка, которая не приводит к снижению статической и вибрационной прочности по сравнению с неповрежденной лопаткой, то есть, необходимо, чтобы относительные статические и вибрационные напряжения в зачистке $\overline{\sigma}_{зач}$ не превысили максимальных относительных напряжений $\overline{\sigma}_{max}$ в исходной лопатке.

Нормирование допустимых зачисток по данной методологии включает в себя:

- выполнение 3D статического и динамического расчетов исходной (неповрежденной) лопатки,
- выбор наиболее критических форм колебаний лопатки,
- анализ распределения относительных статических и вибрационных напряжений вдоль входной и выходной кромок, определение зон, где повреждения и зачистки не допускаются,
- выбор критериев, регламентирующих максимально возможные коэффициенты концентрации напряжений в зачистках для каждой зоны,
- моделирование зачисток с разными глубинами в каждой зоне и последующие статический и динамический расчеты для определения коэффициентов концентрации напряжений в зачистках. Определение предельно допустимой глубины зачистки в каждой зоне (создание карт допустимых зачисток),
- анализ частотных характеристик лопаток с максимальными зачистками с целью недопущения новых резонансов в рабочем диапазоне частот вращения.

Таким образом, указанная методология позволила разработать в ОАО «НПО «Сатурн» единый подход к нормированию допустимых зачисток на кромках лопаток компрессоров при отсутствии данных об их вибронапряженности. Кроме этого, методология может быть применена при выведении повреждений, полученных при изготовлении лопаток (например, при зачистке литейных дефектов).

Реализация положений методологии выполнена на примере рабочей лопатки 10 ступени компрессора ГТД-110. Пример оформления результатов исследования для входной кромки представлен в виде таблицы и карты допустимых зачисток, рисунок 1.

Зона	Максимальная глубина зачистки h_{max}, мм	Оптимальный параметр P=L/h
A1	зачистки запрещены	
A2	1	14
A3	зачистки запрещены	
A4	3	10
A5	3	11

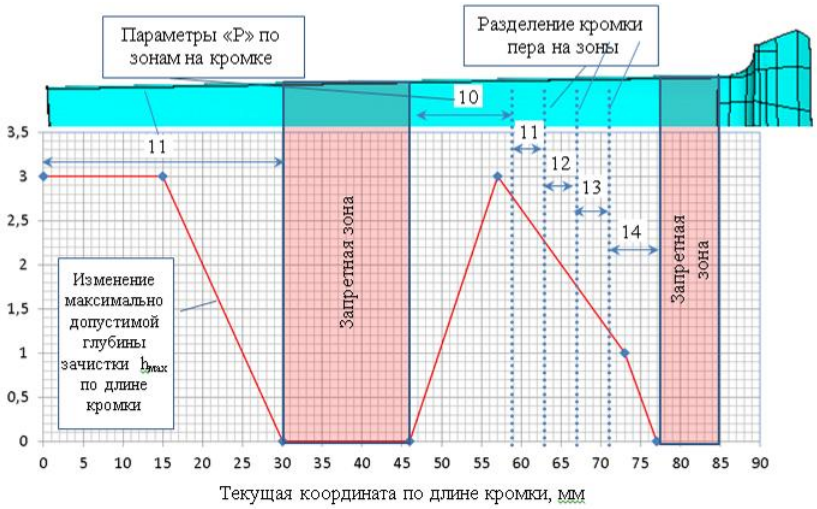


Рис. 1 – Карта допустимых зачисток для входной кромки пера лопатки

УСТОЙЧИВОСТЬ СОСТАВНЫХ СТЕРЖНЕЙ «В» И «ЗА» ПРЕДЕЛАМИ УПРУГОСТИ

К.Д. Каримбаев, ФГУП «ЦИАМ им.П.И.Баранова», Москва, kem@ciam.ru

Рассматривается классическая задача Эйлера о потере устойчивости центрально - сжимаемых стержней постоянного поперечного сечения, состоящих из разнородных материалов.

Предложено решение, базирующееся на деформационном (геометрическом) подходе. Основная идея этого подхода заключается в том, что уравнение Эйлера, записанное для определения кривой прогиба в деформациях, не зависит от механических свойств материала (ов), из которого (ых) состоит стержень, а зависит только от геометрических параметров стержня и способа закрепления. Отсюда вытекает, что и результаты решения, то есть значения критических деформаций $\varepsilon_{кр}$ -при которых происходит потеря устойчивости стержня, не зависят от механических свойств материалов (1).

$$\varepsilon_{кр} = \frac{\pi^2}{\lambda^2} \qquad (1)$$

здесь λ-гибкость стержня, зависящая только от коэффициента закрепления μ, длины стержня и отношения площади к моменту инерции поперечного сечения стержня.

Это означает, что значение критической деформации у геометрически одинаковых стержней:

- изготовленных из разных материалов (например, титанового сплава или дюралюминия) одинаковое;
- составных стержней (то есть изготовленных частично из одного, частично из другого материала) такое же;
- не зависит от того, что для некоторых материалов это значение деформаций может находится в упругой зоне или в упруго - пластичной зоне работы материала.

Проведёны эксперименты по проверке этой идеи. Для этого были специально изготовлены цилиндрические стержни длиной 32 мм, диаметром 6мм:

- из титанового сплава ВТ8-1;
- из дюралюминия Д16;
- составной стержень, с сердечником из титанового сплава ВТ8-1 (диаметром 2мм) и дюралюминиевой оболочкой (внутренним диаметром 2мм, внешним диаметром 6мм).

Приведены экспериментальные данные, которые позволили уточнить теоретические предположения - хотя бы для проверенной пары материалов.

СТАТИСТИЧЕСКОЕ ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ВИБРАЦИОННЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ЛОПАТКАХ ГТД

О.В. Корепанова, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, korepanova@avid.ru
И.Г. Габов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, gabov-ig@avid.ru

Действующие вибронапряжения в лопатках газотурбинных двигателей (ГТД), определяют тензометрированием в стендовых условиях. Необходимость доработок деталей под вывод препарирования, большая протяженность выводных коммуникаций, сложность и недостаточная надежность токосъемных устройств не всегда позволяют выполнить тензометрирование лопаток в объемах, достаточных для корректной оценки максимальных статистических вибронапряжений.

Для учета возможного статистического разброса в [1] предлагается использовать зависимость, учитывающую ограниченное количество протензометрированных лопаток. При большом количестве лопаток данная зависимость позволяет получить результат близкий к значению вибронапряжений, полученному по правилу «трех сигм». Однако, при малом количестве замеров максимальные статистические вибронапряжения могут превышать измеренные в 2…2,8 раза [1], что может привести к заниженному значению коэффициента запаса усталостной прочности лопаток. Во избежание данной проблемы была разработана методика определения максимальных статистических вибронапряжений, основанная на результатах анализа статистического разброса измеренных вибронапряжений в лопатках ГТД разработки ОАО «Авиадвигатель» (г. Пермь).

В данной работе обобщены результаты тензометрирования 35 лопаток компрессоров и турбин различных типоразмеров, конструкций, материалов и технологий изготовления. Всего исследовано 693 резонансных режима (выборки). Исследуемые выборки сформированы по следующим признакам: двигатель, номер ступени,

расположение тензодатчика, форма колебаний, гармоника к частоте вращения ротора, условия испытаний.

Статистическим анализом результатов тензометрирования подтверждено, что распределение измеренных вибронапряжений в лопатках ГТД при резонансных колебаниях подчиняется нормальному закону [1].

При дальнейшем анализе результаты тензометрирования лопаток были разбиты на группы в зависимости от значения коэффициента вариации измеренных вибронапряжений. Для каждой выборки определено отношение максимальных статистических значений напряжений к максимальным замеренным. Максимальные статистические вибронапряжения определены в соответствии с требованиями ГОСТ Р ИСО 16269-6-2005 [3]. Методами регрессионного анализа [2] найдена аппроксимирующая зависимость данного отношения от числа протензометрированных лопаток. Для каждой зависимости определен верхний толерантный интервал для вероятности 99% и доверительной вероятности 95%. Анализ данных показал, что при количестве лопаток в выборке 18…24 шт. верхняя граница толерантного интервала аппроксимирующей зависимости стремится к значениям 1,3…1,5.

Основываясь на полученных данных, максимальные статистические вибронапряжения можно оценить использованием приведенного выше постоянного коэффициента, учитывающего возможный разброс измеренных вибронапряжений.

Выполнено сравнение максимальных статистических вибронапряжений, определенных предложенным методом и методом, изложенным в [1]. Полученные результаты позволили сделать следующие выводы:

- достоверная оценка максимальных статистических значений вибронапряжений по предложенной методике возможна при малом количестве протензометрированных лопаток (5…6 шт.). При меньшем количестве лопаток следует использовать значение постоянного коэффициента, соответствующего большему коэффициенту вариации;
- при количестве протензометрированных лопаток 5…6 шт. предложенный метод, позволяет оценить максимальные статистические значения, не завышая полученный результат по сравнению с методом [1].
- для выборок с наименьшими значениями вибронапряжений и наименьшим разбросом оценка максимальных статистических вибронапряжений с использованием постоянного коэффициента имеет схожие значения максимальных статистических вибронапряжений поученных по методике [1].

Предложенный метод оценки максимальных статистических вибронапряжений позволит повысить точность оценки коэффициента запаса усталостной прочности лопаток, при малом количестве протензометрированных лопаток. Также предложенный метод позволит снизить трудовые, временные и финансовые затраты при доводке по динамической прочности лопаток компрессоров и турбин ГТД.

Список литературы

1. Динамика авиационных газотурбинных двигателей. - М.: Машиностроение, 1981.- 232 с.
2. Степнов М.Н. Статистические методы обработки результатов механических испытаний: Справочник. – М.: Машиностроение, 1985. – 232 с.
3. ГОСТ Р ИСО 16269-6-2005 Статистические методы. Статистическое представление данных. Определение статистических толерантных интервалов.
4. Р. Стенли. Перечислительная комбинаторика. — М.: Мир, 1990.-440 с.

МЕТОД ИССЛЕДОВАНИЯ СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ КОЛЕБАНИЙ ЛОПАТОК ГТД

А.Р. Лепешкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lepeshkin@rtc.ciam.ru
С.Ю. Данилкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, danilkin@rtc.ciam.ru

Определение форм и частот собственных колебаний (ЧСК) лопаток авиационных газотурбинных двигателей ГТД является актуальной проблемой. Экспериментальные исследования в лабораторных условиях позволяют возбудить лопатку в заданном диапазоне частот. Известные методы и устройства для определения форм и частот собственных колебаний рабочих лопаток содержат вибродатчики [1], микрофоны или тензодатчики, имеющие ограничения по диапазонам рабочих параметров. Предлагаемый метод имеет более широкие возможности для определения частот собственных колебаний рабочих лопаток без использования вибродатчиков, микрофонов и тензодатчиков. Преимуществами предлагаемого метода являются экспресс-анализ и определение частот собственных колебаний лопаток в более широком диапазоне частот и рабочих температур. В предлагаемом методе определения частот собственных колебаний рабочих лопаток ГТД используется новый физический принцип, который основывается на появлении электронно-инерционного эффекта [2-4] в детали (проводнике) под воздействием виброускорений. Данный метод реализован при исследованиях ЧСК рабочей лопатки турбины ГТД. Для сравнения экспериментальных данных ЧСК по данному методу и традиционному методу [1] на лопатке были установлены вибродатчики в концевой и корневой частях лопатки. В соответствии с указанным методом лопатка была закреплена в зажиме за хвостовик, соединительные провода от анализатора спектра MIC-200 подключены к концевой и корневой частям лопатки. Возбуждение колебаний в лопатке осуществлялось ударной возмущающей силой, приложенной к свободному концу лопатки (концевой части). После кратковременного ударного возбуждения был зарегистрирован затухающий электрический сигнал в материале лопатки ГТД. Были получены также характеристики спектра ЧСК указанного электрического сигнала с использованием анализатора спектра.

Анализ результатов исследований показал, что частоты собственных колебаний лопатки, полученные по предлагаемому методу имеют хорошее совпадение с ЧСК, полученными по традиционному методу с использованием вибродатчиков. Разработанный метод, использующий новый физический принцип, можно использовать для экспресс-анализа и исследования собственных частот колебаний лопаток и других деталей ГТД без использования специальных установок и датчиков.

Список литературы

1. Ковалёв В.К. Методическое пособие по определению частот собственных колебаний узлов и деталей. ДОАО «Центрэнергогаз» филиал «Самарский». Самара, 2010. — 11 с.
2. Лепешкин А.Р. Исследование температуропроводности металлов при воздействии виброускорений // Сборник трудов V Всероссийской конференции по фундаментальным и инновационным вопросам современной физики. 10-15 ноября. — М.: ФИАН. 2013. — С. 98.
3. Гинзбург В.Л., Коган Ш.М. Об электронно-инерционных опытах // ЖЭТФ, 1977. — т. 61. — вып. 3(9). — С. 1177-1180.
4. Tolman R.C., Stewart T.Д. // Phys. Rev., 1916.— №8, — p. 164.

МЕТОДИКА РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕПЛОВОГО И ТЕРМОНАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ ОХЛАЖДАЕМЫХ ЛОПАТОК ГТД С КЕРАМИЧЕСКИМИ ТЗП В УСЛОВИЯХ ВЧ ИНДУКЦИОННОГО НАГРЕВА ПРИ ИСПЫТАНИЯХ

А.Р. Лепешкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lepeshkin@rtc.ciam.ru
Н.Г. Бычков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bychkov@rtc.ciam.ru
А.В. Першин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bychkov@rtc.ciam.ru
А.Ш. Хамидуллин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bychkov@rtc.ciam.ru

Совершенствование системы внутреннего теплоотвода сопровождается ростом термонапряженности в охлаждаемых деталях авиационных газотурбинных двигателей (ГТД). В последние годы активизировались работы по внедрению керамических теплозащитных покрытий (ТЗП) на деталях высокотемпературного газового тракта авиационных ГТД. Эффективность теплозащиты покрытий и их термоциклическая долговечность зависит не только от теплофизических свойств, химического состава, но и от технологии нанесения покрытия. Наиболее эффективная защита материала детали от теплового потока с помощью ТЗП происходит в случае использования керамических покрытий на основе диоксида циркония

В методике математического моделирования теплового состояния керамических покрытий учитывалась специфика электрофизических свойств диоксида циркония. В частности, с ростом температуры диэлектрическая проницаемость, тангенс угла диэлектрических потерь и электропроводность увеличиваются. Таким образом, при температурах 600-1000 °С и выше диоксид циркония имеет полупроводниковые свойства. В целом керамическое покрытие в испытательном термоцикле нагревалось как за счет теплопередачи от металла детали, так и за счет индукционного и диэлектрического нагрева.

Проведены расчетные исследования теплового и термонапряженного состояния охлаждаемой лопатки с керамическим ТЗП с использованием метода конечных элементов. Получена кривая перепада температуры в зависимости от частоты тока. По результатам расчетов в этих условиях при скорости нагрева 100 °С можно ожидать на наружной поверхности детали с ТЗП, контактирующей с окружающей средой, температуру примерно на 60÷70 °С выше, чем на границе перехода металл-ТЗП, т.е. будет имитироваться температурное состояние объекта.

Исследование теплового состояния поверхности детали с керамическим покрытием осуществлялась с помощью тепловизионной системы, работающей в спектральном диапазоне 3…5,6 мкм. Перепад температуры между керамической поверхностью и металлической подложкой составлял 60÷70 °С, что подтвердило расчетную величину перепада температуры по толщине покрытия. По усовершенствованной методике с учетом [1] проводились термоциклические испытания лопаток и других деталей ГТД с керамическими покрытиями в высокочастотном (ВЧ) электромагнитном поле с частотой 440 Гц. Режим термоциклирования деталей осуществлялся в диапазоне $T_{min} \div T_{max}$ = 350÷(900-1000) °С со скоростью 100÷150 °С.

Разработанная расчетно-экспериментальная методика позволяет моделировать тепловое и термонапряженное состояние охлаждаемых лопаток турбин и моделей жаровых труб ГТД с керамическими ТЗП при термоциклических испытаниях на специальных установках с ВЧ нагревом.

Список литературы

1. Бычков Н.Г., Лепешкин А.Р., Першин А.В. Способ испытаний деталей с теплозащитным покрытием на долговечность. Патент. № 2259548 Россия. Бюл. — № 24. 2005.

ОПТИМИЗАЦИЯ ШЛИЦЕВОГО СОЕДИНЕНИЯ ВАЛОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

О.С. Лимонова, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, burceva@avid.ru
С.С. Двойников, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, dvoynikov@avid.ru

Одним из главных требований к валу ротора низкого давления газотурбинного двигателя является способность передавать большой крутящий момент при малом наружном диаметре вала. Ввиду сложности конструкции и особенностей сборки ротора вал двигателя обычно проектируется составным и разделяется на вал компрессора низкого давления (КНД) и вал турбины низкого давления (ТНД). Для подобных конструкций целесообразно применять шлицевое соединение, так как оно имеет высокую несущую способность при постоянных и переменных нагрузках и обеспечивает хорошее центрирование.

В данной работе рассматривается вариант шлицевого соединения валов КНД и ТНД с эвольвентными зубьями. Оно технологично, имеет высокую прочность благодаря скруглению впадин и высокую точность.

Однако, несмотря на неоспоримые достоинства такого соединения, при расчётах в шлицах валов отмечаются высокие уровни напряжений. В качестве способа снижения концентрации напряжений в зоне шлицев была применена оптимизация соединения.

Оптимизация проведена пакете ANSYS Workbench Design Explorer. Тип оптимизации — многокритериальная, с построением фронта Парето [1].

В качестве параметров оптимизации рассматривались геометрические характеристики профилей валов в зоне шлицевого соединения и профили впадин между шлицами, а в качестве критериев — масса и максимальные напряжения на валах ТНД и КНД. В процессе решения задачи изменялись наборы параметров оптимизации: рассматривались варианты с разными комбинациями этих параметров и разным их количеством. Рассматривалось также внедрение выемки позади шлиц ТНД для перераспределения напряжений на шлицах, дополнительная её параметризация и введение нового критерия — напряжений в выемке. Некоторые варианты оптимизации были отклонены, так как в рамках заданных конструктивных ограничений и при выбранном способе параметризации все критерии находились в противоречии друг с другом, а некоторые показали себя просто неэффективными.

Вариантом, который позволил существенно снизить уровень напряжений в шлицах ТНД (более чем на 25% по отношению к исходной конструкции) и увеличить циклический ресурс вала почти в 2 раза, оказался вариант с выемкой позади шлиц ТНД. В рамках заданных ограничений он признан оптимальным.

По результатам данной работы можно говорить о существовании возможности значительного снижения напряжений и увеличении циклического ресурса путём оптимизации. Полученный опыт можно учитывать при проектировании конструкций со шлицевым соединением.

Список литературы

1. Sean Luke, Essentials of Metaheuristics. — Lulu, 2013. — Online Version 2.1. — 133 c.

ОБ ОТРИЦАТЕЛЬНОСТИ КОЭФФИЦИЕНТА ПУАССОНА ДЛЯ КУБИЧЕСКИХ И ГЕКСАГОНАЛЬНЫХ КРИСТАЛЛОВ

Д.С. Лисовенко, ИПМех РАН, Москва, lisovenk@ipmnet.ru
В.А. Городцов, ИПМех РАН, Москва
Р.В. Гольдштейн, ИПМех РАН, Москва

Изотропные упругие среды при малых деформациях характеризуются парой постоянных упругих коэффициентов (например, модулем Юнга и коэффициентом Пуассона), в анизотропных кристаллах их больше и упругие свойства становятся зависящими от направления деформирования. При этом коэффициент Пуассона может становится отрицательным при деформировании кристаллов в определенных направлениях. Материалы с отрицательным коэффициентом Пуассона были названы ауксетиками.

В работе проведен анализ изменчивости коэффициента Пуассона кубических и гексагональных кристаллов при однородном растяжении. В случае кубических кристаллов рассмотрено растяжение вдоль направлений. В результате анализа оценена роль величины анизотропии кубических кристаллов в проявлении ауксетичности, а также, основываясь на экспериментальных данных, представленных в энциклопедическом справочнике [1], выявлено свыше трехсот материалов проявляющих ауксетические свойства.

Среди гексагональных кристаллов лишь небольшое число оказывается ауксетиками. Пользуясь экспериментальными данными для коэффициентов податливости гексагональных кристаллов, собранными в справочном издании Landolt-Börstein [1], было выявлено шесть гексагональных ауксетиков: MoS_2, C_7H_{12}, Zn, BeCu (2.4at%Cu), TiB_2 и Be. Для этих гексагональных ауксетиков были определены минимальные и максимальные значения коэффициентов Пуассона, модуля Юнга и модуля сдвига.

В результате сравнительного анализа механических свойств кубических и гексагональных кристаллов при однородном растяжении найдено, что многие из анизотропных кристаллов в широких угловых диапазонах ориентации могут иметь большие положительные и существенно отрицательные значения коэффициентов Пуассона. Продемонстрировано, что значения коэффициента Пуассона для некоторых кристаллов могут превосходить значение, равное 0,5 (верхняя граница коэффициента Пуассона для изотропных материалов). Вместе с тем среди проанализированных кристаллов не обнаружены кристаллы с коэффициентами Пуассона меньшими -1 (нижней границы для изотропных материалов).

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных исследований ОЭММПУ РАН № 4.11 и гранта МК-5891.2015.1.

Список литературы

1. Landolt-Börnstein — Group III: Crystal and Solid State Physics. Vol.29a. Second and Higher Order Constants. — Berlin: Springer, 1992. — 743p.

РАСЧЕТ ДИНАМИКИ РОТОРНОЙ СИСТЕМЫ ГТД С УЧЕТОМ НЕЛИНЕЙНОСТИ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕМПФЕРОВ В ОПОРАХ

В.К. Ляшенко, ОАО «Кузнецов», Самара, vladliash@gmail.com
И.А. Селиванов, ОАО «Кузнецов», Самара

Основной тенденцией развития современной авиационной техники является неуклонное улучшение всех показателей надежности, в частности повышения ресурса двигателя. Одной из наиболее сложных проблем обеспечения высоких характеристик надежности является проблема вибрационной защиты отдельных элементов и изделия в целом.

Так, более 60% отказов опытных газотурбинных двигателей (ГТД) носят прочностной характер, из них более 70% — вибрационный. Таким образом, почти половина отказов ГТД происходит из–за вибрации. Как показывает практика, главный источник вибрации любого двигателя летательного аппарата (ДЛА) – вращающиеся роторы турбокомпрессора.

Существуют различные методы и средства борьбы с вибрацией ротора, такие как балансировка, частотная отстройка, демпфирование и другие. Большая часть вибрационных дефектов может быть успешно устранена за счет грамотного демпфирования колебаний деталей и узлов ДЛА. Демпфирующие устройства наиболее часто используют в опорах роторов, так как именно в этом месте осуществляется связь вращающейся части (ротора) с корпусом (статором).

В настоящее время широкое применение в опорах ГТД как у нас в стране, так и за рубежом нашли гидродинамические демпферы (ГДД). Характерной особенностью работы ГДД в опорах современных ДЛА является экстремальность внешних воздействий, способных приводить к возникновению нелинейных колебаний в системе «ротор — статор». Такие условия работы заставляют использовать новые подходы и более точные расчетные модели при исследовании динамики роторных систем ГТД с учетом влияния нелинейности характеристик (демпфирование, жесткость) демпферов опор.

В рамках проводимого исследования, рассмотрено влияние массового дисбаланса на динамические характеристики двухопорного ротора каскада высокого давления трехвального ГТД. Конструктивной особенностью которого является наличие в передней упруго–демпферной опоре короткого ГДД с уплотнениями.

Учет влияния зависимости коэффициента демпфирования d и жесткости $C_{\text{дин.}}$ демпфера от амплитуды колебания проводился на основании следующих соотношений:

$$d = d_0 \frac{1}{(1-\varepsilon^2)^{\frac{5}{2}}},$$

$$C_{\text{дин.}} = \frac{RL^3 \mu\omega}{\delta^3} \cdot 2 \frac{\varepsilon}{(1-\varepsilon^2)^2}.$$

Авторами рассмотрены особенности численного моделирования учета нелинейной зависимости коэффициента демпфирования и жесткости короткого ГДД от амплитуды колебания роторной системы. Показана и расчетно обоснована необходимость учета нелинейных эффектов при проектировании ГДД и исследовании роторной динамики ГТД.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВИБРАЦИОННОГО СОСТОЯНИЯ РАБОЧИХ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРОВ ПРИ ИХ КАСАНИИ О ПРИРАБАТЫВАЕМОЕ ПОКРЫТИЕ

Т.И. Мазикина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.А. Хориков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, khorikov@rtc.ciam.ru

Постоянное стремление к повышению КПД, запасов устойчивости и других аэродинамических характеристик авиационных двигателей приводит к неизбежному уменьшению радиального зазора между рабочими лопатками и корпусом. Для исключения задевания лопаток о жёсткий корпус на внутреннюю часть корпуса обычно наносят истираемое (прирабатываемое) покрытие, но даже при касании об истираемое покрытие в лопатках может возникнуть высокий уровень динамических напряжений с возможным последующим усталостным разрушением.

В настоящей работе для решения проблемы предотвращения разрушений лопаток ГТД от многоцикловой усталости выполнен анализ экспериментальных данных, полученных в процессе проведения специальных испытаний по касанию рабочих лопаток на компрессорном стенде, где испытания проводились при атмосферных условиях на стационарных режимах работы компрессора. Влияние нестационарных тепловых режимов работы на изменение радиальных зазоров в настоящей работе специально не рассматривается, а предполагается, что они могут быть определены расчётом.

Проведенный анализ позволяет утверждать, что колебания рабочих лопаток при их касании о прирабатываемое покрытие имеют много общего с вынужденными колебаниями от входной окружной неравномерности потока, так как спектральный анализ сигналов с тензометров чётко регистрирует максимальные значения спектральных составляющих на частотах, кратных частоте вращения. Вместе с тем необходимо указать на одно существенное отличие. При резонансных колебаниях лопаток от окружной неравномерности потока осциллограммы сигнала с тензометра имеет синусоидальную форму постоянной амплитуды, а при касании лопаток эта осциллограмма после касания лопатки о прирабатываемое покрытие обычно имеет вид затухающей синусоиды до следующего касания. Поэтому эти колебания целесообразно квалифицировать как квазирезонансные. При этом возможен один исключительный случай, когда в результате касания с течением времени амплитуда может возрастать.

Данное увеличение уровня вибрационных напряжений обусловлено тем, что при постоянной частоте вращения периодическое воздействие на лопатку от её касания о покрытие в точности совпадает по фазе с колебательным движением самой лопатки, что в конечном счёте и обеспечивает постоянное увеличение амплитуды колебаний после каждого оборота ротора.

Очевидно, что приведенный случай демонстрирует опасность касания лопаток о прирабатываемое покрытие, так как за очень короткий промежуток времени уровень динамических напряжений может достигнуть пределов усталости, что приведёт к поломке лопатки. Поэтому на этапе «прирабатывания» покрытия такие режимы необходимо исключить или ограничить их продолжительность несколькими секундами.

По результатам проведенного исследования предложены следующие методические рекомендации:

- на стадии проектирования ГТД необходимо определять допустимый уровень вибрационных напряжений в лопатках по наиболее возбудимым формам колебаний, при котором возможно касание лопаток о прирабатываемое

покрытие; если касание неизбежно при ожидаемом уровне напряжений, то радиальный зазор желательно увеличить;

- на этапе экспериментальных исследований с использованием диаграмм Кэмпбелла лопаток и анализа изменения спектральных составляющих вибрационных характеристик корпусов на частотах следования лопаток рекомендуется определять резонансные частоты вращения, на которых имеет место касание лопаток о прирабатываемое покрытие;
- в случае обнаружения касания лопаток о прирабатываемое покрытие длительную наработку ГТД на этих резонансных частотах вращения исключить и добиваться постепенного износа прирабатываемого покрытия путём медленного прохождения этих резонансных частот вращения;
- при разборке и дефектации изделия после экспериментальных исследований необходимо выполнить анализ износа прирабатываемого покрытия для обнаружения характерных признаков флаттера лопаток [1]; в случае обнаружения таких признаков дальнейшие испытания проводить с использованием методов бесконтактной диагностики флаттера лопаток.

Список литературы

1. Хориков А.А. Способ диагностики флаттера лопаток рабочего колеса в составе осевой турбомашины. –Патент на изобретение № 2525061, 2014.

РАСЧЁТ ДИНАМИКИ СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЫ РОТОРОВ ГТД В ПАКЕТЕ MSC.NASTRAN

Е.А. Матвеев, АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва,
evgeny.a.matveev@gmail.com
С.А. Чепига, АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва, Москва,
butcher-07@inbox.ru

Рассматривается одна из актуальных задач современного авиадвигателестроения - задача роторной динамики. В работе применяется один из современных подходов к решению задач роторной динамики, основанный на методе конечных элементов в перемещениях [1], реализованном в программном пакете MSC.Nastran. В качестве объекта исследования рассматривается система роторов авиационного ГТД. Для аппроксимации модели использовались объёмные конечные элементы. Применение такого подхода обеспечивает достаточно высокую степень приближения физической модели к реальной, без использования излишней идеализации объекта [2].

Для моделирования роторной части системы двигателя применяется суперэлементный подход с использованием метода Креэга-Бэмптона. Такой способ моделирования даёт возможность проводить полноценные многовариантные расчёты динамического поведения роторной системы, оценить влияние мест расположения опор и их жесткостей при проектировании за счёт существенного (в разы) сокращения временных и вычислительных ресурсов.

Список литературы

1. О. Зенкевич. Метод конечных элементов в технике. Под редакцией Б.Е.Победря.М.: Мир. 1975 г.
2. MSC Nastran 2013 Documentation. MSCSoftware Corporation, Santa Ana, CA

ИССЛЕДОВАНИЕ СЛУЧАЙНЫХ КОЛЕБАНИЙ ЛОПАТОК ТУРБОКОМПРЕССОРА

А.С. Миленин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, milenin-as@avid.ru
И.Г. Габов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, gabov-ig@avid.ru

Выполнены исследования динамических напряжений в лопатках компрессора высокого давления современного газотурбинного двигателя (ГТД). В результате исследований [1, 4] установлено, что уровень максимальных вибронапряжений определяется не только детерминированными резонансными колебаниями лопаток, но и высоким уровнем случайных колебаний, так называемым «вибрационным фоном».

Идентификация вибрационного фона как процесса случайных колебаний лопаток турбокомпрессора заключалась в определении и анализе среднеквадратичного значения тензограмм колебаний лопаток, спектральной плотности (спектров колебаний) [6], функции распределения плотности вероятности тензограмм колебаний лопаток [5], функции автокорреляции. Построены зависимости вибронапряжений в лопатках компрессора от величин давления воздуха на входе и в исследуемой ступени компрессора [2, 3]. Для анализа использован пакет обработки сигналов WinПОС (НПП “Мера”, г. Мытищи).

Согласно анализу исходных тензограмм колебаний, максимальный уровень вибронапряжений в лопатках компрессора определяется по большей части вибрационным фоном. Уровень максимальных вибронапряжений в лопатках плавно увеличивается с ростом режима работы турбокомпрессора, для лопаток большинства ступеней резонансные пики слабо выражены.

Спектры колебаний лопаток исследуемых ступеней турбокомпрессора характеризуются следующими явлениями:

- отсутствие узкополосных нероторных составляющих, характерных для срывных колебаний и автоколебаний;
- большое количество частот кратных частотам вращения ротора (полигармонический спектр);
- широкий частотный диапазон основных собственных форм («пьедестала» спектра) [2];
- уровень наибольших спектральных составляющих незначителен по сравнению с суммарным уровнем вибронапряжений;
- с увеличением частоты вращения ротора значительно возрастает уровень фона в спектре (уровень амплитуд и ширины пиков на основных собственных формах).

При анализе функции распределения плотности вероятности тензограмм колебаний лопаток обнаружено, что ее форма соответствует распределению при случайных колебаниях и значительно отличается от формы распределения, характерной для автоколебаний и резонансных колебаний.

Случайность колебаний также подтверждается построением функции автокорреляции тензосигналов с датчиков на лопатках турбокомпрессора. Функции автокорреляции колебаний лопаток имеют затухающий характер, низкое амплитудное значение функции, а также слабую повторяемость. Иными словами функция автокорреляции имеет вид, характерный для процесса случайных колебаний.

При попытке определить связь между амплитудой вибронапряжений в лопатках и термодинамическими параметрами турбокомпрессора в составе двигателей, газогенераторов и установок испытаний компрессоров установлена линейная зависимость между уровнем вибрационного фона и величиной статического давления воздуха в ступени компрессора [2, 3].

Совместный анализ тензограмм, спектров колебаний лопаток, функций автокорреляции и кривых распределения плотности вероятности, а также термодинамических параметров компрессора позволяет классифицировать колебания лопаток турбокомпрессора современных ГТД как случайные с некоторой долей детерминированных резонансных колебаний. Следовательно необходимо разрабатывать и развивать методики оценки совместного влияния резонансных и случайных колебаний на повреждаемость лопаток компрессора ГТД [2, 3, 7].

Список литературы

1. Бесконтактные измерения колебаний лопаток турбомашин. М.: Машиностроение, 1993. 240 с.
2. Капралов В.М. Методология экспериментальной оценки накопления повреждений многоцикловой усталости, вибропрочности и пределов выносливости лопаток турбомашин. Автореферат, 2010. 35 с.
3. Капралов В.М. Усталость лопаток газовых турбин при случайных колебаниях. Проблемы прочности, 1987. — № 7. С. — 47-50.
4. Нестационарное обтекание и аэроупругие колебания решеток турбомашин. Основные нестационарные аэродинамические и аэроупругие явления в турбомашинах. ЦИАМ, 1969.
5. Хориков А.А. Прогнозирование и диагностика флаттера лопаток осевых компрессоров авиационных ГТД. Труды ЦИАМ, 2002. 351 с.
6. Norton M.P., Karczub D.G. Fundamentals of noise and vibration analysis for engineers. — N.Y.: Cambridge university press, 2003. — 631 p.
7. Tumanov N.V. Fatigue and Crack Kinetics in Aero Engine Fan Blades under Random Vibration. — Fatigue Testing and Analysis under Variable Amplitude Loading Conditions ,2003. — P. 200-214.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МОДАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭЛЕМЕНТОВ ГТД

М. Ш. Нихамкин, ПНИПУ, Пермь, nikhamkin@mail.ru
А.Ю. Головкин, ПНИПУ, Пермь, ad@pstu.ru
И.П. Конев, ПНИПУ, Пермь, ad@pstu.ru

Одной из важнейших задач обеспечения динамической прочности авиационных двигателей является модальный анализ — определение собственных частот, форм и декрементов колебаний деталей.

Разработан комплекс методик экспериментального модального анализа лопаток компрессора и турбины, блисков, трубопроводов, шестерен[1-2]. Разработанные методики опираются на использование трех методов экспериментального модального анализа: трехкомпонентной сканирующей лазерной виброметрии, ударного модального анализа и высокоскоростной цифровой корреляции изображений.

Первый из перечисленных методов реализован в трехкомпонентном сканирующем лазерном виброметре PSV-400-3D с программным обеспечением Polytec. Основное достоинство метода — возможность бесконтактного измерения трех компонент виброскорости в практически неограниченном количестве точек на поверхности детали. Реализованные методики позволяют получать спектры собственных частот в диапазоне до 20 Кгц, соответствующие им собственные формы колебаний в виде полей виброперемещений и компьютерных анимаций, декременты колебаний. Обработка полей виброперемещений при достаточно мелкой сетке сканирования позволяет с помощью модуля Stress&Strain рассчитать соответствующие собственным формам колебаний поля динамических напряжений в таких деталях как, например, лопатки компрессора и турбины.

Метод ударного модального анализа реализуется с помощью виброаппаратуры SCADAS III и модального молотка. Как и сканирующая лазерная виброметрия, он позволяет получать спектры собственных частот, формы и декременты колебаний. В отличие от лазерной вибромерии метод не является бесконтактным, имеет меньшее пространственное разрешение (расстояние между точками сканирования не менее 5 мм) и более узкий частотный диапазон (в пределах 8 -10 КГц).

Метод высокоскоростной цифровой корреляции изображений, также бесконтактный, реализован с помощью аппаратуры и программного обеспечения VIC-3D-HS в сочетании с двумя высокоскоростными видеокамерами PHOTRON-SA5. Метод позволяет получать спектры собственных частот и формы колебаний в виде поля виброперемещений, а также соответствующие им поля динамических деформаций.

Применение трех перечисленных независимых методов экспериментального модального анализа позволяет взаимно верифицировать и дополнять получаемые экспериментальные данные.

В результате проведенных исследований получены экспериментальные данные:

- о спектрах собственных частот, формах колебаний, полях динамических напряжений в лопатках компрессоров и турбин,
- о спектрах собственных частот, формах колебаний в рабочих колесах и блисках компрессоров,
- об эффективности демпфирования колебаний лопаток турбин с помощью межлопаточных демпферов сухого трения [3, 5],
- об эффективности демпфирования колебаний блисков компрессора с помощью кольцевых демпферов [4],

- о спектрах собственных частот, формах колебаний, эффективности демпфирования трубопроводов.
- о спектрах собственных частот, формах колебаний, эффективности демпфирования шестерен

Полученные результаты используются при подготовке натурных испытаний в процессе прочностной доводки ГТД, а также для верификации соответствующих математических моделей.

Список литературы

1. Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Воронов Л.В., Гладкий И.Л., Головкин А.Ю., Болотов Б.П. Собственные частоты и формы колебаний полой лопатки вентилятора ГТД. Авиационная промышленность. 2010. № 3. С. 2-6.
2. Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Воронов Л.В., Сенкевич А.Б., Головкин А.Ю., Болотов Б.П. Методика экспериментального модального анализа лопаток и рабочих колес газотурбинных двигателей. Тяжелое машиностроение. 2010. № 11. С. 2-6.
3. Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Саженков Н.А. Экспериментальная оценка эффективности демпфирования лопаток турбомашин. Тяжелое машиностроение. 2014. № 2-3. С. 25-28.
4. Нихамкин М.Ш., Балакирев А.А., Воронов Л.В. Методика экспериментальной оценки эффективности кольцевых демпферов в блисках ГТД. Вестник СГАУ. 2012. № 2-3. С. 21-26.
5. Нихамкин М.Ш., Саженков Н.А. Методика оценки эффективности межлопаточных фрикционных демпферов в турбинах. Вестник СГАУ. 2012. № 2-3. С. 27-33.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ РАСЧЕТА ПАНЕЛЕЙ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ КОНСТРУКЦИЙ НА СТАТИЧЕСКУЮ И ДИНАМИЧЕСКУЮ ПРОЧНОСТЬ

Н.В. Осадчий, ОАО «НПО» Сатурн», Рыбинск, nikosadchii@yandex.ru
В.Т. Шепель, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, sshepel@yandex.ru

Улучшить акустические характеристики объектов авиационной техники можно за счет использования панелей звукопоглощающих конструкций (ЗПК). Методы прочностных расчетов панелей ЗПК разработаны недостаточно полно [1]. Особенно это касается многослойных панелей, обладающих лучшими акустическими и прочностными характеристиками. Поэтому в данной работе исследованы теоретические модели расчета панелей ЗПК на статическую и динамическую прочность.

Аналитическое исследование поперечного изгиба многослойных панелей основано на решении дифференциальных уравнений поперечного изгиба.

При выводе и решении дифференциальных уравнений использованы следующие гипотезы:

- заполнитель рассматривается как «лёгкий» [2], то есть не оказывающий сопротивления изгибу;
- поперечное обжатие заполнителя в расчётах не учитывается;

- обшивки рассматриваются как пластины, для которых справедлива гипотеза прямой нормали [3].

Из первой гипотезы следует, что касательные напряжения и деформации сдвига по толщине заполнителя распределены равномерно. В этом случае изгибающие и крутящие моменты воспринимаются обшивками панели, а поперечные нагрузки – заполнителем.

Каждый этап исследования прочностных моделей ЗПК начинался с исследования изгиба удлинённых панелей (одномерный случай), расчётную схему которых можно свести к многослойной балке. Получаемые уравнения имеют точные решения, что позволяет оценить влияние различных параметров (геометрических размеров, механических характеристик обшивок, заполнителя и условий закрепления) на напряжённо – деформированное состояние (поперечный прогиб, осевые смещения и напряжения в обшивках и заполнителе, изгибающие моменты, осевые и поперечные силы) при построении более сложных моделей.

При получении дифференциальных уравнений изгиба использованы два подхода. Первый подход [4,5] основан на исследовании равновесия бесконечно малого объёма панели. На его основе с использованием гипотез, связывающих между собой перемещения её элементов для различных условий закрепления, получены и решены системы дифференциальных уравнений [5-8]. Для этого использованы методы Фурье [5] и Леви [6], а также получены приближённые решения на основе метода Бубнова – Галёркина [7] и метода сеток [8, 9]. Применение вышеперечисленных подходов оправдано лишь для трёхслойных панелей с двумя обшивками, имеющими одинаковые параметры (толщина и модуль упругости), разделёнными одним слоем заполнителя, так как с увеличением количества слоёв существенно усложняется вывод дифференциальных уравнений равновесия.

В основе второго подхода, используемого в данной работе, лежит вариационное исчисление (вариационный принцип Эйлера – Лагранжа). Данный подход является более универсальным. Кроме того, использование вариационного исчисления позволяет значительно упростить процедуру получения дифференциальных уравнений. При его использовании дифференциальные уравнения поперечного изгиба составляются по одному и тому же алгоритму для статического и динамического нагружения. Получены аналитические решения для случая, когда пятислойную панель можно представить моделью балки, а также аналитическое решение изгиба трехслойной панели для двухмерного случая.

Кроме статического нагружения в докладе рассмотрен расчёт собственных частот многослойных панелей [10]. Получена система дифференциальных уравнений, решение которой методом сеток, позволило определить собственные частоты и формы колебаний прямоугольной трёхслойной панели.

Решена задача оценки повреждаемости панели ЗПК при ударном воздействии [11]. Математическая модель ударного воздействия построена на основе экспериментальных данных по обстрелу панелей ЗПК шариком льда.

В работе [12] предложена методика получения упругих свойств сотового заполнителя, учитывающая реальную схему экспериментального их определения. В основу положен принцип равенства потенциальной энергии деформации блока сотового заполнителя и равного ему по объему блока из сплошного материала.

Таким образом, в докладе получены аналитические и численные решения для поперечного изгиба панелей звукопоглощающих конструкций, рекомендованы методики оценки их повреждаемости и определения упругих свойств. Предложенные модели можно использовать для расчета на прочность панелей ЗПК и верификацию их конечно–элементных моделей.

Список литературы

1. Н.В.Осадчий, А.А. Сергеев, В.Т.Шепель. Обеспечение сертификационных требований, предъявляемых к корпусу вентилятора ТРДД// Двигатели и энергоустановки аэрокосмических летательных аппаратов. Харьков. ХАИ. 2013. №8/105. С.197-200.
2. Л.М.Куршин. Поперечный изгиб трёхслойных балок. В сб.: Расчёты элементов авиационных конструкций. Трёхслойные пластины и оболочки// Под ред. А.Я. Александрова. М.: Машиностроение, 1985. С. 4 – 62.
3. С.П.Тимошенко, С.Войновский – Кригер. Пластинки и оболочки. М.: Наука, 1966. 635 с.
4. Н.В.Осадчий, В.Т.Шепель. Аналитическое и численное исследование прочностных свойств трёхслойной панели с лёгким заполнителем// Вестник ИрГТУ. Иркутск. №8 (91). 2014. С. 35 – 41.
5. Н.В.Осадчий, В.Т.Шепель. Аналитический и конечно – элементный расчёт прямоугольных трёхслойных панелей на поперечный изгиб// Вестник ИрГТУ. Иркутск № 10 (93). 2014. С. 53 – 59.
6. Н.В.Осадчий, В.Т.Шепель. Аналитическое исследование поперечного изгиба трёхслойной панели с нежёстким заполнителем// Вестник ИрГТУ. Иркутск. № 5(88). 2014. С. 37 – 43.
7. Н.В.Осадчий, В.Т.Шепель. Исследование изгиба прямоугольной пластины приближёнными методами с учётом деформаций сдвига// Вестник ИрГТУ. Иркутск, № 2 (85). 2014. С. 49 – 55.
8. Н.В.Осадчий, В.Т.Шепель. Аналитическое исследование цилиндрического изгиба пластин с учётом деформаций сдвига при различных условиях закрепления их кромок// Вестник ИрГТУ. Иркутск. № 9 (80). 2013. С. 82 – 89.
9. Н.В.Осадчий, В.А.Малышев, В.Т.Шепель. Численное решение задачи изгиба трёхслойной панели с нежёстким заполнителем//Вестник РГАТУ им. П.А.Соловьёва. Рыбинск. № 1 (28). 2014. С. 87-92.
10. Н.В.Осадчий, В.А.Малышев, В.Т.Шепель. Собственные частоты трёхслойной панели с лёгким заполнителем// Вестник ИрГТУ. Иркутск. № 9 (92). 2014. С. 45 – 52.
11. Осадчий Н.В., В.А.Малышев, В.Т.Шепель. Оценка повреждаемости трехслойной панели с сотовым заполнителем при ударном воздействии// Вестник РГАТА им. П.А. Соловьева. Рыбинск. 2014. №3(30). С. 27-30.
12. Н.В.Осадчий, В.Т.Шепель. Оценка механических свойств сотового заполнителя с использованием метода конечных элементов//Вестник РГАТУ им. П.А.Соловьёва. Рыбинск. №1(32). С.129-135.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗГОННЫХ ИСПЫТАНИЙ ДИСКОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КРИТЕРИЕВ РАЗРУШЕНИЯ

Е.Р. Пак, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, karpman@avid.ru
С.И. Бугреева, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, burceva@avid.ru
И.В. Карпман, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, karpman@avid.ru
С.С. Двойников, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, dvoynikov@avid.ru

Диски (рабочие колеса) компрессоров и турбин газотурбинного двигателя (ГТД) относятся к категории основных деталей, разрушение которых может иметь катастрофические последствия для двигателя, а в некоторых случаях и для летательного аппарата в целом.

Обеспечение несущей способности дисков составляет одну из основных задач при проектировании двигателя. Увеличение требований по массе и ресурсу дисков, ужесточение параметров эксплуатации требуют использования новых дисковых сплавов, постоянного развития расчетных и экспериментальных методов обеспечения длительной прочности. Для успешной сертификации двигателя необходимо подтверждение статической прочности и соответствия роторов требованиям Авиационных Правил [1].

В соответствии с п.33.27 Авиационных Правил [1] для каждого ротора вентилятора, компрессора, турбины разработчик должен подтвердить несущую способность ротора при наиболее критических условиях. Допускается испытание одной детали ротора типовой конструкции, обладающей минимальным запасом по частоте вращения. Определение детали ротора с минимальным запасом осуществляется расчетным методом. Расчетный метод должен быть верифицирован по результатам испытаний подобных по конструкции и материалам деталей ротора.

ОАО «Авиадвигатель» имеет успешный многолетний опыт в проведении разгонных испытаний дисков компрессора и турбины двигателей Д-30, ПС-90А, ПС-90А2 из сплавов ВТ8, ЭИ698-ВД, ЭП741НП и др. Однако в перспективе планируется использование новых сплавов (ВТ25У, ВЖ175-ИД, ВВ751П), а также применение новых конструктивных решений – дисков с двумя полотнами, массивного единого диска для двух ступеней компрессора, дисков с отверстиями в полотне.

В связи с этим работы по расчетному моделированию разгонных испытаний имеют большую актуальность.

В настоящей работе выполнено расчетное моделирование процесса разгонных испытаний модельного диска КВД из сплава ВТ25У.

Модель материала, используемая в расчетном анализе, учитывает индивидуальные характеристики, полученные по результатам испытаний образцов, вырезанных из припуска заготовки модельного диска. Расчетная геометрическая модель диска построена по реальным размерам испытуемого диска. Проведены сравнительные расчеты для сектора диска, учитывающего среднее отклонения по окружности, и полного диска, геометрические размеры которого получены по результатам 3D сканирования.

Оценка разрушающей частоты вращения выполнена с применением нескольких методов: на базе расчетов несущей способности по теории предельного равновесия [2], с применением локального энергетического критерия [3] и критерия, основанного на оценке скорости приращения деформации [4]. Проведено сравнение полученных расчетных значений разрушающей частоты вращения с результатами испытаний реального диска.

Результаты работ будут использованы для верификации расчетов по определению несущей способности дисков.

Список литературы

1. Авиационные Правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. МАК, 1994.
2. Гохфельд Д.А. Несущая способность конструкций в условиях теплосмен. — М.: Машиностроение, 1970, — 259 с.
3. Каримбаев К.Д., Серветник А.Н. Численное моделирование разгонных испытаний дисков турбомашин // Вестник двигателестроения. Научно-технический журнал. 2008. №3.- С.130-134.
4. Бирфельд А.А., Волгин А.В. Инженерная методика компьютерного моделирования разгонных испытаний диска компрессора ГТД // Вестник РГАТА. - 2011. №1(19).- С. 39-42.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПАРЫ СУХОГО ТРЕНИЯ РАБОЧАЯ ЛОПАТКА ТУРБИНЫ-ДЕМПФЕР

Н.А. Саженков, ПНИПУ, Пермь, sazhenkov_na@mail.ru
М.Ш. Нихамкин, ПНИПУ, Пермь, nikhamkin_ma@mail.ru
И.П. Конев, ПНИПУ, Пермь
И.В. Семенова, Остравский технический университет, Острава

В работах [1, 2], описываются методики, позволяющие определять динамические характеристики трения необходимые для математического моделирования демпферов в составе рабочих лопаточных колес газотурбинных двигателей. В работе [1] показано, что измерения всего двух параметров: μ - коэффициента трения и k_t - тангенциальной жесткости контакта достаточно для точного воспроизведения экспериментально полученных характеристик поведения исследуемого фрикционного интерфейса.

Спроектированная и изготовленная в рамках настоящей работы экспериментальная установка позволяет измерять эти два параметра с достаточной скоростью и точностью для любых пар исследуемых материалов.

Общий вид экспериментальной установки для определения основных свойств пар сухого трения представлен на Рис.1. Идея эксперимента состоит в возбуждении вертикальных относительных перемещений образцов исследуемых материалов - *1*, сохраняющих контакт в процессе колебаний, под действием нормальной нагрузки *N*, *H*, действующей в горизонтальном направлении и контролируемой с помощью динамометра - *3*. К преимуществам данной методики, можно отнести прямое измерение силы трения F_{mp}, *H* с помощью динамического пьезодатчика силы – *2*.

В ходе экспериментального исследования были получены петли гистерезиса - зависимости силы трения возникающей между пластинками исследуемого материала, от перемещений подвижной пластины при различных величинах моделируемой нормальной нагрузки *N*, *H* (Рис.2). Данные были получены для пар материалов А-А и А-В, где А – жаропрочный никелевый сплав применяемый для изготовления рабочих лопаток турбины газотурбинного двигателя, В – сталь с 40 % содержанием углерода. Также были получены значения коэффициентов трения - μ и величин работы совершаемой силой трения F_{mp}. Коэффициент трения рассчитывался по формуле (1). Из данных представленных на Рис.2 становится ясно, что коэффициент трения μ не имеет какого-то фиксированного значения и постоянно изменяется в ходе колебательного цикла.

$$\mu = \frac{F_{тр}}{N}, \quad (2)$$

где μ - коэффициент трения; F_{mp} – сила трения, *Н*; *N* – нормальная нагрузка, *Н*.

Полученные петли гистерезиса хорошо описывают поведение пары сухого трения в процессе колебательного цикла, и позволяют разделить такой цикл на три условных стадии: залипание, микроскольжение и макроскольжение [1].



Рис.1 – Общий вид экспериментальной установки для определения основных свойств пар сухого трения: 1 – образцы исследуемого материала; 2 – динамический пьезодатчик силы; 3 - статический динамометр; 4 – вибровозбудитель; 5 – подвижный стол

Стадия залипания контакта, может быть использована для определения тангенциальной жесткости фрикционной пары - k_τ, *Н/м* так как в ходе этой стадии все перемещения подвижной поверхности происходят вследствие упругих деформаций в контакте. Как видно из (*Рис. 3*) на протяжении стадии макроскольжения, величина силы трения F_{mp} продолжает расти с момента полного страгивания до момента полной остановки подвижной пластины, поэтому для расчета коэффициента трения μ по формуле (1) использовались значения измеренной силы трения в моменты 1, 2 и 3.

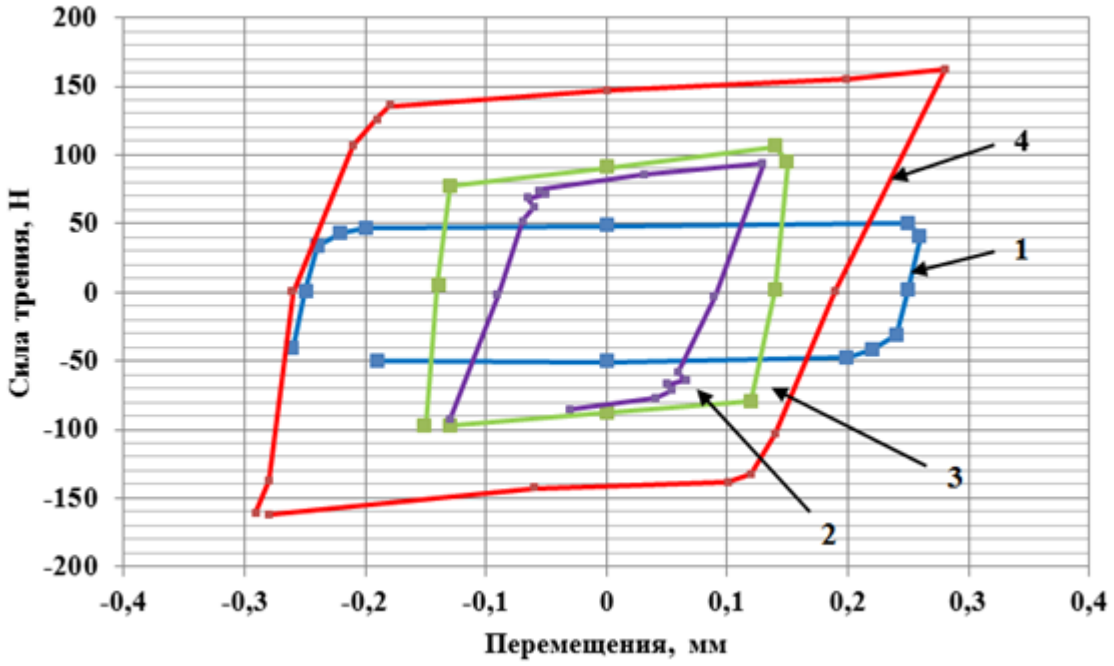


Рис.2 – Петли гистерезиса полученные для нормальных нагрузок N, Н: 1 – 48 Н; 2 – 99 Н; 3 – 116 Н; 4 – 190 Н

К преимуществам разработанной экспериментальной методики следует отнести также возможность оценки работы силы трения, совершаемой за колебательный цикл, которая равна площади фигуры описываемой замкнутым контуром петли гистерезиса в координатах $F_{тр}$ – x (сила трения – перемещения). Это позволяет подобрать неизменяющийся от скорости относительных перемещений $\dot{x}$, *м/с* эффективный коэффициент трения $\mu_{эфф}$ = const обеспечивающий такое же количество совершенной за колебательный цикл работы сил трения, что и реальный $\mu_{реал}=\mu(\dot{x}, N)$.

Полученные значения коэффициентов сухого трения, для пар материалов А-А и А-В, предполагается использовать при верификации математических моделей взаимодействия натурных и модельных рабочих лопаток турбины высокого давления газотурбинных двигателей.

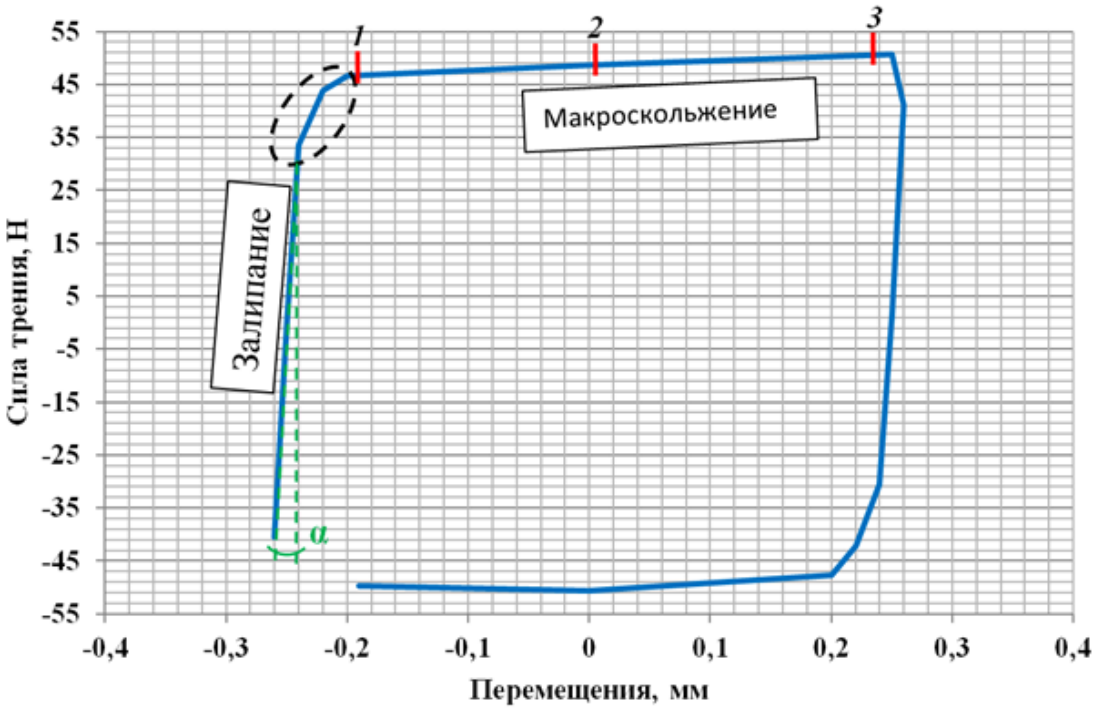


Рис.3 – Петля гистерезиса с описанием основных стадий колебательно цикла

Список литературы

1. Schwingshackl, C.W. , Petrov, E.P. , Ewins, D.J. Validation of test rig measurements and prediction tools for friction interface modeling. Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, GT2010-23274.
2. Шорр Б.Ф., Стадников А.Н., Серебряков Н.Н. Расчетно-экспериментальное определение коэффициента трения при относительном осциллирующем движении деталей – «Двигатель» №4 (76) 2011 г.
3. Nikhamkin, M.Sh., Sazhenkov, N.A., Semenova, I.V., Semenov, S.V. :The basic mechanisms of turbine dummy-blades assembly and dry-friction dampers interaction experimental investigation. Applied Mechanics and Materials Vols. 752-753 (2015) pp 346-350, (2015) Trans Tech Publications, Switzerland doi: 10.4028/www.scientific.net/AMM.752-753.346

ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ СВАРНЫХ ФРАГМЕНТОВ РОТОРОВ КВД С ЦЕЛЬЮ УЛУЧШЕНИЯ ИХ МАССОВЫХ, ПРОЧНОСТНЫХ И ЖЕСТКОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

А.В. Сальников, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, salnikov@ciam.ru

Задача проектирования отдельных дисков и кольцевых замковых соединений роторов компрессоров высокого давления хорошо исследована. Имеется большое количество методов, основанных на использовании одномерных и осесимметричных моделей, которые позволяют проводить прочностное проектирование конструкции кольцевых замковых соединений и дисков КВД как в ручном, так и в автоматическом режиме.

В данной работе рассматривается задача проектирования сварных фрагментов ротора КВД, которые включают в себя два и более диска. В этом случае диски соединяются между собой при помощи специальных перемычек, которые располагаются либо в области обода, либо в области верхней части полотна дисков. Конструкция перемычек также содержит в себе лабиринтные уплотнения.

В процессе работы в местах соединения дисков и перемычек, а также в районе перехода перемычек в лабиринтные уплотнения, могут возникать локальные напряжения высокого уровня, вызываемые наличием концентраторов напряжений и условиями работы конструкции (изгибом из-за различной вытяжки соединяемых дисков и сжатием под действием перепада давлений с правой и левой сторон дисков).

При проектировании роторов необходимо в используемых математических моделях совместно рассматривать диски с перемычками и учитывать помимо центробежных и тепловых нагрузок учитывать давления в полостях рассматриваемого сварного фрагмента ротора КВД и газовые силы, действующие на рабочие колеса.

Варьирование размеров перемычек, расположенных на высоких радиусах, значительно влияет на напряженность ступиц соединяемых дисков. Поэтому, при проектировании сварных фрагментов роторов КВД возникает необходимость использовать математические модели, которые включают в себя диски, перемычки и лабиринтные уплотнения.

В данной работе указанная задача решается методами оптимального проектирования, где в качестве варьируемых параметров используются характерные размеры замкового соединения, дисков и перемычек, а в качестве ограничений прочностные и жесткостные требования к конструкции. Критерием оптимизации является минимизация массы проектируемого сварного фрагмента ротора КВД.

Процесс модификации конструкции, а также её дальнейший прочностной анализ автоматизируются. С этой целью в среде ANSYS разработан автоматизированный шаблон, который на каждой итерации оптимизации по заданным параметрам конструкции создает расчетную осесимметричную конечно-элементную модель проектируемого фрагмента ротора КВД, которая включает в себя замковые соединения (выступ и хвостовик), диски и перемычки и лабиринтные уплотнения между ними. В замковых соединениях моделируются контактные взаимодействия. После создания расчётной модели автоматически проводится анализ статической прочности по местным запасам и запасам по несущей способности, а также циклической долговечности.

Поиск оптимальных по заданным критериям конструктивных решений, которые удовлетворяют поставленным требованиям к прочности и жесткости, проводится при помощи пакета многокритериальной оптимизации IOSO. Полученные на каждой итерации результаты решения анализируются в «оптимизаторе». На основе проведённого анализа IOSO выбирает новые значения параметров оптимизации и запускает следующую

итерацию. Процесс завершается при удовлетворении всех критериев оптимизации с заданной точностью.

Автоматизация процесса оптимизации и анализа прочности позволяет при поиске оптимальных конструкций проанализировать несколько тысяч конфигураций, что значительно повышает качество полученных оптимальных решений.

В работе приведены результаты оптимального проектирования сварного фрагмента типового ротора КВД с использованием предложенного подхода.

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КРАТКОВРЕМЕННОЙ ПРОЧНОСТИ ЗАМКОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ КЕРАМИЧЕСКИХ ЛОПАТОК И МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ДИСКОВ РАБОЧИХ КОЛЁС ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Д.В. Сапронов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sapronov.dmitry@gmail.com
М.А. Мезенцев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mma@ciam.ru
А.Н. Серветник, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, servetnik@ciam.ru
Д.В. Шадрин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, shadrin@ciam.ru
Д.С. Пальчиков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, palchikov@rtc.ciam.ru
А.Ш. Хамидуллин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, khamidullin@rtc.ciam.ru

Как показывает опыт двигателестроительных фирм [1], в том числе ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова [2, 3], наиболее опасными с точки зрения статической прочности зонами в керамической лопатке являются: (1) зона наибольшего растяжения (область перехода от контактной грани к ножке лопатки) и (2) зона контакта с металлическим диском. Для оценки прочности в зоне (1) необходимо создавать базу данных по результатам испытаний на изгиб и растяжение керамических образцов. Для оценки прочности в зоне (2) в работе [4] предложен экспериментальный способ исследования контактного взаимодействия на образцах простой формы [5]. В данной работе проведено экспериментальное исследование на контактных образцах из жаропрочной стали и керамического материала на основе карбида кремния с армированием из алмазных частиц. Разработана специальная система нагрева и оснастка для нагружения образцов. Исследована микрогеометрия образцов в области контакта.

Так же в работе [4] была предложена модельная конструкция, позволяющая в замковом соединении керамических лопаток и металлических дисков рабочих колёс газовых турбин воспроизводить напряжённое состояние, близкое к эксплуатационному в авиационных газотурбинных двигателях [3]. В данной работе проведена раскрутка модельного рабочего колеса с карбидокремниевыми керамическими лопатками. Выполнен анализ полученных результатов (в том числе при помощи численного моделирования). Получен важный опыт, необходимый для дальнейшего исследования керамических материалов в составе высоконагруженных элементов газотурбинных двигателей.

Список литературы

1. Ferber M., Richerson D., Roode M. Ceramic Gas Turbine Component Development and Characterization// New York: ASME PRESS, 2003. 425p.
2. Nozhnitsky Y.A., Fedina Y.A., Rekin A.D. and Petrov N.I. Development and Investigation of Ceramic Parts for Gas Turbine Engines// Proceedings of ASME Turbo Expo. –1997. 97-GT-157.
3. Резник С.В., Сапронов Д.В. Проектирование рабочего колеса газовой турбины с использованием керамических лопаток//Вестник СГАУ.2014. №5(47). С. 222-229.
4. Тезисы конференции молодых специалистов ЦИАМ-2015. Сапронов Д.В. Исследование кратковременной прочности замковых соединений керамических лопаток и металлических дисков рабочих колёс газовых турбин.
5. Резник С.В., Просунцов П.В., Сапронов Д.В. Исследование теплового и механического контакта керамической лопатки и металлического диска в рабочем колесе газовой турбины//Теплофизические основы энергетических технологий: Сб. статей V Всеросс. научн. конф. с междунар. участием (15-17 октября 2014 г. Томск). Томск: Изд-во Томск. политехн. ун-та, 2014. – 325-336.

ОСОБЕННОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ И РАСЧЕТА СВЯЗАННЫХ КОЛЕБАНИЙ МНОГОВАЛЬНЫХ РОТОРОВ ГТД

И.А. Селиванов, ОАО «Кузнецов», Самара, selivanov.i.a@yandex.ru

Одним из ключевых, вопросов обеспечения конкурентоспособности роторных машин является необходимость повышения их производительности при одновременном снижении габаритов, массы и стоимости. Применительно к транспортным, энергетическим и технологическим машинам выполнение этих требований сопровождается ростом частот вращения их роторов, повышением действующих в опорах и передаваемых на корпус сил и амплитуд колебаний. Следствием этого становятся проблемы обеспечения вибрационной устойчивости, прочности и требуемого ресурса изделия.

Вибраций двигателей строго регламентируется и контролируется, а обеспечение допустимого уровня вибрации является одной из важных проблем динамики ГТД с которой приходится сталкиваться на различных этапах жизненного цикла изделия.

Как правило, выделяют три основные причины появления колебаний:

- конструктивные,
- технологические,
- эксплуатационные.

В общем случае, вынужденные изгибные колебания ротора происходят в условиях сложного динамического взаимодействия множества конструктивных элементов двигателя, которые необходимо учитывать при моделировании.

Автором рассмотрены подходы и особенности численного моделирования используемые при исследовании динамики роторной системы, на примере расчетного анализа динамического поведения соосных роторов каскадов высокого и среднего давления трехвального двигателя, связанных между собой межвальным подшипником.

При работе многовального двигателя роторы динамически взаимодействуют между собой через межвальные подшипники и посредством податливых корпусов, вовлекаемых в колебания. Многовальность конструкции не только усложняет динамическую систему, но и приводит к новым особенностям динамического поведения ГТД. Они связаны с одновременным действием нескольких источников возбуждения различными по интенсивности воздействия.

Собственная неуравновешенность любого из роторов вызывает вынужденное прецессирование с частотой его вращения. Как следствие, вынужденные поперченные колебания системы в целом представятся суммой двух, а в случае трехвального двигателя — трех прецессионных движений. Число возможных резонансных режимов в диапазоне рабочих режимов увеличивается из–за одновременного действия нескольких разночастотных возбудителей. Возможность их проявления определяется не только упругоинерционными параметрами системы, но и соотношением частот вращения роторов, поскольку их приведенные моменты инерции зависят от этих соотношений.

УСЛОВИЯ ПЛАСТИЧЕСКОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ И КРИТЕРИИ ПОТЕРИ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ДИСКОВ ГТД, ИЗГОТОВЛЕННЫХ ИЗ ТИТАНОВЫХ И НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ

А.Н. Серветник, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, servetnik@ciam.ru

Диски ГТД являются высоконагруженными деталями сложной формы с интенсивными концентраторами напряжений, работающие в условиях сложного повторно-статического нагружения. Потеря функциональной способности диска или его разрушение может привести к аварийной или катастрофической ситуации. В связи с этим, повышение достоверности методов оценки деформирования и предсказания разрушения дисков является важнейшей задачей как при проектировании, так и при сертификации двигателей [1].

Запасы статической прочности дисков проверяют экспериментально при испытаниях в составе двигателя или на разгонном стенде с воспроизведением близких к наиболее тяжёлым эксплуатационным нагрузкам. В случаях, когда имитация эксплуатационных условий затруднительна, а объект испытаний не имеет наихудшей комбинации механических свойств и допусков на размеры, определяют поправочные коэффициенты приближёнными методами.

Развитие численных методов анализа, в частности метода конечных элементов, открывает возможности повысить достоверность определения поправочных коэффициентов, а также перейти к методам прямого моделирования несущей способности дисков ГТД взамен экспериментальных проверок. В этом случае теория пластического течения является удобным при расчетах инструментом, позволяющим учитывать особенности физической нелинейности материала, сложное нагружение и неодноосное напряжённое состояние [2,3]. Одной из основных проблем моделирования пластических деформаций является выбор параметров поверхности нагружения материала, включающей условие начала пластического деформирования (условие текучести) и условие упрочнения.

В докладе развит метод [4,5], позволяющий проводить квазистатическое моделирование раскрутки диска с учётом развития и роста пластических деформаций, до момента потери его функциональной способности. Преимуществами метода являются 1)

формулирование параметров поверхности нагружения в зависимости от используемого материала диска и 2) обоснованный выбор критерия потери несущей способности.

Экспериментальная проверка заложенных в основу метода допущений выполнена при проведении ряда разгонных испытаний модельных и натурных дисков, изготовленных из титановых и никелевых сплавов. Проведенные исследования позволили подтвердить обоснованность использования гипотез теории пластического течения при оценке несущей способности дисков ГТД.

Список литературы

1. Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. - МАК, 2012.
2. Качанов Л.М. Основы теории пластичности. М., «Наука», 1969. 420с.
3. Термопрочность деталей машин. М., «Машиностроение», 1975. 454с. Авт.: И.А. Биргер, Б.Ф. Шорр, И.В. Демьянушко, Р.Н. Сизова, Р.А. Дульнев.
4. Серветник А.Н. Моделирование несущей способности диска турбины АГТД // Справочник. Инженерный журнал. / 2012. №10. С.44-49.
5. Кузьмин Е.П., Серветник А.Н. Исследование поверхности нагружения материалов дисков газотурбинных двигателей при разгонных испытаниях модельных дисков // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2014. № 5.

АНАЛИЗ ПРИЧИН ВОЗНИКНОВЕНИЯ ДЕФЕКТОВ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ГТД БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ

С.М. Скирта, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, sergey.skirta@npo-saturn.ru
Е.Г. Тихонов, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск
С.М. Пиотух, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск
Ш.А. Пиралишвили, РГАТУ им. П.А. Соловьева, Рыбинск

На объектах российской электроэнергетики эксплуатируются газотурбинные установки (ГТУ) как зарубежного (62%), так и отечественного производства (38%). Однако, в области ГТУ большой мощности существует только одна, пока малоиспользуемая отечественная ГТУ большой мощности и одна лицензионная ГТУ-160 (изготавливается ОАО «Силовые машины» по лицензии компании Siemens). При этом основная часть наукоемкого лицензионного оборудования поставляется зарубежными компаниями, что ставит под угрозу надежность работы станций в определенных политических и экономических ситуациях. Та же ситуация возникает при эксплуатации новых станций на основе импортируемого оборудования. Таким образом, широкое использование покупного зарубежного оборудования ставит под угрозу энергобезопасность страны. В сложившейся ситуации требуется создание новых отечественных ГТУ большой мощности и модернизация имеющихся.

Газотурбинная установка большой мощности разрабатывалась при сотрудничестве РАО «ЕЭС «России», ОАО «НПО «Сатурн», НПП «Машпроект» и представляет собой одновальный агрегат, простого термодинамического цикла для непосредственного привода электрического генератора. Она может работать автономно или использоваться в комбинированном парогазовом цикле. К особенностям конструкции двигателя следует

отнести конструктивные решения свойственные газотурбинным двигателям авиационного и морского назначения, которые были направлены на максимальное снижение веса для обеспечения транспортировки и упрощения монтажа газотурбинной установки.

В статье, на примере ГТД большой мощности, рассмотрены недостатки, выявленные в процессе опытных работ, испытаний, опытно-промышленной эксплуатации и промышленной эксплуатации двигателей. На которые выработаны мероприятия для снижения вероятности возникновения дефекта и поиска решения задачи по определению комплексного критерия оценки работоспособности турбин большой мощности.

За время проведения испытаний выявлен ряд недостатков, которые вполне адекватно вписываются в практику создания высокотехнологичного продукта. В дальнейшем опытно-промышленная эксплуатация и промышленная эксплуатация двигателей выявили один из наиболее существенных дефектов в конструкции турбины – разрушение рабочей лопатки 1 ступени по замковому соединению. По результатам исследований фрагментов разрушившихся лопаток, следует, что разрушение носит усталостный характер, зоной зарождения трещины является галтель над средним (3 случая) или над верхним (3 случая) зубом. В качестве причин возникновения дефекта на этапе анализа рассматривались: касание рабочих лопаток о статор на переходных режимах, влияние зазоров между трактовыми полками, работа на резонансных режимах, температурное состояние замкового соединения, свойства сплава ЧС88У-ВИ.

Проведенные аналитические, расчетные и экспериментально-исследовательские работы по определению причин разрушения рабочих лопаток позволили определить ряд факторов оказывающих влияние на развитие дефекта, таких как:

- касание рабочих лопаток о статорную часть на переходных режимах работы двигателя (подтверждено вибрографированием);
- высокие уровни измеренных напряжений на рабочей лопатке 1 ступени при прохождении резонансных режимов на 40 и 48 гармониках, что соответствует количеству лопаток сопловых аппаратов 1 и 2 ступеней соответственно (результаты тензометрирования);
- длительный запуск двигателя до оборотов «Холостой ход», что увеличивает время нахождения на резонансных режимах;- неравномерное распределение напряжений в замковом соединении, что обусловлено значительной разницей в коэффициенте теплового расширения материалов рабочей лопатки и диска (результаты расчетного анализа в 3D постановке);
- особенности конструкции рабочей лопатки 1 ступени турбины, заложенные при проектировании (массивная жесткая ножка, составляющая до 50% массы лопатки, малая площадь сечения в месте перехода ножки в замок, узкая замковая часть и др.);
- значительные градиенты температур в замковом соединении, из-за низкой температурой кондиционируемого воздуха подводимого на охлаждение рабочей лопатки (результаты теплогидравлических расчетов и верификации по результатам термометрирования);
- высокая термонапряженность трактовой полки и неоптимальная схема охлаждения рабочей лопатки (результаты теплогидравлических расчетов и испытаний рабочих лопаток на «горячем» стенде);
- низкая величина относительного осевого зазора между сопловым аппаратом и рабочей лопаткой 1 ступени (анализ конструкции ГТД большой мощности);
- разрушение происходит в галтели над средним или верхним зубом со стороны входной кромки и спинки (по диагонали острого угла), что соответствует максимальным напряжениям при колебаниях по 2 форме (подтверждено расчетным анализом и эксперименталь-ными работами по снятию полей напряжений на вибродинамическом стенде);

- сплав ЧС88У-ВИ имеет ряд недостатков связанных со структурной нестабильностью (расчеты и исследования, проводимые ведущими институтами).

Анализ результатов расчетно-исследовательских работ позволяет сделать вывод, что основной причиной разрушения рабочей лопатки является накопление повреждаемости при прохождении резонансных режимов во время запуска двигателя, остальные факторы являются сопутствующими и усугубляющими условия работы рабочей лопатки.

По результатам исследовательских работ разработаны мероприятия, направленные на устранение «врожденных» недостатков конструкции и снижение динамического воздействия на рабочую лопатку в целом и зону разрушения в частности.

Список литературы

1. Ольховский, Г.Г. Перспективы использования ГТЭ-110 в тепловой энергетике [Текст] / Г.Г. Ольховский, П.Н. Березинец // Газотурбинные технологии. – 2000. – № 6.
2. Фаворский, О.Н. ГТУ - основа будущей энергетики России [Электронный ресурс] / Режим доступа: http://www.engine.aviaport.ru
3. Фаворский, О.Н. Повышение эффективности энергетики - стратегическая задача государства [Текст] / О.Н. Фаворский // Газотурбинные технологии. – 2000. – № 6.
4. Современные мощные парогазовые установки с КПД 58-60% [Текст] / О.А.Поваров // Новое в российской электроэнергетике. – 2006. – №9.
5. Романов, В.В. ГТД-110 - от проекта к реальности [Текст] / В.В. Романов, В.М. Межибовский // Газотурбинные технологии. – 2000. – № 6.
6. Пат №2548221 Российская Федерация МПК F 01 D Способ доводки рабочего колеса газотурбинного двигателя (ГТД). Скирта С.М., Поткин А.Н., Карпов Ф.В., Немтырева И.А. – опубл. 20.04.2015, Бюл. №11. – 11 с.: ил.
7. Скирта, С.М. Экспериментально-расчетные исследования рабочих лопаток турбины ГТЭ-110 [Текст] / М.Р. Гасуль, М.С. Золотогоров, И.Н. Егоров // Тезисы докладов LXI научно-технической сессии по проблемам газовых турбин парогазовых установок. – Пермь, 2014.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОПЕРАЦИЙ СВЕРХПЛАСТИЧЕСКОЙ ФОРМОВКИ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ

А.П. Худяков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tejoum@ciam.ru
Ю.М. Темис, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tejoum@ciam.ru

Одним из способов снижения массы и улучшения показателей современных авиационных двигателей является использование в их конструкции полых и тонкостенных деталей. Такие детали из-за сложной формы поверхностей, наличия полостей и применения труднообрабатываемых материалов имеют низкие показатели технологичности. Для их изготовления используют методы обработки давлением, в том числе сверхпластическую формовку.

Технологический процесс, включающий в себя операции, использующие сверхпластичность материалов (алюминиевых и труднообрабатываемых титановых сплавов), позволяет получить сложные формы поверхностей, внутренние полости и внутренний силовой набор, прикладывая меньшие деформирующие усилия [1, 2].

Операция сверхпластической формовки имеет некоторые особенности, ограничивающие внедрение и массовое применение в технологических процессах. Одной из основных таких особенностей, влияющих на качество получаемых деталей, является разнотолщинность стенок [3]. Также, возможно отклонение расположения элементов внутреннего силового набора, вызванное особенностью механики процесса формообразования. Не менее важно определить верные параметры работы оборудования, закон подачи давления, влияющие на сверхпластичность.

Уменьшить влияние перечисленных особенностей можно с помощью предварительной подготовки профиля заготовки, путем увеличения ее толщины в зонах с утонением. Для выявления таких зон и требуемых толщин стенок заготовки целесообразно использовать методы математического моделирования и оптимального проектирования. При этом создают твердотельные модели матриц штампов и заготовки, проводят моделирование формообразующих операций и поиск оптимального решения. Параметрами оптимизации являются толщины стенки заготовки в проблемных зонах, а целевой функцией – среднеквадратичное отклонение толщин стенок тонкостенных деталей от требуемой величины после формообразования.

При математическом моделировании операций изотермической штамповки и сверхпластической формовки при изготовлении полой лопатки вентилятора были выявлены параметры заготовки и операций, при которых возможно появление неустранимых дефектов.

На примере полой лопатки вентилятора проведен анализ влияния «технологической наследственности» на ее напряженно деформированное состояние.

Список литературы

1. Serra D. Superplastic forming applications on aero engines. A review of ITP manufacturing processes // 6th EUROSPF Conference, Carcassonne, France, 3-5 September, 2008.
2. Чумаченко Е.Н., Смирнов О.М., Цепин М.А. Сверхпластичность: материалы, теория, технологии. М.: ЛИБРОКОМ, 2009. – 320 с.
3. Зунг Н.С. Моделирование технологических процессов сверхпластической формовки оболочек из двухфазных титановых сплавов // Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Москва, 2014. – 184 с.

СИСТЕМА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ РОТОРОВ ГТД

Д.А. Якушев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tejoum@ciam.ru
Ю.М. Темис, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tejoum@ciam.ru

Системы и средства автоматизированного проектирования широко используют при создании современных газотурбинных двигателей, к которым предъявляют высокие требования надежности, ресурса, жесткости, минимума массы [1-3].

Процесс оптимального проектирования, являющийся составной частью систем автоматизированного проектирования, состоит из последовательных этапов: формирование функции цели, критериев и ограничений; параметризация формы деталей и выбор параметров управления формой; создание расчетной модели; выбор метода оптимизации; решение задачи оптимизации. В задачах проектирования конструкции роторов ГТД наиболее часто используют критерии минимума массы, максимума жесткости, минимума зазоров между ротором и корпусом при удовлетворении ограничений по прочности и технологичности.

Для решения задач оптимального проектирования конструктивных элементов ГТД создан программный комплекс, состоящий из модуля анализа конструкции на основе метода конечных элементов (МКЭ) и модуля оптимизации на основе алгоритма последовательной квадратичной аппроксимации (SQP). Взаимодействие между модулями осуществляет специальная программа, которая последовательно передает управление каждому модулю и контролирует потоки информации между модулями построения геометрической модели, расчета НДС и оптимизации. Программа расчета при изменении параметров проводит обновление геометрической модели и расчет НДС измененной модели, по результатам которого формируется выходной отклик. Управляющая программа по полученному отклику осуществляет расчет функций цели и ограничений, которые передает в процедуру оптимизации. Процедура оптимизации генерирует новые значения параметров на основе заданного алгоритма оптимизации. Управляющая программа модифицирует командный файл на основе измененных параметров, запускает расчет НДС, считывает результаты из файла и далее процесс повторяется до нахождения оптимума. Универсальность комплекса заключается в возможности использования различных программ анализа МКЭ в качестве модуля расчета для оптимизации различных конструктивных элементов.

На примере оптимального проектирования деталей ротора компрессора и вентилятора рассмотрены различные особенности проектирования: постановка задачи оптимизации, создание параметризованных моделей деталей, анализ чувствительности функции цели и ограничений к изменению геометрических параметров, зависимость результатов решения от различных выбранных критериев и ограничений. Рассмотрена задача проектирования дисков и влияние размена температурных градиентов, жесткости и долговечности на минимизацию массы всей конструкции.

Разработанный программный комплекс сокращает время и повышает эффективность проектирования оптимальных деталей ГТД, позволяя на ранних стадиях оценивать соответствие конструкции техническому заданию, управлять её ресурсом и массой.

Список литературы

1. Темис Ю.М., Якушев Д.А. Оптимальное проектирование конструктивных элементов. // Машиностроение. Энциклопедия / Ред. совет: К.В. Фролов и др. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Авиационные двигатели. Кн. 3 / В.А. Скибин, В.И. Солонин, Ю.М. Темис и др.; под ред. В.А. Скибина, Ю.М. Темиса, В.А. Сосунова. – М.: Машиностроение, 2010. – С. 570-579.
2. Темис Ю.М., Якушев Д.А. Оптимальное проектирование конструктивных элементов ГТД // Техника воздушного флота. М.: ЦАГИ, 2009. №1(694). С. 54–64.
3. Темис Ю.М., Якушев Д.А. Оптимизация конструкции деталей и узлов ГТД // Вестник СГАУ им. акад. С.П Королева. 2011. №3 (27). С. 183-188.

СЕКЦИЯ 4В - МАТЕРИАЛЫ (СПЛАВЫ) И ТЕХНОЛОГИЯ

ОПЫТ ВНЕДРЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ»

А.Г. Аксенов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, aksenov@avid.ru
Ю.В. Самусина, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, samusina-yv@avid.ru
Р.Н. Фасхутдинов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, fashutdinov-rn@avid.ru

При создании новой продукции, особенно на этапе ОКР в опытном производстве, для которого характерны варианты исследования, необходимость частых изменений конструкции и, как следствие, постоянной коррекции технологической оснастки для изготовления опытных образцов, проблема быстрого изготовления литейных деталей становится ключевой. В рамках создания газотурбинных двигателей на ОАО «Авиадвигатель» была приобретена установка селективного лазерного спекания, предназначенная для выращивания моделей из полимерных порошков.

На основании опытных и исследовательских работ более всего для литья по выжигаемым моделям подошёл полистирольный порошок. Критичными проблемами для литья при использовании выращенных моделей являются: точность геометрических размеров, шероховатость поверхности, прикрепление модели к литниково-питающей системе, нанесение первого слоя огнеупорного покрытия, вытопка и выжигание моделей из форм, а также засоры при заливке. Все эти вопросы удалось решить. Создание и внедрение технологи заняло несколько лет и, естественно, к методу литья по выплавляемым моделям добавилось ещё и выжигание моделей.

Результаты работ:

- Экономический эффект от внедрения аддитивной технологии литья по выжигаемым моделям за три года на ОАО «Авиадвигатель» составил около 100 млн. рублей.
- Внедрение данной технологии существенно сократило сроки изготовления отливок и обеспечило возможность проектировать сложные детали.
- В 2014 году было изготовлено 200 наименований новых литых деталей. При применении традиционной технологии на проектирование, подготовку производства и изготовление литейной оснастки потребовалось бы примерно 3-4 года.
- Более 90% всех фасонных отливок в ОАО «Авиадвигатель» изготавливаются по технологии литья по выжигаемым моделям.
- Внедрение новой технологии сократило время изготовления фасонных отливок с 40 до 3-6 недель.

Также активно внедряется изготовление металлических деталей методом селективного лазерного сплавления из металлических порошков.

ОАО «Авиадвигатель» совместно с ФГУП «ВИАМ» проводит работу по теме «Исследования и разработка экспериментальных аддитивных технологий для изготовления и ремонта сложнопрофильных деталей газотурбинных двигателей (ГТД) с использованием металлических порошков жаропрочного сплава на основе никеля» в рамках Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям научно-технического комплекса России на 2014-2020 годы». Приоритетное

направление «Транспортные и космические системы». Исследуемые сплавы: ВКНА-1ВР-ВИ, ВЖЛ12У-ВИ, ЖС6К-ВИ, ВЖ159.

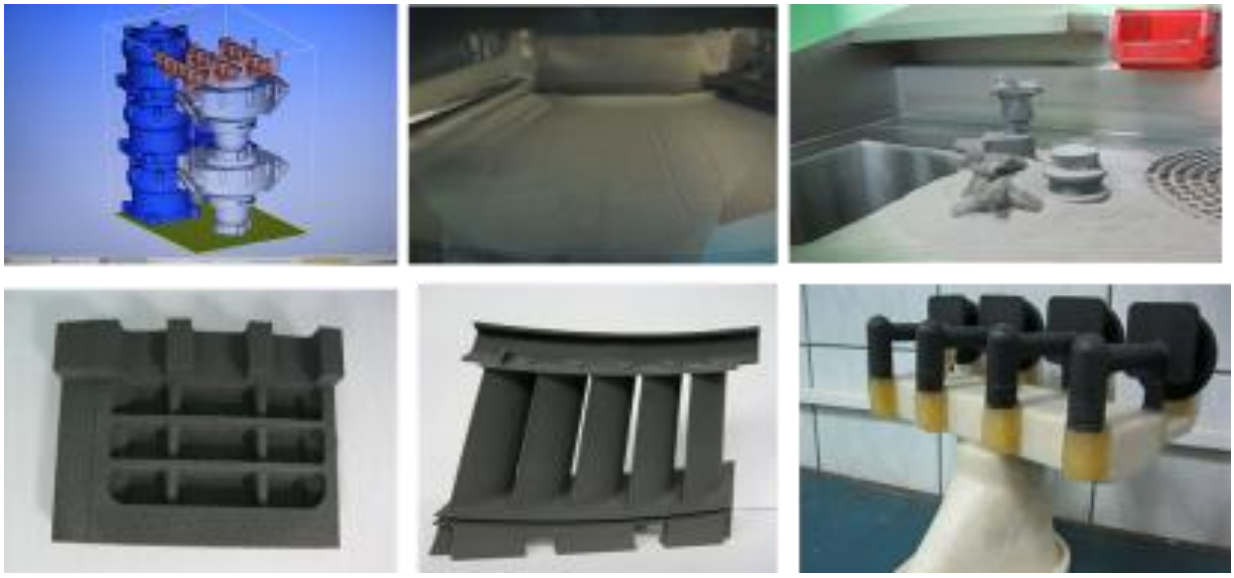


Рис. 1 – Применение аддитивных технологий в литейном производстве

Результаты работ:

- На ОАО «Авиадвигатель» внедрена технология изготовления деталей из порошков PH1 (нержавеющая сталь), Inconel718 (никелевый жаропрочный сплав) и MP1 (сверхпрочный сплав кобальт-хром-молибден).
- Решена ключевая проблема опытного производства, для которого характерны варианты исследования, необходимость частых изменений конструкции и, как следствие, постоянной коррекции технологической оснастки для изготовления опытных образцов.
- Появилась возможность изготовления деталей оптимальной конструкции без учета технологических ограничений (бионическое проектирование).

Проблемы, сдерживающие внедрение аддитивных технологий в России:

- Отсутствует производство порошков из отечественных материалов для аддитивных технологий в объемах, обеспечивающих серийное производство.
- Отсутствие комплексных исследований свойств материалов, изготовленных с помощью аддитивных технологий.
- Отсутствуют квалифицированные специалисты в области аддитивных технологий.
- Отсутствие отечественного оборудования и программного обеспечения.
- Отсутствует опыт по сертификации производства изделий, полученных аддитивными методами.

ФИЗИЧЕСКОЕ И КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВАРКИ ДАВЛЕНИЕМ ОБРАЗЦОВ С РЕЛЬЕФНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ

А.Х. Ахунова, ИПСМ РАН, Уфа, akhunova.a.a@gmail.com
В.А. Валитов, ИПСМ РАН, Уфа
Э.В. Галиева, ИПСМ РАН, Уфа
С.В. Дмитриев, ИПСМ РАН, Уфа

Современные технологии изготовления конструкций, применяемых в авиационном и космическом строении, используют практически все виды сварки. Использование сварных конструкций приводит к экономии металла и к более рациональной форме конструкций, при этом стыки в конструкциях выполняются без вспомогательных элементов, утяжеляющих изделия. Одним из перспективных способов сварки является сварка давлением (СД) в условиях сверхпластичности[1,2].

В данной работе методом конечно-элементного и экспериментального моделирования исследуется влияние формы рельефа на поверхности свариваемого образца из литого интерметаллидного сплава на основе Ni_3Al с жаропрочным никелевым сплавом ЭК61, в котором сформирована ультрамелкозернистая (УМЗ) структура, на протекание пластической деформации в зоне сварки давлением вышеуказанных материалов. Основное внимание уделяется установлению возможности повышения качества ТФС и/ или сокращению времени сварки.

Рассмотрено напряженно-деформированное состояние материала при формировании твердофазного соединения сваркой давлением образцов с различной формой рельефа на поверхности интереметаллидного сплава с монокристаллической структурой с жаропрочным никелевым сплавом, имеющим ультрамелкозернистую (УМЗ) структуру.

Формы рельефа на поверхности интерметаллидного сплава представляли собой форму синусоиды, в виде прямоугольных выступов, в виде треугольных выступов, в виде трапеции с расположенными под углом боковыми гранями, а также с выступами расположенными на различных расстояниях между ними.

Расчетное моделирование позволяет подтвердить сделанные предположения как о локализации пластической деформации в зоне соединения, получаемого сваркой давлением, так и наглядно продемонстрировать наличие застойных зон деформации. Наличие рельефа позволяет локализовать деформацию и избежать возникновения застойной зоны. При этом, установлено, что увеличение расстояния между выступами ведет к образованию застойных зон деформации и, как следствие, ухудшение качества сварки. Форма рельефа влияет на формирование физического контакта, что является необходимым условием при сварке материалов давлением [3]. Предпочтительной формой рельефа является форма синусоиды. При такой форме в зоне соединения создается наиболее благоприятное напряженно-деформированное состояние и достигается физический контакт с последующим формированием качественного твердофазного соединения.

Список литературы

1. Петров, Е.Н. Ячеистые конструкции [Текст]: монография / Е.Н. Петров, В.В. Родионов, Э.Н. Кузьмин, Р.Я. Лутфуллин, Р.В. Сафиуллин. - Снежинск: Изд-во РФЯЦ-ВНИИТФ, 2008. - 176 с.
2. Томас, К. И. Технология сварочного производства [Текст]: учеб. пособие / К. И. Томас, Д. П. Ильященко. – Томск: Изд - во Томского политехнического университета, 2009. – 244 с.
3. Каракозов Э. С. Сварка металлов давлением. М.: Машиностроение, 1986. 280 с.

ОБЪЕДИНЁННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВОЙСТВ КОНСТРУИРУЕМЫХ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ ЛОПАТОК ТУРБИН И ТЕХНОЛОГИИ ИХ ИЗГОТОВЛЕНИЯ

И.Х. Бадамшин, УГАТУ, Уфа, adbadamshin@ugatu.ac.ru

Для нового многокомпонентного жаропрочного сплава с химическим составом, определённым методом регрессионного анализа [1], следующим этапом его формирования является экспериментальное определение служебных свойств.

В этом случае применение разработанной модели [2], учитывающей силы межатомного взаимодействия, позволяет сократить объём экспериментов и длительность проверки свойств нового материала. Кроме того, данная модель, позволяет восполнить нехватку экспериментальных данных.

В настоящей работе используются температурные зависимости предела текучести, модуля упругости и коэффициента теплового расширения жаропрочных сплавов, полученных расчётом [2].

На рис. 1 приведены некоторые результаты расчёта (сплошные линии), а экспериментальные данные, полученные другими авторами [3], обозначены здесь точками. Для жаропрочных сплавов модель позволяет прогнозировать предел текучести при высоких температурах (рис. 1), когда идёт процесс растворения фаз. В этих условиях предел текучести определяется свойствами кристаллической решётки основы сплава.

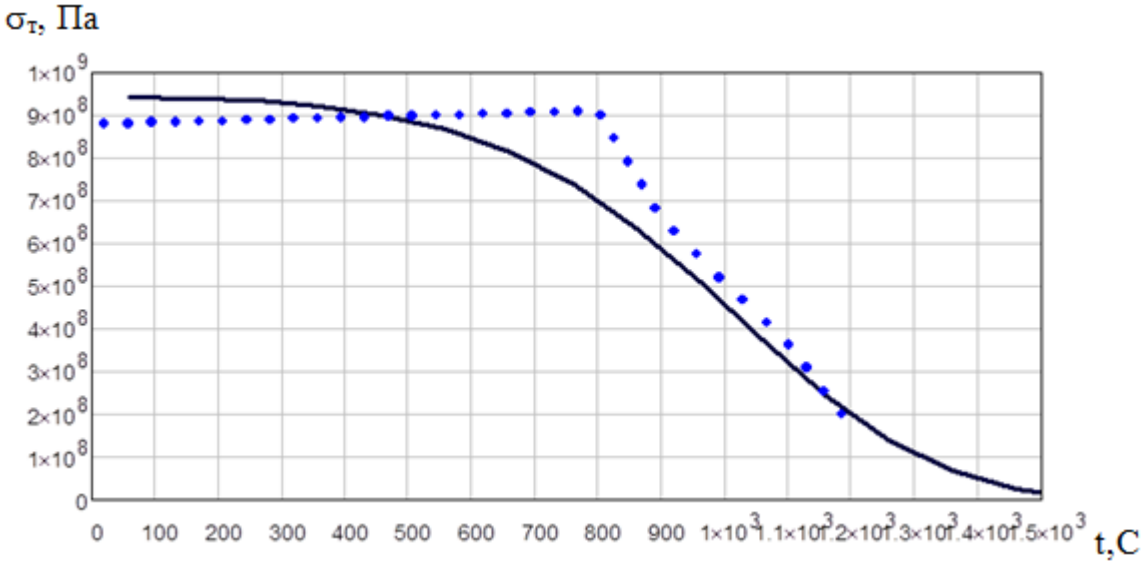


Рис. 1 – Зависимость предела текучести ВКНА-25 от температуры

Известно, что технология изготовления лопатки определяет её служебные свойства. Так, большие скорости охлаждения в высокоградиентных печах приводят к образованию в монокристаллах больших термических напряжений [4]. К дефектам, связанным с режимами роста в высокоградиентных печах, относится растрескивание турбинных лопаток, возникающее, в частности, по возможной причине взаимодействия остаточных напряжений и кислотной среды, имеющейся в технологии её изготовления [4].

При определённых условиях термические напряжения могут превышать предел текучести, что, в свою очередь, ведёт к возникновению остаточных напряжений.

Величина остаточных напряжений зависит от градиента температуры, связанного со скоростью выращивания. С увеличением скорости выращивания монокристаллов величина остаточных напряжений растёт, и при достижении критического значения в монокристаллах могут возникать микротрещины [5].

Возникновение внутренних напряжений может быть связано также со структурными изменениями, происходящими при дисперсионном твердении [6].

Если при образовании монокристалла действуют два разных механизма роста, то на стыке их форм роста возникают устойчивые поля напряжений, связанные с различными коэффициентами теплового расширения. Причём избавиться от таких напряжений с помощью высокотемпературного отжига невозможно, т.к. они определяются строением монокристалла [5].

В этих условиях важно оценить термические напряжения, предел текучести и остаточные напряжения на каждом этапе технологии изготовления лопатки. Это позволит объединить модели свойств материала [2] и технологии изготовления лопатки и, как следствие, влиять на прочность и ресурс лопатки через параметры режима изготовления.

Для решения поставленной задачи необходимо иметь распределение температуры и её изменение с течением времени технологического процесса. В частности, для оценки температурного поля отливки такую задачу технически реализовать сложно. Однако в ВИАМе такая оценка выполнена на образцах [7], что может служить основой для моделирования.

В настоящей работе моделируются недостающие температурные зависимости предела текучести, модуля упругости и коэффициента теплового расширения жаропрочных сплавов, с одной стороны, и температурные напряжения, возникающие в процессе затвердевания отливки с другой. В частности, в первом приближении, расчётные термические напряжения в отливке достигают 657 МПа при градиенте 300 К/см. Причём, в данном «холодном» сечении эти местные напряжения не превышают предела текучести. В дальнейшем необходимо оценить остаточные напряжения по всему объёму лопатки и для всех этапов её изготовления на основе исходных, экспериментально определённых, температурных полей.

Таким образом, объединённое моделирование позволит контролировать технологию изготовления лопатки турбины и её ресурс. Однако для этого адекватность разрабатываемой модели должна быть обеспечена результатами экспериментального определения температуры и остаточных напряжений на каждом этапе изготовления лопатки из нового материала.

Список литературы

1. Каблов Е.Н., Петрушин Н.В. Компьютерный метод конструирования литейных жаропрочных никелевых сплавов // «Литейные жаропрочные сплавы. Эффект С. Т. Кишкина: науч.–техн. сб.; под ред. Е. Н. Каблова. М.: Наука, 2006. С.56-78.
2. Бадамшин И.Х. От четырёх к одному. Силы внутриатомного взаимодействия и прочность материалов. – М.: Изд. дом Академии естествознания, 2014.– 90с.
3. Каблов Е.Н., Оспенникова О.Г., Базылёва О.А. Литейные конструкционные сплавы на основе алюминида никеля / Двигатель, №4, 2010, С. 22-24.
4. Монокристаллы никелевых жаропрочных сплавов /Р.Е. Шалин, И.Л. Светлов, Е.Б. Качанов и др. – М.: Машиностроение, 1997. – 336с.
5. Багдасаров Х.С. Высокотемпературная кристаллизация из расплава. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. – 160с.
6. Тейлор А. Рентгеновская металлография. Пер. с англ., М.: Металлургия, 1965. – 663с.
7. Каблов Е. Н. Литые лопатки газотурбинных двигателей (сплавы, технология, покрытия). - М.: МИСИС, 2001. - 632 с.

ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ СВЕРХЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ: СПЛАВЫ НА ОСНОВЕ ХРОМА

В.Н. Бутрим, ОАО «Композит», Королев, info@kompozit-mv.ru
А.Г. Береснев, ОАО «Композит», Королев
И.М. Разумовский, ОАО «Композит», Королев

Создание нового поколения двигателей и энергетических установок космических аппаратов требует разработки нового класса материалов для длительной эксплуатации (до 100000 часов) в условиях космического пространства при высоких температурах (1250…1800°С) под нагрузкой до 500 МПа.

Сравнение жаропрочности различных материалов с помощью диаграммы Ларсона-Миллера показывает, что характеристики современных материалов далеки от требуемых параметров. Например, монокристаллические лопатки из жаропрочных никелевых сплавов способны работать до температуры 1100°С под нагрузкой 150 МПа в течение 100 часов [1].

Ближе всех подошли к требуемым характеристикам сплавы на основе тугоплавких металлов – вольфрама, молибдена, ниобия, но и они пока еще не соответствуют поставленной задаче.

Дальнейшее развитие жаропрочных и жаростойких сплавов возможно за счет применения сплавов на основе тугоплавких металлов, в частности, сплавов на основе хрома. Температура плавления хрома весьма высока и составляет ~ 1875°С [2], и по этому признаку именно с хрома начинается ряд тугоплавких металлов [3]. Конструкционные сплавы на основе хрома обладают высокой жаростойкостью на воздухе до температур 1200-1300°С [4]. При взаимодействии хрома с окислительной средой образуется плотный оксид Cr_2O_3, имеющий хорошую адгезию с металлом-основой. В отличие от сплавов на основе других тугоплавких металлов (Nb, Ta, Mo и W), хромистые сплавы слабо окисляются как на воздухе, так и в продуктах сгорания топлива.

Главным недостатком многих сплавов на основе хрома, препятствующим их широкому использованию, является низкая пластичность. Температура перехода из пластичного состояния в хрупкое для наиболее пластичных сплавов хрома составляет 130-350°С; при загрязнении N2 (а также O2) она повышается до 500-550°С.

Эффективным способом пластифицирования хромистых сплавов является легирование никелем и перевод структуры в двухфазное состояние, когда наряду с α-твердым раствором на основе хрома (ОЦК) образуется твердый раствор на основе никеля с ГЦК решеткой (пластичная γ -фаза).

Такой подход использован при создании сплава Х65НВФТ (ВХ-4Ш), который применяют для изготовления камер сгорания термокаталитических двигателей коррекции орбиты космических аппаратов, где требуется высокая стойкость к газовой коррозии, а также сопротивляемость износу в диапазоне температур 1130-1300°С. По прочностным свойствам при комнатной температуре сплав практически равноценен деформируемым сплавам на основе никеля: $\sigma_в$= 980-1180 МПа, $\sigma_{0,2}$=750-968 МПа, δ=10-20%, но превосходит их по прочности при высоких температурах: $\sigma_в^{1000\ C}$ = 200-220 МПа, $\sigma_в^{1200\ C}$ =100 МПа. Сплав жаростоек на воздухе до 1200°С: после 100 часов выдержки привес массы составляет 0,7 г/м^2 ч.

В ОАО «Композит» разработана и освоена технология производства прутков диаметром до 30 мм из сплава Х65НВФТ, обеспечивающая получение металлопродукции, требуемого качества. Технология включает процессы вакуумно-индукционной выплавки

слитков, электрошлакового переплава, прессования полуфабриката на гидравлическом прессе, и термической обработки.

Однако, введение в сплавы на основе хрома большого количества никеля приводит к существенному снижению температуры плавления, тем самым резко уменьшая потенциал жаропрочности. Поэтому для разработки нового поколения жаропрочных сплавов необходимо развитие новых представлений, к которым относится предложенная в наших работах [5,6] концепция высокой когезивной прочности матрицы и границ зерен. Полученные результаты можно кратко обобщить в следующей форме: *в сплавах с заданной микроструктурой для повышения жаропрочности в систему легирования необходимо вводить элементы, которые повышают энергию когезии матрицы, а в поликристаллах – повышают когезивную прочность границ зерен*. Для повышения пластичности авторами [7] предложено использовать «малолегирующие добавки», которые ослабляют силы связи атомов на границах раздела.

Для оценки степени влияния легирующих элементов на когезивную прочность хромистых сплавов рассчитывали значение парциальной молярной энергии когезии; силу связи атомов на границе зерен оценивали по величине работы расщепления по границе зерен в сплаве [6,7]. Анализ вычисленных значений свидетельствует, что W укрепляет, а азот ослабляет межатомные силы связи в объеме сплава. Пакет поверхностно-активных добавок, оказывающих сильное влияние на состояние границ зерен, составляют Nb, Hf и Zr. Полученные данные использованы для уточнения химического состава высокотемпературного сплава на основе хрома –увеличение содержания W для упрочнения твердого раствора и модифицирование сплава «малолегирующими добавками», инициирующими пластическую деформацию по «ослабленным» границам раздела.

Создание высокотемпературных материалов влечет за собой необходимость разработки и освоения перспективных технологий и современной исследовательской базы для испытаний свойств материалов применительно к условиям эксплуатации.

ОАО «Композит» осуществляет ряд мероприятий в части оснащения своей металлургической базы установкой вакуумно-индукционной выплавки слитков с холодным тиглем для проведения экспериментальных работ по выплавки сплавов с повышенным содержанием тугоплавких элементов; установками получения порошков (гранул) фракции менее 100 мкм с плазмотроном, обеспечивающим температуру плавления слитка-электрода более 2500^0C; установками селективного лазерного спекания и электронно-лучевого сплавления для изготовления заготовок деталей сложной формы (турбина ТНА, патрубки и т.п.); установкой горячего изостатического прессования с рабочей температурой до 2000°C.

Освоение этих перспективных технологий позволит решать проблемы изготовления заготовок сложных деталей из перспективных жаропрочных сплавов.

Список литературы

1. Каблов Е.Н. Литые лопатки газотурбинных двигателей.- М., МИСиС, 2001. - 632с
2. Савицкий Е.М., Бурханов Г.С. Металловедение сплавов тугоплавких и редких металлов. М., Наука, 1971. - 356с.
3. Колачев Б.А., Елагин В.И., Ливанов В.А. Металловедение и термическая обработка цветных металлов и сплавов. М., МИСиС, 2005. - 432с.
4. Материалы в машиностроении. Выбор и применение. Справочник, т.3. Специальные стали и сплавы, М., 1968.- 448с.
5. Разумовский В.И., Береснев А.Г., Разумовский И.М., Бутрим В.Н., Логачева А.И. Исследование влияния химического состава на свойства жаропрочных

никелевых сплавов методами электронной теории // Конструкции из композиционных материалов. 2011, №4, с. 71-76.
6. Razumovskiy V.I., Lozovoi A.Y., Razumovskii I.M.. First-principles-aided design of a new Ni-base superalloy: Influence of transition metal alloying elements on grain boundary and bulk cohesion // Acta Materialia, 2015, v. 82, p.369-377.
7. Butrim V.N., Razumovskii I.M., Beresnev A.G., Kartsev A., Razumovskiy V.I., Trushnikova A.S. Effect of alloying elements and impuritiy (N) on bulk and grain boundary cohesion in Cr-base alloys.- The 4th International Conference on Manufacturing Engineering and Process. April 13-14, Paris France, ICMEP 2015.- Advanced Materials Research, 2015, Vol. 1119.

ВЛИЯНИЕ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СВАРКИ ДАВЛЕНИЕМ НА СТРУКТУРУ И СВОЙСТВА ТВЕРДОФАЗНЫХ СОЕДИНЕНИЙ ИНТЕРМЕТАЛЛИДНЫХ СПЛАВОВ НА ОСНОВЕ NI_3AL С ЖАРОПРОЧНЫМ СПЛАВОМ ЭП975

В.А. Валитов, ИПСМ РАН, Уфа, valitov_va@imsp.ru
О.А. Базылева, ФГУП «ВИАМ», Москва, lab3@viam.ru
К.Б. Поварова, ИМЕТ РАН им. А.А. Байкова, Москва, drozdov@imet.ac.ru
С.В. Овсепян, ФГУП «ВИАМ», Москва, lab3@viam.ru
А.А. Дроздов, ИМЕТ РАН им. А.А. Байкова, Москва, drozdov@imet.ac.ru
Э.В. Галиева, ИПСМ РАН, Уфа, valitov_va@imsp.ru

Работа* направлена на получение высокоработоспособных целиковых узлов газотурбинных авиационных двигателей - дисков с лопатками (блисков) с целью исключения тяжелых замковых соединений и снижения массы узлов при одновременном повышении их надежности. Выбранные материалы лопаток - интерметаллидные (ИМ) γ′+γ сплавы на основе γ′-(Ni_3Al) фазы типа ВКНА, и дисков - высоколегированный Ni сплав ЭП975, имеют близкие температуры начала плавления (~1340 и ~1300ºС).

Разработана методика получения твердофазных соединений (ТФС) из разнородных жаропрочных никелевых сплавов путём высокотемпературной (1100-1250^{o}C) сварки давлением в вакууме на основе использования эффекта сверхпластичности (СП) и деформирующая оснастка для ее осуществления (Рис.1). Получены твердофазные соединения (ТФС) «ВКНА // ЭП975» при гомологических температурах 0,86-0,91 $T_{пл}$ (К).



а *б* *в*

Рис. 1 – Общий вид УВСД-1 (а), вакуумной системы, расположенной за испытательной машиной Shenck Trebel типа RMS100 (б), образцов в контейнере до и после сварки давлением (в)

Принципиальные различия в строении ТФС и структуре примыкающих участков соединяемых сплавов (рис. 2) определяются интенсивностью развития диффузионных процессов при гомологических температурах в ИМ монокристаллах с термически стабильной структурой и деформируемом Ni сплаве с ультрамелкозернистой дуплексной ($\gamma + \gamma'$) структурой.

Установлено, что структура монокристаллов ИМ сплавов принципиально не изменяется ни в процессе твердофазной сварки при 1125-1200ºС (ε=8-9 %), ни при деформации сжатием при 1125-1200ºС (ε=8-9 %), ни при последующем отжиге при 1200ºС. Сохраняется монокристаллическая структура, следы пластической макродеформации отсутствуют, наблюдается небольшое увеличение размера структурных составляющих в $\gamma'+\gamma$ дендритах. Рост γ-зерен и уменьшение объемной доли γ'-фазы в дисковом сплаве ЭП975 в процессе твердофазной сварки и последующего отжига приводят к формированию крупнозернистой структуры, обеспечивающей высокие характеристики жаропрочности дискового сплава. Получение ТФС в указанных режимах не приводит к структурным изменениям, которые могли бы ухудшить жаропрочность обоих сплавов.

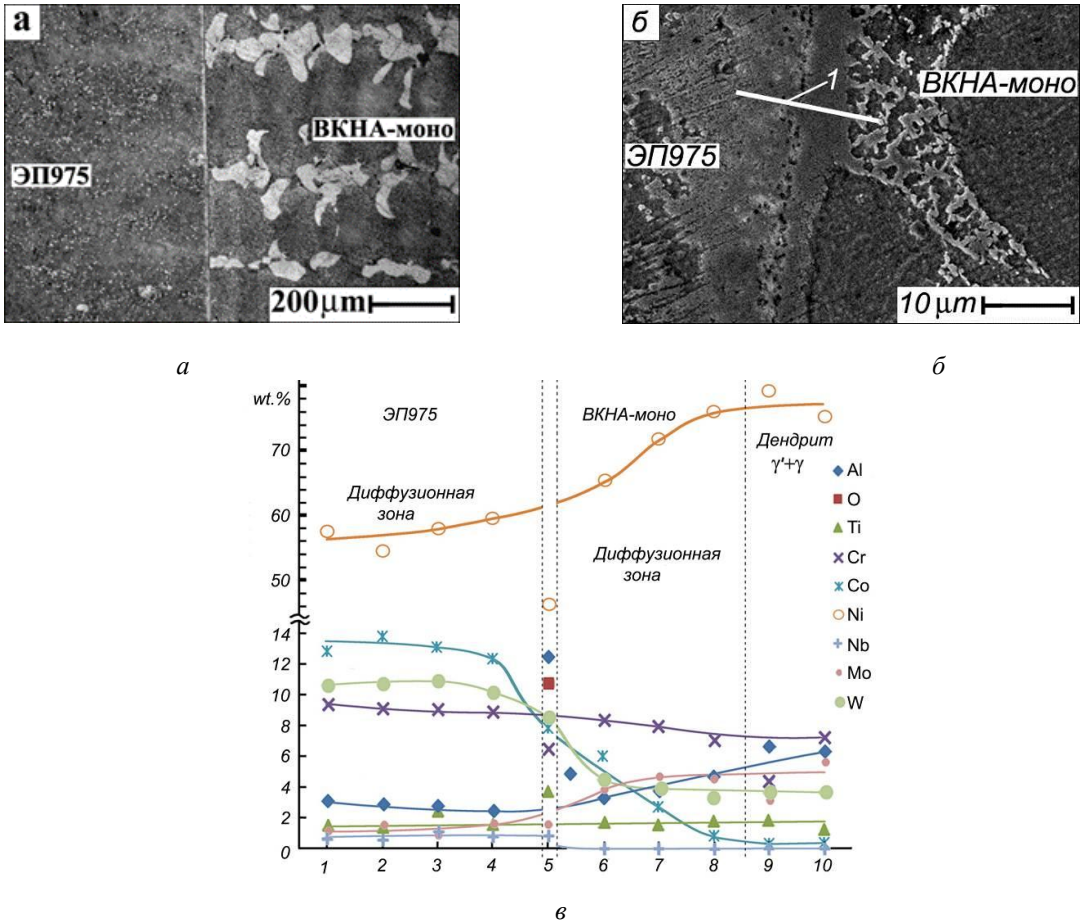


Рис. 2 – Характерные микроструктуры ТФС пар (а) ВКНА-4У//ЭК61, (б) ВКНА-4У//ЭП975 и распределение элементов в ТФС по линии 1 (в), показанной на рис. 2. (1 – линия проведения микрорентгеноспектрального анализа)

Показано, что строение и свойства материала ТФС определяются диффузионными потоками на границе раздела двух сплавов: Co, Cr, Co, W, Nb из дискового Ni сплава в лопаточный ИМ сплав и Ni в дисковый сплав. Диффузия W и Nb в ИМ сплав, Mo и Al в Ni сплав затруднена. На границе раздела образуется высоколегированный γ-твердый раствор на основе Ni переменного состава (обогащен Al со стороны ИМ сплава, более широкий со стороны Ni сплава). Прочность на растяжение при комнатной температуре сварного соединения по плоской поверхности колеблется в 0,42-0,67 от прочности соединяемых высокопрочных сплавов.

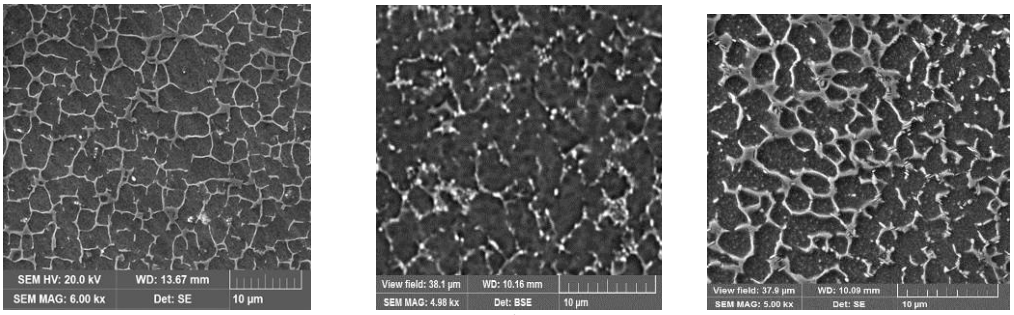
*Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ №13-08-12200

ВЛИЯНИЕ ДЕФОРМАЦИИ И ОТЖИГА НА МИКРОСТРУКТУРУ И МИКРОТВЕРДОСТЬ ИНТЕРЕМЕТАЛЛИДНЫХ СПЛАВОВ НА ОСНОВЕ NI3AL

Э.В. Галиева, ИПСМ РАН, Уфа, Galieva_Elvina_V@mail.ru
Э.Г. Аргинбаева, ФГУП «ВИАМ», Москва
А.А. Дроздов, ИМЕТ им. А.А. Байкова РАН, Москва
М.Ю. Жигалова, УГАТУ, Уфа

Сплавы типа ВКНА являются перспективными материалами для изготовления лопаток в комбинированной детали типа «блиск», представляющей собой неразъемное соединение диска с лопатками [1]. Одним из перспективных методов получения неразъемных соединений является сварка давлением. При сварке давлением в интерметаллидном материале с монокристаллической структурой возможно развитие пластической деформации, что может привести к изменениям морфологии упрочняющей фазы и соответственно к изменениям свойств [1]. В связи с этим, актуальной задачей является анализ влияния высокотемпературной деформации на структуру и свойства жаропрочных сплавов на основе Ni_3Al с монокристаллической структурой.

На основании проведенных исследований обнаружено, что в структуре исследуемых сплавов в результате высокотемпературной деформации происходит локальный разрыв прослоек γ-фазы (Рис. 1). Наблюдается частичное растворение вторичных выделений γ′-фазы по сравнению с исходным состоянием. Установлено, что высокотемпературный отжиг приводит к увеличению расстояния между прослойками γ-фазы на 7,6% и 17,0% в сплавах ВКНА-4У и ВКНА-25 соответственно. Обнаружено, что деформация приводит к повышению значений микротвердости исследуемых сплавов. С увеличением температуры деформации до 1200°С наблюдается снижение значений микротвердости, что, вероятно, связано с началом растворения и коагуляции γ′-фазы. Установлено, что высокотемпературный отжиг приводит к небольшому снижению значений микротвердости в славе ВКНА-25 на 3,8% и 11,5% в центральной области и на периферии осаженной заготовки соответственно, что вероятно связано с процессами растворения, коагуляции γ′-фазы и уменьшением стабильности γ-твердого раствора, а также процессами релаксации напряжений.



а *б* *в*

Рис. 1 – Микроструктура сплава ВКНА-4У а – Исходное состояние; б – после деформации при температуре 1150˚С; в – Деформация (8%, 1150˚С) + отжиг (1200˚С, 1 час)

Список литературы

1. К.Б. Поварова, В.А. Валитов, С.В. Овсепян, А.А. Дроздов, О.А. Базылева, Э.В. Валитова. Изучение свойств и выбор сплавов для дисков с лопатками («Блисков») и способа их соединения // «Металлы». 2014. №5. С. 61-70.

ВЛИЯНИЕ ДЕФОРМАЦИИ И ОТЖИГА НА МИКРОСТРУКТУРУ И ПРОЧНОСТЬ ТВЕРДОФАЗНЫХ СОЕДИНЕНИЙ НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА ЭП975 С ИНТЕРМЕТАЛЛИДНЫМИ СПЛАВАМИ ТИПА ВКНА

Э.В. Галиева, ИПСМ РАН, Уфа, Galieva_Elvina_V@mail.ru
Р.Я. Лутфуллин, ИПСМ РАН, Уфа
В.А. Валитов, ИПСМ РАН, Уфа
А.А. Дроздов, ИМЕТ им. А.А. Байкова РАН, Москва
Э.Г. Аргинбаева, ФГУП «ВИАМ», Москва
Л.М. Мухомедьянова, УГАТУ, Уфа

Повышение рабочих характеристик газотурбинного двигателя (ГТД) - сложная конструкторская, технологическая и материаловедческая задача [1]. Аспектами этой задачи являются необходимость снижения массы элементов конструкции, повышение рабочих температур на выходе камеры сгорания, использование материалов, обладающих повышенным уровнем жаростойкости и жаропрочности [1,2]. Один из элементов конструкции - блиск турбины - элемент турбины двигателя, включающий диск и лопатки. Снижение массы блиска возможно путем устранения механического соединения лопатка-диск [2]. Однако, в условиях работы турбины необходимо, чтобы лопатки обладали повышенной жаропрочностью и жаростойкостью. Такими свойствами обладают лопатки, изготовленные из литейных монокристаллических интерметаллидных никелевых сплавов. Диски турбины изготавливают из деформируемых никелевых сплавов [3]. Ввиду этого, целью настоящей работы явилось изучение термической стабильности и прочности твердофазного соединения, полученного в результате сварки давлением.

По результатам выполненных работ показано, что методом сварки давлением в условиях сверхпластичности деформируемого сплава ЭП975 могут быть получены ТФС этого сплава с литейными сплавами типа ВКНА. Установлено, что в зоне ТФС в сочетаниях разнородных никелевых сплавов ВКНА-4У+ЭП975 и ВКНА-1В+ЭП975 наблюдается образование переходных диффузионных слоев толщиной 5-7 мкм. После отжига наблюдается увеличение толщины диффузионного слоя в 2 раза. В области сплава ЭП975 после сварки давлением сохраняется структура типа «микродуплекс». После отжига наблюдается рост зерен γ-фазы в 5 раз и растворение γ'– фазы. Значения микротвердости в зоне ТФС являются средними между значениями в зоне ЭП975 и ВКНА-4У, ВКНА-1В. Наблюдается снижение микротвердости после отжига на 8%. Обнаружено, что разрушение сварных образцов идет по линии соединения. Поверхности разрушения как со стороны сплава ЭП975, так и интерметаллидного сплава типа ВКНА имеют ямочный рельеф, что свидетельствует о вязком типе разрушения.

Список литературы

1. К.Б. Поварова, В.А. Валитов, С.В. Овсепян, А.А. Дроздов, О.А. Базылева, Э.В. Валитова. Изучение свойств и выбор сплавов для дисков с лопатками («Блисков») и способа их соединения // «Металлы», 2014. – №5. С. 61…70.
2. Каблов Е. Н., Базылева О. А., Воронцов М. А. Новая основа для создания литейных высокотемпературных жаропрочных сплавов// Металловедение и термическая обработка металлов. − 2006. − №8. − С.21−25.
3. Л.А. Магеррамова Применение биметаллических блисков, изготавливаемых методом ГИП из гранулируемых и литейных никелевых суперсплавов, для увеличения надежности и ресурса газовых турбин// «Вестник УГАТУ». 2011. №4. С.33-38.

ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДДЕРЖКА СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА ИЗДЕЛИЙ, ПОЛУЧЕННЫХ МЕТОДОМ СВЕРХПЛАСТИЧЕСКОЙ СВАРКИ ДАВЛЕНИЕМ

А.К. Галимов, УГАТУ, Уфа, lutram@anrb.ru
А.Г. Тюрганов, УГАТУ, Уфа, amirtab@mail.ru
Г.Р. Хабирьянова, УГАТУ, Уфа
Р.Я. Лутфуллин, УГАТУ, Уфа

Задача внедрения технологий совмещенной сварки давлением и пневмоформовки в состоянии сверхпластичности [1] для изготовления различных элементов многослойных конструкций обладает рядом особенностей, которые необходимо учитывать для построения эффективной информационно-управляющей системы. Принятие управленческих решений должно соответствовать принципам разделения полномочий и ответственности в общих и специализированных системах менеджмента качества (стандарты серии ISO-9000, AS-9100) и принципов организационного обеспечения непрерывного интерактивного процесса контроля в системах обеспечения надежности (стандарты ISO 9000-4/IEC). Необходимо обеспечить возможность изменения и корректировки задач текущей деятельности. Сложность рассматриваемых технологических процессов требует интеграции в компьютерную модель предприятия библиотеки технологических операций и соответствующих им моделей физических явлений.

Указанный подход может быть реализован на принципах процессного управления с использованием метода операционных продукций [2,3], представляющая собой набор продукционных правил. В общем виде продукционные правила представляются как кортеж:

$$PR = <N, S, P^{in}, F, P^{out}>$$

где N – имя или номер правила; S – сфера применения правила; P^{in} – предусловие, предикат, определяющий истинность данного правила; F – ядро продукции; выражение одного или несколько функций, действий, P^{out} – постусловие продукции; является двоичным или многозначным предикатом и описывает результат действия продукции. Постусловие актуализируется только после того, как ядро продукции реализовалось.

Продукция интерпретируются следующим образом:

«Если истинно P^{in}, то выполняется действие F, постусловие P^{out} - истинно либо ложно» (для двузначного предиката постусловия).

Продукция может описывать одно или несколько действий. Присутствие более одного действия в продукции отражает одновременную передачу управления этим действиям (с помощью специальных управляющих структур) при истинности предусловия продукции. В этом случае, каждое действие имеет свое постусловие. Постусловие P^{out} отражает правильность результатов продукции и используется для ее контроля по выходу.

Такой подход позволяет задавать различные комбинации работы активных субъектов (параллельно, последовательно), изменять правила функционирования самого технологического процесса с целью адаптации к изменениям внешней и внутренней среды. Это обеспечивает систему управления производством комплексной информационной поддержкой принятия решений на всех его этапах, включая этап целеполагания, генерацию технических требований, технических заданий и проектирования изделия с учетом уровня технологических ресурсов.

Изложенный подход позволяет корректно построить единое информационное пространство предприятия с интеграцией используемых в ней программных и информационных ресурсов, с согласованием, актуализацией и обеспечением целостности и конфиденциальности корпоративных данных.

Список литературы

1. Кайбышев О. А., Круглов А. А., Лутфуллин Р. Я., Герасименко С. Н., Мухаметрахимов М. Х., Изготовление равнопрочных сферических сосудов с использованием сверхпластической деформации. Проблемы машиностроения и надежности машин. 2005 №6 с. 94-97
2. Тюрганов А.Г. “Семантические преобразования классических проектных моделей информационных систем”. Сборник научных трудов VII национальной научно-техн. конференции РАИИ с межд. участием "КИИ-2000" 24-27 октября 2000г.- Переславль-Залесский, 2000.- Т. 2, С. 686-693
3. Лутфуллин Р.Я., Тюрганов А. Г., Галимов А. К. Моделирование процесса сварки давлением кромок пакета листовых заготовок. “Автоматизация и современные технологии”. - №6, 2007. – с. 3-7

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗБРОСА ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ ВАЛОВ ИЗ МАТЕРИАЛА ЭП517-Ш

И.Л. Гладкий, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, gladky@avid.ru
С.В. Санчелова, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
М.В. Морозова, ОАО «Авиадвигатель», Пермь

В настоящее время продолжаются работы по увеличению ресурсных показателей основных деталей двигателя ПС-90А. Данные работы связаны как с продолжением испытаний деталей на стендах, для увеличения циклического ресурса, так и с анализом ранее выполненных испытаний, выполняющимся с целью верификации математических моделей повреждаемости деталей и определения разброса характеристик долговечности.

Проанализированы результаты эквивалентно-циклических испытания валов, выполненных из материала 15Х12Н2МВФАБ-Ш (ЭП517-Ш) на установке испытания валов УИВ ОАО «Авиадвигатель», по результатам которых на валах были обнаружены

трещины. Анализировались испытания трех исполнений вала ТНД (два исполнения «короткого» вала и одно исполнение «длинного» вала) проведенные с 1989 по 1997 год.

Проведены расчеты напряженно-деформированного состояния (НДС) валов в трехмерной постановке для условий проведения испытаний. Для каждой из исследуемых зон определен размах деформации валов в испытательных циклах двумя способами:

- по упругому расчету НДС и определению пластической деформации с помощью соотношения Нэйбера;
- по упруго-пластическому расчету НДС с использованием экспериментально определенных на образцах кривых деформирования материала ЭП517-Ш.

С помощью данных о размахах деформаций в циклах и о наработках валов до образования трещины, построены кривые малоцикловой усталости (МЦУ) натурных валов и определен разброс характеристик МЦУ натурных валов.

Разброс характеристик малоцикловой усталости валов по результатам испытаний составляет σ_{lgN} = 0,081 (расчет в предположении упругого поведения материала и Нэйберизации) и σ_{lgN} = 0,085 (расчет с учетом упруго-пластических свойств материала).

Полученный по результатам эксперимента разброс характеристик малоцикловой усталости валов из материала ЭП517-Ш меньше общепринятого в предположении шестикратного разброса экспериментальных данных по усталости σ_{lgN} = 0,13 [1], что дает повод для снижения коэффициентов запаса $K_N^{ср}$, используемого при определении назначенного ресурса по результатам эквивалентно-циклических испытаний деталей $(N_H)^{ЭЦИ}$. Например, если все испытания валов из ЭП517-Ш, по которым устанавливается ресурс, являются испытаниями с усталостным повреждением, а количество испытаний два, то коэффициент запаса $K_N^{ср}=3{,}46^{0{,}085/0{,}13}$ = 2,25. То есть потенциально, по результатам подобных испытаний валу из материала ЭП-517Ш можно назначить ресурс на 35% больше, чем в предположении σ_{lgN} = 0,13.

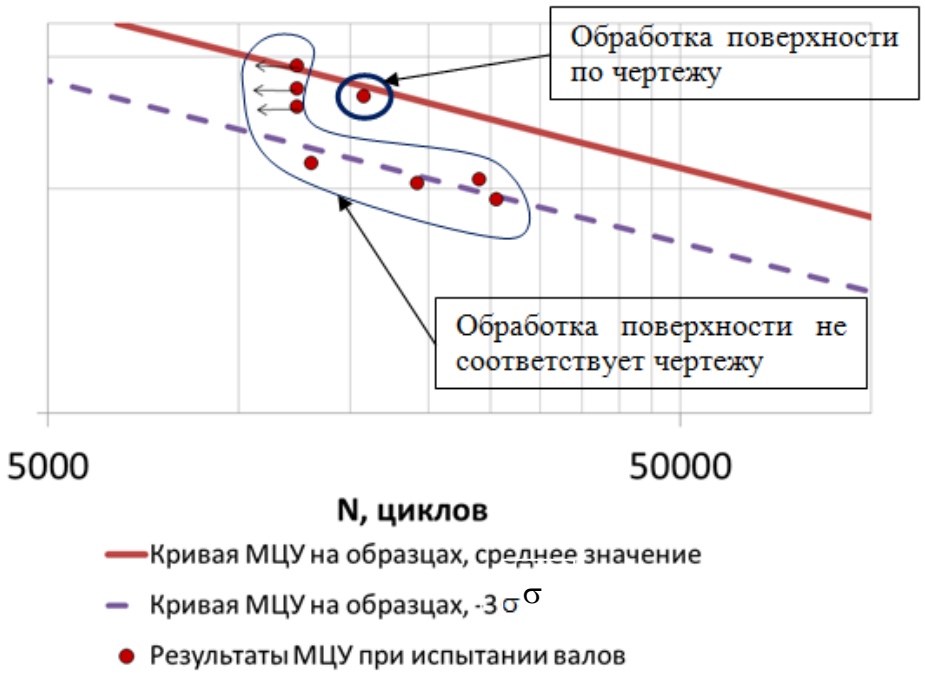


Рис. 2 – Характеристики МЦУ материала ЭП517-Ш полученные на образцах и натурных деталях

Необходимо отметить, испытания валов проходили в 90-х годах прошлого века и некоторые валы испытывались с состоянием поверхности концентраторов, не соответствующим чертежу: шероховатость поверхности R_a = 3,9…5,0 вместо R_a = 2,5 по чертежу. Как ожидалось, долговечность на этих испытаниях должна была быть ниже, чем прогнозируемая по кривым МЦУ, полученным на образцах с хорошей обработкой

поверхности в лаборатории ОАО «Авиадвигатель». На рисунке 1 виден этот эффект – испытания валов с шероховатостью поверхности, не соответствующей чертежу сгруппировались у нижней границы доверительного интервала с учетом вероятности (-3σ), в то время, как испытание с состоянием поверхности, соответствующим чертежу лежит вблизи средних значений долговечности.

Точки по результатам испытаний валов (рисунок 1), помеченные стрелочками влево, отличаются от остальных тем, что на данных испытаниях трещины были обнаружены после первого продолжительного этапа испытаний. Таким образом, определить реальную наработку до возникновения дефекта на этих испытаниях можно только обратным расчетом скорости роста трещины. Соответствующим точкам на рисунке 1 соответствует длительности всего первого этапа испытаний.

Список литературы

1. A.D. Boyd-Lee, G.F. Harrison. The Development of Life Extension Methods for Fractures Critical Aero-Engine Components.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛО-МАССО-ПЕРЕНОСА ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ИЗ ПОРОШКОВЫХ ЖАРОПРОЧНЫХ И ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ НА ОСНОВЕ ГИП КРУПНОГАБАРИТНЫХ ДЕТАЛЕЙ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ, БЛИЗКИХ ПО ФОРМЕ К ОКОНЧАТЕЛЬНОЙ

В.А. Головешкин, МИРЭА, ИПРИМ РАН, Москва, nikshevolog@yandex.ru
А.В. Бочков, МИРЭА, Москва, andrey.bochkov@gmail.com
Ю.М. Козырев, МИРЭА, Москва, gmile88@mail.ru
А.В. Пономарев, МИРЭА, Москва, avpon@yandex.ru
Е.И. Хомяков, LNT PM, USA, ekhomyakov51@gmail.com

Современное производство предъявляет высокие требования к эксплуатационным характеристикам изделий: прочность, способность работать в агрессивных средах и другим. Методы порошковой металлургии позволяют изготовить изделия, удовлетворяющие данным требованиям. Одним из методов порошковой металлургии является горячее изостатическое прессование (ГИП), основанное на компактировании порошкового материала под воздействием высоких давлений и температур. Последующая обработка этих изделий затруднена, а иногда и невозможна в силу их специфики. Задачей математического моделирования процесса ГИП является проектирование начальной формы капсулы таким образом, чтобы конечное изделие как можно более точно удовлетворяло требуемой геометрии. Однако процессу соответствует значительное изменение объема, а значит, и большие деформации. Известна трудность построения определяющих соотношений, описывающих поведение материала при больших деформациях с нужной степенью точности.

Реальный процесс налаживания производства изделий порошковой металлургии состоит в экспериментальных итерациях, когда после каждой попытки вносятся уточнения в форму капсулы или саму модель. При этом нормальным считается две-три предварительные попытки. Очень важно уже на первой итерации получить близкое значение конечной формы. Математическая модель процесса ГИП должна давать

удовлетворительное первое приближение, правильно учитывать зависимость конечной формы от параметров задачи и позволять вносить необходимые изменения.

Для математического описания поведения порошкового материала в процессе ГИП используется эллиптическое условие текучести [1-2]. В последнее время появились газостаты, которые позволяют производить изделия больших геометрических размеров. В этих условиях для адекватного описания их поведения важным является учет влияния неоднородного нестационарного температурного поля.

Качественно суть проблемы можно изложить следующим образом. Особенностью деформации порошковых материалов является существенная зависимость коэффициента теплопроводности от плотности, а предела текучести от температуры. Коэффициент теплопроводности при изменении относительной плотности ρ от начальной $\rho = \rho_0$ ($\rho_0 \approx 0,6$) до конечной $\rho = 1$ меняется примерно на 2 порядка. Предел текучести для монолита порошкового материала также меняется на порядок в интервале температур от 20° до 1000°, который характерен для процесса ГИП

Особенности поведения порошкового материала в условиях неоднородного нестационарного температурного поля были впервые отмечены в работе [3]. Рассмотрим простейшую одномерную задачу прессования порошкового слоя, на границе которого приложены температура и давление. Под действием температуры уменьшается предел текучести. Это приводит к уплотнению и повышению коэффициента теплопроводности, а значит к росту температуры, а значит к еще большему уплотнению. В итоге формируется у границы фронт уплотнения, который характеризуется высоким градиентом плотности и температуры. При этом вдали от фронта материал может оставаться вообще недеформированным. Для реального изделия это означает, что на начальном этапе процесс деформации носит одномерный характер в направлении перпендикулярном границе. Для тел, чьи геометрические размеры существенно отличаются в различных направлениях, это явление вносит существенные изменения в конечную геометрию. Приводится пример расчета однородного порошкового цилиндра без капсулы. Расчет показывает, что конечные радиальные и осевые деформации оказываются различными. Кроме того, уплотнившаяся «корка» у поверхности, начинает играть роль капсулы, что приводит к образованию менисков на поверхности. Приводится пример расчета реальных деталей и сравнение с экспериментом.

Список литературы

1. Друянов Б.А. Прикладная теория пластичности пористых тел. – М.: Машиностроение, 1989.
2. Грин Р.Дж. Теория пластичности пористых тел. – 1 сб. переводов. «Механика», 1973, №4, с. 109-120.
3. Друянов Б.А., Самаров В.Н. Уплотнение порошкового материала в неоднородном температурном поле. «Порошковая металлургия». 1989. №3.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ВИБРО- УДАРОЗАЩИТЫ, ФИЛЬТРАЦИИ ЖИДКОСТЕЙ И ГАЗОВ НА ОСНОВЕ УПРУГОДЕМПФИРУЮЩЕГО ПОРИСТОГО МАТЕРИАЛА МР

Д.П. Давыдов, СГАУ, Самара, onil1@onil1.ru

Материал МР (металлическая резина), разработанный в ОНИЛ-1 СГАУ (http://onil1.ru), обладает полезными свойствами резины и способен, вместе с тем, противостоять агрессивным средам, высоким и низким температурам и другим неблагоприятными внешним воздействиям.

МР представляет собой пористую металлическую структуру (рис. 1), получаемую путем холодного прессования заготовки из проволочной спирали в окончательные по форме и размерам детали. Метод получения материала МР допускает гибкое управление его свойствами за счет соответствующего выбора материала проволоки, ее диаметра, способа кладки спирали в пресс-форму, давления прессования и поверхностного покрытия его металлами и полимерами.



Рис. 1 – Тонкостенный упругодемпфирующий элемент из МР

На основе материала МР в ОНИЛ-1 СГАУ разработаны различные типы цельнометаллических виброизоляторов, предназначенных для защиты различного рода оборудования от вибрации и ударов.

Виброизоляторы серий ДК предназначены для виброзащиты объектов массой 0.5-40 кг, имеют невысокие резонансные частоты (10-20 Гц) и низкие коэффициенты передачи на резонансе (2-3).

Кольцевые виброизоляторы АМГ, АК предназначены для снижения вибрации объектов малой массы (0.05-0.15 кг). Основными их преимуществами являются малые габариты, масса и простота конструкции.

Втулочные виброизоляторы предназначены для работы в тяжелых вибрационных условиях при наличии значительных линейных и ударных ускорений (100 g).

Виброизоляторы обеспечивают высокую надежность и позволяют оперативно подбирать их характеристики для конкретных условий эксплуатации. Грузоподъемность отдельных видов серийно выпускаемых втулочных виброизоляторов достигает 30 кН.

Материал МР, обладающий большим внутренним рассеянием энергии, может применяться для целей демпфирования резонансных колебаний. При этом демпфирующие элементы могут иметь самую раличную форму и размеры.

Уплотнительные кольца с упругими элементами из МР применяются для герметизации неподвижных соединений и пар поступательного движения, работающих при переменной температуре и вибрации. Уплотняемое давление 20-30 МПа; рабочая температура 20-750 К; упругая деформация 8-15% от толщины сечения кольца.

МР является основой для создания эффективных средств гашения пульсаций давления в газогидравлических магистралях различных машин и аппаратуры. Рассеяния энергии пульсации давления среды обусловлено потерями на трение при движении переменной составляющей потока в порах материала.

Фильтры из МР пригодны для фильтрования жидких, газообразных, криогенных, агрессивных и высокотемпературных веществ. Фильтры обладают малым гидравлическим сопротивлением и допускают регенерацию. Абсолютная тонкость очистки на жидкости составляет 10 мкм.

Фитили тепловых труб из МР особенно перспективны в условиях вибрации, при многократных силовых воздействиях и в гибких конструкциях. Пористость фитилей обеспечивается в пределах 0.35-0.92. Технологические и конструктивные возможности материала МР при использовании его в тепловых трубах значительно шире, чем у спеченных металлов.

Упругодемпфирующие опоры трубопроводов выполнены из металла и предназначены для надежного крепления и эффективного демпфирования одиночных и групповых трубопроводов гидравлических и газовых коммуникаций двигателей, энергетических установок и других изделий, подверженных вибрационным нагрузкам. Опоры с элементами из МР снижают уровень переменных напряжений в трубопроводах в 3-4 раза, компенсируют монтажные неточности, температурные деформации; отличаются простотой конструктивных схем, удобством монтажа, малой массой; обладают возможностью управления упругодемпфирующими свойствами.

В заключении следует отметить, что ОНИЛ-1 имеет развитую научно-производственную материальную базу. Уникальные экспериментальные стенды позволяют проводить статические, вибрационные, ударные, климатические и другие виды испытаний. Научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы выполняются с активным использованием современных информационных технологий CAD/CAM/CAE/PLM.

РАЗРАБОТКА ЖАРОПРОЧНОГО НИКЕЛЕВОГО СУПЕРСПЛАВА, СТОЙКОГО К ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СОЛЕВОЙ КОРРОЗИИ

Д.В. Данилов, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, danilov_d.v@rambler.ru
Ю.Н. Шмотин, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, yuri.shmotin@npo-saturn.ru
А.В. Логунов, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, logunov06@rambler.ru
И.А. Лещенко, ОАО «НПО «Сатурн», Москва, igor.leshchenko@yandex.ru

Обеспечение высокой стойкости к сульфидной коррозии для никелевых жаропрочных сплавов требует усиленного легирования хромом в количестве не менее 12% по массе. Однако повышение содержания этого элемента способствует снижению длительной прочности. Для улучшения показателей жаропрочности нужно применять сложное легирование тугоплавкими элементами, что вызывает другие проблемы, прежде всего, повышается вероятность образования топологически плотноупакованных (ТПУ) фаз, охрупчивающих материал. В результате область составов легирования, обеспечивающего высокие показатели жаропрочности и стойкости к коррозии, очень узка. Искать ее следует с использованием современных оптимизационных технологий. При поиске необходимо оценивать и анализировать большое количество параметров, характеризующих свойства материала:

- прочностные параметры, прежде всего, длительная прочность сплава σ_τ^t (напряжение, действующее при температуре t в течение τ часов до разрушения образца);
- термодинамические параметры (температуры фазовых превращений, плотность).
- структурные факторы: «мисфит» кристаллических решеток γ и γ′-фазы, объемная доля выделений γ′-фазы Vγ′, параметр $M(\bar{d})_\gamma$ по методу New PHACOMP [1]);
- концентрационные параметры, определяющие вероятность образования внутри γ′ фазы пластинчатых соединений на основе Ni_3Ti, Ni_3Nb, Ni_3Ta и стойкость к сульфидной коррозии.

Расчет свойств сплава осуществлялся по аппроксимационной модели, построенной на основе обобщения описанных в литературе экспериментальных значений параметров, имеющихся для более чем 200 существующих сплавов. Особенностью математической модели, определяющей ее новизну, было введение учета дендритной ликвации элементов. Состав материала в оси дендрита и в междендритном пространстве может существенно отличаться, что обуславливает разную склонность указанных областей к образованию ТПУ фаз. Поэтому в разработанной модели критическое значение критерия $M(\bar{d})_\gamma$ определяется отдельно для осей дендрита и для междендритного пространства. При проведении оптимизационного исследования эти критические значения использовались как ограничения.

Процедура оптимизации задает состав сплава и запускает модель, которая возвращает ей свойства сплава. В процессе оптимизации подбираются такие составы сплавов, которые обеспечивают предельно достижимые значения целевых функций, определяемых показателями свойств.

Варьируемыми переменными были значения массовых долей 10 легирующих компонент (*Cr, Co, W, Mo, Al, Ti, Ta, Re, Nb, Hf*). В качестве целевых функций максимизировалось значение σ_{100}^{1000} и минимизировалась величина $M(\bar{d})_\gamma$. В результате

решения серии задач оптимизации была получена область существования семейства новых сплавов, получившего название СЛЖС-5, представленая в табл. 1.

Таблица 1. Содержание легирующих элементов в сплавах семейства СЛЖС-5

Сплав	*Cr*	*Co*	*W*	*Mo*	*Al*	*Ti*	*Ta*	*Re*	*Nb*	*Hf*	*Ni*
СЛЖС-5	12..14	11…19	6…9	0…2	1.5…3.5	2…3.5	2…4	1.2…4.2	0.2…0.8	0.2…1	Бал

Предварительные исследования коррозионного воздействия в расплавленной смеси солей (10% $NaCl$ +90% Na_2SO_4) при $900^{\circ}C$ показали высокую стойкость к коррозии. На рисунке 1 показано удельное изменение массы материала во времени. Для рассматриваемых составов потери массы не наблюдалось. В то же время эталонные образцы из ЧС70 и ЧС88 допускали потерю массы при тех же условиях.

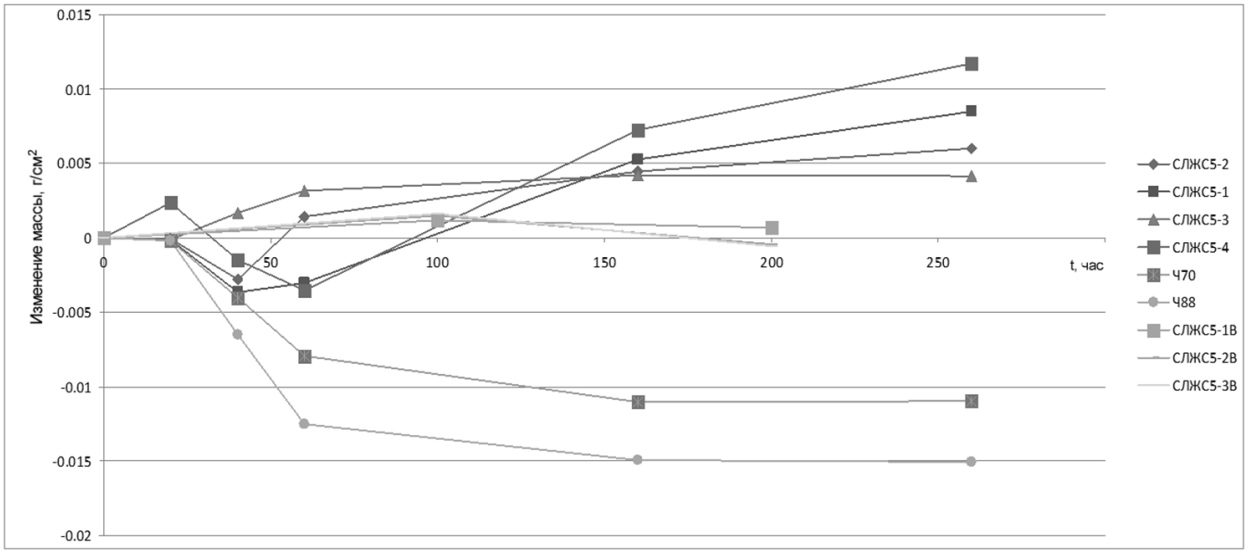


Рис. 1 – Удельное изменение массы образца

Испытания проводились на образцах, имеющих равноосную структуру. Детальное исследование следов солевой атаки продолжительностью 200 часов показали, что на поверхности образцов не было повреждений либо эрозии. В то же время отмечено довольно глубокое проникновение соли в эвтектические каналы, до 0.5 мм вглубь образцов. Такие каналы образуются между зернами кристаллов при поликристаллической структуре материала. Однако эти каналы не были расширены от воздействия соли, таким образом можно утверждать, что сами кристаллы имеют высокую стойкость к сульфидной коррозии.

Предварительные исследования длительной прочности показали возможность достижения величины σ_{100}^{1000}, равной 200 и более МПа. Следует отметить, что в проведенных испытаниях использовались образцы, содержащие технологические дефекты, такие как эвтектические колонии и пустоты. Отработка технологии термообработки должна позволить (по оценкам на основе математической модели) выйти на уровень показателей жаропрочности, составляющих 220…230 МПа.

Сравнение полученных материалов с существующими позволяет сделать вывод о том, что по критериям структурной стабильности и стойкости к коррозии сплавы семейства СЛЖС-5 соответствуют материалам, доказавшими на практике свою работоспособность в агрессивных средах, и при этом обеспечивают повышенную жаропрочность.

Таким образом, новая технология оптимизации состава жаропрочного монокристаллического сплава на никелевой основе позволила получить новый материал,

обеспечивающий высокую стойкость к коррозии и уровень жаропрочности, превышающий аналогичный показатель существующих материалов на 30…50 МПа.

Список литературы

1. M.Morinaga, N.Yukawa, H.Adachi, H.Ezaki, "New PHACOMP and its applications to alloy design", *Superalloys 1984*, ed. M.Gell et al. (Warrendale, PA, USA: the metallurgical society of AIME, 1984, 523-532).

К ВОПРОСУ О ПОВЫШЕНИИ ЖАРОСТОЙКОСТИ ИНТЕРМЕТАЛЛИДНОГО СПЛАВА НА ОСНОВЕ АЛЮМИНИДОВ ТИТАНА

С.С. Даутов, УГАТУ, Уфа, ssdautov@gmail.com
А.М. Смыслов, УГАТУ, Уфа

Основным показателем конкурентоспособности двигателя остается его производительность, среди способов повышения которой можно отметить внесение изменений в конструкцию двигателя или отдельных узлов и деталей, применение материалов повышенной жаропрочности и другие. С другой стороны, повысить производительность авиационного ГТД можно за счет уменьшения его веса [1].

Один из путей снижения веса двигателя - это применение современных материалов с низким удельным весом – а именно, сплавов на основе алюминидов титана, в частности марки TNM-B1.

Среди типов структур интерметаллидных сплавов на основе алюминидов титана в зависимости от термообработки и концентрации алюминия можно выделить три основных: пластинчатая, глобулярная и дуплексная [2]. При этом сплавы с дуплексной структурой обладают более высокой пластичностью (δ>1,5%), но низкой жаропрочностью и жаростойкостью. Сплавы с пластинчатой структурой в свою очередь обладают достаточно высокой жаропрочностью, но низкой пластичностью (δ<0,5%) при комнатной температуре [3]. При этом актуальной проблемой остается невысокий уровень жаростойкости изучаемого сплава. С этой целью в работе рассматривались способы защиты сплава TNM-B1 от высокотемпературной газовой коррозии при рабочих температурах.

Методы защиты интерметаллидного сплава TNM-B1 от высокотемпературной газовой коррозии можно разделить на два основных направления: применение жаростойких покрытий и ионно-имплантационное модифицирование сплава.

Показано, что в качестве защитных покрытий при температуре экспозиции ~ 800^{o}C целесообразно рассматривать ионно-плазменные покрытия системы AlSiY, а так же газотермические покрытия на никелевой основе, которые серийно используются в современных авиационных ГТД. Экспериментальные работы по нанесению указанных покрытий на поверхность образцов из сплава TNM-B1 показали, что покрытие системы Al-Si-Y обладает достаточной адгезионной прочностью только после диффузионного отжига, а для обеспечения требуемой прочности сцепления газотермического покрытия системы NiCrAlY необходимо предварительная пескоструйная обработка поверхности.

Апробирование данных покрытий в условиях воздействия на них синтетической золы при температуре 800^{o}C показало их низкую эффективность за счет высоких внутренних напряжений, накапливающихся с ростом оксидного слоя после нанесения

диффузионных алюминидных покрытий, и за счет высокой пористости и как следствие высокой скорости окисления, для газотермических покрытий на никелевой основе. Исходя из полученных результатов, целесообразным направлением следует считать напыление многослойных покрытий вакуумно-плазменным методом.

Другим направлением в повышении жаростойкости поверхности интерметаллидного сплава может стать ионная имплантация, в частности ионами азота и фосфора, а также проведение комбинированной обработки, включающей совмещение ионной имплантации с нанесением ионно-плазменного покрытия.

Список литературы

1. Каблов Е. Н. Литые лопатки газотурбинных двигателей. М.: МИСиС, 2001. 632 с.
2. Appe F., Oehring M. Gamma Titanium Aluminide Alloys // Science and Technology, NJ: Wiley-VCH. 2011. 745 p.
3. Имаев В.М., Имаев Р.М., Оленева Т.И. Современное состояние исследований и перспективы развития технологий интерметаллидных γ-TiAl сплавов // Письма о материалах, 2011. Т. 1. С. 25 – 31.

ОРГАНИЗАЦИЯ ЭЛЕКТРОННОГО БАНКА ДАННЫХ ПО СВОЙСТВАМ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА БАЗЕ СИСТЕМЫ GRANTA MI

С.С. Двойников, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, dvoynikov@avid.ru
А.А. Иноземцев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
И.Г. Габов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
Л.Б. Полатиди, ОАО «Авиадвигатель», Пермь

В настоящее время в отрасли развернуты работы по созданию Банка Данных (БД) по конструкционной прочности материалов газотурбинных двигателей, как металлов и сплавов, так и полимерных композиционных материалов (ПКМ).

Российские Авиационные Правила АП-33, гармонизированные с зарубежными аналогами в части требований к свойствам материалов, регламентируют процедуру специальной квалификации материалов для обоснования обеспечения летной годности и ресурса узлов и конструкций.

В соответствии с АП-33 принимаемые при расчетах прочности и ресурса значения характеристик материала должны соответствовать статистически обоснованным значениям, определенным по результатам испытания представительного количества образцов.

На практике расчетные свойства материалов являются итогом сложного и кропотливого процесса анализа и обработки большого объема экспериментальных данных. Для эффективной организации данного процесса требуется создание электронного Банка Данных на базе специализированного программного обеспечения (ПО), нацеленного на управление данными о материалах.

Основными требованиями к подобного рода ПО являются:

- хранение базовой информации по сплавам: паспортных данных, химической структуры, информации по изготовителю и т.д.;

- хранение данных по индивидуальным плавкам и заготовкам, с привязкой к изготовителю сплава;
- хранение информации по испытательным лабораториям и испытательному оборудованию;
- автоматический импорт данных с испытательных машин и хранение всех результатов испытаний, включая функциональные зависимости любой сложности (петли гистерезиса, кривые ползучести и т.д.);
- обеспечение экспорта результатов испытаний для анализа данных и статистической обработки в распространенных математических пакетах и последующий импорт результатов обработки обратно в БД с привязкой этих результатов к исходным данным по индивидуальным образцам;
- хранение итоговых статистически обоснованных расчетных свойств материала и обеспечение экспорта этих свойств в основные расчетные пакеты, например, ANSYS;
- обеспечение контроля «версий» расчетных свойств, их утверждения, с возможностью оперативного обновления и уточнения по мере поступления данных; автоматическая обратная связь всех расчетных характеристик с результатами статобработки и далее с испытаниями конкретных образцов.

В рамках создания электронного Банка Данных в ОАО «Авиадвигатель» и ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова» начато внедрение программных комплексов Granta MI, разработанных компанией Granta Design (Кембридж, Великобритания) и обладающих всеми необходимыми функциональными возможностями.

Первая фаза создания БД – организация изготовления и испытаний образцов из заготовок натурных деталей, – опередила внедрение системы Granta MI на несколько лет.

В ОАО «Авиадвигатель» введен в строй роботизированный участок изготовления образцов, позволяющий производить до 10 000 образцов в год. В аккредитованных испытательных лабораториях трех организаций – ОАО «Авиадвигатель», ФГУП «ЦИАМ», а также ФГУП «ВИАМ» налажен процесс испытаний образцов.

Таким образом, к моменту внедрения системы Granta MI в ОАО «Авиадвигатель» накоплен существенный объем выполненных испытаний по многим материалам.

Основными этапами при внедрении системы Granta MI являются:

- организация оперативного импорта текущих результатов испытаний лаборатории ОАО «Авиадвигатель» по металлам и композитам;
- структурирование, валидация и импорт в систему Granta MI накопленных данных;
- апробация алгоритмов анализа и статистической обработки результатов испытаний на основе представительных объемов данных, накопленных к началу 2015 г. по нескольким материалам;
- формализация и согласование процесса обмена данными между ОАО «Авиадвигатель» и ФГУП «ЦИАМ» (а в последующем и ФГУП «ВИАМ»), с выходом, в перспективе, на создание единого отраслевого Банка Данных.

В процессе внедрения системы Granta MI успешно решены следующие проблемы и задачи:

- на базе функциональных возможностей Granta MI разработана серия шаблонов импорта данных для всех типов испытательных машин ОАО «Авиадвигатель», а также для накопленных результатов испытаний;
- разработана система уникальных идентификаторов для всех объектов, в частности номеров образцов, плавок, заготовок и т.д., обеспечивающая связное хранение объектов в БД;
- успешно импортированы практически все полученные в рамках специальной квалификации результаты экспериментов.

- начата статистическая обработка результатов испытаний на статическую прочность и малоцикловую усталость.

Вместе с тем, выявлены направления, требующие особого внимания и развития для успешного создания отраслевого БД:

- для обеспечения корректного импорта данных, полученных в разных лабораториях и на разнотипных испытательных машинах, необходим четкий регламент, утверждающий минимально необходимый набор данных и форматы их представления по каждому типу проводимых испытаний;
- существующая в отрасли нормативная документация является ограниченной и уступает западным аналогам в проработанности методологии и алгоритмов подготовки, статистической обработки и анализа данных.

Значительная часть алгоритмов получения статистически обоснованных минимальных свойств сводятся к простому формальному правилу:

$$X_{\min} = X_{ср} - k * \sigma$$

где $X_{\min}$ – минимальное значение величины, которое должно браться в расчет, σ – среднеквадратичное отклонение выборки (СКО), $X_{ср}$ – среднее значение выборки, а k – регламентированный коэффициент: $k = 3$ для основных деталей, $k = 2$ – для особо ответственных деталей.

В целом, несмотря на возникшие проблемы, стартовый этап внедрения системы Granta MI в ОАО «Авиадвигатель» успешно выполнен, а для дальнейшего развития отраслевого БД требуются согласованные усилия организаций отрасли и профильных институтов для создания единых методик и стандартов формализующих порядок получения экспериментальных данных с их последующей статистической обработкой.

ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ КЕРАМИЧЕСКИЕ ПОКРЫТИЯ ДЛЯ ЗАЩИТЫ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.С. Денисова, ФГУП «ВИАМ», Москва, vdenisova@outlook.com
С.С. Солнцев, ФГУП «ВИАМ», Москва, stasol27@mail.ru
В.А. Розененкова, ФГУП «ВИАМ», Москва, lab13@viam.ru
Н.А. Миронова, ФГУП «ВИАМ», Москва, lab13@viam.ru

Одним из способов повышения эксплуатационных характеристик деталей из керамических и металлических материалов является применение защитных покрытий. Представлены результаты по созданию покрытий на основе элементоорганических керамообразующих полимеров (типа ПКС и ПСЗ) и нанодисперсных тугоплавких бескислородных модифицирующих добавок [1-3].

Процесс получения керамического покрытия осуществлялся путем ступенчатого твердофазового синтеза в процессе высокотемпературных термических многостадийных нагревов композиционных материалов с нанесенными на них покрытиями.

Проведены исследования теплозащитных и уплотнительных истираемых материалов с применением керамических покрытий. Исследованы температурно-временные режимы формирования покрытий, температуроустойчивость и механические свойства ($\sigma_{изг}$ и $\sigma_{сж}$).

Применение разработанных составов керамических покрытий на основе элементоорганических керамообразующих полимеров и нанодисперсных тугоплавких

бескислородных модифицирующих добавок позволит повысить термопрочностные характеристики теплозащитных и уплотнительных истираемых материалов: рабочую температуру на 200-300°С; термостойкость в 7-10 раз; механическую прочность ($\sigma_{изг}$ и $\sigma_{сж}$) в 2-3 раза.

Для современных и перспективных авиационных ГТД разработаны новейшие жаропрочные материалы, позволяющие повысить рабочие температуры деталей камер сгорания на 150-200^{o}С, в частности, структурностабильные сплавы на Ni-Cr-Co основе. Решением проблемы защиты новых жаропрочных сплавов является применение жаростойких реакционноотверждаемых эмалей, для которых характерно формирование сплошного защитного слоя при температурах, меньших или равных рабочей температуре [4].

Осуществлён синтез жаростойких реакционноотверждаемых эмалей для авиационных сталей и сплавов. В качестве модифицирующих добавок были использованы тугоплавкие неоксидные соединения, такие, как тетраборид кремния (SiB_4), дисилицид молибдена ($MoSi_2$) и др. Отмечено снижение температуры формирования эмалевых покрытий на 50-100^{o}С относительно составов эмалей без модифицирующих добавок.

Изготовлены эмалевые покрытия на основе стёкол системы $BaO\text{-}Al_2O_3\text{-}SiO_2$ с модифицирующими наполнителями в виде сложных тугоплавких силикатных соединений. Полученные эмалевые покрытия отличаются высокой жаростойкостью и термостойкостью при температурах вплоть до 1150^{o}С, прочным сцеплением со сталью типа 12Х18Н10Т и никелевыми сплавами, технологичностью, что обусловлено крайне высокими температурами плавления наполнителей (до 1760^{o}С) и их сродством к составу матричного стекла.

Список литературы

1. Солнцев С.С., Розененкова В.А., Миронова Н.А. Термоармирующие покрытия для теплозащитных материалов и квазипластичной керамики // Стекло и керамика. 2007. №4. С. 31–33.
2. Солнцев С.С., Розененкова В.А., Миронова Н.А., Гаврилов С.В. Высокотемпературные покрытия $SiC–Si_3N_4–SiO_2$ для волокнистых металлических уплотнительных материалов // Стекло и керамика. 2011. № 6. С. 27–30.
3. Розененкова В.А., Миронова Н.А., Солнцев С.С., Гаврилов С.В. Керамические покрытия для градиентных высокотемпературных теплозащитных материалов // Стекло и керамика. 2013. №1. С. 29–33.
4. Солнцев С.С. Защитные технологические покрытия и тугоплавкие эмали. – М.: Машиностроение, 1984. – 256 с.
5. Солнцев С.С. Высокотемпературные композиционные материалы и покрытия на основе стекла и керамики // В сб. 75 лет. Авиационные материалы. Избранные труды «ВИАМ» 1932-2007: Юбилейный науч.-технич. сб. М.: ВИАМ, 2007. – С. 90-99.

ЭЛАСТИЧНЫЕ ТЕПЛОЗАЩИТНЫЕ ПОКРЫТИЯ ДЛЯ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.А. Дьяконов, ОАО «Композит», Королев, info@kompozit-mv.ru
Б.Ф. Пронин, ОАО «Композит», Королев
А.Д. Камалов, ОАО «Композит», Королев
Е.Н. Филатов. ОАО «Композит», Королев

В последние годы в нашей стране и за рубежом активно ведутся разработки твердотопливных двигателей различных типов для летательных аппаратов с внутриатмосферной зоной эксплуатации. Важной проблемой развития двигателестроения является необходимость тепловой защиты камер сгорания от тепловых, абразивных и химических воздействий продуктов сгорания топлива.

Обширные исследования в данной области привели к созданию большого количества теплозащитных материалов и покрытий, отличающихся областями применения, составом, температурно-временными интервалами применения, работоспособностью в потоках различного окислительно-восстановительного потенциала.

Современные тенденции развития твердотопливных двигателей направленные на повышение тактико-технических характеристик, мощности, оптимизацию их массо-габаритных характеристик, ставят перед разработчиками материалов новые задачи по разработке и совершенствованию теплозащитных материалов и покрытий.

Повышенный интерес разработчиков двигателей к эластичным материалам и покрытиям обусловлен возможностью распределения термомеханических нагрузок на границе с корпусом двигателя, что существенно упрощает конструкцию.

Для теплозащиты ракетных твердотопливных двигателей (РДТТ) с восстановительной средой продуктов сгорания и низкоскоростными газовыми потоками предложено низкоплотное резиноподобное покрытие, обладающее низкой теплопроводностью и достаточными прочностными показателями. Применение в качестве наполнителя минеральных микросфер позволило значительно повысить параметр эффективности теплозащиты и увеличить за счет этого полезную нагрузку изделия. Данное покрытие изготавливается по традиционной технологии из каландрованного полуфабриката и не требует использования сложного технологического оборудования.

Высокоскоростные, восстановительные потоки продуктов сгорания РДТТ требуют применения армированных эластичных теплозащитных покрытий. Применение армирующего наполнителя позволяет повысить прочность, эррозионную стойкость, трещиностойкость покрытия в условиях низких температур. В теплозащитном покрытии, разработанном в ОАО «Композит» в качестве армирующего наполнителя использован технический трикотаж из углеродного волокна, обладающий высокой температуростойкостью, растяжимостью, эластичностью.

С целью упрощения технологии изготовления покрытия на предприятиях отрасли в ОАО «Композит» налажен серийный выпуск полуфабриката. Внедрение данного покрытия позволило значительно повысить эффективность теплозащиты корпуса твердотопливного двигателя.

Важной проблемой является разработка теплозащитных материалов для камер сгорания прямоточных двигательных установок с высоким окислительным потенциалом продуктов сгорания топлива, зачастую дополнительно содержащих абразивную кристаллическую фазу.

Различные теплозащитные материалы и покрытия, используемые в настоящее время не в полной мере отвечают предъявляемым требованиям в первую очередь по эрозионной стойкости и линейным уносам, что негативно сказывается на

массогабаритных характеристиках и рабочих параметрах конечного изделия. Отставание в данной области может негативно повлиять на конкурентоспособность разработанных изделий в сравнении с иностранными разработками. В ОАО «Композит» в настоящее время ведутся разработки и предложены опытные эластичные покрытия для решения данной проблемы. Проведенные исследования показали, что в данных условиях эксплуатации целесообразно применять композиционные покрытия на основе окислительностойких тугоплавких армирующих наполнителях и модифицированных связующих. Предварительные результаты опробования опытных покрытий на натурных узлах перспективных изделий подтвердили правильность выбора направления проводимых разработок.

В результате проведенных работ за последние годы создана широкая гамма теплозащитных покрытий для внутренней теплозащиты твердотопливных двигателей, отличающихся по составу, технологии изготовления, температурным интервалам работоспособности, весовым критериям и др.

В докладе представлены результаты разработки рецептур покрытий и показан достигнутый уровень свойств. Приведены данные прочностных и теплофизических свойств покрытий в широком диапазоне температур, результаты тепловых испытаний в высокоэнтальпийных газовых потоках с различным окислительным потенциалом.

В заключении следует отметить, что все рассмотренные покрытия обеспечены сырьевой базой, промышленной технологией и нашли свое применение при проектировании и производстве перспективных изделий.

Для изготовления некоторых видов теплозащитных покрытий в ОАО «Композит» организованы специализированные производственные участки по изготовлению полуфабрикатов покрытий.

ПРИМЕНЕНИЕ ЛАЗЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ И РЕМОНТЕ ДЕТАЛЕЙ ГТД В ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ»

А.С. Ермолаев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, ermolaev-as@avid.ru
В.С. Бабиков, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, babikov-vs@avid.ru
А.М. Иванов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, ivanov-am@avid.ru
Е.В. Кондрашов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, kondrashov-ev@avid.ru
А.И. Курчев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, kurchev-ai@avid.ru
Е.Н. Фурсенко, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, fursenko-en@avid.ru
С.В. Неруш, ФГУП «ВИАМ», Москва, viam.lab16@mail.ru

Важнейшим направлением интенсификации производства является внедрение прогрессивных технологий, которые способствуют повышению качества, надежности и экономических показателей производства. Технологии лазерной наплавки для ремонта деталей ГТД, лазерной резки и сварки при изготовлении деталей широко применяются на передовых предприятиях авиационной отрасли, в числе которых ОАО «Авиадвигатель».

В конструкции компрессора высокого давления разработки ОАО «Авиадвигатель» применяются рабочие колеса, так называемые «моноколеса» (лопатки и диск, выполненные за единое целое). В процессе эксплуатации моноколесо испытывает вибрации и удары, подвергается воздействию температур и прочим негативным факторам, которые приводят к появлению забоин и искажению геометрии профиля каждой лопатки. Так как реальная геометрия каждой лопатки моноколеса после эксплуатации отличается

от номинальной геометрии геометрической модели, для осуществления ремонта лопаток необходимо применение принципиально новых видов обработки: адаптивных методов, в частности, адаптивной лазерной порошковой наплавки LMD (Laser Metal Deposition). Адаптивные методы обработки отличаются от стандартных тем, что программы ЧПУ не требуют адаптации индивидуально к геометрии каждой детали, тогда как при использовании стандартных методов обработки целый ряд деталей обрабатывается по одной и той же номинальной программе ЧПУ. На ОАО «Авиадвигатель» для ремонта поврежденных лопаток моноколес применяется лазерная порошковая адаптивная наплавка LMD (рис.1, а). Технология LMD успешно применяется для восстановления посадочных диаметров корпусных деталей (рис. 1,б), восстановления геометрии изношенных крайних гребешков рабочих лопаток турбины высокого и низкого давления из жаропрочных сплавов на основе никеля (рис. 1,в) двигателей наземного применения. В ОАО «Авиадвигатель» успешно внедрены технологические процессы изготовления деталей с применением операций лазерной сварки, в том числе деталей, изготовленных по технологии селективного лазерного сплавления из металлических порошков (рис. 1, г), 3D лазерной резки деталей камеры сгорания, турбины высокого давления.

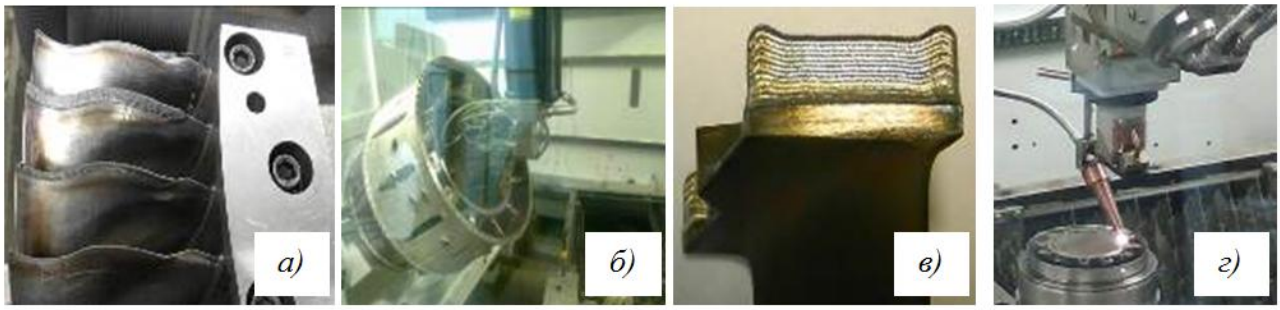


Рис.1 – Применение лазерной наплавки LMD для ремонта деталей: а) восстановление входной кромки лопаток моноколеса; б) восстановление посадочных диаметров диффузора; в) восстановление крайних гребешков рабочих лопаток турбины; г) лазерная сварка деталей фронтового устройства, изготовленных по технологии селективного лазерного сплавления

ЛАЗЕРНАЯ ОБРАБОТКА КЕРАМИЧЕСКОГО СЛОЯ ТЗП

Н.Г. Зайцев, ООО «Технологические системы защитных покрытий», Москва, n.zajcev@tspc.ru
И.В. Мазилин, ООО «Технологические системы защитных покрытий», Москва, i.mazilin@tspc.ru
Л.Х. Балдаев, ООО «Технологические системы защитных покрытий», Москва
Ю.А. Новинкин, ООО «Технологические системы защитных покрытий», Москва
Е.Ю. Марчуков, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва
Г.И. Зубарев, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва

В современных авиационных и наземных газотурбинных двигателях (ГТД) невозможно обойтись без теплозащитных покрытий (ТЗП) с керамическим слоем (КС), потому что температура рабочего газа превышает температуру плавления жаропрочных сплавов, из которых изготавливаются детали горячего тракта, на несколько сотен градусов.

Наиболее востребованным методом нанесения КС на внутренние стенки камер сгорания и сопловые лопатки является плазменное напыление на воздухе. Данный метод имеет высокую производительность, экономичен, а, получаемое покрытие имеет высокую

пористость и слоистую структуру, благодаря чему достигаются низкие показатели теплопроводности порядка 1,6-2,0 Вт/м·К. Однако покрытия, полученные этим методом, обладают невысокими показателями термостойкости, в отличие от покрытий, получаемых электронно-лучевым осаждением в вакууме. Последние обладают столбчатой структурой, благодаря чему эффективней работают в условиях термоциклических нагрузок, характерных для работы ГТД.

Известны методы увеличения термостойкости плазменных покрытий [1]. Наибольший интерес представляет лазерная обработка КС ТЗП. В результате воздействия лазерного излучения происходит оплавление верхнего слоя, что приводит образованию вертикальных трещин на глубину оплавления и формированию вертикально-ориентированных зерен в обработанном слое - имитация структуры столбчатого покрытия. Также залечиваются поры в поверхностном слое и снижается шероховатость поверхности. Обработанные покрытия обладают повышенной термостойкостью, стойкостью к коррозии и эрозии, а также отражательная способностью покрытия.

Для проведения оплавления применяли различные типы источников лазерного излучения: газовые CO_2-лазеры и твердотельные Nd:YAG лазеры с диодной накачкой. Применение углекислотного лазера наиболее предпочтительно с точки зрения эффективности обработки. Это связано с тем, что диоксид циркония имеет полностью заполненную валентную зону, поэтому этот материал более восприимчив к воздействию излучения с большей длиной волны. Однако по этой же причине недопустимо применение оптического волокна, поэтому применение данного вида лазеров на поверхностях сложной геометрии крайне ограничено. Применение твердотельного лазера (Nd:YAG) сопряжено с менее эффективным поглощением лазерного излучения покрытием и низким ресурсом самого кристалла Nd:YAG. Общим недостатком этих источников является Гауссово распределение энергии по сечению пучка (Рис.1). Для более равномерного оплавления поверхности и необходимости избегать подрывов оплавленного слоя [1,2].

Для проведения оплавления был выбран диодный источник излучения. Основными преимуществами диодного лазера являются: экономичность, производительность и П-образное распределение энергии по сечению пучка, благодаря чему можно добиться равномерного оплавления.



(а) *(б)*

Рис. 1 – Гауссово распределение энергии (а) CO_2, Nd:YAG лазеров и П-образное распределение (б) диодных лазеров

Лазерная обработка выполнена на комплексе LN-6 (Плакарт, Россия) с диодным источником излучения мощностью 6000 Вт. Для обработки применяли специализированную оптическую систему, фокусирующую излучение в форме квадрата со скругленными углами. Длина волны 1080 нм, фокусное расстояние 250 мм, диаметр пучка 2,9 мм. Оплавление проводили на мощности 400 Вт.

В процессе лазерной обработки цвет покрытия изменился со светло-серого на черный, а поверхность стала глянцевой и гладкой (Рисунок 2, а). Черный цвет керамики, вероятно, вызван нарушением стехиометрического состава (обеднение кислородом). Это связано с тем, что при лазерном нагреве керамики на основе оксида циркония,

стабилизированного оксидом иттрия, свободный кислород становится чрезвычайно подвижным и при недостаточном давлении кислородсодержащей среды, проходя по вакансиям, улетучивается. Для восстановления стехиометрического содержания кислорода проведен окислительный отжиг образцов в муфельной печи. После термической обработки покрытие приобрело белый цвет (Рисунок 2, б).

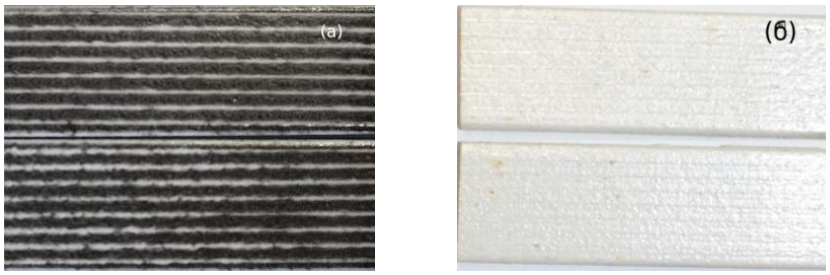


Рис. 2 – Фотографии внешнего вида покрытия после лазерной обработки (а) и после окислительного отжига (б)

Данные микроструктурного анализа позволяют сделать выводы о том, что в результате проведенной термообработки верхнего слоя ТЗП диодным лазером прошла успешная модификация поверхности керамического слоя покрытия. Ожидается значительное повышение термостойкости покрытия и других эксплуатационных характеристик ТЗП за счет образования микроструктуры с вертикальными зернами и вертикальными микротрещинами.

Благодаря П-образному распределению энергии по сечению пучка диодного лазера удалось получить оплавленный слой равномерной толщины с максимальным отклонением около 20 мкм.

Ведется исследования эксплуатационных свойств модифицированного покрытия.

Список литературы

1. Ahmaniemi, S. Modified Thick Thermal Barrier Coatings, Thesis for the degree of Doctor of Technology, Tampere University of Technology, 2004, 86 p.
2. Batista C., Surface Laser-Glazing of Plasma-Sprayed Thermal Barrier Coatings, Applied Surface Science, 2005, Volume: 247, Issue: 1-4, p. 313-319

РАЗРАБОТКА КРИТЕРИЕВ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПЛАЗМЕННЫХ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ ИЗУЧЕНИЯ ТРАНСФОРМАЦИЙ СТРУКТУРЫ ПРИ ТЕРМОЦИКЛИРОВАНИИ

Т.А. Ильинкова, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань, pochta20006@bk.ru
А.Т. Тагиров, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань
Е.А. Барсукова, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань

В современном энергетическом машиностроении применение теплозащитных покрытий (ТЗП) на деталях газотурбинных двигателях (ГТД), газотурбинных установках (ГТУ) имеющих воздушное охлаждение, позволяет снизить температуру на поверхности деталей, устранить местные перегревы и, таким образом, значительно увеличить их ресурс.

ТЗП представляют собой многослойную систему: на металл – основу (деталь) как правило, наносят жаростойкий порошковый сплав на никелевой основе - подслой и далее теплозащитный керамический слой на основе оксида циркония, частично стабилизированного оксидом иттрия. За счет низкой теплопроводности пористой и трещиноватой керамики подобным методом можно снизить температуру на поверхности основы на 150...200К в зависимости от толщины керамического слоя. Это позволяет улучшить качественные характеристики двигателей, уменьшить расход воздуха на охлаждение и увеличить экономичность. Одновременно повышается ресурс и надежность деталей, работающих при высоких температурах. Снижается выброс вредных веществ, что обусловлено более полным сгоранием горючего.

Однако применение плазменных ТЗП ограничено их низкой термостойкостью из-за различия теплофизических характеристик разнородных слоев системы, наличия ряда негативных процессов, скорость протекания которых влияет на ресурс покрытий. К таким процессам, в частности, относятся процессы спекания керамического слоя и окисления жаростойкого подслоя, изучение механизмов которых позволяет выработать рекомендации по созданию более надежных и долговечных покрытий, выбрать материалы для создания покрытий, в наименьшей степени подверженных деградации при высокотемпературной наработке.

В работе приведены результаты стереологического моделирования процесса спекания керамического слоя ТЗП, возникающего при циклическом тепловом воздействии. Для создания керамического слоя использованы современные отечественные порошки оксида циркония, стабилизированные 6-8% оксида иттрия, полученные методом распыления. Металлографические исследования проведения на световом микроскопе с помощью лицензионной программы количественного анализа параметров структур Axio Vision

Спекание керамического слоя выражается в постепенном снижении объемной пористости, количества и размеров пор, а также постепенной их сфероидизации. Установлено, что в покрытии ЦИО-7-10-50 спекание протекает со значительно меньшей скоростью по сравнению с покрытием Z7Y-10-90. При увеличении времени высокотемпературной наработки радиус пор различного размера изменяется неоднозначно. Количественным анализом установлено, что в исходном покрытии основная масса пор (порядка 50%) имеет размер 1…2 мкм. В процессе наработки доля пор размером 1…2 мкм постепенно увеличивается. Количество пор размером 0… 1 мкм снижается. Вероятно, поры близко расположенные друг к другу сливаются, образуя тем самым более крупную пору.Поры с радиусом 2…4 мкм уменьшаются в размере и приобретают форму сферы. За счет протекания процесса слияния мелких (от 0 до 1 мкм) и сфероидизации крупных (более 2 мкм) реализуется процесс уплотнение керамики.

Для количественного описания процесса сфероидизации ввели параметр, характеризующий геометрию поры - фактор формы (ФФ):

$$\Phi\Phi = \frac{S}{P}, \qquad (1)$$

где, *S*- площадь поры, *P*- периметр поры.

В исходных покрытиях форма пор достаточно значительно отличается от сферической. С увеличением наработки ФФ постепенно меняет угол своего наклона по отношению к оси X, что свидетельствует об его увеличении и приобретении порами формы, более близкой к форме сферы. Увеличение ФФ формы особенно ярко проявляется для пор размером 4 …10 мкм.

Анализ результатов испытаний на термостойкость показал, долговечность образцов с увеличением толщины керамического слоя и снижением толщины подслоя снижается.

Расчет напряженного состояния трехслойной системы ТЗП в зависимости от наработки и толщины слоев был произведен с рядом допущений: система ТЗП рассматривалась как сплошная как внутри слоев, так и на границах слоев, свойства по

сечению отдельных слоев не меняются; силовое воздействие, вследствие неравномерного расширения слоев в процессе высокотемпературного нагрева, происходит только вдоль границы раздела слоев; адгезионная и когезионная прочности равны.

Результаты данных расчетов хорошо согласуется с результатами испытаний на термостойкость, которые были произведены по двум режимам: с выдержкой 1 час и 7 часов при максимальной температуре нагрева 1100 ^{0}C. Охлаждение производили на воздухе.

Для обоих режимов количество теплосмен до разрушения покрытий было приблизительно одинаковым. Это доказывает, что основным фактором, определяющим долговечность ТЗП, является напряженное состояния покрытия на стадии охлаждения. Другим не менее важным фактором является наличие градиента температуры по сечению покрытия. Расчет напряжения, возникающего в керамическом слое при наличии температурного градиента, показал, что термические напряжения в этом случае практически в два раза ниже по сравнению с печными испытаниями для образцов с сопоставимыми геометрическими параметрами.

. Модуль Юнга для пористых систем вычисляли по формуле (2):

$$E = E_0(1 - 1{,}9P + 0{,}9P^2), \quad (2);$$

где E_0-модуль Юнга сплошного материала (из таблицы 4), P - объемная пористость.

В соответствии с зависимостью, представленной на рисунке 1, с увеличением наработки модуль Юнга керамического слоя повышается и стремится к значению модуля Юнга, характерного для плотного материала. Это в свою очередь приводит к увеличению растягивающих напряжений в керамическом слое. При этом растягивающие напряжения в Z7Y-10-90 больше чем в ЦИО-7-10-50, в среднем на 10 МПа при одинаковых значениях наработки, что и объясняет его более низкую термостойкость.

Объединив результаты испытаний, получены инвариантные уравнения (3.4), характеризующие зависимости долговечности ТЗП от толщины слоев:

$$N = -35.4 * \ln(H) + 261.7, \quad (3);$$

$$N = 22.7 * \ln(h) - 52.1, \quad (4);$$

где H - толщина керамического слоя, мкм, h -толщина подслоя, мкм.

Математическая обработка зависимостей (3.4) позволила создать численную модель (5) работоспособности ТЗП с различной вариацией состава и толщин слоев:

$$N = 25.9 + 0.2H + 0.006h - 0.0007H^2 + 0.0005Hh - 6.7 * 10^{-5}h^2. \quad (5);$$

Данная численная модель позволяет производить выбор толщин керамического слоя и подслоя с учетом желаемой долговечности в условиях отсутствия температурного градиента.

АДДИТИВНЫЕ ЛАЗЕРНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ПРОИЗВОДСТВЕ ГТД. ТЕОРИЯ И ПРАКТИКА

В.В. Исаков, АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва, isakov@salut.ru
И.А. Бурлаков, АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва, burlakov@salut.ru

Развитие современного производства ГТД связывают с возможностью многократного снижения себестоимости изготовления деталей с одновременным повышением функциональной сложности путем их выращивания на основе аддитивных технологий. Особенность аддитивной лазерной технологии состоит в сложном взаимодействии множества различных физических явлений. По сути, зона послойной

лазерной наплавки представляет собой неравновесную, нелинейную, открытую систему, обменивающуюся с внешней средой энергией и веществом. Процессы нагрева и плавления, кипения и испарения, охлаждения и кристаллизации на границе между предыдущим и последующим слоем происходят с высокой скоростью в ассиметричных условиях. Между ними могут возникать как прямые, так и обратные связи. Очевидно, что при проявлении сильной положительной обратной связи процесс послойного формирования может содержать стадии, носящие автоколебательный или взрывной характер. Чтобы успешно преодолеть проблемы, связанные с применением аддитивной лазерной технологии, необходимо сформулировать и предложить решения комплексно сопряженных междисциплинарных научных задач.

В настоящей работе предлагается, используя современные представления о поведении сложных динамических систем [1], исследовать технологию послойной лазерной наплавки как эволюцию самоорганизующейся неравновесной системы. Анализ показывает, что кинетика технологического процесса определяется, не только режимами лазерного воздействия и свойствами порошкового материала, но и законами внутреннего саморазвития искомой диссипативной системы. В такой постановке кинетическую модель аддитивной лазерной наплавки (прямое выращивание) удобно описать как схему реакции вида

$$A \to X, B \to Y, X + Y \to 2X, X \to V \qquad (1).$$

Тогда математическую модель аддитивной лазерной технологии можно представляет в виде системы из трех дифференциальных уравнений для переменных *X,Y, V*. С целью уменьшения размерности изучаемой системы, использованы рекуррентные соотношения:

$$x_{n+1} = \varphi_1(x_n, y_n), y_{n+1} = \varphi_2(x_n, y_n) \qquad (2).$$

Примечательно, что соотношение (2) можно свести к изучению отображения, зависящего от одного параметра.

В докладе представлены результаты моделирования фазовых траекторий искомой диссипативной системы. Для этого была использована специальная программа визуализации WInSet [2]. Полученные данные согласуются с результатами экспериментальных исследований.

Список литературы

1. Карлов Н.В., Кириченко Н.А. Колебания, волны, структуры.- М.: Физматлит, 2008. – 496 с.
2. Морозов А.Д., Драгунов Т.Н., Войкова С.А. и др. Инвариантные множества динамических систем в Windows. М.: Эдиториал УРСС, 1998.- 240 с.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ УЛУЧШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК АВИАЦИОННЫХ И РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОСОБЕННОСТЕЙ РАДИАЦИОННОГО ПЕРЕНОСА В МАТЕРИАЛАХ И СРЕДАХ, СОДЕРЖАЩИХ СФЕРИЧЕСКИЕ И НИТЕВИДНЫЕ НАНОЧАСТИЦЫ

А.В. Колпаков, ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», Москва, kolpakov@kerc.msk.ru

Работа представляет собой начальный этап численного исследования возможности улучшения энергетических и прочностных характеристик ракетных двигателей (РД) путем использования особенностей интенсивного излучения и поглощения электромагнитного теплового излучения сферическими и нитевидными наночастицами.

Представлены результаты численного моделирования радиационного теплообмена для сред из частиц с радиусом от 10 до 200 нанометров и со спектральными оптическими свойствами материала частиц, характерными для Al_2O_3 (конденсированная фаза продуктов сгорания в РД на твердом топливе) и для кварца в инфракрасной области спектра (волокнистая теплоизоляция).

Для расчета оптических характеристик частиц применялись известные соотношения в виде рядов, полученные ранее в результате решения системы уравнений Максвелла с соответствующими граничными условиями для задачи о рассеянии плоской электромагнитной волны на сфере и на бесконечно длинном цилиндре [1-3]. Использовались программы для расчета оптических свойств волокнистых материалов, разработанные первоначально с участием автора [4,5], улучшенные позднее и подтвердившие свою надежность и востребованность на протяжении многих лет [6-8].

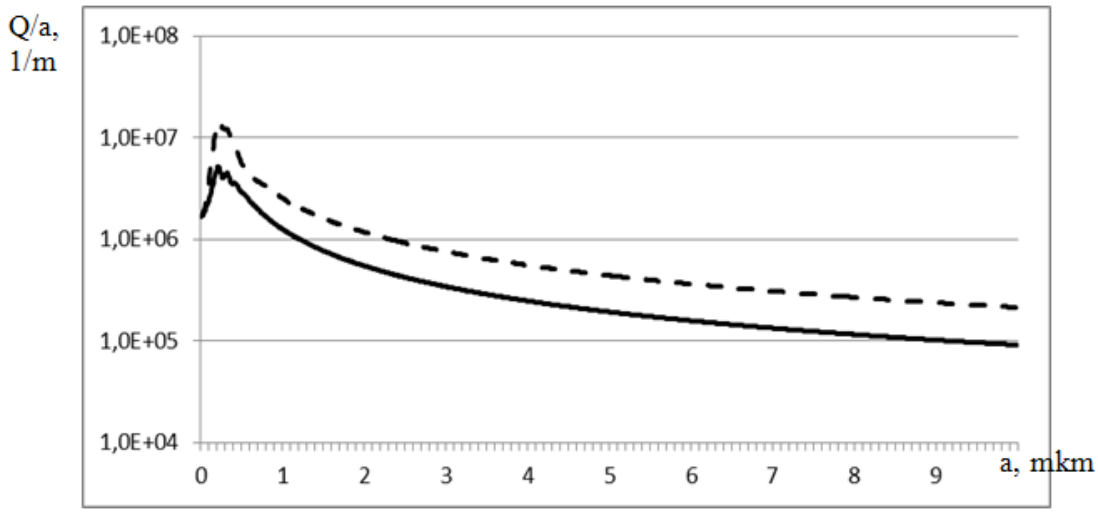


Рис. 1 – Зависимость фактора эффективности поглощения (сплошная линия) и фактора эффективности рассеяния (пунктирная линия), отнесенных к радиусу сферической частицы, от радиуса частицы для комплексного показателя преломления m=2-0,2i

Для численного решения уравнения переноса излучения с учетом поглощения и рассеяния частицами:

$$\vec{\omega}\nabla I_\lambda(\vec{r},\vec{\omega})+k_e I_\lambda(\vec{r},\vec{\omega})=\frac{k_S}{4\pi}\int_{4\pi} I_\lambda(\vec{r},\vec{\omega})f(\vec{\omega},\vec{\omega}')d\vec{\omega}'+k_a B_\lambda(T(\vec{r}))$$

использовалось P_1-приближение метода сферических гармоник, о возможностях и специфике применения которого можно подробнее узнать, например, в [9].

Выполненные расчеты показали, что при одной и той же массовой концентрации частиц среды, содержащие сферические и нитевидные наночастицы, являются существенно более эффективными излучателями и поглощателями теплового излучения по сравнению со средами, содержащими частицы с размером на уровне 10 мкм.

Поэтому радиационный тепловой поток от продуктов сгорания к твердому топливу в камере сгорания РД и к стенкам корпуса РД может увеличиться в несколько раз, если вместо частиц конденсированной фазы размером на уровне 10 микрон, как в современных РД, в двухфазных продуктах сгорания будут преобладать частицы конденсированной фазы с размером на уровне 10-20 нм.

В то же время, если при одной и той же массовой концентрации вместо волокон или сферических частиц с радиусом в несколько микрон для тепловой защиты стенки РД использовать завесы, жидкие пленки или волокнистые материалы, содержащие наночастицы, то в результате можно значительно повысить эффективность тепловой защиты стенки РД от потока собственного теплового излучения раскаленных продуктов сгорания и, соответственно, существенно уменьшить массу РД.

Список литературы

1. Bohren C.F., Huffman D.R. Absorption and Scattering of Light by Small Particles. New York: Wiley, 1983.
2. Dombrovsky L. A., Baillis D. Thermal Radiation in Disperse Systems: An Engineering Approach. Begell House, New York and Redding (CT), 2010.
3. Lind A.C., Greenberg J.M. Electromagnetic scattering by Obliquely Oriented Cylinders. Journal of Applied Physics, 1966, V.37, No. 8, pp. 3195-3203.
4. Домбровский Л.А., Колпаков А.В., Юкина Э.П. Расчет радиационно-кондуктивного теплообмена при тепловой обработке синтетических волокон. Прикладные задачи аэромеханики и космической физики, Москва, 1991, с.58-62.
5. Колпаков А.В., Домбровский Л.А., Юкина Э.П. Труды XV конференции молодых ученых. М. МФТИ, 1990 ч.2 (деп. ВИНИТИ № 6175-В90), с.4.
6. Домбровский Л.А. Расчет спектральных радиационных характеристик кварцевой волокнистой теплоизоляции в инфракрасной области. ТВТ, 1994, т.32, №2, с. 209.
7. Домбровский Л.А. Радиационные свойства теплоизоляции из металлизированных волокон. – ТВТ, 1997, т.35, №2, с 275-282.
8. Gritsevich I.V., Dombrovsky L.A., Nenarokomov A.V. Radiative transfer in vacuum thermal insulation of space vehicles. Computational Thermal Sciences, 2014, 6 (2), p.103-111.
9. Колпаков А.В., Домбровский Л.А., Суржиков С.Т. Приближенный метод расчета переноса направленного излучения в поглощающей и анизотропно рассеивающей среде. - ТВТ, 1990, т.28, №5, с.983-987.

СОПРОТИВЛЕНИЕ МНОГОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ ТИТАНОВЫХ И НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ С УЧЕТОМ АСИММЕТРИИ ЦИКЛА НАГРУЖЕНИЯ

А.Н. Котельников, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, kotelnikov@avid.ru
И.Г. Габов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, gabov-ig@avid.ru

Одним из необходимых условий обеспечения безопасной эксплуатации воздушного судна с газотурбинным двигателем (ГТД), является способность деталей ГТД сопротивляться многоцикловой усталости. Большинство отказов ГТД на этапе доводки и эксплуатации связано с усталостными дефектами [1]. Сопротивление многоцикловой усталости материалов деталей газотурбинных двигателей зависит от многих технологических и эксплуатационных факторов, в т.ч. от асимметрии цикла нагружения (среднего напряжения в цикле) [2, 3]. Наиболее полно и просто представление о зависимости предела выносливости материала при асимметричном цикле дают диаграммы предельных амплитуд цикла нагружения [2, 3]. В практике инженерного анализа принято использовать следующие формы диаграммы предельных амплитуд: параболу Гербера, прямую Гудмана и прямую Зодерберга [1, 3]. Другим подходом к описанию зависимости сопротивления усталости материалов от среднего напряжения в цикле нагружения является использование соотношений, предложенных Смитом, Уотсоном, Топпером (SWT) или Уокером [4]. Уравнения SWT или Уокера определяют переход от результатов усталостных испытаний при различных асимметриях цикла нагружения к эквивалентным напряжениям.

В работе представлены исследования сопротивления многоцикловой усталости материалов деталей газотурбинных двигателей. Исследование проводили при воздействии эксплуатационных факторов нагружения – асимметрии цикла и температуры. Описан подход представления результатов усталостных испытаний при различных асимметриях цикла нагружения в виде единой кривой усталости, выраженной через эквивалентные напряжения по соотношению (уравнению) Уокера [4]. Методами регрессионного анализа получены зависимости для описания влияния среднего напряжения цикла нагружения на усталостную долговечность титановых и никелевых сплавов [5]. Построены диаграммы предельных амплитуд цикла нагружения для титановых и никелевых сплавов при различных асимметриях цикла и температурах. Выполнено сравнение экспериментальных диаграмм предельных амплитуд с уравнениями Гудмана и Зодерберга.

Полученные зависимости амплитудных значений пределов выносливости от средних напряжений цикла нагружения могут быть использованы для прогнозирования ресурса многоцикловой усталости деталей газотурбинного двигателя.

Список литературы

1. Петухов А.Н. Сопротивление усталости деталей ГТД. – М.: Машиностроение, 1993. – 240 с.: ил.
2. Конструкционная прочность материалов и деталей газотурбинных двигателей/И.А. Биргер, Б.Ф. Балашов, Р.А. Дульнев и др.; Под ред. И.А. Биргера и Б.Ф. Балашова. – М.: Машиностроение, 1981. – 222 с., ил.
3. Когаев В.П. Расчеты на прочность при растяжениях, переменных во времени/Под ред. А.П. Гусенкова; 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1993 (III). 364с.: ил. – (Б-ка расчетчика/Ред. кол.: В.А. Светлецкий (пред.) и др.).
4. Theodore Nicholas. High Cycle Fatigue. A Mechanics of Materials Perspective. Elsevier Ltd., 2006.
5. Степнов М.Н. Статистические методы обработки результатов механических испытаний: Справочник. – М.: Машиностроение, 1985. – 232 с.

СТРУКТУРА, ФАЗОВЫЙ СОСТАВ И ПРОЧНОСТНЫЕ СВОЙСТВА МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ, ЛЕГИРОВАННЫХ ТАНТАЛОМ, РЕНИЕМ И РУТЕНИЕМ

В.П. Кузнецов, УрФУ, Екатеринбург, turbomet-ek@yandex.ru
В.П. Лесников, УрФУ, Екатеринбург
Н.А. Попов, УрФУ, Екатеринбург

В работе проведен анализ структуры, фазового состава и прочностных свойств монокристаллического никелевых сплавов (ЖНС)- с кристаллографической ориентировкой [001].

Установлены закономерности необратимых изменений ($\gamma+\gamma'$) –структуры монокристаллических сплавов ЖС32-ВИ, ЖС36-ВИ и ВЖМ5-ВИ после длительных выдержек в интервале температур 1050 – 1300°С. Показано, что при охлаждении образцов от температуры выдержки на воздухе происходит распад γ –фазы по схеме $\gamma \rightarrow \gamma_н+\gamma'_н$ и образуется ультрамелкодисперсная смесь ($\gamma_н+\gamma'_н$) наноразмерного уровня. Мелкие частицы $\gamma'_н$ –фазы имеют размеры 20…60нм, с прослойками $\gamma_н$ –фазы между частицами $\gamma'_н$ имеют толщину порядка 10…20 нм. Формирование $\gamma'_н$ –фазы происходит на границах крупной γ' –фазы со смесью ($\gamma_н+\gamma'_н$).

Изучено образование ТПУ –фаз разной морфологии в монокристаллических сплавах после выдержек в интервале температур 1050 – 1200°С. Показано, что ТПУ – фазы являются μ -фазами типа $(Ni,Co)_7(Cr,W,Re,Mo)_6$ и имеют примерно следующий средний состав, % масс.: 23Ni – 8Co – 40W – 20Re – 4Mo – 5 Cr. Интенсивное образование μ -фаз происходит в осях дендритной ячейки, а их рост в матрице из γ' –фазы, которая обогащена Al, Ti, Ta. Химический состав и морфология μ -фаз определяются химическим составом ЖНС и температурно-временной областью при выдержках.

Установлена взаимосвязь между структурными изменениями в ЖНС при высокотемпературных выдержках и остаточными прочностными свойствами монокристаллических ЖНС (длительная прочность, кратковременные механические свойства ($\sigma_{0,2}$; $\sigma_В$; δ). Показано, что образование μ -фаз и, как следствие, обеднение γ – матрицы по Re и W приводит к уменьшению длительной прочности сплавов ЖС36-ВИ и ВЖМ5-ВИ. Наблюдается корреляционная зависимость изменения длительной прочности

сплавов от количества образовавшихся μ -фаз. Выявлено, что при растяжении разрушение сплавов происходит за счет образования и развития трещин по границе раздела крупная γ' –фаза / μ -фаза.

Обнаружено нанофазное упрочнение монокристаллических сплавов ЖС36-ВИ и ВЖМ5-ВИ после высокотемпературных выдержек. Кратковременные механические свойства сплавов при Т=20°С и Т=975°С после температурных выдержек значительно возрастают за счет формирования частиц $\gamma'_н$ –фазы наноразмерного уровня, которые заполняют каналы γ –фазы в (γ+γ') –структуре сплава и обеспечивают высокую прочность. Разработан способ термической обработки монокристаллических ЖНС, который обеспечивает увеличение механических свойств сплавов на 20-30% (патент РФ №2485204).

Полученные прочностные характеристики ЖНС позволяют спрогнозировать эксплуатационные свойства и применяться в процессе проектирования рабочих лопаток ТВД и при формировании банка данных расчетных характеристик конструкционной прочности сплавов.

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ЖАРОПРОЧНЫХ СТАЛЕЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПРИ СТАТИЧЕСКОМ И ЦИКЛИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ

С.А. Кунавин, АО «НПО «ЦНИИТМАШ», Москва, kun-serg@mail.ru
В.Н. Скоробогатых, АО «НПО «ЦНИИТМАШ», Москва
И.А. Щенкова, АО «НПО «ЦНИИТМАШ», Москва

Повышение эффективности работы энергетических установок неразрывно связано с решением задачи улучшения и получения достоверных оценок механических и эксплуатационных свойств жаропрочных сталей.

В настоящей работе проведено исследование механических свойств жаропрочных сталей близких по составу к маркам 10Х9МФБР и ЭП823 при статическом и циклическом нагружении в диапазоне температур Т = 20 – 600 ^{O}С. Учитывая, что на механические свойства жаропрочных, теплоустойчивых сталей в определенном диапазоне температур может оказывать скорость нагружения статические испытания проводили с различными скоростями движения активного захвата испытательной машины в диапазоне: $v_и$ = 0,3 - 10 мм/мин. Основным видом циклических испытаний являлись испытания на малоцикловую усталость (МЦУ) в условиях жесткого режима нагружения.

Результаты испытаний (рис. 1) показали, что наиболее значимым фактором, влияющим на механические свойства, является температура испытания. Поэтапное повышение температуры до 400 ^{O}С и затем до 600 ^{O}С вызывает снижение характеристик прочности ($\sigma_В$ и $\sigma_{0,2}$) по сравнению с комнатной температурой в среднем на 20% и 50%, изменяет соотношение стадий равномерной и локализованной деформаций (при Т = 600 ^{O}С равномерная деформация практически не реализуется), приводит к возрастанию отношения $\sigma_{0,2}/\sigma_В$ до значений 0,91-0,94.

Влияние скорости нагружения $v_и$ начинает проявляться при достижении температуры Т ≈ 400 ^{O}С, отвечающей проявлению эффекта ползучести. При Т = 600 ^{O}С величины ($\sigma_В$ и $\sigma_{0,2}$) значительно возрастают с увеличением значений $v_и$ с 0,3 мм/мин до 1,0 и затем до 10 мм/мин соответственно на (6 % и 8%) и (22% и 21%).

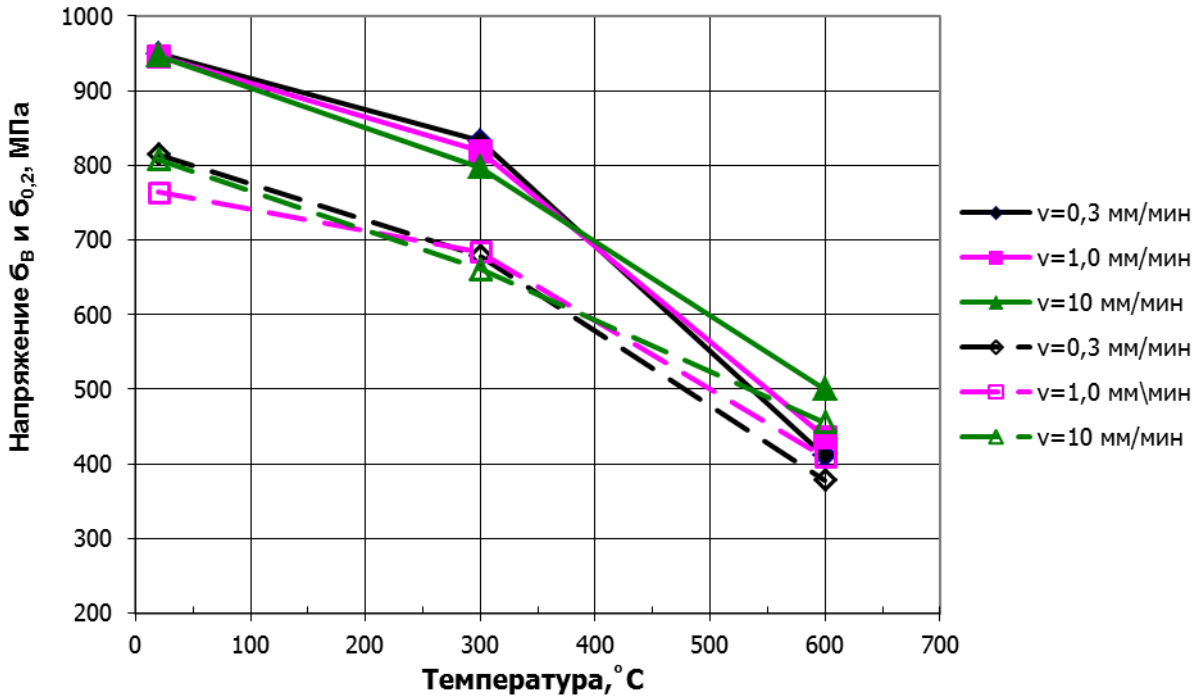


Рис.1 – Изменение значений предела текучести и временного сопротивления в зависимости от температуры испытания

Характеристики пластичности неоднозначно изменяются с повышением температуры. При Т = 300-400 ^{O}С величина δ_5 заметно уменьшается (на 5 - 17%), при Т = 600 ^{O}С существенно возрастает (на 45 – 54%). Значительное изменение поперечного сужения ψ наблюдается только при Т = 600 ^{O}С (повышение на 40 – 47%).

Установлено, что исследованные стали относятся к категории циклически разупрочняющихся материалов: отношение $\sigma_{0,2}/\sigma_B$ составляет 0,80 - 0,94 для всех температур испытания и скоростей нагружения (величина этого соотношения возрастает с ростом температуры).

Малоцикловые испытания, проведенные в условиях растяжения-сжатия с заданными амплитудами деформаций в диапазоне ε_a = (1,3 – 0,2)% показали, что кинетика упругопластического деформирования стальных образцов типична для циклически разупрочняющихся материалов: с увеличением числа циклов нагрузки происходит монотонное уменьшение размаха напряжений.

На рис.2 приведены кривые малоцикловой усталости для сталей ЭП 823 и 10Х9МФБР, построенные по параметру зарождения усталостной трещины (размером 0,5 – 1,5 мм) при температуре Т = 600 ^{O}С. Из полученных зависимостей следует, что во всем испытанном диапазоне амплитуд упругопластической деформации сталь ЭП823 лучше сопротивляется процессу усталостного разрушения в области малоцикловой усталости.

Как показали результаты фрактографического анализа процесс разрушения при МЦУ является типично усталостным и состоит из двух основных стадий: зарождения и развития усталостной трещины. Для большинства испытанных образцов на поверхности рабочей части в области разрушения отчетливо выявляется наличие нескольких усталостных трещин, что свидетельствует о многоочаговом процессе усталостного разрушения. Микрорельеф в зоне развития трещины характеризуется наличием усталостных бороздок, вторичных микротрещин и микропор.

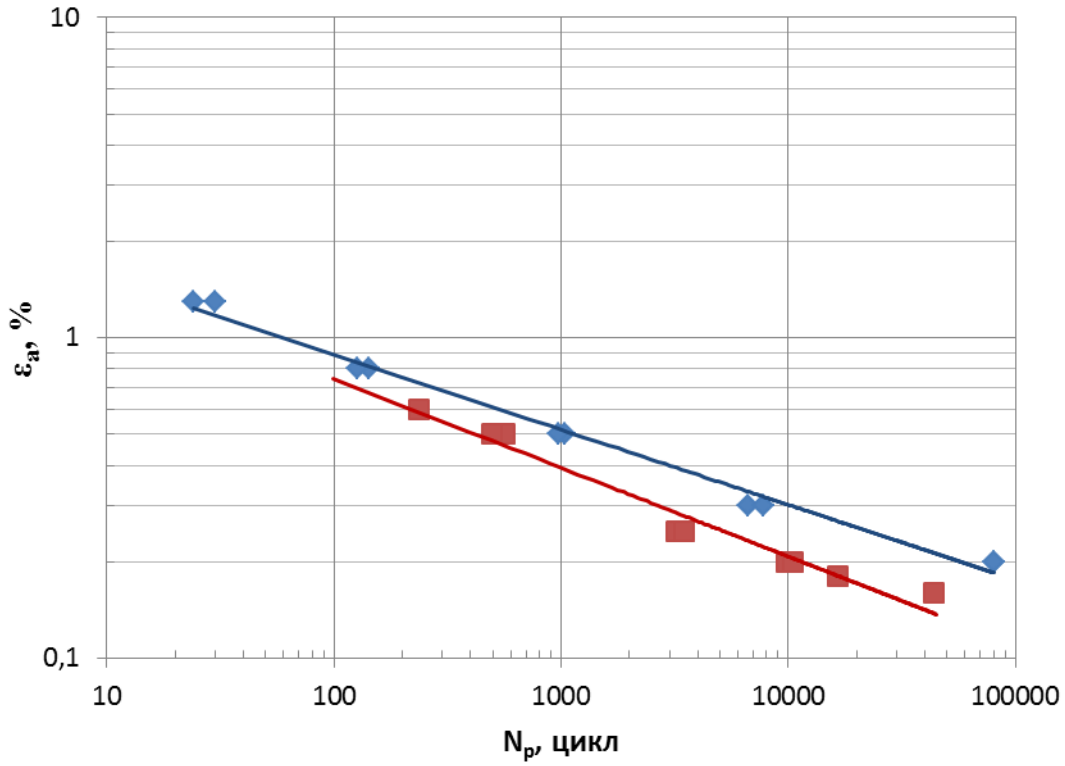


Рис. 2 – Зависимость амплитуды деформации ε_a от числа циклов до разрушения N для сталей ЭП823 и 10Х9МФБР при температуре испытания T = 600 ^{O}C

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ИСПЫТАНИЙ ДЕТАЛЕЙ ГТД НА РАЗГОННЫХ СТЕНДАХ

А.Р. Лепешкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lepeshkin@rtc.ciam.ru

Экспериментальные исследования рабочих колес, деталей и узлов авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) эффективно проводятся на разгонных стендах с целью установления их ресурса на основе проведения циклических испытаний, определения их напряженно-деформированного состояния (НДС) и несущей способности; проведения испытаний на непробиваемость корпусов, птицестойкость, износостойкость уплотнений, бандажных полок и других деталей рабочих колес; проведения технологической операции автофретирования дисков; оптимизации конструктивно-технологических решений, подтверждения расчетных методик и др.

Для повышения эффективности техники разгонных и циклических испытаний рабочих колес, дисков и деталей ГТД модернизирован разгонный стенд с современной автоматизированной системой управления частотой вращения и программой циклических испытаний, разработан и усовершенствован комплекс расчетно-экспериментальных методов испытаний [1-6]:

- метод управления обрывом лопаток рабочих колес при испытаниях корпусов ГТД на непробиваемость [1],
- метод циклических испытаний [2] дисков и рабочих колес с моделированием заданного распределения температуры с использованием режимов индукционного нагрева [3] и разработанных конструкций индукторов [4] при циклическом изменении частоты вращения по заданной программе,

- методика статического тензометрирования дисков ГТД на переходных режимах в упругопластической области,
- технологическая операция автофретирования дисков с измерением остаточных деформаций.

Разгонные стенды позволяют проводить прочностные испытания в широком диапазоне частот вращения до 70000 об/мин и температуры до 800 °С.

Приведены результаты экспериментальных исследований дисков и рабочих колес ГТД на разгонных стендах при циклических испытаниях с учетом контроля развития трещин, испытаниях корпуса с использованием метода управляемого обрыва лопатки, автофретировании и статическом тензометрировании с учетом неравномерного нагрева.

Разработаны методики расчетно-экспериментального моделирования теплового и термонапряженного состояния деталей ГТД с использованием индукционного нагрева при циклических испытаниях (рис. 1).



Рис.1 – Циклические испытания дисков турбин ГТД в испытательной камере стенда Т14-01

На основе проведенных исследований и многокритериальной оптимизации многозонного индукционного нагрева [5] получены рекомендации по выбору скоростей нагрева и частот тока, которые позволяют повысить точность воспроизведения термонапряженного состояния деталей при стендовых испытаниях. Указанная многокритериальная задача решается комплексным методом оптимизации Бокса с использованием принципа Парето. Данный метод итерационный и является модификацией метода Нелдера–Мида. С помощью 3D конечно-элементного анализа нагрева дисков на повышенных частотах вращения исследовано выделение дополнительной тепловой энергии в материале диска при вращении его в электромагнитном поле, созданном петлевыми индукторами [4]. Рассмотрены возможности использования сильных постоянных магнитов и электромагнитов для моделирования температурных полей малоразмерных дисков в проведенных экспериментах.

В методе испытаний корпусов на непробиваемость используются разработанная расчетная методика для определения параметров ослабленного сечения рабочей лопатки или ее замка и рекомендации по выбору минимального запаса прочности указанного сечения и методика специального электронагрева ослабленного сечения лопатки для

обеспечения ее гарантированного обрыва на заданной частоте вращения под действием центробежных сил (без применения взрыва).

При разгонных испытаниях важно знать величину мощности трения рабочих колес ГТД о воздух (пониженного давления) в испытательной камере. Для расчета указанной мощности трения предложена усовершенствованная формула, в которую входят дополнительные функции в зависимости от количества лопаток, хорды лопатки и др.

Приведены результаты исследований остаточных деформаций в заготовке диска турбины ГТД при выполнении нескольких режимов автофретирования на разгонном стенде. Получены количественные оценки окружной неравномерности остаточных деформаций на разных радиусах заготовки диска при увеличении частоты вращения.

Проведены разгонные испытания и статическое тензометрирование дисков и рабочих колес ГТД (в том числе из композиционных материалов) в вакуумной камере с использованием модернизированного привода токосъемника, позволяющего расширить диапазон частот вращения и повысить надежность измерений. От тензорезисторов, установленных на рабочем колесе, тензосигналы передавались через ртутный токосъемник на автоматизированную систему. Статическое тензометрирование осуществлялось на переходных режимах в упруго-пластической области с получением кривой деформирования материала диска в зависимости от частоты вращения.

Указанные выше расчетно-экспериментальные методы были использованы при испытаниях на модернизированных разгонных стендах и позволили более точно моделировать режимы эксплуатационного термомеханического нагружения дисков.

Список литературы

1. Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г., Ножницкий Ю.А. Способ испытаний корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации. Патент № 2371692 Россия. Бюл. — №30. 2009.
2. Лепешкин А.Р., Скибин В.А. Способ термоциклических и разгонных испытаний дисков турбомашин. Патент № 2235982 Россия. Бюл. — №25. 2004.
3. Кувалдин А.Б., Лепешкин А.Р. Скоростные режимы индукционного нагрева и термонапряжения в изделиях. Монография. — Новосибирск: Изд.-во НГТУ, 2006. — 286 с.
4. Лепешкин А.Р., Лепешкин С.А. Индуктор для нагрева вращающихся деталей. Патент № 2270534 Россия. Бюл. — №5. 2006.
5. Лепешкин А.Р., Лепешкин С.А. Многокритериальная оптимизация индукционного нагрева дисков ГТД при испытаниях на разгонном стенде // Авиационно-космическая техника и технология. 2007. — № 7(44). — С. 156-164.
6. Лепешкин А.Р., Андреев В.В., Балуев Б.А. Устройство для испытаний деталей турбомашин. Патент № 33225 Россия. 2003.

РАСЧЕТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НДС КЕРАМИЧЕСКИХ ТЗП СТОЛБЧАТОЙ СТРУКТУРЫ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ И ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ

А.Р. Лепешкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lepeshkin@rtc.ciam.ru
Н.Г. Бычков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bychkov@rtc.ciam.ru
А.В. Першин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bychkov@rtc.ciam.ru
А.Ш. Хамидуллин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
bychkov@rtc.ciam.ru

Для обеспечения работоспособности высокоэффективных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) необходимо создание новых жаропрочных материалов, а также улучшение защиты деталей высокотемпературного тракта ГТД с помощью теплозащитных и жаростойких покрытий. Применение теплозащитных покрытий (ТЗП) для охлаждаемых лопаток является актуальным направлением совершенствования авиационных ГТД и ГТУ. ТЗП защищают не только поверхность лопаток от высокотемпературной коррозии, но и материал лопатки от разупрочнения в результате воздействия высоких температур. Наиболее эффективная защита материала детали от теплового потока с помощью ТЗП происходит в случае использования керамических покрытий на основе диоксида циркония ZrO_2. Однако весьма проблематичны вопросы долговечности, поскольку сопротивление разрушению этих покрытий при растяжении очень низкое, а в условиях эксплуатации в покрытиях возникают напряжения от воздействия центробежных сил и знакопеременные термические напряжения при термоциклическом нагружении. Эффективность теплозащиты покрытий и их долговечность зависит не только от теплофизических свойств, химического состава, но и от технологии нанесения покрытия. Среди множества технологий нанесения покрытий лучшую теплозащиту при высоком сопротивлении термомеханической усталости обеспечивает электронно-лучевой метод. С помощью указанного метода образуется керамическое покрытие столбчатой структуры на поверхности металлического подслоя (промежуточного жаростойкого покрытия) рабочей лопатки турбины ГТД.

В данной работе проводились расчетные исследования напряженно-деформированного состояния (НДС) столбчатого керамического покрытия лопатки ГТД с учетом того, что в условиях эксплуатации материалы лопатки и керамического ТЗП нагружены центробежными [1] и газодинамическими силами. Деформация подслоя под действием центробежных и газодинамических сил совместно с температурной деформацией сопровождается увеличением расстояния между ножками столбчатого покрытия, сросшаяся поверхность которого при этом растрескивается на блоки и одиночные столбики. Под действием указанных сил ножки волокон (столбиков) покрытия подвергаются изгибу. Низкая прочность керамики при растяжении приводит к разрушению покрытия. Поэтому расчет максимально допустимой толщины “столбчатого“ ТЗП должен проводиться с учетом температуры эксплуатации, центробежных нагрузок и газодинамических сил, а также конфигурации столбиков ТЗП с учетом нижней границы металлизированного керамического слоя покрытия, имеющего толщину 10-15 микрон.

На основе проведенных расчетов НДС с учетом конусности столбиков получены распределения напряжений по высоте одиночных столбиков и столбиков, находящихся в блоках, керамического покрытия при воздействии центробежных или газодинамических сил. При расчете НДС столбиков в блоках использовалась гипотеза плоско-параллельного движения.

Список литературы

1. Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г. Расчетные исследования напряженно-деформированного состояния столбчатого керамического покрытия лопатки турбины ГТД в поле действия центробежных сил // Научные труды. Вестник МАТИ. 2010. № — 17(89). — С. 58-62.

МЕТОДИКА АВТОФРЕТИРОВАНИЯ ДИСКОВ ТУРБИН ГТД НА РАЗГОННОМ СТЕНДЕ

А.Р. Лепешкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lepeshkin@rtc.ciam.ru

В результате необратимых процессов пластичности и ползучести деформация дисков авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) может быть значительной и приводить к нежелательным явлениям - изменению зазоров в лабиринтных уплотнениях, короблению, изменению посадок, задеванию лопаток за корпус и т. д. Для повышения циклической долговечности и для того, чтобы при работе не менялись посадки и зазоры, а материал деформировался упруго, применяют технологические операции предварительной раскрутки заготовки диска – автофретирование [1, 2]. Как правило, автофретированию подвергаются заготовки дисков турбин, которые при эксплуатации должны выдерживать нагрузку от лопаток при высоких скоростях вращения и при повышенных температурах. Вследствие упрочнения материала деформации в дальнейшем не увеличиваются. Появление пластических деформаций в ступице ведет к перераспределению напряжений. Более того, допуская более высокий, чем предел пропорциональности, уровень напряжений в диске, можно уменьшить его вес. При автофретировании пластическое деформирование материала диска в ряде случаев позволяет повысить его циклическую долговечность за счет создания благоприятного поля остаточных напряжений. Процесс автофретирования заключается в следующем. Заготовку диска подвергают однократному воздействию центробежных сил при частоте вращения, на 10-25 % превышающей эксплуатационную на разгонном стенде. При этом, в наиболее нагруженной зоне диска вблизи ступицы возникают напряжения, превышающие предел текучести материала, приводящие к пластической деформации. Затем заготовку диска снимают со стенда и подвергают механической обработке. В работах [1, 2] приведено однократное нагружение заготовки диска при автофретировании.

В данной работе предлагается разработанная методика автофретирования диска турбины. Методика заключалась в использовании нескольких циклов нагружения при постепенном увеличении максимальной частоты вращения в каждом цикле нагружения и с замерами и контролем остаточных удлинений и температур после каждого цикла нагружения. Программа автофретирования состояла из 5 циклов нагружений с разгонами до максимальных частот вращения до 14000, 15500, 16800, 17600 и 17600 об/мин на разгонном стенде. После каждого нагружения и остановки диска замерялась температура в области обода и полотна диска она составляла соответственно 43,3; 51,6; 78,0; 58,2 и 82 °С (на ободе) и 39,9; 44,3; 65,5; 54,0 и 75,5 °С (в зоне полотна). После окончания каждого нагружения заготовка снималась со стенда для замеров остаточных удлинений с использованием оптической координатно-измерительной машины. После пятого цикла нагружения остаточное удлинение составляло 0,1 мм вблизи ступичной области заготовки диска. Приведены результаты исследований остаточных удлинений в заготовке диска турбины ГТД при выполнении нескольких режимов автофретирования на разгонном стенде. Получены количественные оценки окружной неравномерности

остаточных деформаций на разных радиусах заготовки диска при увеличении частоты вращения.

Применение отлаженной технологической операции автофретирования позволяет повысить циклическую долговечность диска турбины ГТД в 1,5-2,5 раза в зависимости от материала диска и условий эксплуатации.

Список литературы

1. Демьянушко И.В., Биргер И.А. Расчет на прочность вращающихся дисков — М.: Машиностроение, — 1978. — 247 с.
2. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. — Пермь.: ОАО Авиадвигатель, — том 4. 2006. — 199 с.

РАЗРАБОТКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ЭКОНОМНО ЛЕГИРОВАННОГО ЖАРОПРОЧНОГО НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА ДЛЯ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИН АВИАЦИОННЫХ ГТД

А.В. Логунов, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, logunov06@rambler.ru
Ю.Н. Шмотин, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, yuri.shmotin@npo-saturn.ru
И.А. Лещенко, ОАО «НПО «Сатурн», Москва, igor.leshchenko@yandex.ru
Д.В. Данилов, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, danilov_d.v@rambler.ru
И.И. Хрящев, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, dixpy@mail.ru

На протяжении всей истории применения авиационных газотурбинных двигателей усилия инженеров направлены на повышение параметров их термодинамического цикла – давления за компрессором и температуры перед турбиной. Возможность прогресса в этом направлении ограничивается наличием материала для турбинных лопаток. Появление монокристаллических никелевых сплавов предопределило возможность повышения температуры цикла. Применение рения и рутения в качестве легирующих компонент позволило почти в 1.5 раза повысить уровень длительной жаропрочности, тем самым осуществить скачок в области авиационных материалов.

Вместе с тем, указанные элементы отличаются крайне высокой стоимостью. При их суммарном содержании в сплавах IV-го поколения 10…13% по массе полезный эффект от легирования этими элементами может оказаться неоправданным с экономической точки зрения. Этот факт нашел свое отражение в ограниченном применении сплавов IV-го поколения, особенно в нашей стране.

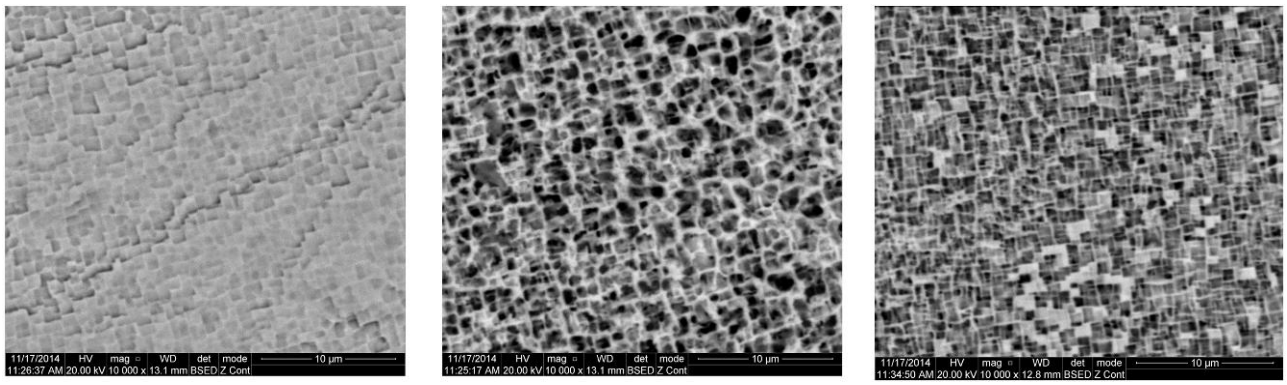
В настоящее время в РФ широко применяется сплав 2-го поколения ЖС32-ВИ. Созданный в 70-х годах прошлого века, этот сплав обладал в свое время рекордными пределом длительной прочности $\sigma_{100}^{1000} = 240 - 245\ МПа$. Это достигалось за счет легирования его рением в количестве 4…4,5%, что делает стоимость шихты весьма высокой (17.8 млн.руб/т). Учитывая востребованность материала с указанными свойствами, приобретает актуальность проблема разработки сплава-аналога, экономно легированного дорогостоящим рением, либо вообще не содержащего его.

Работы в этом направлении ведутся достаточно давно. Так, сплав СЛЖС-1 [1] на момент создания имел наивысшую жаропрочность среди безрениевых сплавов – однако высокий удельный вес 9.03 г/см^3 не позволил использовать его на практике, несмотря на уровень $\sigma_{100}^{1000} = 255\ МПа$. Зарубежная фирма Cannon-Muskegon на 12-м международном

симпозиуме “Superalloys 2012” представила новый безрениевый сплав CMSX-7, σ_{100}^{1000} и плотность которого составляет соответственно 235 МПа и 8.8 г/см^3.

В настоящей работе представлены результаты исследования, направленного на создание нового материала, получившего рабочее название СЛЖС32БР, и соответствующего сплаву ЖС32-ВИ по своим параметрам. Поиск эффективного состава нового материала осуществлялся на базе комбинации компьютерного моделирования жаропрочных никелевых сплавов с процедурой численной оптимизации их состава [2]. Выбранный нами в качестве прототипа состав сплава по оценкам модели обеспечивает предел длительной жаропрочности $\sigma_{100}^{1000} = 250\ МПа$ при плотности $d = 8.83 г/см^3$.

Микроструктура литого состояния представлена на рисунке 1. Отмечается «правильная» форма $\gamma'-$ преципитатов, близкая к кубической. В структуре сплава после полного цикла термической обработки количество эвтектических выделений из γ' фазы не превышает 1,85 %, что, с одной стороны, подтверждает эффективность выбранного режима термической обработки, а, с другой стороны, говорит о предельном использовании упрочняющего воздействия за счет легирования вольфрамом и танталом. В термообработанном образце $\gamma'-$ фаза имеет кубическую форму размерами ≈ 850 нм (рисунок 1 в). Наличия ТПУ фаз не выявлено.



а) *б)* *в)*

Рис. 1 – Структура сплава: а) в литом состоянии в оси дендрита; б) в литом состоянии в междендритной области; в) после термической обработки

Результаты исследования механических свойств показывают, что предел прочности σ_B опытного состава совпадает с показателями сплава ЖС32, при этом предел текучести σ_{02} значительно (на 17%) превышает соответствующий параметр для сплава ЖС32. Относительное удлинение δ и сужение ψ образца из СЛЖС 32 БР несколько меньше, чем у ЖС32, но находится на достаточно высоком уровне для условий эксплуатации. Таким образом, в области низких температур сплав СЛЖС32БР полностью соответствует показателям серийного сплава ЖС32.

Длительная жаропрочность сплава СЛЖС-32БР в сравнении со сплавами II поколения и современным материалом CMSX-7, определялась на основе аппроксимации результатов экспериментальных исследований кривой Ларсона-Миллера. Экспериментальный материал СЛЖС32БР не уступает как зарубежному сплаву CMSX-7, так и материалу II-го поколения ЖС-32, содержащему 4% рения (таблица 1).

Стоимость сплава СЛЖС32БР составляет около 7.5 млн.руб./т., в то время как цена шихты сплава ЖС32, обладающего таким же уровнем работоспособности, равна 17.8 млн.руб./т., т.е. выше в 2.4 раза.

Таблица 1. Длительная прочность и стоимость сплавов

Сплав	σ_{100}^{1000}, МПа	σ_{500}^{1000}, МПа	Цена за тонну, млн. руб
ЖС6У	163	111	2.3
СЛЖС32БР	238	180	7.5
ЖС32	240	175	17.8
CMSX-7	235	175	8.0

Список литературы

1. А.В. Логунов, М.Л. Кузменко, Ю.Н. Шмотин, С.А. Гришихин. «Жаропрочный литейный сплав на основе никеля», Патент РФ № 2439185, 2012
2. А.В. Логунов, Ю.Н. Шмотин, И.А. Лещенко, Р.Ю. Старков «Моделирование и разработка новых жаропрочных сплавов», ч. 1, «Двигатель», 2013, № 5(89), с. 24 – 28.

ДЕФОРМАЦИОННЫЙ РЕЛЬЕФ В ПОЛЫХ КОНСТРУКЦИЯХ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ6 ПОСЛЕ СВЕРХПЛАСТИЧЕСКОЙ ФОРМОВКИ

Р.Я. Лутфуллин, ИПСМ РАН, Уфа, lutram@anrb.ru
А.А. Круглов, ИПСМ РАН, Уфа, alweld@go.ru
А.В. Сисанбаев, ИПСМ РАН, Уфа, sisan-av@yandex.ru

Сверхпластическая формовка (СПФ) позволяет изготавливать из титановых сплавов тонкостенные оболочки, полые гофрированные и ячеистые конструкции [1,2]. Известным примером таких конструкций является полая широкохордная лопатка вентилятора авиационного двигателя с высокой степенью двухконтурности [3]. После СПФ в изделиях образуется деформационный рельеф поверхности (ДРП) [4]. ДРП может понижать уровень усталостной прочности при эксплуатации конструкций в условиях знакопеременных нагрузок [5]. Появление ДРП при сверхпластической деформации в первую очередь связывают с развитием зернограничного проскальзывания (ЗГП) – основного механизма структурной сверхпластичности [4]. В свою очередь ЗГП зависит от размера зерна и температурно-скоростных условий сверхпластической формовки. Дополнительно, на морфологию ДРП могут влиять оксидная пленка и структурно измененный поверхностный слой титанового сплава, возникший, например, после взаимодействия с технологическим покрытием.

Целью доклада является ознакомление с результатами исследований особенностей формирующегося ДРП в модельных полых конструкциях, изготовленных методом СПФ из титанового сплава ВТ6.

Образцы в виде полусфер и модели гофрированной конструкции были изготовлены из листов титанового сплава ВТ6 толщиной ~ 0,8 мм. Оптимальную температуру СПФ выбирали исходя из среднего размера зерен (0,2…8,4 мкм) в исходных титановых листах. С помощью лазерного сканирующего микроскопа «LSM-5-Exciter» (Carl Zeiss, Germany) проводили 3D-съемку шероховатости поверхности исходного листа, ДРП внешней и внутренних поверхностей исследованных конструкций. Бесконтактный конфокальный метод 3D-сканирования позволяет визуализировать и измерять топографию ДРП разного типа и профиля. С помощью программы 3D-анализа «ZEN» определяли локальные (по профилограмме) и интегральные (по всей сканируемой поверхности) параметры ДРП: **Ra**

и **RSa** – «дисперсия» (среднее арифметическое отклонение), **Rc** и **RSc** – «средняя высота», **Rz** и **RSz** – «экстремум» (усредненный пик долины). Определяли также безразмерный параметр морфологии ДРП – **RSku** («эксцесс»). «Эксцесс» (или «резкость») является мерой остроты пиков рельефа поверхности.

Результаты исследований показали, что в целом, при увеличении среднего размера зерен в сплаве ВТ6 в ~ 3 раза параметры **RSc** и **RSz** увеличиваются в ~1,3 и ~1,8 раза, соответственно. Увеличение $\mathbf{RS_{ku}}$ указывает на качественное изменение морфологии ДРП, что связано с микрорастрескиванием на исследуемой поверхности.

Эксперименты показали, что для ДРП без оксидной пленки и измененного слоя от взаимодействия с антисварочным покрытием размерные параметры деформационного рельефа поверхности в целом становятся выше уровня шероховатости исходного листа, а безразмерный параметр $\mathbf{RS_{ku}}$ не изменяется. Появление оксидной пленки приводит не только к дополнительному увеличению размерных параметров ДРП, но и к изменению параметра «эксцесса» $\mathbf{RS_{ku}}$. Наличие измененного слоя на поверхности титанового сплава после взаимодействия с антисварочным покрытием оказывает еще большее влияние на параметры ДРП. Оксидная пленка или измененный поверхностный слой увеличивают $\mathbf{RS_{ku}}$, что проявляется в заметном росте степени остроты пиков рельефа. Это указывает на качественное изменение морфологии ДРП, которое происходит в случае появления микротрещин в поверхностном слое. Характерным признаком микротрещины является соотношение размеров ее ширины (**ΔR)** и глубины (**ΔZ**), т.е. когда **ΔR << ΔZ .**

Таким образом, метод бесконтактной лазерной сканирующей микроскопии является эффективным локальным и интегральным методом количественного 3D-контроля ДРП разного типа. Сравнительный анализ модельных конструкций из титанового сплава ВТ6 показал, что наличие оксидной пленки или структурно измененного слоя оказывает существенное влияние на параметры морфологии ДРП после СПФ. Безразмерный параметр в виде «резкости» рельефа **RSku** отражает качественную смену морфологии ДРП и может быть использован как критерий возникновения микротрещин на внешней и внутренней поверхности конструкции ответственного назначения.

Список литературы

1. Сверхпластическая формовка конструкционных сплавов / Под. ред. Пейтона Н., Гамильтона К. М.: Металлургия, 1985. – 312 с.
2. Петров Е.Н., Родионов В.В., Кузьмин Э.Н., Лутфуллин Р.Я., Сафиуллин Р.В. Ячеистые конструкции. Снежинск: Изд-во РФЯЦ-ВНИИТФ, 2008. – 176 с.
3. Мулюков Р.Р., Сафиуллин Р.В., Круглов А.А., Лутфуллин Р.Я., Иноземцев А.А., Кокшаров Н.Л., Харин С.А., Морозов М.А. Перспективная технология изготовления полой широкохордной лопатки вентилятора. В кн.: Нанотехнологии и наноматериалы Пермского края. Пермский ЦНТИ, 2009, с. 61-65.
4. Кайбышев О.А. Сверхпластичность промышленных сплавов. М.: Металлургия, 1984. – 264 с.
5. Partridge P.G. and Dunford D.V. Effect of superplastic deformation on the surface roughness of sheet. In: Superplasticity and Superplastic Forming. Edited by C.H.Hamilton and N.E.Paton. The Minerals, Metals and Materials Society, 1988. - pp. 215-210.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ФРЕТТИНГА АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ С ПОКРЫТИЯМИ

М.А. Ляховецкий, МАИ, Москва, maxim.lyakhovetskiy@mai.ru
Л.Н. Лесневский, МАИ, Москва, lesnevskiy@yandex.ru,

В производстве элементов ГТД определенное место занимает изготовление деталей из алюминиевых сплавов. Наибольшая номенклатура алюминиевых сплавов используется в гидроагрегатах двигателя (топливных, масляных и гидравлических). При этом выбор материала определяется, в основном, температурой эксплуатации сборочной единицы и силовым воздействием на детали сборочного узла. Так, например, широко распространенный деформируемый сплав Д16 используются для изготовления деталей силовых каркасов, корпусов и т.д.

Для этих деталей, помимо гидромеханических видов изнашивания (гидроабразивный и абразивный износ, кавитационные разрушения), наиболее характерными являются такие виды изнашивания, как износ по механизму адгезионного взаимодействия (схватывание и фреттинг-износ). Из-за чего особого внимания заслуживает рассмотрение влияния вибрации на изнашивание деталей.

Контактно-вибрационные условия нагружения являются характерными для авиационных гидроагрегатов [1]. В условиях вибрационного скольжения (до 0,25 м/с) вибрация приводит к резкому увеличению коэффициента трения, поверхности разрушаются в результате абразивного процесса твёрдыми частицами. Продукты износа «истирают» сопряженные поверхности, либо происходит пластическое деформирование поверхности под действием этих твердых частиц. Возникающий при этом износ определяется, как фреттинг-износ, а при наличии сильного химического воздействия окружающей среды, как фреттинг-коррозия.

В данной работе в качестве одного из эффективных и экономически целесообразных путей достижения высокой фреттингостойкости рабочих поверхностей агрегатов ДЛА и ЭУ, изготавливаемых из алюминиевых сплавов, рассматривается метод формирования оксидных керамических покрытий, формируемых методом микродугового оксидирования (МДО). Покрытия, получаемые методом микродугового оксидирования, обладают высокими физико-механическими и эксплуатационными характеристиками превосходящие характеристики покрытия, полученные по штатно применяемой технологии анодирования.

Для исследования механизма фреттинга алюминиевых сплавов с МДО покрытиями была использована установка, схема узла трибоконтакта которой показана на рис. 1.

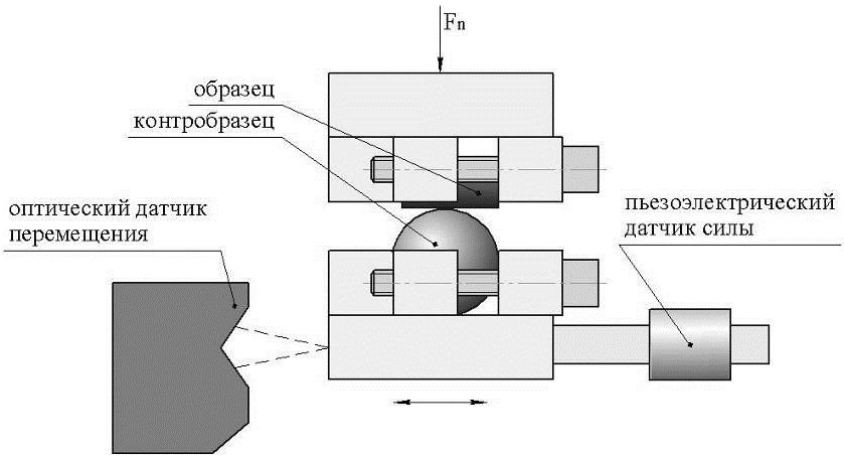


Рис. 1 – Схема узла трибоконтакта при фреттинге

В условиях постоянной нормальной силы (F_n), действующей в контакте сфера-плоскость, действие даже небольшой осциллирующей тангенциальной силы (F_τ) вызывает относительное движение тел. При относительно небольших значениях F_τ перемещение тел возможно только за счет сил упругости, возникающих в материале, и такой тип взаимодействия при фреттинге получил название *упругого схватывания*. Дальнейшее увеличение тангенциальной силы будет вызывать относительное проскальзывание тел в кольцевой зоне на периферии контакта, остальная же часть контакта будет по-прежнему находиться в зоне упругого взаимодействия. Такие различия во взаимодействии трущихся тел вызывают различные механизмы их повреждения. Так в первом случае, повреждения тел не происходит, а во втором возможно образования усталостных трещин в зоне контакта [2]. Таким образом, определение режима взаимодействия тел в контакте при фреттинге имеет особо важное значение.

Проследить за переходом *упругого схватывания* к *частичному проскальзыванию* тел в контакте можно с помощью графической зависимости силы трения от перемещения (рис.2а,б) [2]. При этом происходит преобразование линейной зависимости этих характеристик в эллипсоид, т.е. появляется гистерезис регистрируемых характеристик. После того как зона упругого взаимодействия полностью исчезнет, процесс фреттинга перейдет в стадию так называемого *жёсткого скольжения* с характерным изменением формы петли гистерезиса на параллелограмм (рис.2в). Этот режим характеризуется абразивным повреждением трущихся поверхностей.

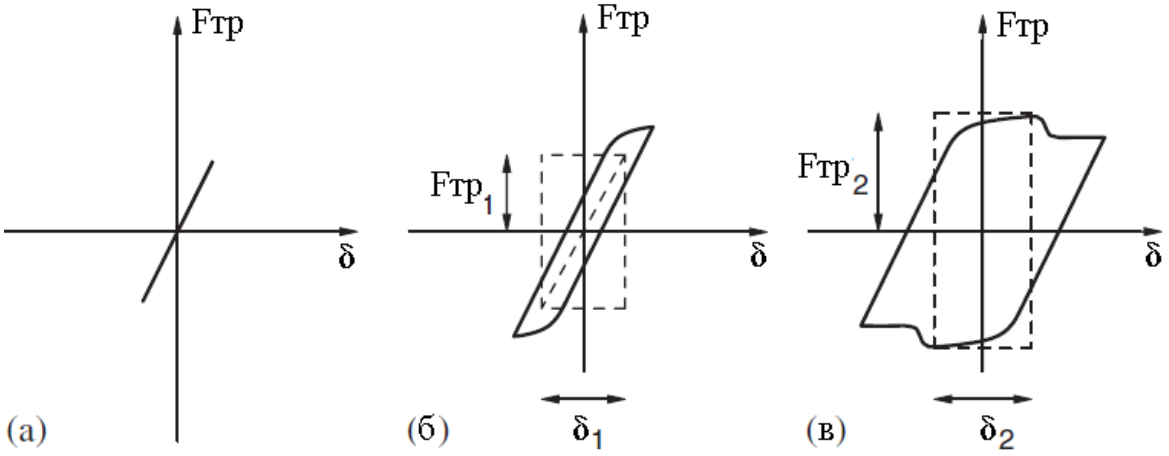


Рис. 2 – Графическое изображение режимов фреттинга:
а) упругое схватывание, б) частичное проскальзывание, в) жесткое скольжение

В конечном итоге, определение границ перехода между различными режимами фреттинга позволяет построить так называемые карты фреттинга, представляющие собой графики, на которых нанесены области режимов работы контакта пары трения в координатах нормальной силы и амплитуды, количества циклов и нормальной силы, коэффициент трения и амплитуды, нормальной силы и частоты и т.д [2].

В работе с использованием данного метода были построены карты фреттинга для образцов из алюминиевого сплава Д16 с композиционными МДО покрытиями. Также была определена зависимость перехода из режима умеренного разрушения МДО покрытия в экстремальный, а полученный энергетический коэффициент износа – α (Дж/мм^3), позволил прогнозировать объемный износ МДО покрытия в области умеренного разрушения покрытия.

Разработанный метод исследования фреттинга алюминиевых сплавов с покрытиями позволяет эффективно применить его для других материалов и контактов трения при фреттинге как с покрытиями, так и без.

Список литературы

1. Аксенов А.Ф. Износостойкость авиационных топливно-гидравлических агрегатов/ А.Ф.Аксенов, В.С. Лозовский - М.: Транспорт, 1986. - 240с.
2. Odfalk M., Vingsbo O., An elastic-plastic model for fretting contact // Wear, 1992. V. 157. –pp. 435-444

ВЫЧИТАНИЕ И СЛОЖЕНИЕ В СОЗДАНИИ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Л.А. Магеррамова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mag@ciam.ru,
Б.Е. Васильев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, b_vasilyev@ciam.ru

В авиадвигателестроении постоянно увеличивается потребность в деталях и узлах с повышенными эксплуатационными характеристиками. Традиционные технологии, основанные, например, на точном литье или обработке давлением, характеризуются значительными ограничениями при производстве деталей сложной конструкции ввиду трудности обеспечения комплекса разнообразных требований.

В последнее время в РФ и за рубежом интенсивно разрабатываются прогрессивные технологические процессы производства, основанные на распылении жидких сплавов и затвердевании их с большой скоростью в виде гранул или других частиц малых размеров с последующим изготовлением из них заготовок и готовых деталей.

В данной статье рассматриваются вопросы применения прогрессивных методов изготовления деталей и узлов газотурбинных авиационных двигателей с помощью аддитивных технологий (АТ).

Согласно стандарту ASTM под АТ подразумевается «процесс объединения материалов с целью создания объекта из данных *3D*-модели, как правило, слой за слоем, в отличие от «*вычитающих»* производственных технологий».

Мировыми лидерами в области аддитивных технологий являются Соединенные Штаты Америки, Германия и Китай. Кроме того, в 22 странах уже созданы национальные ассоциации по аддитивным технологиям.

Ведущие зарубежные фирмы (MTU, GE, PW, RR, SAFRAN, AVIO, ALSTOM и др.) все более широко применяют методы АТ для изготовления деталей газотурбинных двигателей, многие из которых уже находятся в составе двигателей. Например, корпорация «Боинг» благодаря 3D-печати изготавливает более 22 тысяч деталей 300 наименований для 10 марок коммерческих и военных самолетов, компания Дженерал Электрик производит около 10% продукции методом селективного лазерного сплавления (СЛС). Компания Airbus Group запустила более 20 проектов по теме АТ. Компания Rolls-Royce изготовила методом АТ титановый корпус передней опоры ротора двигателя Trent XWB, диаметром 1.5 м, который уже подготовлен к летным испытаниям. Компания ALSTOM сообщила об успешных испытаниях «напечатанной» лопатки турбины ГТУ, компания CFM – об использовании на двигателе LEAP-X форсунок, изготовленных методом АТ. Список зарубежных компаний и изготовляемых деталей можно продолжить.

На основе полученного опыта компании заявляют о многочисленных преимуществах применения АТ, таких как: уменьшение расходов и времени производства, сокращение массы и числа деталей, а также возможность производства деталей конструкции сложной формы, которые не могут быть изготовлены существующими технологиями.

Среди российских предприятий авиадвигателестроения лидирующие положение по внедрению аддитивных технологий занимают ОАО «Авиадвигатель», ОАО «НПО «Сатурн», ОАО «НИАТ». Разработками АТ успешно занимаются лаборатории при университетах «ИЛИСТ» при СПбПУ Петра Великого, «СТАНКИН», «МАИ», МГТУ им. Н.Э. Баумана и т.д.

В ОАО «Авиадвигатель» внедрена технология послойного лазерного спекания, с помощью которой изготовлена партия завихрителей для нового разрабатываемого двигателя и проведены успешные экспериментальные исследования. На территории опытного завода ОАО НПО «Сатурн» создана лаборатория аддитивных технологий, основными направлениями которой являются: селективное лазерное спекание керамических, полимерных и металлических материалов, а также электронно-лучевое сплавление металлических порошков и прямое нанесение металла. Идет отработка изготовления различных деталей из нержавеющих сталей для беспилотных летательных аппаратов, из титановых сплавов и коррозионностойких жаропрочных сплавов. Во ФГУП «ЦИАМ» спроектированы и в ОАО НПО «Сатурн» по 3D технологическим моделям методом селективного лазерного сплавления изготовлены основные детали двузонного фронтового модуля для малоэмиссионной камеры сгорания перспективного ГТД.

АТ открывают преимущества в проектировании оптимальных конструкций деталей авиационных ГТД, обеспечивающих заданные характеристики прочностной надежности и обладающие при этом минимальной массой.

Практический опыт по применению аддитивных технологий при проектировании перспективной системы проникающего охлаждения лопатки ТВД получен во ФГУП «ЦИАМ». Спроектированная 3D модель лопатки ТВД с системой проникающего охлаждения изготовлена в ОАО «НИАТ». В результате проведенного анализа получено, что вновь разработанная система проникающего охлаждения имеет ряд преимуществ, таких как пониженный расход воздуха на охлаждение, меньшая масса лопатки и повышение долговечности лопатки благодаря более эффективному охлаждению.

Эффективной с точки зрения охлаждения и прочности может быть конструкция рабочей лопатки турбины с дефлектором. Однако существующими методами литья изготовить такую лопатку невозможно. С помощью российского представительства компании Concept Laser, применяя метод СЛС, создан прототип спроектированной в ФГУП «ЦИАМ» лопатки турбины с дефлектором (рис. 1).

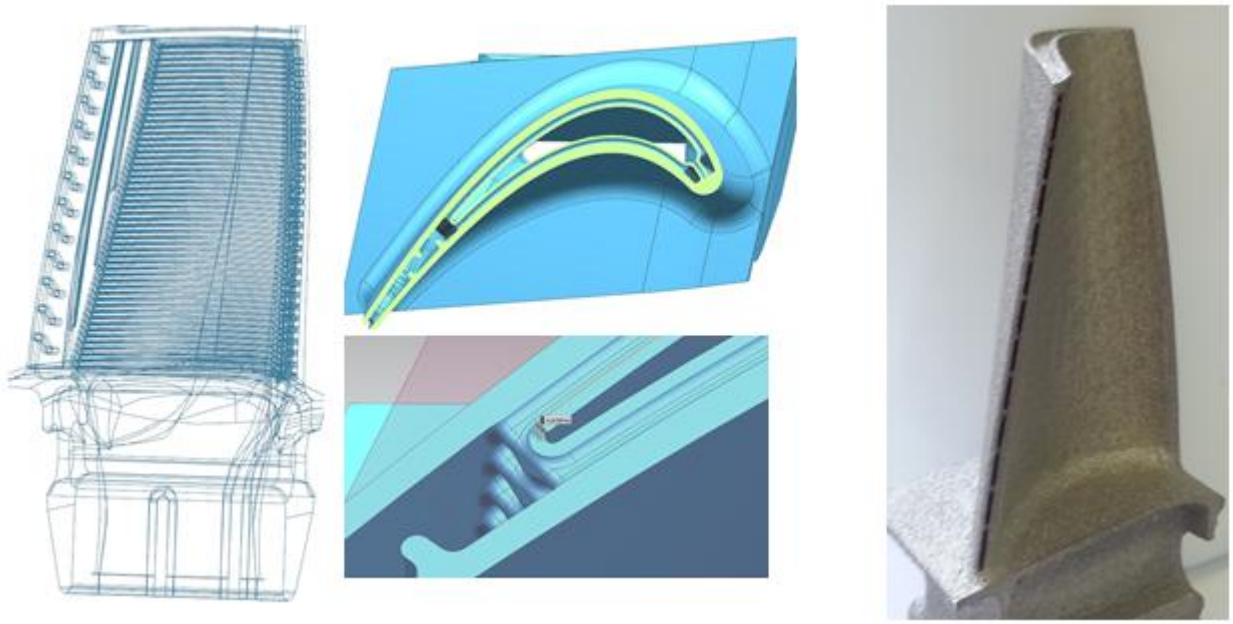


Рис.1 – Модель дефлекторной лопатки турбины высокого давления и «напечатанный» методом СЛС прототип (справа)

Применение аддитивных технологий может быть целесообразно при изготовлении деталей и узлов перспективных газотурбинных двигателей, имеющих сложную форму, таких как, тонкостенные корпуса опор, лопатки турбин, в том числе малоразмерные со сложными схемами охлаждения, блоки сопловых аппаратов турбин, фронтовые устройства камер сгорания, конструкции с различными материалами, элементы уплотнений и т.д.

Наряду с преимуществами использования АТ для производства существуют и объективные трудности внедрения этих технологий в России, к которым относится отсутствие отечественных установок для 3D печати, отсутствие отечественных порошков требуемого качества и номенклатуры, отсутствие нормативной базы и т. д.

Однако накопленный в мире положительный опыт позволяет рассчитывать на совершенствование аддитивных технологий в обеспечение создания деталей перспективных газотурбинных двигателей различного назначения.

СВОЙСТВА ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ ЦИРКОНАТОВ РЕДКОЗЕМЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

И.В. Мазилин, ООО «Технологические системы защитных покрытий», Москва, i.mazilin@tspc.ru
Н.Г. Зайцев, ООО «Технологические системы защитных покрытий», Москва
Л.Х. Балдаев, ООО «Технологические системы защитных покрытий», Москва
Д.В. Дробот, МИТХТ имени М.В. Ломоносова, Москва

Традиционно для защиты лопаток и других деталей горячего тракта от воздействия высоких температур, эрозионного износа и коррозии используются теплозащитные покрытия (ТЗП). Уже более 35 лет в качестве основного керамического слоя ТЗП используются материалы на основе диоксида циркония, стабилизированного 6-8 % по массе оксида иттрия (ZrO_2-7 Y_2O_3). Покрытия на его основе обладают уникальным сочетанием свойств, однако его применение ограничено дестабилизацией тетрагональной фазы и, как следствие, фазовым переходом с изменением объема, высокой анионной проводимостью и высокой скоростью спекания, что определяет максимальную температуру их эксплуатации на уровне 1200ºС. Поскольку рабочие температуры перспективных ГТД значительно превышают это значение, необходим поиск и разработка материалов ТЗП нового поколения. Согласно литературным данным, в системах ZrO_2-Ln_2O_3 существует ряд фаз, обладающих необходимыми свойствами [1, 2].

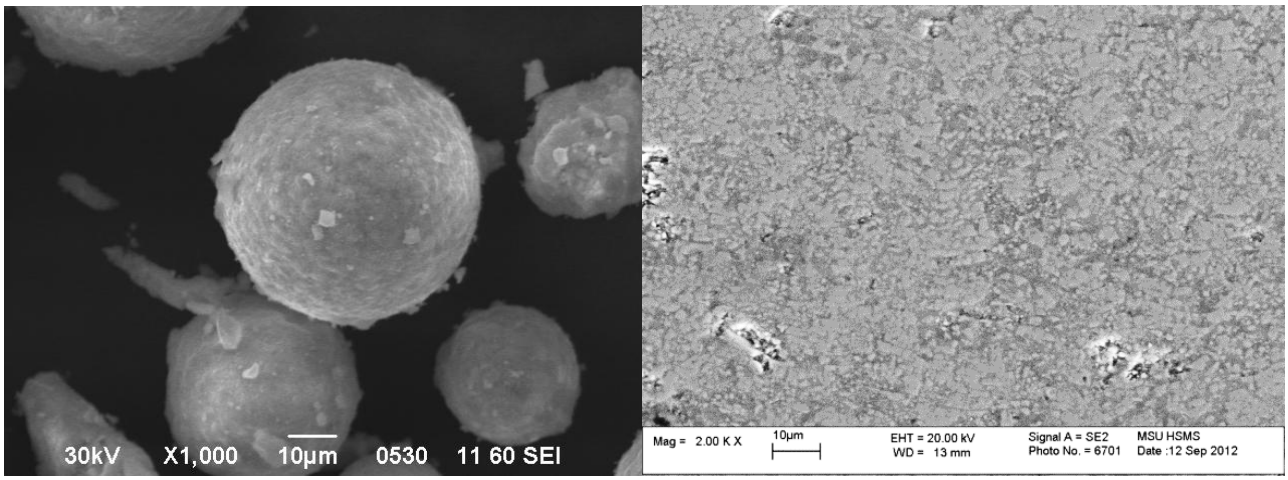
На основе анализа условий существования, термических и теплофизических свойств твёрдых растворов и стехиометрических фаз, существующих в системах ZrO_2-Ln_2O_3 (Ln = Y, La, Nd, Sm, Gd) был выбран ряд материалов для применения в качестве верхнего слоя ТЗП нового поколения. Для нанесения покрытий на основе этих фаз был выбран метод плазменного напыления (APS), в качестве исходных материалов использованы порошки. Сопоставлены способы получения и морфология порошков, приведен анализ влияния свойств порошков на свойства покрытий, полученных методами газотермического напыления.

Получены теплозащитные материалы (Рис. 1, а) и покрытия (Рис. 1, б) на основе стехиометрических фаз, существующих в системах ZrO_2-Ln_2O_3 (Ln = La, Nd, Sm, Gd).

Показано, что в процессе плазменного напыления цирконатов РЗЭ со структурой пирохлора происходит частичное испарение оксида РЗЭ, которое вместе с высокой скоростью охлаждения (~ 10^6 К/с) приводит к тому, что основная фаза покрытий имеет структуру дефектного флюорита, параметр ячейки в ряду La-Gd снижается. Коэффициент

теплопроводности покрытий на основе цирконатов РЗЭ как минимум в 2 раза ниже, чем у существующих ТЗП и составляет $\lambda_{1000°C}$ = 0,50-0,75 Вт/м·К, что является следствием их состава и кристаллической структуры.

Изучены процессы, протекающие в ходе длительной выдержки при температуре эксплуатации ТЗП. Покрытия на основе стехиометрических фаз, существующих в системах ZrO_2-Ln_2O_3 (Ln = La, Nd, Sm, Gd) претерпевают ряд изменений. Происходит обратное изменение структуры основной фазы покрытий с дефектного флюорита на пирохлор, причем в ряду La-Gd оно идёт с различной скоростью, которая зависит от условий существования соединений $Ln_2Zr_2O_7$ (в соответствии с фазовыми диаграммами и ΔH_f). Помимо основной фазы в покрытиях на основе $La_2Zr_2O_7$ обнаружена фаза *t*-ZrO_2 в количестве 3-8%масс, её содержание зависит от режима напыления. Степень увеличения коэффициента теплопроводности покрытий в ходе выдержки определяется изменением их кристаллической структуры: рост значений максимален у покрытий на основе $La_2Zr_2O_7$ из-за перехода дефектный флюорит → пирохлор ($\lambda_{1000°C}$ = 1,45-1,65 Вт/м·К) и минимален у дефектного флюорита $Gd_2Zr_2O_7$ ($\lambda_{1000°C}$ = 0,70-0,90 Вт/м·К).



а) *б)*

Рис. 1 – Морфология порошка на основе $La_2Zr_2O_7$ (а) и микроструктура покрытия (б), полученного методом плазменного напыления (электронная микроскопия)

В настоящий момент на стенде собственной конструкции проводятся испытания на термостойкость покрытий при одностороннем нагреве. Испытания заключаются в циклическом нагреве до 1200ºС и охлаждении до 50ºС, термограмма представлена на Рис. 2. Источником нагрева является газовая горелка, работающая на смеси пропана и кислорода. Охлаждение осуществляется постоянно – с тыльной стороны и после отвода горелки – с фронтальной стороны сжатым воздухом.

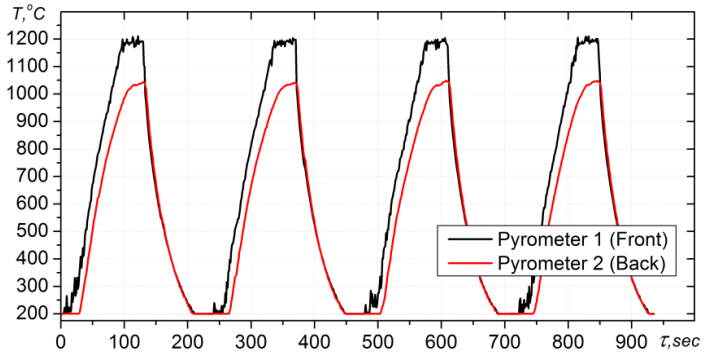


Рис. 2 – График циклического изменения температуры на фронтальной и тыльной стенках образца в ходе испытаний на термостойкость покрытий при одностороннем нагреве

Список литературы

1. R. Vassen, X.Q. Cao, F. Tietz, D. Basu, D. Stoever / Zirconates as New Materials for Thermal Barrier Coatings // Journal of the American Ceramic Society, Vol. 83 (2000), Iss. 8, p. 2023-2028
2. X.Q. Cao, R. Vassen, F. Tietz, D. Stoever / New double-ceramic-layer thermal barrier coatings based on zirconia–rare earth composite oxides // Journal of the European Ceramic Society, vol.26 (2006), p.247–251

ВЛИЯНИЕ ПРИМЕСЕЙ НА СТРУКТУРУ И СВОЙСТВА МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ЖАРОПРОЧНЫХ ЛИТЕЙНЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ И РАЗРАБОТКА ЭФФЕКТИВНЫХ МЕТОДОВ ИХ РАФИНИРОВАНИЯ

П.Г. Мин, ФГУП «ВИАМ», Москва, pavelmin87@gmail.com
Д.Е. Каблов, ФГУП «ВИАМ», Москва, viamlaboratoriya16@mail.ru
В.В. Сидоров, ФГУП «ВИАМ», Москва, viamlaboratoriya16@mail.ru
В.Е. Вадеев, ФГУП «ВИАМ», Москва, viamlaboratoriya16@mail.ru

Для получения высоких и стабильных свойств литейных жаропрочных никелевых сплавов необходимо обеспечить получение в них минимального содержания вредных примесных элементов: кислорода, азота, серы, фосфора, кремния, примесей цветных металлов (Pb, Bi, Se, Te, Tl и др.) [1]. Имеются многочисленные сообщения об отрицательном влиянии этих примесных элементов на свойства и структурное состояние литейных жаропрочных никелевых сплавов [2-4]. В данной работе будут рассмотрены примеси серы, фосфора и кремния.

Сера является одной из наиболее вредных примесей в литейных жаропрочных сплавах. Она образует с компонентами сплавов неметаллические включения (НВ) в виде сульфидов, которые являются концентратами напряжений, инициирующие зарождение трещин при эксплуатации деталей и тем самым ухудшают механические свойства сплавов такие как длительная прочность, пластичность и усталость. Кроме того, сера имеет низкую растворимость в никеле и образует на границах зёрен и межфазных границах легкоплавкую эвтектику с никелем с температурой плавления около 800 °С [5].

В последнее время появился целый ряд работ, в которых отмечается отрицательное влияние серы, находящейся в жаропрочных сплавах даже на уровне нескольких ppm (1 ppm = 0,0001%), на стойкость защитных покрытий к высокотемпературному окислению и сульфидной коррозии [6-7]. Установлено, что при содержании в сплаве серы свыше 1 ppm ухудшается адгезия защитного покрытия к основному металлу за счёт диффузии серы в покрытие. При этом снижаются надежность и ресурс работы защитного покрытия на деталях двигателя. В связи с этим вопросы эффективного глубокого рафинирования сплавов от примеси серы приобретают первостепенное значение.

Одной из малоизученных примесей в литейных жаропрочных сплавах является фосфор. По действующим техническим условиям на отечественные литейные жаропрочные сплавы содержание фосфора в них должно быть не более: для сплавов с равноосной структурой 0,015%, для сплавов с направленной и монокристаллической структурой 0,010%. Однако специальные исследования по влиянию фосфора на свойства современных литейных жаропрочных сплавов с монокристаллической структурой не проводились.

В литейных жаропрочных никелевых сплавах кремний является вредной примесью, который понижает свойства сплавов, поэтому его содержание ограниченно: в сплавах с равноосной структурой до 0,25% и в сплавах с направленной и монокристаллической структурой до 0,20%.

Проведены исследования по удалению серы из жаропрочных никелевых сплавов с применением редкоземельных элементов, в частности лантана и иттрия. Показано, что использование лантана и иттрия совместно с фильтрацией расплава эффективно снижает содержание серы. За счет уменьшения скорости фильтрации при прохождении расплава через пенокерамический фильтр увеличивается продолжительность контакта расплава, содержащего НВ в виде сульфидов иттрия, с пенокерамикой и тем самым происходит более полное сорбирование НВ на пенокерамическом фильтре.

Результаты исследования керамики плавильного тигля до и после проведения плавок металла, содержащего сульфиды лантана, а также материала пенокерамического фильтра до и после фильтрации данного металла показывают, что имеет место насыщение серой как керамики плавильного тигля, так и материала фильтра. Содержание серы в металле, взятом со стенок плавильного тигля и с материала фильтра после проведения плавок в несколько раз превышает содержание серы в готовом сплаве, особенно в гарнисаже со стенок тигля.

Результаты исследования влияния серы на жаростойкость монокристаллов жаропрочного никелевого сплава ВЖМ4-ВИ показывают, что с повышением содержания серы в сплаве снижается его жаростойкость. Жаростойкое покрытие в значительной степени компенсирует отрицательное влияние серы на жаростойкость монокристаллов из жаропрочного сплава ВЖМ-4, но диффузионное проникновение серы из защищаемого сплава в жаростойкое покрытие в конечном итоге снижает его защитные свойства.

Показано отрицательное влияние фосфора на жаропрочные свойства монокристаллов сплавов ВЖМ4-ВИ и ВЖМ5-ВИ при его содержании в сплаве более 0,01%. Для нейтрализации вредного влияния фосфора сплавы следует дополнительно микролегировать лантаном, который связывает фосфор в термически прочные тугоплавкие соединения.

Показано отрицательное влияние примеси кремния на жаропрочные свойства монокристаллов сплава ЖС32-ВИ при его содержании свыше 0,20%.

При исследовании влияния фосфора и кремния на структурно – фазовое состояние монокристаллов сплавов методом растровой электронной микроскопии установлено, что обе примеси при повышенных содержаниях увеличивают микропористость в монокристаллах, способствуют более интенсивному протеканию процессов коагуляции дисперсных частиц упрочняющей ɣ/ - фазы. Фосфор обогащает области около эвтектической ɣ/ - фазы и при его содержании в сплавах в количестве 0,025% и выше способствует оплавлению структурных составляющих при термической обработке.

Экспериментально показано, что в безуглеродистых сплавах (С $\leq$ 0,005 %) процесс насыщения расплава кремнием протекает в 4 раза медленнее, чем в углеродистых сплавах (0,10-0,20 % С). За счет направленного затвердевания расплава с малой скоростью кристаллизации 6 мм/час и создания термодинамического равновесия между жидкой и твердой фазой удалось понизить в сплаве содержание Si в 1,5-2,2 раза и фосфора в 14-25 раз.

Список литературы

1. Мин П.Г., Горюнов А.В., Вадеев В.Е. Современные жаропрочные никелевые сплавы и эффективные ресурсосберегающие технологии их изготовления. // Технология металлов. 2014. №8. С. 12-23.
2. Каблов Д.Е., Сидоров В.В., Мин П.Г. Влияние примеси азота на структуру монокристаллов жаропрочного никелевого сплава ЖС30-ВИ и разработка эффективных способов его рафинирования //Авиационные материалы и технологии. 2012. №2. С. 32–36.
3. Каблов Д.Е., Чабина Е.Б., Сидоров В.В., Мин П.Г. Исследование влияния азота на структуру и свойства монокристаллов из литейного жаропрочного сплава ЖС30-ВИ //МиТОМ. 2013. №8. С. 3–7.
4. Каблов Д.Е., Сидоров В.В., Мин П.Г. Закономерности поведения азота при получении монокристаллов жаропрочного никелевого сплава ЖС30-ВИ и его влияние на эксплуатационные свойства //МиТОМ. 2014. №1. С. 8–12.
5. Сидоров В.В., Мин П.Г. Рафинирование сложнолегированного никелевого расплава от примеси серы при плавке в вакуумной индукционной печи. (часть 1). // Электрометаллургия. №3. 2014. С. 18-23.
6. Mc Vay R.V., William P., Meier G.H., Pettit F.S. Oxidation of Low Sulfur Single Crystal Nickel-base Superalloys // Superalloys 1992, p. 807-816.
7. Tammy M. Simpson and Allen R. Price. Oxidation improvements of low sulfur processed supperalloys // Superalloys 2000, p. 387-392.

ОТРАСЛЕВАЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ БАЗА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРОЧНОСТНОЙ НАДЕЖНОСТИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Ю.А. Ножницкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, nozhnitsky@ciam.ru
Б.А. Балуев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, baluev@rtc.ciam.ru
Ю.А. Федина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, fedina@ciam.ru

Экспериментальные исследования динамики и прочности авиационных двигателей всегда были одним из основных направлений деятельности ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». В институте накоплен большой опыт создания уникальных оборудования и методов прочностных испытаний.

Принципиально важно, что в институте, наряду с механическими испытаниями, проводятся расчеты и физические исследования, направленные на обеспечение и подтверждение прочностной надежности газотурбинных двигателей. При необходимости осуществляются многодисциплинарные исследования. В институте проводится широкий спектр прочностных испытаний на всех стадиях жизненного цикла изделий, начиная от испытаний образцов при исследовании конструкционной прочности материалов и заканчивая прочностными исследованиями, проводимыми в процессе стендовых и летных испытаний ГТД различного назначения, а также агрегатов трансмиссий вертолетов, исследованием причин возникающих в процессе эксплуатации дефектов и разработкой мероприятий по предотвращению появления этих дефектов.

Основными задачами прочностных испытаний авиадвигателей являются подтверждение прочностной надежности двигателя в процессе его сертификации, верификация и валидация методов расчета, проверка прочности в трудно поддающихся

расчетам условиях, оптимизация конструктивно-технологических решений, установление причин дефектов, формирование базы (банка) данных по конструкционной прочности материалов, отработка методов диагностики технического состояния двигателя и его деталей в процессе эксплуатации.

В 70-ые годы прошлого века в ЦИАМ была создана уникальная отраслевая база прочностных испытаний авиационных двигателей. Основу этой базы составили разработанные непосредственно в институте или специализированными советскими предприятиями по техническим заданиям института испытательные машины, установки и стенды для испытаний образцов, моделей деталей и натурных деталей и узлов (лопаток, дисков, корпусов, подшипников, зубчатых колес и т.д.). Особое внимание уделялось разработке оригинальных методов и оборудования для прочностных испытаний специальных образцов, вырезаемых из натурных деталей с сохранением поверхностного слоя материала, зон концентрации напряжений и т.д.

Экспериментальная база института успешно использовалась при проведении работ по обеспечению прочностной надежности практически всех отечественных авиадвигателей.

В настоящее время экспериментальная база института активно модернизируется. При этом учитываются такие тенденции в развитии экспериментальных прочностных исследований двигателей как необходимость более полного воспроизведения эксплуатационных условий работы детали; перенос «центра тяжести» при экспериментальных исследованиях с испытаний двигателей на испытания узлов, деталей и образцов; повышение информативности эксперимента за счет его сопровождения расчетным моделированием (для выбора условий и интерпретации результатов испытаний) и физическими исследованиями; совершенствование измерений (в т.ч. бесконтактных) с вводом сигналов непосредственно в ЭВМ; развитие методов обработки данных, в том числе в темпе эксперимента; автоматизация испытаний.

В докладе проведен анализ проблем обеспечения прочностной надежности перспективных двигателей. Рассмотрены основные направления развития экспериментальной базы и методов экспериментальных исследований динамики и прочности деталей и узлов перспективных ГТД, включая исследования конструкционной прочности сплавов и композиционных материалов, испытания деталей на разгонных стендах, вибростендах, стендах для испытаний подшипников и зубчатых колес и др.

МНОГОКОМПОНЕНТНЫЕ ИОННОПЛАЗМЕННЫЕ ПОКРЫТИЯ НА ИЗНАШИВАЕМЫЕ ДЕТАЛИ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

Г.А. Прибытков, ИФПМ СО РАН, Томск, gapribyt@mail.ru
В.А. Богомолов, ФГУП «ОАО Омский НИИД», Омск, oniid@mail.ru
П.Б. Гринберг, ФГУП «ОАО Омский НИИД», Омск, oniid@mail.ru

Вакуумно-плазменные покрытия, наносимые магнетронным напылением или вакуумно-дуговым испарением катодов широко применяются для повышения стойкости металлообрабатывающего инструмента. Такие покрытия представляют интерес также для ответственных деталей, работающих в условиях эрозионного износа или трения при повышенных температурах и в химически агрессивных средах. В частности, многослойные нитридные покрытия из чередующихся слоев TiC/CrN наноразмерной толщины, нанесенное методом вакуумно-дугового испарения, более чем на порядок

повышают износостойкость титановых сплавов и стали ЭП 866 в условиях эрозионного износа высокоскоростной струей речного песка [1,2]. Примерно подобный эффект повышения износостойкости получен также при испытаниях на трение по стандарту ASTM G99-05 (диск-шарик) однослойных покрытий TiN и TiCN на титановом сплаве ВТ8 [3]. Эти результаты указывают на перспективность применения ионноплазменных покрытий на детали компрессора ГТД.

Значительное улучшение физико-механических, химических и служебных свойств ионноплазменных покрытий достигается переходом от простых металлических карбидов и нитридов к сложным. Например, TiAlN, TiAlSiN, AlCrN и AlCrSiN покрытия на металлорежущем инструменте имеет стойкость в 1,5 – 3 раза выше, чем покрытия из простых нитридов титана, хрома или алюминия [4-6]. Эффект повышения стойкости достигается за счет большей твердости и более высокой стойкости к окислению сложных нитридов по сравнению с простыми. Применение покрытий из сложных металлических карбидов и нитридов вместо простых может быть перспективным также для изнашиваемых деталей авиадвигателей.

В нашей работе исследованы покрытия, нанесенные на подложки из нержавеющей стали вакуумно-дуговым испарением порошковых катодов Ti-Al, Ti-Al-Si, Al-Cr и Al-Cr-Si в вакууме, аргоне и реакционных газах (азот, ацетилен, углекислый газ). Многокомпонентные катоды указанных выше составов изготовлены по технологии разработанной в ИФПМ СО РАН. Эта технология позволяет получать плотные катодные материалы из смесей порошка алюминия с любыми металлическими и неметаллическими порошками. Таким образом, возможно получение катодов произвольного элементного состава с единственным ограничением: объемное содержание алюминия в порошковой смеси должно быть не менее 25%.

Исследовали микроструктуру покрытий на изломах (сканирующая электронная микроскопия), фазовый состав (рентгеноструктурный анализ). Покрытия были подвергнуты комплексным испытаниям на трение в паре со стальным контртелом, коррозионную стойкость в солевых растворах (по методике ВИАМ), на эрозионную стойкость в струе абразива, на жаростойкость при нагреве на воздухе при 750 и 1000 ^{0}C. Исследования покрытий, полученных испарением катодов Al70Cr30 (ат%) и Al-Cr-Si (с 10 и 20 ат% кремния), показали, что их структура на изломах мало зависит от состава газовой среды [7]. Покрытия имели плотную или слабо выраженную слоистую структуру с замурованными мелкими каплями с содержанием алюминия, близким к его содержанию в катодах. Напротив, фазовый состав и твердость покрытий определялся составом газовой среды. Максимальная микротвердость получена на нитридном покрытии Al70Cr30(N) с максимальным содержанием азота (46,7ат.%) и минимальным содержанием кислорода и углерода (O+C=1.9 ат.%). Дополнительное введение углерода и кислорода в атмосферу азота приводит к аморфизации осаждаемых покрытий и понижению твердости.

Стойкость покрытий в различных видах испытаний, естественно, также зависела от элементного состава испаряемых катодов и состава газовой среды, в которой наносили покрытия. Наилучшую эрозионную стойкость в струе абразива имели покрытия с катодов всех исследованных составов, которые испарялись в среде инертного газа (Ar). Эти покрытия имели минимальную твердость, так как они не содержали твердых тугоплавких соединений. Отсутствие в составе покрытия твердых и хрупких фаз, легко растрескивающихся под ударами высокоскоростных абразивных частиц, и является, по нашему мнению, причиной высокой эрозионной стойкости покрытий. Покрытия, нанесенные в среде аргона, имеют также высокую стойкость к окислению на воздухе до 1000 ^{0}C. Наибольшую жаростойкость показало покрытие с катода Al70Cr30.

При испытаниях на трение со смазкой наибольшую износостойкость показали покрытия Al40Ti50Si10(CN), Al60Cr20Si20(CN) и Al70Cr30(CN), нанесенные в смеси азота с 12% ацетилена.

Наилучшую коррозионную стойкость имеют оксинитридные покрытия Al40Ti50Si10(NO) и Al65Cr25Si10(NO).

Совокупность результатов испытаний покрытий в условиях, имитирующих реальные условия работы, позволяют утверждать, что применение многокомпонентных катодов в сочетании с правильным выбором газовой среды и технологических режимов нанесения вакуумно-дуговых покрытий позволит существенно повысить ресурс работы деталей компрессора или турбины авиационных двигателей.

Список литературы

1. Александров Д.А., Мубояджян С.А., Горлов Д.С. Повышение свойств упрочняющих ионноплазменных покрытий при помощи ассестированного осаждения. Труды ВИАМ. – 2015.-№7. С. 7-20.
2. Мубояджян С.А., Александров Д.А., Горлов Д.С., Егорова Л.П., Булавинцева Е.Е. Защитные и упрочняющие ионно-плазменные покрытия для лопаток и других ответственных деталей компрессора ГТД. Авиационные материалы и технолдогии. 2012.- №5. С. 71-81.
3. Артеменко Н.И., Мубояджян С.А.. Симонов В.Н., Александров Д.А. Оценка относительной износостойкости ионно-плазменных конденсированных покрытий на сплавах ВТ8 и ЭП742. Новости материаловедения. Наука и техника. 2015.-№3. -С. 47-52.
4. Sing K., Limaye P.K., Soni N.L., Grover A.K., Agrawal R.G., Suri A.K. Wear studies of (Ti-Al)N coatings deposited by reactive magnetron sputtering // Wear. – 2005. Vol. 258. – P. 1813-1824.
5. Hörling A., Hultman L., Oden M., Sjölén J, Karlsson L. Mechanical properties and machining performance of Ti1-x Alx N-coated cutting tools // Surface & Coating Technology. – 2005. - Vol. 191. – P. 384-392.
6. Li Chen, Yong Du, S.Q. Wang, Jia Li. A comparative research on physical and mechanical properties of (Ti,Al)N and (Cr, Al)N PVD coatings with high Al content. International Journal of Refractory Metals & Hard Materials, 2007, v. 25, P. 400–404
7. Прибытков Г.А., Коржова В.В., Богомолов В.А., Гринберг П.Б. Покрытия, полученные вакуумно- дуговым испарением порошковых катодов Al-Cr, Al-Cr-Si в различных газовых средах. Физика и химия обработки материалов. 2014.-№1.- С. 37-44.

ИЗНОСОСТОЙКИЕ ПОКРЫТИЯ НА ТИТАНЕ, ПОЛУЧЕННЫЕ ЭЛЕКТРОННОЛУЧЕВОЙ НАПЛАВКОЙ КОМПОЗИЦИОННЫХ ПОРОШКОВ «TiC+Ti»

Г.А. Прибытков, ИФПМ СО РАН, Томск, gapribyt@mail.ru,
М.Г. Криницын, ИФПМ СО РАН, Томск, krinmax@gmail.com,
В.Г. Дураков, ИФПМ СО РАН, Томск, electron@ispms.tsc.ru

Износостойкие покрытия на титановые сплавы, широко применяемые в авиакосмической технике, представляют большой практический интерес. Цель нанесения покрытий – предотвращение схватывания, которое часто наблюдается в контактных парах титана практически со всеми металлическими материалами [1]. Толщина покрытий, наносимых на поверхность титана и его сплавов методами азотирования, оксидирования,

хромирования, никелирования, вакуумно-дугового и магнетронного осаждения слишком мала, чтобы обеспечить необходимый ресурс работы деталей с покрытиями. Кроме того, в большинстве перечисленных выше методов существует проблема адгезии - надежного сцепления покрытия с подложкой.

Для получения «толстых» износостойких покрытий на титан и его сплавы широко используется порошковая наплавка, причем состав порошковой присадки подбирают таким образом, чтобы получить композиционное покрытие, имеющее структуру металломатричного композита. Особый интерес в качестве твердой и тугоплавкой упрочняющей фазы в металломатричных композитах на основе титана представляет карбид титана. Для получения наплавленных композиционных покрытий «TiC+Ti» обычно используются механические смеси порошков титана, карбида титана и графита в различных сочетаниях. В большинстве случаев покрытия формируются оплавлением предварительно нанесенного на поверхность титана слоя порошковой смеси необходимого состава. Оплавление производится с применением лазерного [2, 3] или электронного [4] луча. Реже используется технология с непосредственной подачей порошка в наплавочную ванну, формируемую на поверхности титановой подложки лазерным [5] или электронным [6] лучом. Характерно, что практически во всех описанных случаях частицы карбида титана выпадают из расплава-раствора титан-углерод на стадии его кристаллизации при охлаждении. Поэтому контролировать морфологию, дисперсность и объемную долю карбидных включений в структуре металломатричного композита очень трудно.

Эта проблема контроля структуры наплавленного покрытия легко решается применением для наплавки композиционных порошков «TiC – титановая связка» с заранее заданными вышеперечисленными характеристиками структуры. Необходимо только подобрать такие технологические режимы наплавки, при которых не происходит перегрева гранул порошка с растворением карбидных включений в расплаве титановой связки.

В настоящем докладе представлены результаты исследования :

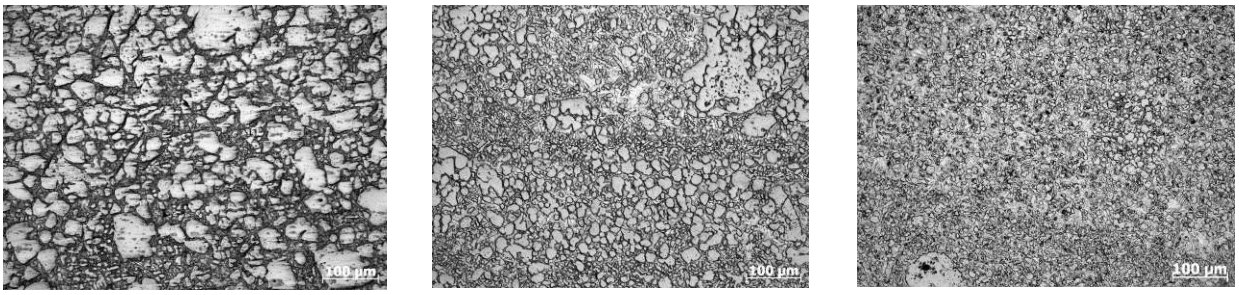
- композиционных порошков «TiC+Ti», полученных по технологии самораспространяющегося высокотемпературного синтеза (СВС) в порошковых смесях титан – углерод;
- покрытий, наплавленных СВС композиционными порошками методом электронно-лучевой наплавки сканирующим электронным лучом (ЭЛН) [4].

Размер карбидных зерен в СВС продукте, полученном из смесей порошков титана и сажи, зависит от содержания избыточного титана, образующего металлическую связку в структуре композиционного порошка: чем больше содержание титана, тем меньше средний размер карбидных включений. Такая зависимость объясняется понижением максимальной температуры и скорости горения избыточным титаном, не участвующим в реакции синтеза и являющимся инертной добавкой.

При электроннолучевой наплавке композиционных порошков, разбавленных для лучшей наплавляемости порошком титана, карбидные включения сохраняются в неизменном виде (рис. 1), так как растворения карбидных частиц в наплавочной ванне с последующей перекристаллизацией не происходит. Таким образом, морфологию и дисперсность карбидной фазы в наплавках можно контролировать, используя композиционные порошки с необходимой структурой.

Дисперсность карбидных включений в структуре наплавленных покрытий влияет на их абразивную износостойкость (рис. 2). При этом абразивная износостойкость наплавленных покрытий в 6 ÷ 35 раз выше, чем износостойкость титана ВТ1-0.

Требуется детальная аттестация полученных покрытий по твердости, вязкости и износостойкости при других условиях воздействия абразива и различных условиях контактного взаимодействия в трибосопряжениях с целью определения областей их практического применения.



а) *б)* *в)*

Рис.1 – Микроструктура электроннолучевых покрытий, наплавленных композиционными порошками с различным содержанием титановой связки, разбавленными порошком титана до расчетного объемного содержания связки в покрытиях 80%. Расчетное содержание связки в композиционных порошках: а) 40 об.%, б) 50 об.%, в) 60 об.%.

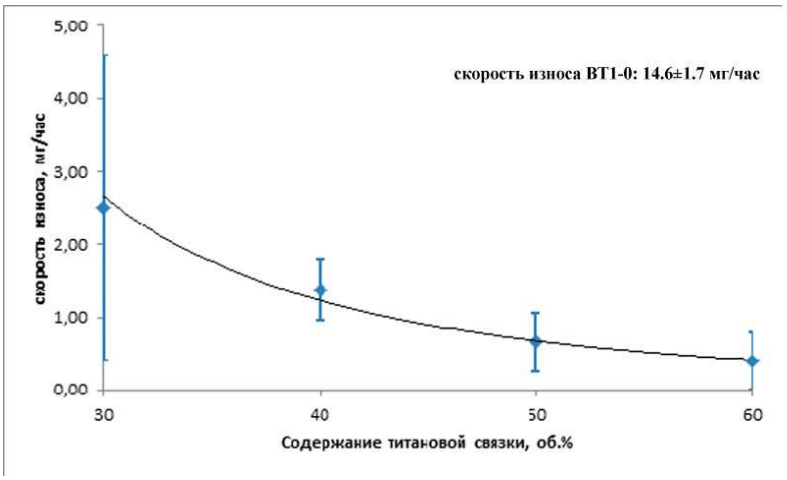


Рис. 2 – Зависимость скорости износа наплавленных покрытий от расчетного содержания титановой связки в композиционных порошках. Покрытия наплавлены порошковыми смесями TiC+Ti с интегральным расчетным содержанием связки 80 об.%

Список литературы

1. Чечулин Б.Б., Ушков С.С., Разуваева И.И., Гольдфайн В.Н. Титановые сплавы в промышленности. Л. «Машиностроение» (Ленинградское отделение). 1977. 248с.
2. Hamedy M.J., Torkamany M.J, Sabbaghzadeh J.. Effect of pulsed laser parameters on in-situ TiC synthesis in laser surface treatment. Optics and lasers in engeneering. 2011, vol. 49, pp 557-563.
3. ZHANG Ke-min, ZOU Jian-xin, LI Jun, YU Zhi-shui, WANG Hui-ping. Surface modification of TC4 alloy by laser cladding with TiC+Ti powders. Trans. Nonferrous Met. Soc. China. 2010, vol. 20, pp 2192-2197.
4. Bataev I.A., Bataev A.A., Golkovski M.G., Krivizhenko D.S., Losinskaya A.A., Lenivtseva O.G. Structure of surface layers obtained by atmospheric electron beam cladding of graphite-titanium powder mixture on to titanium surface. Applied Surface Sciense. 2013, vol. 284, pp 472-481.
5. Weiping Liu, J.N. DuPont. Fabrication of functionally graded TiC/Ti composites by Laser Engeneering Net Shaping. Scripta Materialia. 2003, vol. 48, iss. 9, pp 1337-1342.
6. В.Е.Панин, С.И.Белюк, В.Г.Дураков, Г.А.Прибытков, Н.Г. Рempe. Электронно-лучевая наплавка в вакууме: оборудование, технология, свойства покрытий. Сварочное производство. 2000, № 2, с 34-38.

РЕЛАКСАЦИЯ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ, ПОВРЕЖДАЕМОСТЬ И РЕГЕНЕРАЦИЯ СТРУКТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН ГТД ИЗ МОНОКРИСТАЛЬНЫХ ЖАРОПРОЧНЫХ NI СПЛАВОВ

Н.А.Протасова, ООО «АтомХимТехЗащита», Казань, nprotasova@bk.ru
Т.П. Захарова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.А. Розанов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
С.В. Теплова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, teplova@rtc.ciam.ru

Современное представление о предельной безопасной наработке в условиях эксплуатации таких ответственных деталей газотурбинных двигателей, как лопатки турбин, невозможно без изучения признаков постепенного накопления изменений состояния материала в рабочих условиях нагружения и нагрева.

В сообщении рассматриваются результаты анализа процессов трансформации структурного и деформационного состояний материала лопаток турбин из жаропрочных никелевых сплавов (ЖС30, ЖС32, ЖС6У, ЖС26, ВЖМ-4), отлитых методами направленной кристаллизации и монокристального литья, применяемых в авиационных ГТД и в двигателях ГПА.

Приведены результаты изучения структурных закономерностей релаксационных процессов, протекающих в тонких поверхностных слоях упрочненных хвостовиков монокристальных лопаток [1, 2]. Остаточные напряжения сжатия в сочетании с пластическим деформированием материала повышают предельные характеристики МнЦУ и МЦУ при переменном изгибе и растяжении. Однако, сохраняемость положительного эффекта наклепа в условиях эксплуатации существенным образом зависит от действующих в опасных зонах температур и напряжений, способствующих релаксации и снижению эффективности наклепа. Влияние уровня температуры и длительности выдержки на сохраняемость наклепа было исследовано на образцах-темплетах и лопатках ТВД двигателей НК-86А, НК-86, НК-38СТ, ПС-90А, новых и снятых после длительной наработки в эксплуатации. Выполнен сравнительный анализ применения методов экспериментального определения остаточных напряжений: механического по Н.Н. Давиденкову и рентгенографического.

Рассмотрены данные рентгеноструктурной диагностики, а также оценки структурной поврежденности материала в объеме лопаток турбин после наработки в эксплуатации, основанной на её сопоставлении с критериальными признаками структурной деградации материала. Установлено, что закономерности формоизменения частиц основной упрочняющей γ'–фазы, периоды кристаллических решеток γ-твердого раствора (a_γ), γ'–фазы $(a_{\gamma'})$ и их размерное несоответствие (мисфит Δ), а также относительная среднеквадратичная микродеформация (ОСМД), определяемая по функции физического уширения рентгеновской дифракционной линии, находятся в тесной корреляции со скоростью ползучести и другими высокотемпературными механическими свойствами монокристаллов ЖНС [3-5]. Приведены результаты оценки степени расходования ресурса по показателям ползучести материала в опасных зонах лопаток турбин на примере двигателей семейства НК.

Рассмотрены структурные критерии, характеризующие возможность регенерации структурного состояния монокристаллов жаропрочных никелевых сплавов под воздействием термических обработок и газостатирования [6, 7].

По результатам проведенной работы разработана методология структурной оценки ресурса турбинных лопаток из жаропрочных никелевых сплавов, сформулированы

методические подходы и предложены методики рентгенодифрактометрического исследования совершенства монокристаллов из сплавов марок ЖС. На основе анализа полученных результатов предложены структурные критерии, характеризующие работоспособность и остаточный ресурс материала, испытавшего деформацию в условиях ползучести.

В результате проведенных исследований выявлены закономерности изменения рентгеновских параметров тонкой структуры, характеризующие протекание релаксационных процессов как в поверхностных слоях упрочненных хвостовиков монокристальных лопаток, так в результате воздействия на монокристалл регенерирующих высокотемпературных обработок.

Результаты работы представляют интерес в плане методического подхода к определению степени деградации материала литых лопаток газовых турбин, оценки их допустимой наработки в эксплуатации по условию длительной статической прочности и могут быть использованы для уточнения характеристик их прочностной надежности и объективной оценки ремонтопригодности этих деталей после эксплуатации.

Список литературы

1. Захарова Т.П., Протасова Н.А., Васильев Б.Е., Теплова С.В. Релаксация остаточных напряжений сжатия в наклепанных хвостовиках лопаток турбин из жаропрочных никелевых сплавов со структурой направленной кристаллизации. — Деформация и разрушение материалов. 2014. —№2—С.37-41.
2. Протасова Н.А. Структурные закономерности изменения напряженно-деформированного состояния упрочненной поверхности хвостовиков лопаток турбин в условиях эксплуатации. —Авиационная техника. 2011. —№3—С.38-43.
3. Бронфин М.Б., Дарчинов Э.Н., Протасова Н.А. Особенности микропластической деформации монокристаллических лопаток из сплава ЖС30 при эксплуатации —Металловедение и термическая обработка металлов. 1991— №5—С.30-32.
4. Протасова Н.А. Диагностирование состояния материала лопаток турбины двигателя НК-86 с применением методов рентгеноструктурного анализа — В сб. «Новые технологические процессы и надежность ГТД», вып.7 «Обеспечение прочностной надежности рабочих лопаток высокотемпературных турбин». — М.: ГНЦ РФ «ЦИАМ им. П.И.Баранова». 2008. —С. 99-124.
5. Протасова Н.А., Светлов И.Л. Влияние деформации ползучести на структурно-фазовое несоответствие в монокристаллах жаропрочных никелевых сплавов. — Материаловедение. 2012— №7—С.19-25.
6. Захарова Т.П., Протасова Н.А. Влияние газостатирования на состояние тонкой структуры и сопротивление разрушению материала лопаток турбин из монокристаллического сплава ЖС30-ВИ после наработки в эксплуатации до первого ремонта — Труды международной научно-технической конференции «Научные идеи С.Т.Кишкина и современное материаловедение» —М.: ВИАМ, 2006. —С. 311-314.
7. Протасова Н.А. Особенности структурной регенерации монокристальных лопаток турбины после высокотемпературных обработок. —Авиационная техника. 2012. —№1—С.56-63.

ВЛИЯНИЕ ГАДОЛИНИЯ НА СВОЙСТВА МАТЕРИАЛОВ СИСТЕМЫ PR-DY-FE-CO-B

И.И. Резчикова, ФГУП «ВИАМ», Москва, admin@viam.ru
Е.Н. Каблов, ФГУП «ВИАМ», Москва
О.Г. Оспенникова, ФГУП «ВИАМ», Москва
В.П. Пискорский, ФГУП «ВИАМ», Москва
Р.А. Валеев, ФГУП «ВИАМ», Москва
Д.В. Королев, ФГУП «ВИАМ», Москва

Исследованы спеченные материалы $(Pr_{1-x-y}Dy_xGd_y)_{13-14}(Fe_{1-z}Co_z)_{bal.}B_{6-7}$ (x=0,18-0,58;y=0,05-0,33;z=0,2-0,36)**.** Показано, что магнитные моменты ионов Gd и моменты подрешетки Fe, Co упорядочены антиферромагнитно. Показано, что увеличение содержания Gd при замещении им диспрозия приводит к увеличению величины Br, уменьшению величины Hc и увеличению по абсолютной величине ТКИ. Обратный эффект наблюдается при замещении гадолинием празеодима при фиксированном значении диспрозия.

Список литературы

1. Каблов Е.Н. «Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации» //Авиационные материалы и технологии. 2015. №1 (в печати).
2. Пискорский В.П., Валеев Р.А., Терешина И.С., Бронфин М.Б., Чабина Е.Б., Давыдова Е.А., Бузенков А.В. Магнитные свойства и фазовый состав материалов системы Pr-Dy-Fe-Co-B // Перспективные материалы. 2007. № 3. С. 16-19.
3. Каблов Е.Н., Петраков А.Ф., Пискорский В.П., Валеев Р.А., Чабина Е.Б. Влияние церия и иттрия на магнитные свойства и фазовый состав материала системы Nd-Dy-Fe-Co-B //МиТОМ. 2005. №10. С. 25–29.
4. Каблов Е.Н., Петраков А.Ф., Пискорский В.П., Валеев Р.А., Чабина Е.Б. Влияние празеодима на магнитные свойства и фазовый состав материала системы Nd-Pr-Dy-Fe-Co-B //МиТОМ. 2005. №6. С. 12–16.
5. Каблов Е.Н., Петраков А.Ф., Пискорский В.П., Валеев Р.А., Назарова Н.В. Влияние диспрозия и кобальта на температурную зависимость намагниченности и фазовый состав материала системы Nd-Dy-Fe-Co-B //МиТОМ. 2007. №4. С. 3–10.
6. Herbst J.F. R2Fe14B materials: intrinsic properties and technological properties and technological aspects // Reviews of Modern Physics. 1991. V. 63. N. 4. P. 819-898.

БЗОРНАЯ ИНФОРМАЦИЯ ПО ПРОГРЕССИВНЫМ ВИДАМ ИСПЫТАНИЙ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

В.Н. Титов, ООО «Тестсистемы», Иваново, vtit@test-systems.ru

В докладе изложена обзорная информация по номенклатуре испытательной техники производства ООО «Тестсистемы».

В качестве перспективных направлений развития рассмотрены некоторые вопросы оснащения испытательных машин:

-различными типами нагревательных устройств для испытаний на растяжение, сжатие, изгиб, ползучесть и длительную прочность в воздушной среде до 1200 ºС и вакууме до 2200 ºС;

-устройствами измерения деформации.

Отдельное внимание уделено проблеме измерения деформации образца при испытаниях на растяжение в вакууме при повышенных температурах до 2200 ºС. При испытаниях до 1600 ºС ООО «Тестсистемы» предлагает применять лазерный бесконтактный экстензометр. В перспективе предполагается расширить диапазон применения до 2000 ºС.

Рассмотрены вопросы:

-метрологического обеспечения в соответствии с современными требованиями органов федерального агентства по техническому регулированию и метрологии, в частности проблемы связанные с переходом на новую поверочную схему по силе.

-актуальности отечественных стандартов по испытаниям материалов;

-отсутствия отечественных стандартов аналогичных ISO 9513, ASTM E83 (Калибровка и классификация экстензометров, используемых для одноосных измерений).

3D ТЕХНОЛОГИИ В ПРОМЫШЛЕННОСТИ.(ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО ПЛАВЛЕНИЯ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПОРОШКОВЫХ МАТЕРИАЛОВ В МАШИНОСТРОЕНИИ)

П.А. Трусов, ООО «НИССА Диджиспейс», Москва, P.Trusov@digispace.ru
М.Н. Гусев, ООО «НИССА Диджиспейс», Москва, M.Gusev@digispace.ru

Объект исследования:

- Предпосылки к применению аддитивных технологий;
- Сравнение производства изделий с классической технологией;
- Особенности технологии, сложная геометрия деталей;
- Стохастическое экспонирование;
- Снижение процента брака при производстве изделий;
- Общие седения.

Предпосылки к применению аддитивных технологий:

Технология селективного лазерного плавления металлических порошковых материалов занимает особое место в процессах производства, так как дает возможность изготовления детали или ее заготовки непосредственно по данным из 3D CAD-систем, практически из любого металла.

Принцип работы машин селективного лазерного плавления заключается в многократном нанесении слоя металлического порошка заданной толщины и последующего выборочного плавления порошка лазером, в соответствии с геометрией сечения изготавливаемого слоя детали.

Возможность применения металлов с температурой плавления до 3500 С позволяет найти применение установкам в различных областях промышленности. На данный момент широко востребованы порошковые материалы нержавеющей и жаропрочной стали, жаропрочных сплавов на основе никеля и кобальт-хрома, а так же легких алюминиевых и титановых сплавов.

Сравнение производства изделий с классической технологий:

На рисунках 1 и 2 показаны примеры применения деталей, изготовленных по аддитивным технологиям:



Рис.1 – Сравнение изготовления скобы обшивки самолета традиционным методом и по аддитивной технологии



Рис.2 – Daimler (Германия) Изделие – кронштейн автомобиля Formula 1. Снижение массы изделия на 11%, Увеличение прочности изделия на 42%

Особенности технологии, сложная геометрия деталей;

Особенности технологии – экономия материала, на рис. 3 демонстрируется сравнение количества материала, затрачиваемого на изготовление детали методами традиционной обработки металла и методом селективного лазерного плавления на установке 3д-печати.



Рис.3 – Сравнение технологий фрезерования и селективного лазерного плавления

Также к особенностям технологии следует отнести возможности изготавливать детали со сложной геометрией и внутренними каналами.

На рис. 4 представлено сравнение технологий при изготовлении деталей с внутренними каналами

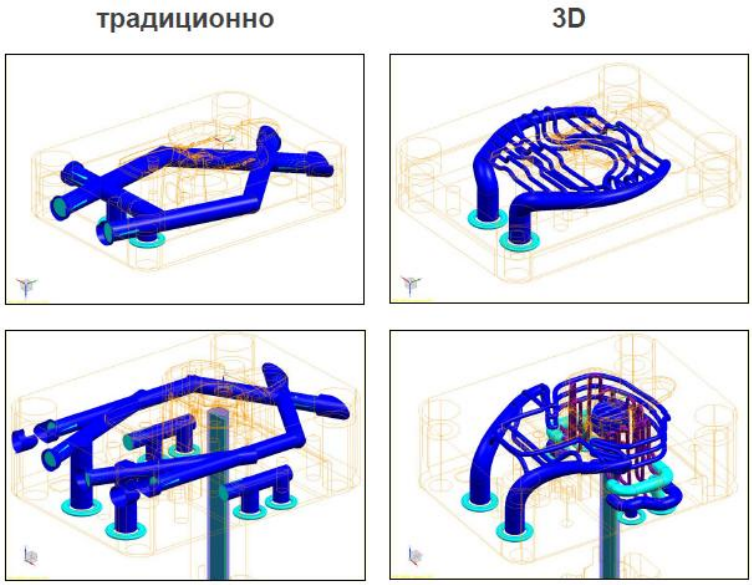


Рис.4 – Сравнение технологий фрезерования и селективного лазерного плавления при проектировании и изготовлении деталей с внутренними каналами

Стохастическое экспонирование:

Стохастическое экспонирование - технология выборочного лазерного плавления, разработанная и запатентованная немецкой компанией, выделяется уникальным методом перемещения лазерного луча в процессе построения. Каждый слой разделяется на множество мельчайших блоков, которые потом будут обработаны в случайном порядке и разных направлениях.

Такой метод плавления позволяет значительно уменьшить внутренние напряжения, повысить плотность, а так же изготавливать монолитные детали больших размеров (рисунок 5).

- Технология стохастического экспонирования основана на «островном принципе»;
- Сегменты слоя обрабатываются в выборочном порядке;
- Данный метод значительно снижает внутренние напряжения в детали.



Рис. 5 – Снимок процесса стохастического экспонирования

Общие седения:

Оборудование способно работать как с импортными материалами, так и материалами российского прозиводста. Благодаря возможности изменения заводских настроек, можно подобрать нужный материал и отработать режимы работы лазера под каждую отдельную задачу.

Система контроля качества оборудования позволяет добиться наилучших результатов от печати, благодаря постоянному мониторингу всех процессов работы оборудования.

В оборудовании используется лазер российского производства, что снижает влияние политических санкций на стоимость оборудования.

Выращенные на оборудовании детали поддаются всем известным методам финишной обработки для придания деталям необходимых характеристик и внешнего вида.

ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ

Р.Н. Фасхутдинов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, fashutdinov-rn@avid.ru
А.С. Дубровская, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
К.А. Донгаузер, ОАО «Авиадвигатель», Пермь

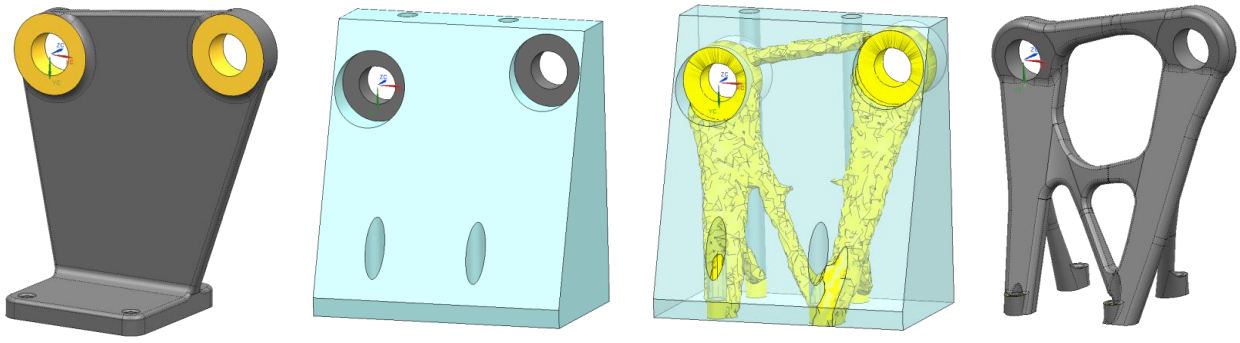
В аэрокосмической промышленности снижение веса газотурбинного двигателя (ГТД) позволяет экономить топливо и снизить вредные выбросы в атмосферу. Поэтому проектирование деталей с меньшей массой при сохранении функциональности изделия является важнейшей задачей в данной отрасли. Современное программное обеспечение позволяет оптимизировать конструктивную геометрию детали в условиях известных нагрузок, что приводит к эффективному сокращению веса [1]. Но производство оптимизированных изделий до настоящего времени было не целесообразно, а часто и невозможно, поскольку получение заготовок авиационных деталей со сложной геометрией традиционными методами требовало больших трудозатрат и огромных материальных вложений. Последующая механическая обработка еще больше увеличивала стоимость готового изделия.

Современная технология селективного лазерного сплавления (СЛС) позволяет получить сложную (в том числе и бионическую) конструкцию всего за один этап, при

этом сложность геометрии не влияет на себестоимость изделия [2]. Таким образом, исследования, связанные с топологической оптимизацией деталей авиационных ГТД для изготовления методом СЛС имеют высокую актуальность и открывает широкие перспективы для развития российской промышленности.

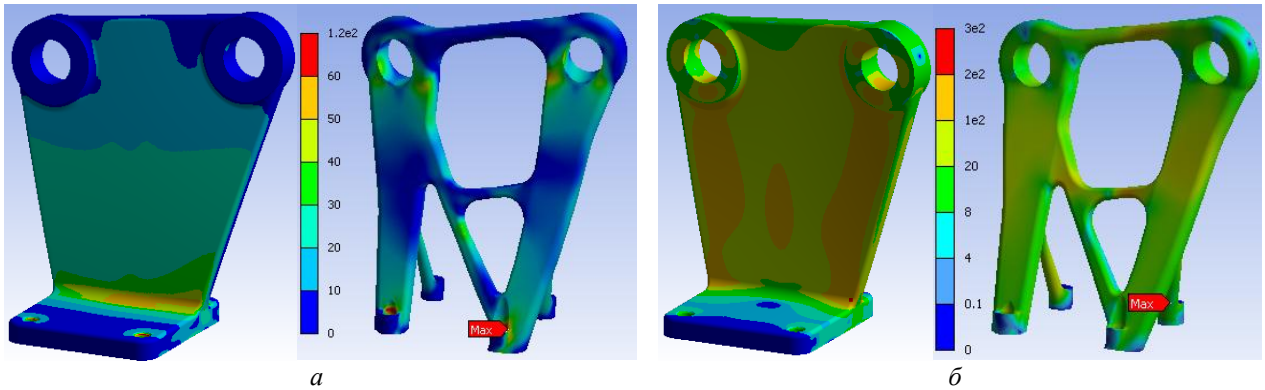
Снижение веса детали авиационного двигателя методом топологической оптимизации является сложной технической задачей, включающей в себя множество критериев и параметров. На предприятии ОАО «Авиадвигатель» из номенклатуры изготавливаемых авиационных изделий был выбран кронштейн для проведения уникального эксперимента по эффективному уменьшению массы деталей ГТД (рис.1,а). Проведены численные эксперименты по определению напряжений, возникающих в кронштейне в условиях двух статических комплексов нагрузок, заданных в соответствие условием эксплуатации. Начальные и граничные условия были приложены к крепежным элементам кронштейна.

Первым этапом оптимизации геометрии детали являлось максимальное упрощение конструкции путем наращивания дополнительного количества материала. При этом была сохранена геометрия элементов крепления. После данного упрощения масса кронштейна увеличилась в 5 раз (рис. 1,б). Был проведен сравнительный анализ программных продуктов, предназначенных для топологической оптимизации деталей и, после изучения ряда академических примеров, выбрано программное обеспечение удовлетворяющее условиям поставленного эксперимента.



а *б* *в* *г*

Рис. 1 – а – кронштейн, выбранный в качестве модельного примера для топологической оптимизации геометрии, б – упрощенная геометрия кронштейна, в – результаты топологической оптимизации, г – оптимальная геометрия кронштейна для заданных комплексов нагрузок



а *б*

Рис. 2 – а, б – Сравнение напряжений по Мизесу, выявленных в результате численных экспериментов для кронштейнов с традиционной и оптимизированной геометрией для первого и второго комплекса нагрузок соответственно

В качестве целевой функции была выбрана максимальная жесткость, то есть минимизация суммы энергии деформации в модели для комбинации двух выбранных статических комплексов нагрузок [3]. При этом ограничение по весу задавалось как 10% от упрощенной конструкции кронштейна. В результате оптимизации была получена геометрия с оптимальной топологией (рис. 1,в). Данная геометрия была преобразована в

модель кронштейна с оптимальной геометрией в условии заданных нагрузок (рис. 1,г). При этом масса детали сократилась на 50% по сравнению с изначальной конструкцией.

Численные эксперименты по определению напряжений по Мизесу в кронштейне при условиях двух заданных комплексах нагрузок показали, что при сокращении веса кронштейна в два раза напряжения в нем сохранили первоначальный уровень (рис. 2). Таким образом, доказано эффективное использование массы детали при проектировании с использованием метода топологической оптимизации.

Итогом описанного эксперимента стало изготовление кронштейна с оптимизированной конструкцией на предприятии ОАО «Авиадвигатель» методом СЛС.

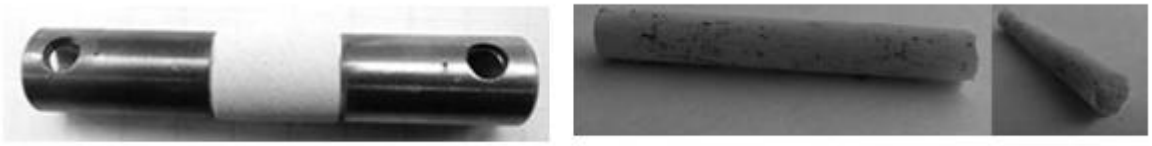
Список литературы

1. Bendsoe, M.P., Sigmund, O. Topology Optimization: Theory, Methods and Applicatio. 2nd ed. Berlin: Springer, 2003, 370 p.
2. S. Trimble. Additive manufacturing: Value added. GE Aviation is leading the way in the new world of additive manufacturing // Flight International, vol. 183, № 5393, 2013. –34-35 pp.
3. П.А. Оганесян, С.Н. Шевцов. Оптимизация топологии конструкции в пакете ABAQUS // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, том 16, №6(2), 2014, С 543-549.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОЧНОСТНЫХ И ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ОТДЕЛЬНЫХ СЛОЕВ КЕРАМИЧЕСКИХ ТЗП

А.Ш. Хамидуллин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, khamidullin@rtc.ciam.ru
Н.Г. Бычков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bychkov@rtc.ciam.ru

В настоящее время керамические многослойные теплозащитные покрытия (ТЗП) являются неотъемлемой частью системы защиты деталей горячего тракта от высоких температур. Основным их недостатком является низкая долговечность из-за множества повреждающих факторов, возникающих в чрезвычайно сложных условиях работы [1]. Напряжения различного рода в отдельных слоях ТЗП (металлическом подслое и внешнем керамическом слое) приводят к их растрескиванию и отслоению с защищаемых деталей, в связи с чем, одними из основных характеристиками слоев ТЗП, определяющими их работоспособность в эксплуатации, являются когезионная и адгезионная прочность, а также температурный коэффициент линейного расширения (ТКЛР).



(а) *(б)*

Рис.1 – Образцы для определения когезионной прочности (а) и ТКЛР (б) плазменного керамического слоя ТЗП

В ЦИАМ разработаны экспериментальные методы определения прочностных [2,3] и теплофизических [4] свойств отдельных слоев керамических ТЗП, позволяющих при рабочей температуре определять свойства покрытий, имеющих реальную толщину и

нанесенных по серийной технологии. При определении прочностных свойств нагружение образцов осуществляется вдоль поверхности нанесения ТЗП, а разогрев может осуществляться как в радиационной печи, так и индукционным методом. Исследования ТКЛР отдельных слоев ТЗП производится с использованием высокочастотного генератора и бесконтактной системы определения удлинений образца.

На рис.1 изображены образцы для исследования когезионной прочности и ТКЛР керамического слоя ТЗП. Результаты определения прочностных свойств отдельных слоев ТЗП представлены в табл. 1 и табл.2.

Таблица 1. Когезионная прочность плазменного металлического подслоя (№1,2,3) и керамического слоя (№4,5)

№	T, ˚C	δ, мкм	P, кг	σ_b, кг/мм^2
1	20	260	300	25,9
2		270	318	26,5
3		225	296	29,6
4		90	24,6	6,22
5		100	28,8	6,55

Таблица 2. Адгезионная прочность керамического слоя (№1) и подслоя (№2)

№	T, ˚C	δ, мкм	P, кг	σадг, кг/мм2
1	20	150	120	3,23
2		150	320	10,07
T – температура испытаний, °C; δ – толщина слоя ТЗП, мкм; P – разрушающая нагрузка, кг; σb – предел когезионной прочности, кг/мм2; σадг – предел адгезионной прочности, кг/мм2				

Получены экспериментальные данные прочностных и теплофизических свойств отдельных слоев плазменных керамических ТЗП стандартного состава (подслой NiCrAlY, керамический слой ZrO_2–Y_2O_3) при рабочих температурах до 1150°C. Отработка методики определения ТКЛР осуществлялась на образце из двуокиси циркония – основного материала для нанесения покрытий.

Список литературы

1. R. Eriksson «High-temperature degradation of plasma sprayed thermal barrier coating systems» // Linköping Studies in Science and Technology, Thesis No. 1484, 2011
2. Бычков Н.Г., Ножницкий Ю.А., Хамидуллин А.Ш., Першин А.В. Способ определения адгезионной прочности теплозащитного покрытия на сдвиг и устройство для его осуществления // Патент РФ №2548378 от 20.03.2015, Бюл.№11.
3. Бычков Н.Г., Хамидуллин А.Ш., Першин А.В. Устройство для формирования и испытания образцов тонких покрытий // Патент РФ №2545082 от 18.02.2015, Бюл.№9.
4. Бычков Н.Г., Ножницкий Ю.А., Хамидуллин А.Ш., Першин А.В. Устройство для определения температурного коэффициента линейного расширения теплозащитных пленочных покрытий // Заявка на патент РФ №2015121341, 2015.

ИССЛЕДОВАНИЯ ДОЛГОВЕЧНОСТИ КЕРАМИЧЕСКОГО ТЗП НА МОДЕЛЯХ ЛОПАТОК ТУРБИН В УСЛОВИЯХ ИХ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ В РАЗГОННОЙ КАМЕРЕ

А.Ш. Хамидуллин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, khamidullin@rtc.ciam.ru
Н.Г. Бычков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bychkov@rtc.ciam.ru

Теплозащитные покрытия, имеющие столбчатую структуру керамического слоя, на данный момент являются наиболее перспективными за счет их более высокой стойкости к термомеханическим деформациям деталей в сравнении с широко распространенными плазменными покрытиями. В ЦИАМ существует малогабаритная разгонная установка Т14-232 (рис.1), предназначенная для исследования механизма разрушения столбчатого ТЗП от действия изгибающих нагрузок от центробежных сил [1].

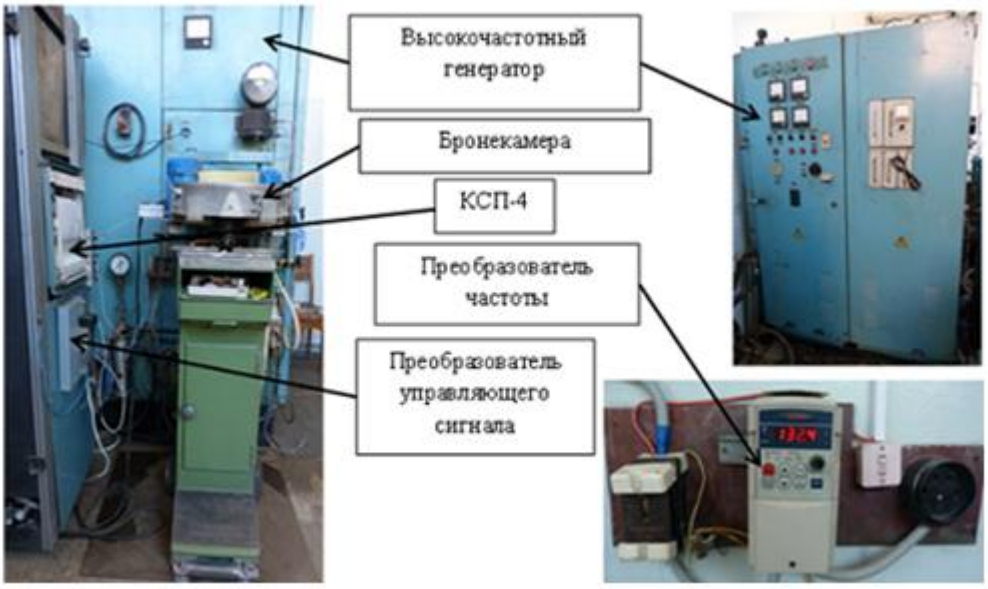


Рис. 1 – Установка Т14-232 для исследования работоспособности керамических ТЗП в поле действия центробежных сил [2]

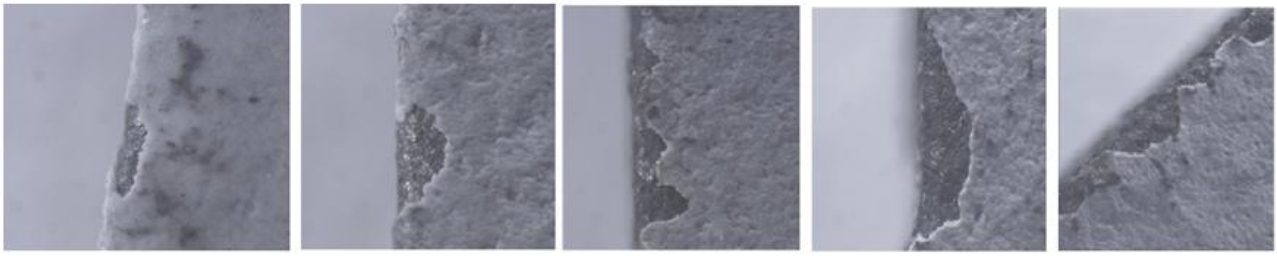
В процессе испытаний разогрев опасного сечения спрофилированных моделей с нанесенным по серийной технологии столбчатым покрытием осуществляется при помощи высокочастотного генератора и кольцевого охлаждаемого индуктора. Частота вращения диска регулируется преобразователем частоты и синхронизируется с циклом изменения температуры.



Рис.2 – Образцы из сплава ЖС-6К с нанесенным керамическим ТЗП столбчатой структуры

Разработана конструкция и изготовлены модельные образцы из сплава ЖС-6К, на которые было нанесено серийное керамическое ТЗП по электронно-лучевой технологии толщиной 95 и 45 мкм (рис.2). На рис.3 показана деградация столбчатого ТЗП на модельных образцах в процессе испытаний.

Образование сколов ТЗП на моделях происходило в покрытии толщиной 95мкм, а на стороне моделей с толщиной ТЗП 45 мкм разрушений не наблюдалось.



(а) (б) (в) (г) (д)

Рис.3 – Деградация ТЗП на образце №3 через 385циклов (а), №4 – 545ц (б), № 1 (в), №2 (г) и №5 (д) через 750 циклов.

Список литературы

1. Бычков Н.Г., Першин А.В., Равилов Р.Г., Павлов Ю.И. Условия работы и разрушения керамических теплозащитных покрытий, нанесенных по электронно-лучевой технологии. Научные труды. Выпуск 15.- М.:МАТИ, 2009г.
2. Бычков Н.Г., Хамидуллин А.Ш., Першин А.В. Создание установки для исследования условий разрушения ТЗП на моделях рабочих лопаток турбин при действии центробежной нагрузки. [Электронный ресурс] Авиадвигатели XXI века: материалы конф.-электрон. дан. – М.: ЦИАМ, 2010г.

ПОСТРОЕНИЕ ТОЧНЫХ И ЭФФЕКТИВНЫХ МЕЖАТОМНЫХ ПОТЕНЦИАЛОВ

А.В. Шапеев, Сколковский институт науки и технологий, Москва,
shapeev@gmail.com

Молекулярное моделирование становится все более значимым в исследованиях и разработке материалов. При этом, для расчета сил на ядра атомов, как правило, используются либо эмпирические межатомные потенциалы, либо первопринципные квантово-механические модели. Точности первых зачастую достаточно только для качественных предсказаний, но их эффективность позволяет моделировать миллионы или даже миллиарды атомов. Точность первопринципных расчетов гораздо выше, однако их эффективность позволяет моделировать до тысячи или нескольких тысяч атомов.

Таким образом, важной становится задача построения, в идеале, межатомных потенциалов, которые по эффективности были бы сравнимы с эмпирическими потенциалами, а по точности - с первопринципными расчетами. А в качестве задачи-минимум -- построение потенциалов с систематически улучшаемой точностью за счет увеличения вычислительной сложности.

Как правило, для построения таких потенциалов используются продвинутые методы машинного обучения, например, нейронные сети. В своем докладе, после обзора существующих подходов, я представлю новый подход, основанный на линейной

регрессии и инвариантных полиномах. Новый подход имеет такую же точность, как и у существующих подходов, но почти на два порядка превосходит существующие в эффективности. В заключении доклада, в качестве примера, я расскажу о возможном приложении таких потенциалов для задачи определения свойств кристаллов при больших температурах.

СПОСОБ КРЕПЛЕНИЯ ПАРЫ ДЕТАЛЕЙ ИЗ МАТЕРИАЛОВ, РАЗРАБОТАННЫХ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ 5 ПОКОЛЕНИЯ, ОБРАЗУЮЩИХ ПРИРАБАТЫВАЕМОЕ НАДРОТОРНОЕ УПЛОТНЕНИЕ

Б.И. Ширяев, ОАО «ММП им. В.В. Чернышева», Москва

Быстрое мировое развитие газотурбинных двигателей началось после 1945 года, за прошедшие 70 лет последовательно сменились четыре поколения двигателей, в наши дни идет опытная эксплуатация и доводка ГТД 5 поколения, не за горами – шестое поколение. И во все прошедшие десятилетия к числу основных задач и проблем, относилось прежде и продолжается в наши дни, обеспечение качественного уплотнение надроторного зазора в ТВД, при этом, не менее важная задача: как можно дольше сохранить оптимальное значение надроторного зазора, а этого не так-то просто добиться, хотя бы потому, что существует тенденция к непрерывному увеличению межремонтного эксплуатационного ресурса. Например, всё семейство двигателей РД-33 использует рабочую лопатку ТВД без бандажной полки, а уплотнение надроторного зазора ТВД организовано по схеме: «реборда на торце пера лопатки – рифления треугольного профиля на рабочей поверхности надроторной вставки», т.е. «металл работает по металлу», при этой схеме выделяется большое количество тепла трения, которое дополнительно повышает температуру по месту сопрягаемой контактной пары материалов на 120 ºС … 180 ºС. При сборке двигателя радиальный надроторный зазор имеет величину 1 … 1,2 мм. С началом работы двигателя от разогрева роторных деталей и действия центробежных сил надроторный зазор не просто уменьшается, а на высоких рабочих оборотах - сначала полностью выбирается, а затем рифления надроторных вставок врезаются в тонкостенную реборду на торце пера лопатки. Рифления на рабочей поверхности надроторной вставки, имеющие треугольный профиль, врезаются в реборду подобно клину, что способствует появлению по впадинам рифлений микротрещин, которые в условиях вибрационных нагрузок, развиваются по усталостному типу, и, при больших по времени межремонтных эксплуатационных ресурсах, трещины могут дойти до торца, а затем трещина в своём развитии преодолевает тонкую стенку торца пера лопатки, разделяющую внутреннюю полость лопатки и высокотемпературный газ проточной части двигателя при штатной работе турбинной лопатки. На следующем этапе, когда трещина станет сквозной, через нее начнется утечка воздуха высокого давления, который служит для охлаждения пера лопатки, т.е. постепенно дойдем до момента, когда процесс охлаждения турбинных лопаток ТВД станет нерасчётным. Но это нежелательное явление по анализируемому месту не единственное из разряда опасных для двигателя. По месту контакта реборд быстро вращающихся лопаток с рифлениями надроторных вставок от дополнительно тепла реборды на торцах пера лопаток трения рифления становятся пластичными настолько, что происходит перенос их материала с осаждением его на рифлениях надроторных вставок, которые непрерывно обдуваются охлаждающим воздухом. Перенесённый материал, остывая, становится твёрдым и чем-то напоминает

«ухабы на проезжей дороге». В этих условиях турбинные лопатки преодолевают отложившийся металл следующим образом: элемент торца пера лопатки (реборда) с большой скоростью врезается в посторонний металл, но для того, чтобы его проскочить, перо лопатки изгибается. Как только лопатка совершила проскок препятствия, она распряляется и снова изгиб пера лопатки на пути очередного отложения металла. На рассматриваемом семействе двигателей турбинная лопатка за одну секунду совершает примерно 250 оборотов, преодолевая места, где имеются отложения частиц материала торца пера лопатки, работает по циклу «удар по металлу – изгиб пера лопатки, проскок «через ухаб», и снова изгиб, т.е. такой характер циклических изгибных нагружений оказывает вредное влияние на усталостную прочность материала пера лопатки, при этом, наибольшее усилие действует в первой впадине ёлочного замка лопатки, отсчет от полки лопатки, расположенной в районе ёлочного замка лопатки. Ясно, что при таких тяжёлых условиях работы турбинных лопаток, надеяться на их длительную и надёжную работу, не приходится.

После того, как во ФГУП «ВИАМ» были созданы и исследованы прирабатываемые пары материалов, а затем информация о появлении таких материалов дошла до российских разработчиков авиадвигателей, Разработчики поняли, что на новом материаловедческом уровне можно создавать усовершенствованные надроторные уплотнения. На ОАО «ММП имени В.В. Чернышева» провели эксперимент: подготовили технического задание на разработку технологий крепления новых пар прирабатываемых материалов. При этом объяснили, что Разработчики пар прирабатываемых материалов в качестве метода крепления износостойкой накладки на торце пера лопатки и прирабатывемой накладки на рабочей поверхности надроторной вставки избрали высокотемпературную пайку в вакуумной печи. После этого передали задание на проработку в Отделы Главного технолога и Главного металлурга. Через некоторое время получили ответ, что ни технологи, ни металлурги не знают, как это можно сделать, учитывая сложные условия работы прирабатываемой пары материалов, а также то, что рабочие лопатки и надроторные вставки даже в мелкосерийном производстве относятся к категории массовых деталей. После этого работу перепоручили Отделу Главного конструктора Предприятия.

Для конструкторов турбин поставленная задача была привлекательна тем, что новая пара материалов для уплотнения надроторного зазора ТВД обещала уменьшить надроторный зазор, заметно снизить тепловыделение на границе контакта износостойкой и прирабатываемой накладок, а также значительно увеличить период эксплуатации, когда надроторный зазор ТВД имеет оптимальное или близкое к оптимальному значение. Новые материалы для создания более совершенных надроторных уплотнений турбин, предназначенных для двигателей 5 поколения, вызвали у разработчиков новой техники чувство благодарности к учёным, разработавшим прирабатываемые пары материалов, способные длительно работать при рабочих температурах, характерных для двигателей 5 поколения. В итоге: турбинистам ОГК удалось на уровне изобретения разработать способ крепления деталей лабиринтной пары надроторного уплотнения и устройства для его осуществления. Затем были выпущены два комплекта рабочих чертежей: один – для вновь изготавливаемых турбинных лопаток и надроторных вставок ТВД, другой для ремонтируемых рабочих лопаток и надроторных вставок ТВД, имеющих повреждения на торцах пера турбинных лопаток и на рабочих поверхностях надроторных вставок, по которым на Предприятии нет ремонтных технологий, а потому большое количество турбинных лопаток и надроторных вставок ТВД при поступлении в ремонт по результатам дефектации приходится забраковывать и отправлять на переплав.

По комплекту ремонтных чертежей возможно не просто восстанавливать турбинные лопатки и надроторные вставки до уровня деталей первой категории, но и провести модернизацию лопаток и надроторных вставок под новые материалы, разработанные для двигателей 5 поколения. Новое, на чем основываются более 20

технических эффектов и главное из них, это надёжное закрепление на лопатках и вставках деталей из новых материалов, способных обеспечить качественное уплотнение надроторного зазора. Чтобы изготавливать лопатки и вставки для 5 поколения двигателей, а также организовать ремонт с модернизацией надроторных уплотнений под названные рабочие температуры, требуются лазерные установки для фигурной резки тонкой фольги и выполнения в ней мелких отверстий перфорации, а для припайки износостойких и прирабатываемых накладок – вакуумные печи. К настоящему времени подобное технологическое оборудование многие отечественные моторостроительные заводы уже имеют. Предлагаемая технология крепления накладок, образующих надроторное уплотнение зазоров, пригодна и для малоразмерных двигателей, и для двигателей средних и крупных размеров, вплоть до двигателей создающих тягу 60 тонн и более!

В настоящее время в РФ идет работа по различным вновь рарабатываемым и модернизируемым двигателям, поэтому предлагаемый способ крепления фигурных накладок на лопатки и надроторные вставки даст высокое качество и большую экономию.

СЕКЦИЯ 4Г - КОМПОЗИТЫ («ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ, ПРОИЗВОДСТВА И ИСПЫТАНИЙ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ИЗ СОВРЕМЕННЫХ И ПЕРСПЕТКИВНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ»)

МНОГОПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПКМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗЛИЧНЫХ СИСТЕМ ИНЖЕНЕРНОГО АНАЛИЗА

Г.А. Анищенко, ООО «Новатест», Москва, skul@novatest.ru
С.В. Кулаков, ООО «Новатест», Москва, skul@novatest.ru

Развитие технологий производства изделий из полимерных композиционных материалов (ПКМ) открывает широкие возможности по выбору проектного решения перед инженером-проектировщиком. Управляемые свойства композита, низкий удельный вес, сложность форм являются неоспоримым преимуществом и в некоторых случаях позволяют укрупнять подсборки изделия, объединяя функции нескольких деталей в одной. Однако такие материалы предъявляют повышенные требования к качеству расчетов и необходимости учета всех факторов, влияющих на производство и эксплуатацию. Для достоверного моделирования условий эксплуатации композитной детали в сложной, часто мехатронной конструкции необходимо решить сложную мультидисциплинарную задачу. В настоящее время большинство расчетного программного обеспечения имеет встроенные алгоритмы оптимизации, что позволяет ускорить процесс принятия решения в отдельной локальной задаче. Однако взаимовлияние различных физических дисциплин в современных конструкциях очень высоко, что вынуждает решать связанные мультидисциплинарные задачи и проводить оптимизацию на более высоком уровне, вне отдельно взятого решателя.

Одной из основных проблем мультидисциплинарной оптимизации является совместимость разнородных инструментов моделирования. В связи с этим в настоящее время активно разрабатываются программы-интеграторы, реализующие PIDO (Process Integration Design Optimization) подход. Основная идея данного подхода заключается в использовании программной оболочки верхнего уровня, в которой могут быть пошагово описаны и параметризованы все расчетно-проектировочные процессы, связанные с изделием. Основными требованиями к этим программам являются открытость платформы и широкий набор методов оптимизации и интерфейсов к CAD/CAE системам.

С другой стороны, ведётся работа, направленная на унификацию протоколов общения различных инженерных и математических инструментов. Одним из примеров такой унификации может служить активно разрабатываемый в настоящее время стандарт FMI (Functional Mock-up Interface). Путем интерпретации в С-коде математической модели компонента, алгоритмов решателя и стандартизации протоколов общения FMI-модель может быть объединена с другой математической моделью компонента, не зависимо от физики описываемого внутри моделей процесса.

Другой не менее важной проблемой мультидисциплинарной оптимизации являются очень большие затраты времени на расчет. Например, решение газодинамической задачи средней размерности сегодня занимает от нескольких часов до суток, что существенно сокращает допустимое количество итераций в цикле оптимизации. Более того, для оптимизации конструкции из ПКМ характерно большое количество варьируемых переменных, что дополнительно усложняет задачу поиска оптимального решения. Один из путей решения данной проблемы лежит в плоскости совершенствования математического аппарата оптимизации и разработке новых методов интерпретации результатов для многопараметрических задач. Наиболее интересными, по мнению автора, математическими методами решения многопараметрических задач являются методы, основанные на самоорганизующихся картах SOM (Self-Organizing Map). Самоорганизующиеся карты, разработанные для снижения размерности многомерного пространства, уже успешно зарекомендовали себя в области интерпретации результатов многопараметрических расчетов. В научной литературе также описано множество методов оптимизации, основанных на анализе плотности ячеек SOM-карт. Большинство этих методов направлено на поиск единственного оптимального решения. В случае же оптимизации композиционных конструкций задача, как правило, имеет множество глобальных минимумов, нахождение которых может быть крайне полезно с точки зрения оптимизации технологии изготовления, экономических показателей и т.д. Наиболее перспективным с этой точки зрения выглядит метод оптимизации SOMBAS (Self-Organizing Map Based Adaptive Sampling). Этот алгоритм не только обеспечивает независимое исследование пространства переменных, но и позволяет отслеживать несколько областей минимума функции, уплотняя в них количество расчетных точек. На практике данный алгоритм показывает впечатляющие результаты в оптимизации таких классических функций, как Растрыгина и Розенброка (рис.1) [2]. Также этот метод позволяет решать актуальную задачу поиска области допустимых решений.

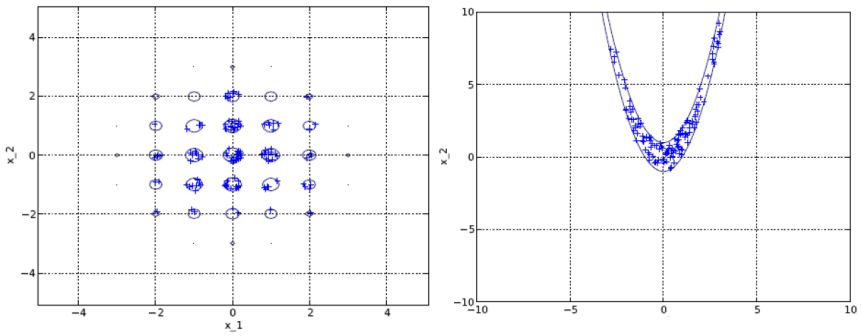


Рис. 1 – Распределение расчетных точек алгоритма SOMBAS для функции Растрыгина (слева) и Розенброка (справа)

Другим путем снижения расчетного времени мультидисциплинарной оптимизации является внедрение проектирования на основе баз знаний KBE (Knowledge-Based Engineering). Данный подход схож с методом экспертной оценки и особенно эффективен на этапе выбора принципиальных схем и решений. Базы знаний в таком подходе наполняются большим количеством аналитических, расчетных и экспериментальных данных, на основании которых выявляются зависимости оптимальных параметров задачи, что позволяет существенно сократить область поиска численного решения. Реализация такого подхода требует больших затрат на разработку и внедрение, однако сегодня является первоочередной задачей во многих конструкторских бюро мира.

Таким образом, можно сделать вывод задача многопараметрической мультидисциплинарной оптимизации конструкции из ПКМ требует специализированного набора инструментов и методов. Все описанные в статье подходы и разработки уже реализованы и используются в программном продукте Optimus компании Noesis Solutions.

Список литературы:

1. Kangas, J. and Kohonen, T., Developments and applications of the self-organizing map and related algorithms. Mathematics and Computers in Simulation, 41: 3 – 12, 1996.
2. Keiichi Ito, Tom Dhaene, Naji El Masri, Roberto d'Ippolito, Joost Van de Peer, Self-organizing map based adaptive sampling, 5th IC-EpsMsO, 2013.
3. Optimus Theoretical Background, Noesis Solutions, 2014.

ПОЛИФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ЦИАНОВЫЕ ЭФИРЫ ДЛЯ ТЕРМОУСТОЙЧИВЫХ ПЛАСТИКОВ

К.Р. Ахмадиева, ФГУП «ВИАМ», Москва, 2638565@mail.ru
Е.В. Долгова, ФГУП «ВИАМ», Москва
Р.Р. Мухаметов, ФГУП «ВИАМ», Москва
Л.В. Чурсова, ФГУП «ВИАМ», Москва

За рубежом полифункциональные циановые эфиры находят широкое применение при производстве полимерных композиционных материалов, используемых в аэрокосмической промышленности при создании обтекателей, антенн, отражателей, размеростабильных пространственных структур и элементов газотурбинных двигателей.

Несмотря на известные преимущества цианат-эфирных матриц (низкая диэлектрическая проницаемость, механическая и термическая стабильность, радиационная устойчивость, низкие газо- и влагопоглощение) до сих пор продолжается поиск путей совершенствования и способов удешевления композиций на их основе. Наиболее изученными в настоящее время остаются смеси цианових эфиров с эпоксидными смолами (ЭС) [1].

В работе был использован полифункциональный новолачный цианový эфир, представляющий собой густую смолу с вязкостью 0,45 Па·с при 80 °С, растворимую в ацетоне и спирте. В качестве сомономеров были опробованы ди-, тетра- и полиэпоксидные смолы в количествах от 9 до 70 % масс.

Изучены процессы взаимодействия полифункционального цианового эфира с эпоксидно-диановым олигомером методом ИК-спектроскопии. Установлено, что при температуре 100–140 °С в основном протекает реакция циклотримеризации, о чем свидетельствует постепенное уменьшение интенсивности полос поглощения валентных колебаний N≡C–O-групп в области 2262–2236 $см^{-1}$ и появление интенсивных полос поглощения в области 1558 и 1360 $см^{-1}$, характерных для S-триазинового цикла. При этом интенсивность полос поглощения эпоксидного фрагмента при 1242 и 914 $см^{-1}$ практически не меняется. Повышение температуры до 160 °С приводит к увеличению конверсии цианатных групп, кроме того, наблюдается существенное уменьшение интенсивности полос поглощения эпоксидного цикла [2].

Изучены процессы отверждения композиций методом ДСК. Отверждение эпоксиолигоцианурatов проводили по ступенчатому режиму в температурном диапазоне 130–250 °С в течение 8 ч. Степень отверждения полимерных матриц составила не менее 97 %. Температура стеклования отвержденных матриц составила от 200 до 377 ^{o}С. Равновесное влагопоглощение отвержденных образцов уменьшается при увеличении содержания эпоксидной смолы.

В результате проведенного исследования было разработано технологичное связующее на основе полифункционального цианового эфира и эпоксидно-новолачной

смолы, перерабатываемое по расплавной препреговой технологии. Связующее опробовано в составе композита, показана возможность эксплуатации материала при температуре не менее 250 °С.

Список литературы

1. Долгова Е.В., Мухаметов Р.Р. Модификация триазиновых композиций // Электронный научный журнал «Труды ВИАМ». 2013. № 9.www.viam-works.ru
2. Мухаметов Р.Р., Шимкин А.А., Долгова Е.В., Меркулова Ю.И. Полифункциональные циановые эфиры для изготовления композиционных материалов // Журнал прикладной химии. 2014. Т.87. Вып. 12. С. 125-129.

ОПЫТ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ВХОДНОГО НАПРАВЛЯЮЩЕГО АППАРАТА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

А.М. Ахметов, ОАО НИИТ, Уфа, barsicarsen@gmail.com
Т.Д. Каримбаев, ФГУП «ЦИАМ им. Баранова», karimbayev@ciam.ru
С.Н. Никитин, ОАО НИИТ, Уфа, nio-8450@yandex.ru

Уникальные физико-механические характеристики ставят полимерные композиционные материалы (КМ) в ряд основных конструкционных материалов, применение которых в изделиях авиационно-космической отрасли обеспечит создание новых образцов техники.

Одна из последних работ, проводенных в ОАО НИИТ по тематике применения КМ в авадвигателестороении - это работа по проектированию, созданию технологии и изготовлению закрылка (рис. 1) и входного обтекателя (рис. 2) входного направляющего аппарата (ВНА) КНД ГТД (рис 3). Из существующего множества формообразующих методов изготовления изделий из КМ: ручная выкладка, автоматизированная выкладка, намотка, пропитка под давлением в прессформах, пултрузия, пулформинг и т.д., при изготовлении этих деталей были скомбинированы ряд технологических операций и вариантов конструкций. В частности, для закрылка были применены технологии намотки, выкладки с RTM методом. При изготовлении входного обтекателя были применены технологии трикотажного плетения в сочетании с RTM методом, дающим возможность повысить производительность и качество деталей.

Немного подробнее остановимся на двух методах формообразования армирующего наполнителя: это трикотажное плетение и намотка.

Технический трикотаж для применения в современных конструкционных материалах, является сравнительно новым материалом, отвечающим специфическим требованиям, предъявляемым к наполнителям для термостойких пластиков, таким как: сырьевой состав, прочностные характеристики, объёмная плотность и другие физико-механические свойства. Использованию трикотажа в пластике способствуют три основных преимущества перед остальными видами текстильного производства: высокая производительность трикотажного оборудования, возможность получения заготовок заданной формы и способность трикотажа к большим деформациям. Стеклянные и углеродные нити являются нетрадиционным сырьем в трикотажном производстве, его переработка связана с определенными трудностями, однако имеющийся опыт работы

позволил получить образцы технического трикотажа на кулирных и основовязальных машинах.[1]

Свойства стеклотекстолита на основе кремнеземного трикотажного полотна и кремнийорганического связующего, изготовленного методом прямого прессования, показывают, что материал имеет высокие диэлектрические - 3,2÷3,6 10^6 Гц и теплофизические свойства - 0,55 Вт/мК. Высокие значения его деформативности (≥3,5 %) и откольной прочности (≥250 МПа) свидетельствуют о высокой стойкости термопласта к удару[2], что является решением актуальной проблемы для деталей входного направляющего аппарата при столкновениями с птицами и посторонними предметами.

Наиболее высокие и стабильные деформацинно-прочностные и массовые (физико-механические) характеристики достигаются в конструкциях из КМ, изготовленных по технологии автоматизированной намотки. Метод намотки, существующий почти 60 лет, продолжает совершенствоваться и имеет большие потенциальные возможности. До настоящего времени практически не решен вопрос о намотке неосесимметричных тел и конструкций более сложной формы. Значительно расширяются возможности технологии намотки при создании принципиально нового технологического оснащения и изделий с новыми структурами армирования.[1]

В корпусных и роторных деталях ГТД направление эксплуатационных напряжений может быть разнообразным. При изготовлении этих деталей из КМ, метод намотки позволяет проектировать конструкции, в которых материал используется наиболее эффективно. Волокна можно ориентировать в направлении действующих напряжений, обеспечивая необходимую прочность**.**

Процесс намотки поддается высокой степени механизации и автоматизации при высоком коэффициенте использования материалов, что экономически выгодно в производстве. Оборудование для изготовления изделий методом намотки менее громоздко, менее сложно чем оборудование, используемое для изготовления аналогичных изделий из металлов.

Применение данных методов внедрения наполнителя при изготовлении деталей из КМ дает возможность автоматизации процессов изготовления и получение тем самым стабильных и однотипных свойств от детали к детали.

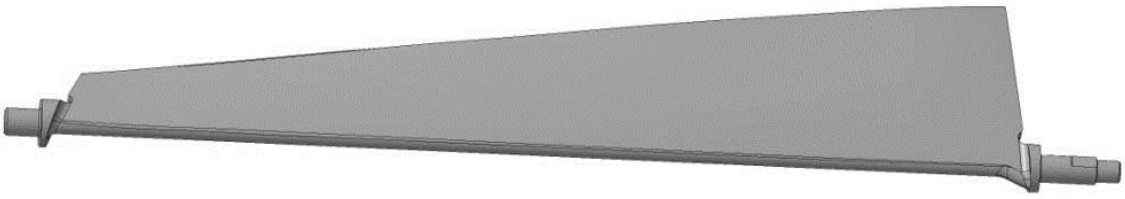


Рис. 1 – Закрылок входного направляющего аппарата



Рис. 2 – Входной обтекатель ВНА

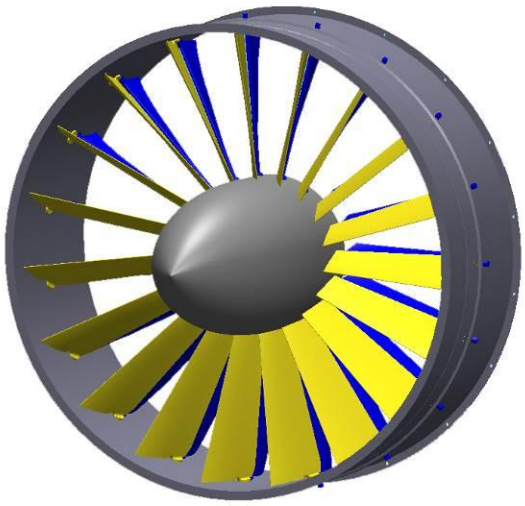


Рис. 3 – Входной направляющий аппарат

Список литературы:

1. Зиновьева В.А., Шленникова О.А. «Переработка кремнеземных и углеродных нитей в трикотаж»//Химические волокна. 2011.№6.
2. Шленникова О.А. «Трикотаж для стекло- и углепластиков»,//«Вопросы науки и техники»: материалы международной заочной научно-практической конференции., 2012 г.
3. Ахметов А.М., Кондратец С.В., Перлов С.В. «Технология и оборудование для изготовления корпусных и роторных деталей ГТД методом намотки из ПКМ», -/Москва, Авиационная промышленность, №2, 2013 г.

ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КАРКАСОВ ИЗ УГЛЕРОДНОГО ВОЛОКНА ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА ПКМ И УУКМ

А.П. Белоглазов, ООО «Ниагара», Москва, niagara-mos@inbox.ru
А.В. Габов, ООО «Ниагара», Москва
В.И. Елистратов, ООО «Ниагара», Москва
В.Н. Сорокин, ООО «Ниагара», Москва

Одним из путей повышения эксплуатационных свойств армированных ПКМ и УУКМ является получение одно- и многослойных каркасов сложной формы, минуя стадию послойной выкладки тканей.

ООО "Ниагара" (Лицензия Роскосмоса № 967К от 8 августа 2008г.) развивает текстильные технологии переработки углеродного волокна и прекурсора (окисленного полиакрилонитрила), направленные на получение каркасов приближенных к окончательной форме изделия с учетом оптимальной схемы армирования.

Среди них:

- технологии ткачества, позволяющие получать трубы, ленты, многослойные ткани из углеродных волокон;
- нетканые технологии, обеспечивающие изготовление хаотично армированных каркасов заданной пористости;

- технологии дублирования, позволяющие совмещать в структуре ПКМ тканые и нетканые материалы из углеродных волокон.

Некоторые из полученных результатов представлены в настоящем докладе.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПКМ В ИНТЕГРИРОВАННОЙ СРЕДЕ SIEMENS NX SAMCEF

И.Н. Воробьев, ООО «Новатест», Москва, ivn@novatest.ru
Г.А. Анищенко, ООО «Новатест», Москва, aga@novatest.ru

В настоящее время большинство отраслей промышленности сталкиваются с новыми экономическими, нормативными и экологическими ограничениями. Данные ограничения заставляют конструкторов и производителей исследовать и внедрять в процесс проектирования новые стандарты для разработки и производства легких конструкций. В результате промышленности необходимо заменить металлические конструкции на изделия из полимерных композиционных материалов (ПКМ) без потери механических свойств новых материалов. Это означает, что решение должно быть основано на слоистых материалах, произведенных из армированных полимеров с однонаправленными слоями или сплетенными (тканными) слоями, т.е. ПКМ. С целью проектирования и производства таких материалов и конструкций необходимо использовать адаптированный инструмент для моделирования, затрагивающий все стадии разработки (рис.1).

Решение на платформе Siemens NX CAE и LMS Samtech Samcef™ Composites полностью покрывает все вышеуказанные проблемы. Данное решение основано на знаниях, накопленных за последние 30 лет при исследовании задач связанных с моделированием ПКМ для различных отраслей промышленности. NX CAE используют классические возможности конечно элементных (FEA) методов, а LMS Samtech Samcef™ Composites, расширяет данные границы, и может использоваться для исследования сильно нелинейных задач поведения ПКМ и конструкций. Применение данных решений позволяет увеличить структурную эффективность конструкций и повысить надежность с минимизацией веса изделий.

Моделирование производственного процесса в настоящее время становиться все более важным, т. к. виртуальное прототипирование позволяет Вам корректно выбрать оснастку и параметры производственного процесса производства. Данная проблема очень актуальна для оценки остаточных деформаций, в результате отверждения для термореактивных и кристаллизации матрицы для термопластичных ПКМ (рис. 2). [1], [2]

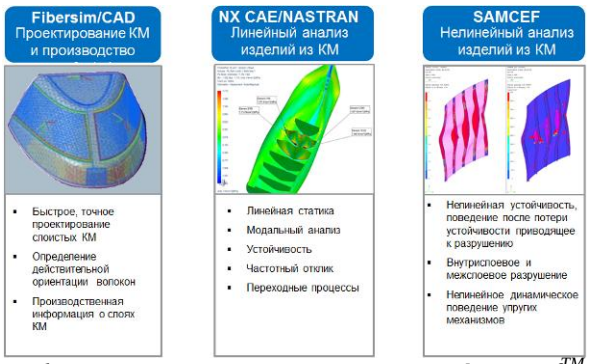


Рис. 1 – Платформа Siemens NX CAE и LMS Samtech Samcef™ Composites

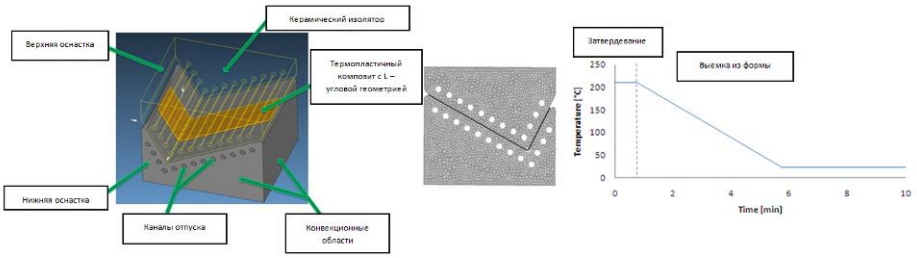


Рис. 2 – Моделирование процесса кристаллизации

Комбинация возможностей для теплового и структурного анализа, представляет большие возможности для имитации производственного процесса изделий из ПКМ.

Также важной задачей для изделий из ПКМ, является проблема моделирования разрушения. Слоистые ПКМ имеют очень специфичные формы разрушения, такие как, разрыв волокна, разрушение матрицы, трещины и деламинация. В отличие от металлов, композиционный материал разрушается не только от усталости, но также и при квази-статических нагрузках. Это часто происходит при низко-энергетических воздействиях, которые приводят к невидимым или едва заметным повреждениям в материале (BVID - barely visible impact damage). Чувствительность ПКМ к таким воздействиям и в результате деградации свойств материала, является основной проблемой при расчете. Решение Siemens NX CAE и LMS Samtech Samcef^{TM} Composites предлагает возможности для воспроизведения и предсказывания последствий данных воздействий и имитирует процесс распространения разрушения (рис.3). [3], [4]

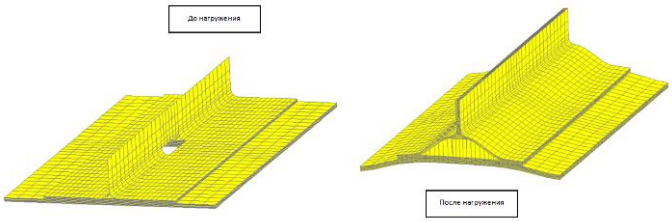


Рис. 3 – Моделирование процесса разрушения (деламинации) при вертикальной нагрузке

Также следует сказать о возможностях нелинейного анализа, особенно для тонкостенных изделий при расчете устойчивости конструкции. Решение позволяет выйти за рамки линейных ограничений и предположений, и предоставить исчерпывающую информацию о поведении конструкции после потери устойчивости до разрушения.

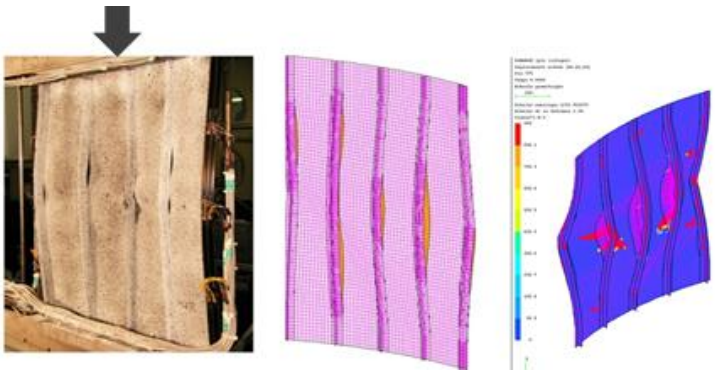


Рис. 4 – Моделирование процесса нелинейного процесса разрушения при вертикальной нагрузке после потери устойчивости

Используя данную платформу, представляются возможности по моделированию сложных слоистых ПКМ и сэндвичей, исследованию нелинейного поведения материала тонкостенных композитных конструкций, возможности определения модели разрушения в слоистых ПКМ, предсказывать разрушение, определять коэффициенты запаса по усталости, тем самым производя надежные конструкции с уменьшенным весом изделий.

Список литературы

1. Pascon F., Bruyneel M., Jalta K. Finite Element Analysis of the thermos-forming process of thermoplastic composite parts. NAFEMS World Congress, Austria, 2013
2. Brauner C., Miene A., Hermann. Virtual process chain combined with online process monitoring for first time right manufacturing of composite structures. NAFEMS Seminar: Simulation von Composites, Germany, 2014
3. M. Bruyneel, J.P. Delsemme, A.C. Goupil, P. Jetteur. Damage modeling of laminated composites: validation of the inter-laminar damage model of SAMCEF at the coupon level for UD plies. 11th World Congress on Computational Mechanics (WCCM XI), Spain, 2014
4. Camanho, P.P. Finite element modeling of fracture in composites: current status and future developments. NAFEMS Seminar – Prediction and Modeling of Failure Using FEA. NAFEMS, Roskilde, Denmark (2006)

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕПЛОВИЗИОННОЙ ТЕХНИКИ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ УСТАЛОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

С.В. Воробьев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vorobyev@rtc.ciam.ru
Д.В. Матюхин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, matyukhin@rtc.ciam.ru

В настоящее время неразрушающий контроль за состоянием объекта при прочностных исследованиях играет важную роль. Еще большее значение он принимает при испытании образцов и деталей из композиционных материалов. Главной задачей неразрушающего контроля является определение момента зарождения трещины и ее развитие с течением времени. В настоящее время для выявления дефектов широко используются следующие методы: термография, ультразвуковая дефектоскопия, модальный анализ, томография, акустическая эмиссия и другие. Все они имеют свои преимущества и недостатки.

Применение тепловизионных методов диагностики при неразрушающем контроле являются важными для авиационной промышленности, и позволяют эффективно анализировать состояние материалов и деталей быстро и с меньшими затратами по сравнению с другими методами. В последнее время активно развиваются вибротермография и импульсная термография, которые позволяют эффективно обнаруживать внутренние дефекты.

В представленной работе выявление дефектов и их развитие в образцах из композиционных материалов проводится с помощью тепловизионной системы при проведении усталостных испытаний на вибростенде. При воздействии колебаний на образец, который представляет собой имитатор лопатки компрессора ГТД, происходит выделение тепловой энергии, и по излучению от поверхности, регистрируемой тепловизионной системой AGA-782, проводится анализ и отработка методики выявления дефектов. Отличительной особенностью применения тепловизионного метода контроля от других является возможность получать распределение энергетической яркости, по которой возможно определить полную тепловую картину объекта поверхности без какого-либо воздействия на него и установки термопар, а также проводить непрерывный анализ состояния объекта в процессе испытаний на вибростенде. При использовании

рентгеновской томографии или ультразвукового сканирования образец необходимо демонтрировать с установки.

В работе представлены термоизображения и изменения температуры поверхности вдоль контрольных сечений пластины из композиционного материала при различных количествах циклов нагрузки на вибростенде, по которым возможно выделить область развития дефекта. Также показана зависимость распределение по времени падения частоты и температуры в контрольных точках, по которым возможно оценивать эволюцию развития дефекта.

По результатам работы планируется разработка программного обеспечения и методики по выявлению дефектов в натурных лопатках и образцах из композиционных материалах сложной формы.

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИК ПРОВЕДЕНИЯ УСТАЛОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ПОЛИМЕРНОЙ ОСНОВЕ

В.В. Геров, ООО «Новатест», Москва, vger@novatest.ru
P.B.S. Bailey, Instron - division of ITW Ltd., Великобритания,
Peter_Bailey@instron.com
C. Cowan, The University of Manchester, Великобритания

ENCHANCED TECHNIQUES FOR FATIGUE TESTING OF COMPOSITES WITH POLIMER MATRIX

A new approach to composite fatigue testing is presented, to effectively control specimen temperature while optimizing test duration. This offers improved repeatability and increased test throughput. A genuine fatigue test technique has been developed which employs adaptive frequency control in response to specimen temperature. Using a thermocouple or a commercial infrared detector to supply a feedback to the control system, frequency control throughout the test can maintain specimen temperature within a tight band. Comparable results are presented for various composite materials, using representative “industry standard” and our novel method.

Изучение усталостных характеристик композиционных материалов на полимерной основе стало особенно актуально в последние 5 лет в основном из-за роста спроса на данные материалы в авиационной промышленности и энергетике. Всеми широко признается, что данный тип материала также склонен к накоплению повреждений при длительном циклическом нагружении, хотя характер разрушения и его механизмы существенно отличаются от таковых для металлических материалов. Таким образом относительно высокие деформации, применение в особо ответственных узлах с длительным сроком эксплуатации привело к увеличению востребованности стандартных "коммерческих" усталостных испытаний для квалификации композиционных материалов. И хотя существующие стандарты достаточно исчерпывающи [1,2], они определяют довольно консервативные требования по частоте испытаний, при этом допуская довольно большой диапазон флуктуаций температуры образца. Испытания при частотах ниже 5 Гц ведут к очень длительному циклическому испытанию, хотя температура образца при этом может увеличиваться на 20°C и более. С точки зрения руководителя лаборатории длительное время испытания нежелательно, а с точки зрения ученого такие колебания температур вызывают массу неопределенностей.

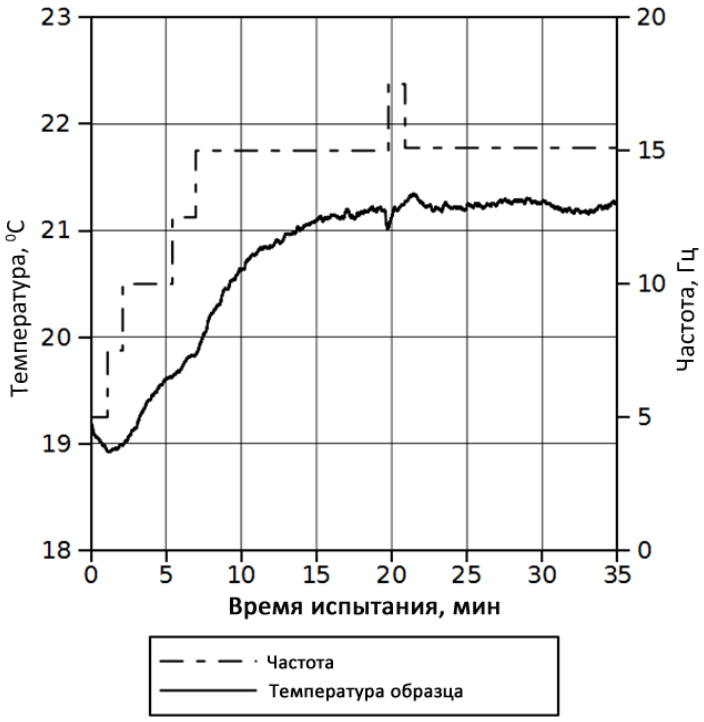


Рис.1 – Адаптивное управление увеличением частоты для выхода на заданную температуру

Испытания проводились с использованием сервогидравлических систем Instron с нагрузками 100кН и 250кН, оснащенных гидравлическими клиновыми захватами, системой контроля соосности и устройством предотвращения проворота поршня. Для измерения температуры применялась инфракрасная камера Optris PI450 и термопара с подключением к контроллеру систем Instron с помощью интерфейса National Instruments. Система и алгоритм адаптивного управления частотой испытаний в зависимости от температуры был разработан в качестве экспериментальной модификации стандартного программного обеспечения Instron WaveMatrix. Компанией Instron была подана патентная заявка на метод [3]. Необходимо отметить, что в зависимости от используемого способа измерения температуры, взаимосвязь между изменением частоты и температурой не всегда прямо очевидна. При использовании контактных термопар задержка в сигнале изменения температуры может быть до 20 секунд при изменении частоты испытания, что является следствием тепловых масс и свойств теплопроводности конкретного датчика. В случае оптического датчика такое изменение носит почти мгновенный характер, что является предпочтительным. Для отработки методики применялись стандартные образцы [1,2] двух типов композиционных материалов: стеклопластик с эпоксидной матрицей и углепластик с высокопрочной матрицей.

В качестве иллюстрации работы системы адаптивного управления можно представить два сценария. На рис.1 представлено характерное начало эксперимента образца стеклопластика при напряжении 40% от предела прочности в режиме растяжения с R=0.1. Начальная заданная частота испытания 5 Гц, температура в помещении 18±1°C, максимальная допустимая температура образца, заданная в методе испытания 21±0.5°C.

Очевидно, что частота в 5 Гц не приводит к сколь-нибудь значимому изменению температуры образца, поэтому система управления автоматически ступенчато увеличивает частоту, пока она стабилизировалась около 15 Гц при достижении заданной температуры.

На рис. 2 показано как система управления автоматически уменьшает частоту испытания для предотвращения перегрева образца. Использовался аналогичный образец с напряжением 60% предела прочности и заданной температурой 28±0.5°C.

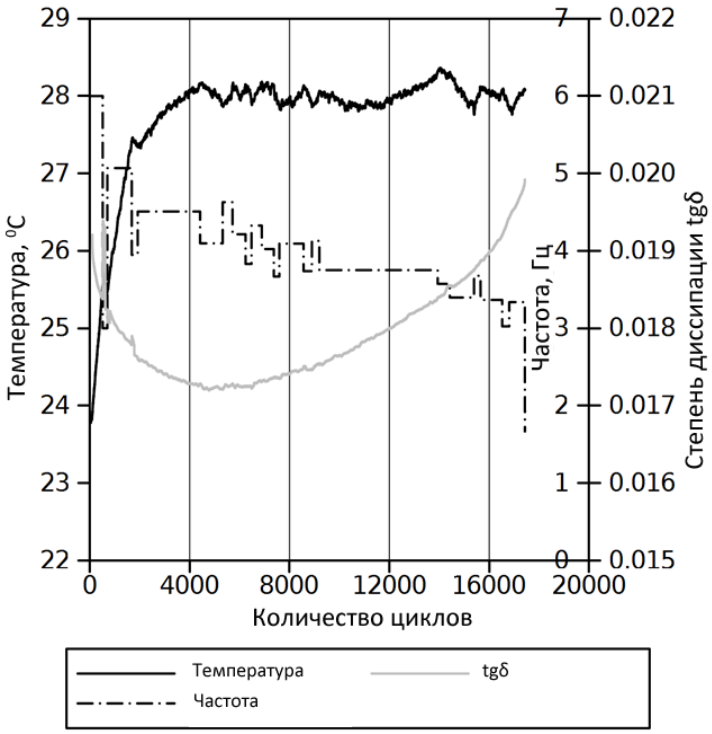


Рис. 2 – Поддержание постоянной температуры несмотря на разогрев образца при испытании

После короткого периода стабилизации, который обычно наблюдается при усталости композиционных материалов, виден дальнейший рост tgδ (степень диссипации), что характеризует дальнейшее накопление повреждений в материале, согласно исследованиям [4,5,6]. Начальная частота испытания быстро уменьшается для предупреждения перегрева, а затем ступенчато изменяется для корректировки степени поглощения энергии материалом, что в противном случае неминуемо привело бы к росту температуры [6].

Для получения S-N кривой (Рис.3) испытания проводились в диапазоне напряжений 60%...80% от предела прочности в режиме растяжения с ассиметрией цикла R=0.1 в двух режимах: при постоянной частоте 4 Гц в стандартном режиме без управления частотой и при адаптивном управлении частотой при поддержании постоянной температуры образца 30±0.5°C, согласно предложенной методики [3]. Анализ данных показывает хорошую сходимость результатов эксперимента для обеих методик, интересным фактом является несколько лучший показатель R^2 для испытаний в режиме адаптивного контроля.

В таблице 1 представлены сравнительные данные по временным затратам на проведение полного цикла испытаний при фиксированной частоте и при использовании предложенной методики адаптивного управления частотой испытания, также указаны значения частоты для каждого уровня напряжения в образце при заданной температуре образцов.

С точки зрения авторов самым главным достижением является сокращение времени испытаний на 27.5% при использовании предлагаемой новой методики. Учитывая то, что получение полной усталостной кривой при испытаниях с частотой 4 Гц заняло у авторов около двух месяцев, такая экономия времени выглядит значительным достижением и в плане сокращения временных издержек, и в плане сокращения энергозатрат на испытания. К тому же данный выигрыш по времени был достигнут при очень консервативном изменении частоты нагружения в относительно узком диапазоне. Некоторые работы указывают на минимальный эффект изменения частоты испытаний даже на порядок на итоговые усталостные характеристики композиционных материалов

[7]. В таком случае с использованием предложенного метода адаптивного управления частотой испытания мы можем достичь даже большего выигрыша по времени и затратам.

И наконец, многие исследователи, занимающиеся испытаниями композиционных материалов, отмечают наличие флуктуаций температуры, вызванной разогревом образцов в процессе испытаний, более чем на 20°C, что очевидно не является примером хорошо управляемого процесса испытания и может вызывать сомнения в достоверности результатов.

Авторы данной работы полагают, что использование предлагаемой методики адаптивного сервоуправления частотой испытания при постоянном контроле температуры образца является достаточно ценной и эффективной альтернативой.

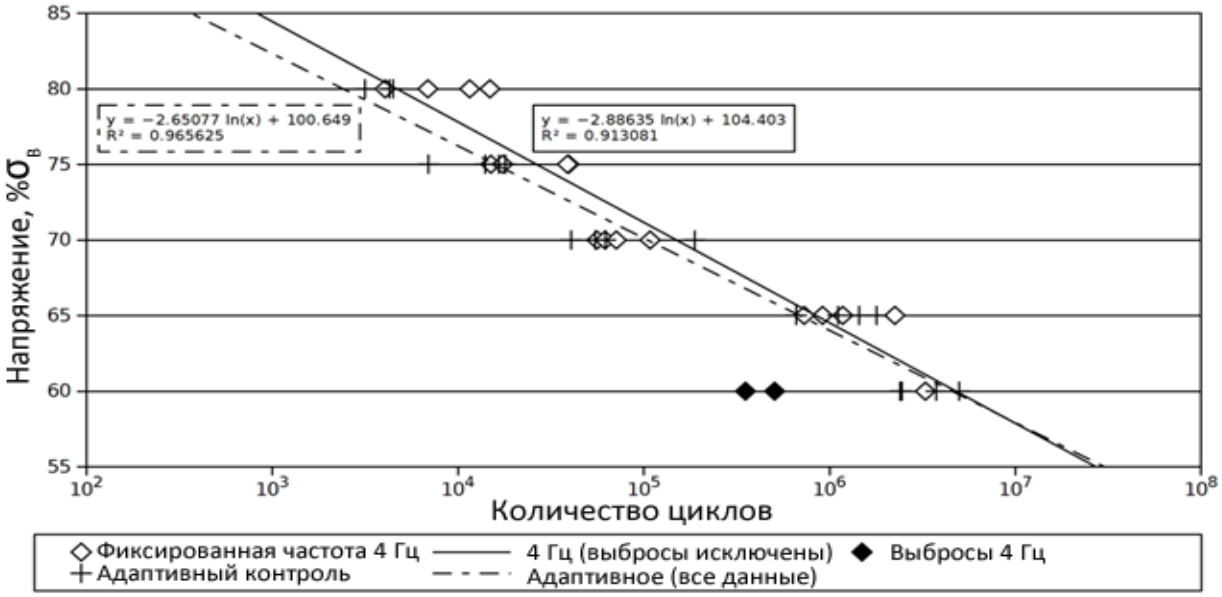


Рис.3. Кривые усталости S-N для образцов из CFRE для фиксированной частоты и для случая адаптивного управления частотой

Изменение частоты	**Время на построение S-N кривой при управлении частотой**	**Время на построение S-N кривой при 4 Гц**	**Экономия времени**
< 62 %	40 дней	55 дней	27.5 %

Напряжение (%$\sigma_в$)	**Метод адаптивного управления частотой**		**Фиксированная частота 4 Гц**
	Уровень частоты* (Гц)	Время на образец** (час)	Время на образец (час)
80%	3.59	0.93	0.84
75%	4.01	3.9	3.9
70%	4.64	22	24
65%	5.03	290	349
60%	6.49	642	946
	* усредненное по всему испытанию		** до разрушения

Рис. 4 – Сравнение временных затрат для проведения испытаний

Список литературы

1. ISO 13003:2003 “Fibre-reinforced plastics - determination of fatigue properties under cyclic loading conditions”. 2003.
2. ASTM D 3479 / D 3479M - 12 “Standard test method for tension-tension fatigue of polymer matrix composite materials”. 2012.
3. “Material testing apparatus and method” International patent application PCT/US12/69711 filed 14th December 2012. Based on UK Patent Application 1122111.6 filed 21st December 2011. Applicant: Illinois Tool Works Inc.
4. L. Toubal, M. Karama, B. Lorrain “Damage evolution and infrared thermography in woven composite laminates under fatigue loading”, Int. J. of Fatigue, Vol. 28, Iss. 12, p1867-1872, 2006.
5. C. Liu, L. Cheng, X. Luan, B. Li, J. Zhou “Damage evolution and real-time non-destructive evaluation of 2D carbon-fiber/SiC-matrix composites under fatigue loading”, Materials Letters, Vol. 62, Iss. 24, p3922-3944, 2008.
6. T. Ogasawara, K. Onta, S. Ogihara, T. Yokozeki, E. Hara “Torsion fatigue behavior of unidirectional carbon/epoxy and glass/epoxy composites”. Composite Structures, Vol. 90, p482-489, 2009.
7. R.L.P. Nijssen, L. Cormier “Experiments and modeling of influence and interaction of temperature and frequency on fatigue life” Project UpWind deliverable D3.1.8 for European FP6 project No.019945. Publisher: Knowledge Centre for Wind Turbine Materials and Construction,Kluisgat 5, 1771MV Wieringerwerf, The Netherlands. Year of publication: 2010.

АЛМАЗ-КАРБИДОКРЕМНИЕВЫЙ КОМПОЗИТ «СКЕЛЕТОН»: СТРУКТУРА, СВОЙСТВА, ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ В АВИАЦИОННОМ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ

С.К. Гордеев, ОАО «ЦНИИМ», Санкт-Петербург, gordeevsk@mail.ru
С.Б. Корчагина, ОАО «ЦНИИМ», Санкт-Петербург
Т.Д. Каримбаев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.А. Мезенцев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mma@ciam.ru

Анализ свойств карбидокремниевых керамик и алмаза показывает, что их сочетание должно приводить к получению композитов с уникальной комбинацией жесткости, теплопроводности, твердости, и износостойкости. Эти материалы могут эффективно использоваться как конструкционные материалы.

Получение алмаз-карбидокремниевых композитов «Скелетон» (АКК «Скелетон») реализуется технологией, которая включает формование заготовки из алмазных порошков и синтез карбида кремния внутри изготавливаемой детали. Эта технология успешно опробована на изделиях довольно больших размеров и сложных форм, обеспечивая безусадочность при переходе от заготовки к конечному изделию. Использование безусадочной технологии важно при изготовлении изделий из сверхтвердых материалов, к категории которых относится АКК «Скелетон» (твердость – 55 ГПа). Твердость и износостойкость композитов делает механическую обработку крайне сложной, поэтому форму изделия задается на первой стадии процесса, а затем состав композита преобразуется внутри заданной формы изделия.

Структура АКК «Скелетон» беспористая и состоит из трех фаз – алмаза, карбида кремния и кремния. При этом соотношение фаз может быть изменено технологическими приемами [1].

Материалы АКК «Скелетон» имеют высокую жесткость: их модуль упругости выше, чем металлы и большинство керамик и достигает рекордных величин – 800 ГПа (в изотропном материале!). Удельная жесткость композитов, т.е. отношение модуля упругости к плотности, на 15-35% выше, чем у бериллия и карбидокремниевых керамик. Прочность композитов - 250-350 МПа. Материалы обладают теплопроводностью выше меди (300-450 Вт/м*К) и низким ТКЛР ($2*10^{-6}$ $К^{-1}$). Композиты обладают хорошей жаростойкость и жаропрочностью [1].

Представленные результаты показывают, что АКК «Скелетон» представляет собой специальный вид конструкционной керамики с уникальным сочетанием износостойкости, жесткости, теплопроводности, ТКЛР. Контролированное изменение состава и свойств материала, а также получение градиентных материалов с неоднородным распределением алмазных частиц по объему материала, позволяет адаптировать АКК «Скелетон» для применения в авиационном двигателестроении.

В ЦНИИМ совместно со специалистами ЦИАМ разработаны различные составные конструкции неохлаждаемого соплового аппарата турбины, имеющие блоки с отдельными полками и лопатками, блоки с монолитными полками и лопатками и монолитные блоки с полками и двумя и более лопатками с рабочей температурой до 1550 °С.

Список литературы

1. Мезенцев. М.А., Каримбаев Т.Д., Гордеев С.К. – Технология изготовления соплового аппарата из дисперсно-упрочненного композиционного материала. Материалы Всероссийской научно-технической конференции молодых ученых и специалистов «Новые решения и технологии в газотурбостроении», 5-8 октября 2010 г., ЦИАМ, Москва.

РЕЗУЛЬТАТЫ КВАЛИФИКАЦИИ ПКМ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К УЗЛАМ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

М.А. Гринев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, grinev@avid.ru
В.В. Субботин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, subbotin-vv@avid.ru
А.В. Торопицина, ОАО «Авиадвигатель», Пермь

В конструкции современных двигательных установок широко применены полимерные композиционные материалы (ПКМ). Условия работы материалов и действующие на детали нагрузки различны. Различна также и степень ответственности узлов, в которых эти материалы применены.

Согласно требованиям Авиационных правил, необходимо подтверждение работоспособности материалов, в том числе и композиционных, во всем диапазоне эксплуатации. При этом, подтверждение работоспособности ПКМ тесно, в значительно большей степени, нежели у металлов, взаимосвязано с конструкцией и технологией изготовления изделий. Общие требования к квалификации ПКМ изложены в Руководстве 23-29М и Руководстве 33-ВД. Однако конкретизация этих требований, выпуск стандартов, программ квалификации и прочих технических и организационных документов, в отсутствие МОСов, является зоной ответственности разработчиков авиационной техники.

В ОАО «Авиадвигатель» была разработана система стандартов и Программы общей и специальной квалификации ПКМ. Проведено исследование нескольких марок материалов разработки ФГУП «ВИАМ» – углепластиков ВКУ-29, ВКУ-39, ВКУ-25, ВКУ-27Л, ВКУ-27тр, БМИ-3/3692 и стеклопластиков ВПС-48 и ВПС-47. По результатам проведённых исследований, доводки конструкции узлов двигателя и мотогондолы, результатов испытаний номенклатура материалов сократилась до четырех видов. В качестве критериев рассматривались прочностные характеристик материалов, стойкость к температуре и внешним воздействующим факторам, технологичность и стоимость.

Материалы ВКУ-27Л, ВКУ-27тр и ВПС-47 на модифицированном эпоксидном связующем ВСТ-1208, предназначенные для работы при температурах +150…160°С проявили средние показатели технологичности и невозможность использования вакуумного формования при изготовлении деталей. В первую очередь это связано со свойствами связующего. Исследованные физико-механические характеристики материалов на образцах, изготовленных по предполагаемым режимам изготовления узлов, имеют хорошую сходимость с паспортными значениями. Однако стойкость к внешним воздействующим факторам и температуре применительно к технологии изготовления узлов не была исследована по причине исключения данных материалов из конструкции. Причиной исключения ВКУ-27Л, ВКУ-27тр и ВПС-47 из конструкции узлов мотогондолы явилось снижение рабочей температуры ПОС воздухозаборника, а также более высокая по отношению к ВКУ-29 и ВКУ-39 стоимость материалов (разница порядка 40%).

Материалы ВКУ-29, ВКУ-39 и ВПС-48/7781 на эпоксидном связующем ВСЭ-1212 с рабочей температурой до +100°С из вышеперечисленных марок имеют самые высокие показатели по технологичности, прочности, жизнеспособности, сохранению свойств и стоимости. Немаловажным фактором является широкая номенклатура сопутствующих материалов – клеев, паст, покрытий и др.

Для примера, для равнопрочного углепластика ВКУ-39 получены физико-механические характеристики на растяжение и сжатие, аналогичные либо, превышающие минимальные паспортные значения. Падение свойств углепластика для влагонасыщенных образцов при нормальной температуре составляет менее 19%, а для влагонасыщенных при максимальной рабочей температуре менее 30%.

Материал ВКУ-25 – однонаправленный материал, предназначенный для использования при автоматизированной выкладке. Материал используется в виде лент шириной 6,35 мм. ВКУ-25 является аналогом Hexcel 8552/HTS40. Материал разработан ФГУП «ВИАМ» в качестве импортозамещения зарубежных поставщиков. Серьёзной проблемой при его применении явилась необходимость адаптации к оборудованию и подбор индивидуальных параметров липкости, содержания связующего, материала подложки, а также отработка технологии разрезки препрега на ленты необходимой ширины и точности.

В рамках квалификации проведены испытания образцов на нескольких партиях препрега, показавшие разные результаты. Уровень и стабильность характеристик повышались по мере доработки и повышения качества материала. В итоге, полученные в рамках квалификационных испытаний характеристики для ВКУ-25 имеют на растяжение уровень более 1700 Мпа..

Параллельно было проведено исследование влияния зазоров между лентами препрега ВКУ-25 при автоматизированной выкладке. Предварительные результаты исследования показали, что нахлесты лент при выкладке не оказывают существенного влияния на упруго-прочностные характеристики материала. При этом, зазоры снижают жесткость материала на 4%, а прочность на 8%. Наибольшее влияние отклонений проявляется на укладках 0/90.

Отдельно-стоящим классом является углепластик БМИ-3/3692 на бисмалеимидном высокотемпературном связующем. Материал предназначается для использования в узлах, работающих вблизи газогенератора.

В процессе проведения квалификации были получены характеристики при нормальных и повышенных температурах. При этом, при комнатной температуре прочностные характеристики имеют достаточные значения. При повышенной температуре материал продемонстрировал сильное падение свойств. В частности на сжатие падение свойств при 150°С составило более 20%.

Проведенные исследования позволили оптимизировать номенклатуру ПКМ, применяемых в конструкции двигательной установки, подобрать оптимальные технологические режимы изготовления узлов, также определить уровень упруго-прочностных характеристик ПКМ. Кроме этого, пройден 1 этап квалификации ПКМ, на соответствие требованиям Авиационных правил.

Список литературы:

1. Авиационные правила, часть 25. Редакция
2. Авиационные правила, часть 33. Редакция
3. Руководство 23-39-М «Порядок оценки соответствия материалов, используемых в конструкции воздушного судна, требованиям Авиационных правил». Москва, 2009 г.
4. Руководство 33-ВД «Порядок оценки соответствия материалов, используемых в конструкции двигателя, требованиям Авиационных правил». Москва, 2012 г.

НЕРАЗРУШАЮЩИЙ КОНТРОЛЬ КОМПОЗИТНЫХ ПРОТОТИПОВ КЕССОНОВ КРЫЛА СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА

И.В. Гулевский, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, gulevsky@tsagi.ru
И.С. Набатова, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
М.А. Савелова, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Последние 20 лет характеризуются все более широким применением композитных материалов для изготовления основных силовых элементов планера. Как всегда, применение новых материалов порождает новые, специфические задачи для использования методов неразрушающего контроля, как в условиях производства, так и во время испытаний и эксплуатации.

В данной работе описан опыт неразрушающего контроля композитных прототипов кессона крыла среднемагистрального самолета при проведении прочностных статических и ресурсных стендовых испытаний в ЦАГИ [1].

В основных силовых элементах прототипов: верхней и нижней панелях, лонжеронах, нервюрах применялся углепластик. Прототипы были изготовлены с использованием инфузионной технологии.

Программы испытаний включали статические испытания, в том числе и до разрушения, и ресурсные испытания циклическими нагрузками. Характерной особенностью композитных конструкций является их чувствительность к разного рода случайным повреждениям, поэтому до начала испытаний на панелях кессонов были нанесены ударные повреждения.

На всех этапах испытаний проводился неразрушающий контроль основных силовых элементов : входной контроль при приемке объекта, контроль после нанесения ударных повреждений [2], контроль на разных этапах статических испытаний (после 40,

67 и 100 % от расчетной нагрузки), периодический контроль в ходе циклических ресурсных испытаний.

В ходе испытаний применялись различные методы неразрушающего контроля. Наибольшую эффективность показали ультразвуковой эхо-метод, ультразвуковой теневой, зеркально-теневой, акустико-эмиссионный методы. Применялись ультразвуковые дефектоскопы фирмы Sonatest и акустико-эмиссионная система DISP фирмы Physical Acoustics corp. Кроме того, проводились регулярные осмотры всех критических зон конструкций.

В таблице 1 приведены характерные виды повреждений и методы контроля, применявшиеся для выявления повреждений на разных этапах испытаний прототипов кессонов.

Таблица 1

Виды/этапы испытаний	Виды дефектов/повреждений	Методы контроля	Примечание
Входной контроль	Зоны повышенного затухания УЗ. Дефекты по оси стрингера	УЗ теневой, зеркально-теневой УЗ эхо-метод	Плохая пропитка связующим
Нанесение ударных повреждений	Расслоения панелей Отслоения полок стрингеров Зоны растрескивания	УЗ эхо-метод УЗ эхо-метод УЗ зеркально-теневой метод	
Стат.испытания	Рост ударных повреждений Рост повреждений, разрушения элементов	УЗ эхо-метод, АЭ АЭ, ВИК	
Циклические ресурсные испытания	Расслоения ребер стрингеров Отслоения полок стрингеров Расслоения панелей Рост дефектов по оси стрингера Рост повреждений, разрушения элементов	УЗ эхо-метод, теневой УЗ эхо-метод УЗ эхо-метод УЗ эхо-метод АЭ, ВИК	

В ходе испытаний прототипов кессонов выявлены многочисленые повреждения перечисленных типов. Практически показана эффективность выявления повреждений композитных кессонов с помощью акустических методов неразрушающего контроля.

Возможные проблемы при контроле композитных конструкций могут быть обусловлены необходимостью расширения диапазона контролируемых толщин изделий и повышения производительности контроля. В этой связи представляется перспективным

использование дефектоскопов на фазированных решетках и применение роликовых сканеров.

Список литературы

1. Голован В.И., Гулевский И.В., Захаренкова А.Ю., Куликов С.В., Стрижиус В.Е., Филичкина Л.П., Щербань К.С. "Методика ресурсных испытаний натурного кессона крыла из ПКМ". Труды ЦАГИ, выпуск 2725, (к 50-летию образования НИО-18), 2013.
2. Гулевский И.В. "Выявление ударных повреждений композитных конструкций во время испытаний", Труды ЦАГИ, выпуск 2725, (к 50-летию образования НИО-18), 2013.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ ТЕПЛОВОМУ УДАРУ

Т.Д. Каримбаев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, karimbayev@ciam.ru
К.А. Даньшин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, karimbayev@ciam.ru

В ЦИАМ ведутся исследования по определению жаростойкости высокотемпературных композиционных материалов и изделий из них при температурах до 1300-1500°С при постоянном совершенствовании технологии проведения испытаний

В работе описаны экспериментальные исследования на жаростойкость элементов сопловых аппаратов из дисперсно-упрочненного композиционного материала «Скелетон», жаровых труб из керамического композиционного материала на основе углеродных волокон и керамообразующей матрицы. Исследования огневой жаростойкости теплостойких композиционных материалов на основе кремнеобразующего связующего (поликарбосилан) разработки ФГУП «ВИАМ» и ткани саржевого плетения Фирмы «Porshe» на волокнах НТА40-3К (Керамический материал C/SiC) для элементов основного корпуса перспективной камеры сгорания и композиционный материал на основе оксипана. Исследований огневой жаростойкости теплостойких композиционных материалов на основе двух тканей оксипан, кремземной ткани и арамидной ткани с целью защиты металлических деталей и узлов камеры сгорания от высоких температур. Обсуждаются результаты исследования композиционных материалов с теплозащитными покрытиями. Так же описаны различные способы проведения испытаний на установке ВГУ-1500 при температурах 1300-1500°С.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ПРЕДСКАЗАНИЯ ОСТАТОЧНОЙ ПРОЧНОСТИ КМ ПРИ УСТАЛОСТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Т.Д. Каримбаев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, karimbayev@ciam.ru
Д.В. Матюхин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Д.С. Пальчиков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Оценка долговечности изделий, выполненных из металлических материалов, осуществляется на основе модели безопасной долговечности и/или на основе концепции безопасного развития трещины. Опыт эксплуатации и накопленный объём экспериментальных данных придают достаточную уверенность конструкторам при разработке металлических изделий. В отличие от металлов композиционные материалы представляют собой неоднородную и анизотропную среду, что приводит к пересмотру основных положений как концепции безопасного развития трещины, так и модели безопасной долговечности. В связи с этим в работе рассматривается изменение остаточной прочности композиционного материала при циклических испытаниях как при постоянной амплитуде напряжения с коэффициентом асимметрии R равным нулю, так и при его произвольном значении.

Предполагается, что изменение остаточной прочности является стохастическим процессом, математическое ожидание которого является линейной функцией статического предела прочности, амплитуды циклического напряжения и степенной функцией отношения текущего числа циклов к предельному числу циклов нагружения. В предположении, что статическая прочность композиционного материала подчиняется трехпараметрическому распределению Вейбулла, получена зависимость

$$\sigma = \sigma_{b0} + \delta\,(N)^{-1/\gamma},$$

связывающая амплитуду циклического напряжения σ с числом N циклов до разрушения (S~N – кривая). Здесь σ_{b0}, δ и γ – параметры трехпараметрического распределения статической прочности композиционного материала. Обсуждается область пригодности полученного соотношения.

СОВРЕМЕННЫЕ ПОДХОДЫ К РАЗРАБОТКЕ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ВЫСОКИМИ УДАРНЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

А.В. Кепман, ЗАО «ИНУМиТ», Москва, alexkep@inumit.ru
А.В. Бабкин, ЗАО «ИНУМиТ», Москва
В.В. Авдеев, ЗАО «ИНУМиТ», Москва

Для обеспечения длительной эксплуатации конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ) необходимо, чтобы ПКМ обладали высокой устойчивостью к ударным воздействиям и обладали высокой трещиностойкостью. Существует несколько подходок для придания ПКМ высоких ударных характеристик основанных на введении в ПКМ армирующего наполнителя, обеспечивающего устойчивость к ударам или увеличение стойкости к ударам за счет полимерной матрицы. Как правило, в конструкциях на основе ПКМ требуются максимальные прочностные характеристики, которые могут быть достигнуты только с использованием углеродных

волокон, поэтому увеличение устойчивости к ударным нагрузкам достигается за счет полимерной матрицы.

Увеличение устойчивости к ударным нагрузкам в ПКМ можно добиться, увеличив трещиностойкость полимерной матрицы путем введения в нее различных добавок. Трещиностойкость полимерной матрицы может быть увеличена различными способами: увеличением пластичности полимерной матрицы путем введения активных разбавителей, но данный подход приводит к снижению модуля упругости и падения механических свойств ПКМ; введение различных каучуков, выделяющихся в отдельную фазу, при попадании в которую трещина не развеивается дальше, но добавление каучуков с низким модулем упругости, также приводит к падению модуля упругости матрицы в целом; введение растворимых термопластов с высокими механическими характеристиками при определенном составе термореактивной матрицы, также, могут при отверждении образовывать отдельную фазу, которая обусловливает рост трещиностойкости, но данный подход не позволяет вводить большое количество термопласта в связи с быстрым ростом вязкости связующего при увеличении содержания термопласта; новым подходом к увеличению ударных характеристик ПКМ является нанесения нетканых термопластичных материалов на армирующий наполнитель, данный подход позволяет вводить в ПКМ большое количество термопласта и получать наибольшую трещиностойкость ПКМ.

Различные механизмы распространения трещины в полимерной матрице описаны в работе [1] и схематически изображены на рис.1.

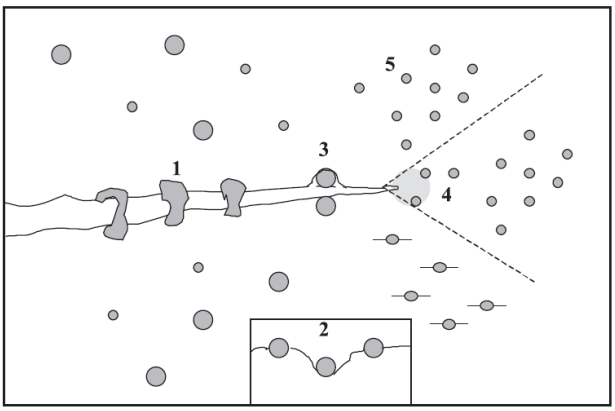


Рис.1 – различные механизмы распространения трещины

Из рис. 1 видно, что наличие в ПКМ различных фаз может приводить к различным механизмам увеличения трещиностойкости и может давать синергетический эффект.

При использовании разработанного нами связующего Т26 с высоким удлинением при разрыве позволило получить ПКМ с пределом прочности при сжатии после удара 225 МПа, тогда как одновременное использование связующего Т26 с термопластичным нетканым материалом позволило получить материал с пределом прочности при сжатии после удар 301 МПа.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки России), в рамках Постановления Правительства России от 9 апреля 2010 г. № 218 «О мерах государственной поддержки развития кооперации российских высших учебных заведений и организаций, реализующих комплексные проекты по созданию высокотехнологичного производства» по договору № 02.G25.31.0114

Список литературы

1. Pearson, R. A., & Yee, A. F. (1993). Toughening mechanisms in thermoplastic-modified epoxies: 1. Modification using poly(phenylene oxide). Polymer, 34, 3658-3670

ПКМ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ДЛЯ МОТОГОНДОЛЫ ДВИГАТЕЛЯ ПД-14

А.О. Курносов, ФГУП «ВИАМ», Москва, aokurnosov@yandex.ru
И.И. Соколов, ФГУП «ВИАМ», Москва
К.С. Мишуров, ФГУП «ВИАМ», Москва
А.Е. Раскутин, ФГУП «ВИАМ», Москва

На сегодняшний день основным отечественным двигателем для семейства ближне-среднемагистральных самолётов типа МС-21 определён двигатель ПД-14. Одной из важнейших задач при разработке данного двигателя является создание мотогондолы, обладающей повышенной весовой эффективностью.

Конструкция мотогондолы двигателя ПД-14, разработанная ОАО «Авиадвигатель», предусматривает широкое (более 60% масс.) применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) нового поколения, обеспечивающих снижение веса конструкции при сохранении требуемых упруго-прочностных характеристик.

В ВИАМ разработан ассортимент стекло- и углепластиков на основе эпоксидного расплавного связующего ВСЭ-1212, не содержащего органических растворителей, что позволяет минимизировать образование газообразных продуктов в процессе формования, и тем самым снизить пористость ПКМ и повысить упруго-прочностные характеристики [1]. Следует отметить, что созданное в ВИАМ производство прецизионных препрегов с минимальным разбросом содержания связующего в препреге, отличающегося от номинального не более чем на 2% является первым сертифицированным Авиационным регистром МАК производством препрегов в РФ.

В рамках общей квалификации разработанных стекло- (ВПС-48/7781, ВПС-48/120) и углепластиков (ВКУ-39, ВКУ-29, ВКУ-25) проведены всесторонние исследования прочностных и эксплуатационных характеристик материалов после воздействия различных температур, повышенной влажности, а также агрессивных сред. Анализ свойств разработанных ПКМ показал, что данные материалы обладают высоким уровнем физико-механических и эксплуатационных характеристик, устойчивы к воздействию неблагоприятных эксплуатационных факторов, а также являются конкурентоспособными на мировом рынке [2].

Стеклопластик ВПС-48/7781 используют при изготовлении узлов реверсивного устройства, воздухозаборника и корпуса переднего мотогондолы двигателя ПД-14. Стеклопластик ВПС-48/120 применяется в качестве изолирующего слоя в зоне контакта металл-углепластик [3]. При изготовлении деталей конструкционного назначения, в том числе створок капота, обтекателя пилона и узлов реверсивного устройства применяют углепластики ВКУ-39, ВКУ-29, а также углепластик марки ВКУ-25 предназначенный для автоматизированной выкладки.

Список литературы

1. Соколов И.И., Вавилова М.И. Конструкционные стеклопластики на основе расплавных связующих и тканей Porcher //Новости материаловедения. Наука и техника. 2013. №5. Ст. 02 (materialsnews.ru).
2. Раскутин А.Е., Соколов И.И. Углепластики и стеклопластики нового поколения //Труды ВИАМ. 2013. №4 (viam-works.ru).
3. Курносов А.О., Мельников Д.А., Соколов И.И. Стеклопластики конструкционного назначения для авиастроения //Труды ВИАМ. 2015. №8 (viam-works.ru).

ОСОБЕННОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТЕРМОСТОЙКИХ УГЛЕПЛАСТИКОВ И ИЗДЕЛИЙ ИЗ НИХ

А.И. Кучеровский, ФГУП «ВИАМ», Москва, aikucherovsky@gmail.com
И.В. Зеленина, ФГУП «ВИАМ», Москва, izelenina@yandex.ru
И.Н. Гуляев, ФГУП «ВИАМ», Москва, Ivan-viam@mail.ru

Развитие современной техники невозможно представить без полимерных композиционных материалов (ПКМ). Расширение областей применения ПКМ в деталях планера, в авиационных и вертолетных двигателях обусловливает повышение интереса к ПКМ, обладающим высокой тепло- и термостойкостью [1]. Для создания термостойких ПКМ требуются тепло- и термостойкие армирующие наполнители и полимерные связующие на основе бис-малеинимидов, термостойких полиимидов, фталонитрильных смол [2,3].

Наиболее перспективными являются ПКМ на основе фталонитрильных связующих, представляющих собой новый класс высокотемпературных связующих. Во ФГУП «ВИАМ» разработано новое термостойкое термореактивное фталонитрильное связующее марки ВСН-31, выпускаемое в виде однородного порошка и позволяющее создавать углепластики на рабочую температуру 300-350 ^{0}С [4,5].

Отличительной особенностью фталонитрильных полимеров, в том числе связующего ВСН-31, является их ограниченная растворимость в традиционных растворителях (спирт, ацетон), что делает невозможным получение препрега по традиционной растворной технологии.

Существует несколько способов переработки порошковых связующих. Широко используется способ получения ПКМ, включающий изготовление полуфабриката (препрега) посредством напыления связующего на углеродный наполнитель в электростатическом поле с последующим оплавлением [6]. Еще одним известным способом изготовления препрега на основе порошкообразного связующего является его напыление на горизонтально расположенный наполнитель так же с последующим оплавлением [7]. Данные технологии позволяют получить долгоживущий препрег. Существенным недостатком вышеописанных способов является большая потеря связующего в процессе изготовления препрега, а изготавливаемый такими способами препрег получается жестким, не липким, и не подходит для выкладки криволинейных элементов и сложнопрофильных изделий, однако пригоден для изготовления плоских панелей больших размеров.

Известны способы получения изделий из ПКМ (углепластиков) по безрастворным технологиям, исключающим предварительную стадию изготовления препрега. К числу таких технологий относятся пропитка под давлением RTM (ResinTransferMolding), вакуумно-инфузионный VARTM (VacuumAssistedResinTransferMolding) и пропитка с использованием пленочного связующего RFI (ResinFilmInfusion) [8]. Общий принцип этих методов заключается в пропитке сухих слоев армирующего наполнителя, помещенного в прессформу, низковязким связующим за счет создания вакуумного разрежения, либо за счет принудительного давления насоса.

Основным типом связующих используемых для получения изделий данными методами являются эпоксидные, фенольные, эпоксифенольные, эпоксициануратные и т.п. обладающие низкой вязкостью расплава (1-4 Па•с) позволяющие осуществлять пропитку при температурах до 80 °С.

На основе одного из таких способов (RFI технологии) нами разработана технология получения термостойких углепластиков на основе порошкового связующего ВСН-31 методом вакуумной пропитки сухого пакета углеродной ткани, которая может

использоваться как для изготовления сложнопрофильных изделий и малогабаритных элементов конструкций, так и для изготовления плоских панелей. Предлагаемый способ вакуумной пропитки состоит из нескольких технологических операций: раскрой углеродной ткани и сборка сухого пакета; сборка вакуумного мешка и вакуумная пропитка связующим ВСН-31; формование углепластика из пропитанной заготовки и термообработка углепластика. Технологические особенности связующего ВСН-31 позволяют проводить технологические операции изготовления углепластика последовательно, с достаточно большими временными перерывами (до месяца и более). Низкая вязкость расплава связующего и длительное время желатинизации при температуре 200 °С позволяют качественно и равномерно провести процесс пропитки сухого пакета ткани.

Рассмотренные способы получения углепластика на основе порошкообразного термостойкого связующего ВСН-31(из препрега, полученного методом напыления на горизонтально движущийся углеродный наполнитель с последующим оплавлением и методом вакуумной пропитки сухого пакета ткани) позволяют получать материал с высоким уровнем физико-механических свойств. Кроме этого технология получения термостойких углепластиков на основе порошкового связующего ВСН-31 методом вакуумной пропитки сухого пакета углеродной ткани позволяет без дополнительной механической обработки изготавливать сложнопрофильные изделия на основе указанного углепластика с температурой эксплуатации до 350 °С. Кроме того, этот метод позволяет точно задавать количественное соотношение компонентов углепластика, что существенно снижает расход порошкового термостойкого связующего ВСН-31.

Список литературы

1. Каблов Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года //Авиационные материалы и технологии. 2012. №S. С. 7–17
2. Гуляев И.Н., Власенко Ф.С., Зеленина И.В., Раскутин А.Е. Направления развития термостойких углепластиков на основе полиимидных и гетероциклических полимеров //Труды ВИАМ. 2014. №1. Ст. 04 (viam-works.ru)
3. Мухаметов Р.Р., Ахмадиева К.Р., Чурсова Л.В., Новые термостойкие гетероциклические связующие и экологически безопасные технологии получения композиционных материалов// Российский химический журнал, т LIV, № 1, 2010 г
4. Железняк В.Г., Мухаметов Р.Р., Чурсова Л.В., Исследование возможности создания термореактивного связующего на рабочую температуру до 4000С// Авиационные материалы и технологии. 2013. № S2. С. 58-61
5. Полимерное связующее и препрег на его основе: пат. 2510408 Рос. Федерация; опубл. 27.03.2014, бюл. №9
6. Шалин Р.Е., Зиновьев С.Н., Померанцева К.П., Моисеева Е.В., Шепелева Л.И. Термостойкий углепластик КМУ-8 //Авиационная промышленность, 1987, №5, с. 53-55
7. “High performance Materials Containing Nitilgroups”, M.J. Summer, Dis., doctor of Philosophy in chemistry, Virginia Politechnic inst., apr.,2003, Blaedsburg, VA
8. О.М. Джоган, О.П. Костенко «Методы изготовления деталей из композиционных материалов пропиткой в оснастке. Часть 2. Методы вакуумной пропитки» Сборник научных трудов ХАИ «Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов» выпуск 1 (69, стр. 80-92), Харьков «ХАИ» 2012

КОНСТРУКТИВНЫЙ ОБЛИК ЛОПАСТЕЙ ВИНТОВЕНТИЛЯТОРОВ

А.А. Луппов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, karimbayev@ciam.ru
М.П. Николаева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Е.А. Макаева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе разработана и исследована оригинальная стержневая конструкция углепластиковой модельной лопасти с несущими стержнями из однонаправлено армированного углепластика, тонкостенной обшивкой из углепластика на тканой основе и с металлическим комлем (узлом крепления). Аэродинамическая поверхность лопасти сформирована в виде тонкой углепластиковой обшивки, которая плавно переходит на поверхность узла крепления. Размеры выбирались из условия ожидаемой прочности, место их расположения определялось из условия равномерного их распределения по корневому сечению лопасти. Разработанная конструкция узла позволяет поворачивать лопасть винтовентилятора на любой угол. На узел крепления поворотной композиционной лопасти к диску вентилятора зарегистрирован патент № 131697 от 27.08.2013 г.

Изготовлена экспериментальная партия модельных лопастей и проведены их экспериментальные исследования.

Расчетно-экспериментальными исследованиями показана работоспособность оригинальной конструкции лопасти винтовентилятора, в которой оптимально использованы достоинства композиционных материалов и обеспечивается малый вес.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПТОВОЛОКОННЫХ ДАТЧИКОВ ДЕФОРМАЦИИ В ИСПЫТАНИЯХ КОМПОЗИТНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НА ПРОЧНОСТЬ

М.Д. Зайцев, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, gulevsky@tsagi.ru
И.В. Гулевский, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.В. Панков, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Применение композиционных материалов для изготовления основных силовых элементов планера приводит к необходимости учета повышенной чувствительности таких материалов к разного рода случайным повреждениям, включая ударные повреждения. Одним из способов обеспечения безопасной эксплуатации конструкций является использование систем непрерывного мониторинга состояния конструкции. Система мониторинга должна обеспечивать сбор данных определенного набора параметров, в числе которых могут быть и параметры напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции. В последние годы проводятся интенсивные исследования по использованию оптоволоконных датчиков для определения параметров НДС, включая исследование возможности их использования в системах мониторинга [1].

В данной работе было проведено исследование возможности использования оптоволоконных датчиков деформации на основе решеток Брэгга на плоских образцах и трехстрингерных панелях из углепластика. Образцы и панели были изготовлены по инфузионной технологии. Во время изготовления внутрь образцов были внедрены оптические волокна с одиночными решетками Брэгга (ВБР) и цепочки из 3-х ВБР на

одном волокне. На части образцов и панелей оптические волокна с ВБР были наклеены на поверхность образца или панели. Регистрация параметров оптоволоконных датчиков производилась с помощью интеррогатора SmartScan английской фирмы Smart Fibres. Одновременно деформации регистрировались с помощью тензодатчиков, наклеенных на поверхность образца.

Программа испытаний для плоских образцов включала растяжение и сжатие при обычной, пониженной и повышенной температуре, циклическое нагружение и снятие температурной характеристики образцов с оптоволоконными датчиками.

Трехстрингерные панели были испытаны на сжатие до разрушения с одновременной записью данных оптоволоконных и тензодатчиков.

В результате проведенных исследований установлено, что оптоволоконные датчики удовлетворительно переносят все технологические операции при внедрении оптического волокна внутрь композитного элемента, однако «выживаемость» датчиков в процессе изготовления композитной детали все же менее 100%.

Оптоволоконные датчики также работоспособны и при наклейке волокна на поверхность детали. Во всех случаях деформационные характеристики оптоволоконных датчиков при растяжении и сжатии в диапазоне деформаций -0,5 … +0,5 % показывают хорошую линейность, воспроизводимость и сходимость с данными тензодатчиков и навесного экстензометра. Воспроизводимость указанных характеристики была подтверждена в диапазоне температуры от -50 до +82°С.

Температурная характеристика оптоволоконных датчиков, наклеенных или внедренных внутрь композитной детали линейна в исследованном температурном диапазоне: от -50 до +80 °С, что удобно для температурной компенсации показаний датчиков.

Циклическое нагружение плоских образцов с параметрами цикла +0,19 … -0,14% по деформации показало способность выдерживать 1 млн циклов без потери работоспособности датчиков и ухудшения деформационных характеристик.

В процессе работы с оптоволоконными датчиками выявились некоторые ограничения, связанные с особенностями работы с оптоволоконными системами. Так оптическое волокно с акрилатным полимерным покрытием плохо переносит нагревание выше +80 °С, снижается прочность выводных концов оптического волокна, которые неизбежно подвергаются нагреву в процессе изготовления при внедрении волокна внутрь композита. При наклейке волокна на поверхность детали таких проблем не возникает.

При прокладке оптического волокна минимальный радиус изгиба волокна должен быть не менее 25 – 30 мм, что вызывает определенные трудности при прокладке выводов в стесненных условиях.

В пределах ВБР должна быть обеспечена однородность деформаций, в противном случае (из-за возможного местного изгиба волокна, неоднородностей или повреждений в связующем) возможно появление дополнительных максимумов на спектрограмме ВБР («расщепление» спектра), что может приводить к неверным показаниям ВБР, или даже к провалам в показаниях на определенных участках диапазона деформаций.

Несмотря на указанные ограничения, оптоволоконные системы показывают достаточно неплохие характеристики по точности, долговечности, диапазону измеряемых величин, а учитывая такие их преимущества, как высокая помехоустойчивость, взрыво и пожаробезопаснсть, можно считать, что такие системы найдут применение в практике испытаний и, возможно, в системах мониторинга состояния композитных конструкций.

Список литературы

1. Е.М.Дианов. Волоконная оптика: от систем связи к «нервным» системам. Вестник Российской академии наук, 2007, том 77, №8, с.714-718.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ УПРУГИХ СВОЙСТВ КОМПОНЕНТОВ ПРОСТРАНСТВЕННО АРМИРОВАННОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

И.В. Магнитский, ОАО «Композит», Королев, info@kompozit-mv.ru
К.А. Пономарев, ОАО «Композит», Королев
С.В. Тащилов, ОАО «Композит», Королев

При проведении расчетов напряженно-деформированного состояния, в том числе численными методами, конструкций из композиционных материалов их, как правило, не рассматривают как сложную структуру, имеющую внутреннее строение, а заменяют сплошной средой с постоянными по объему эффективными свойствами, часто анизотропными. Точность расчетов при этом напрямую зависит от степени соответствия реального материала его однородной модели. В противоположность описанному, микромеханический подход рассматривает композиционный материал как конструкцию, состоящую из матрицы и наполнителя, свойства которой определяются свойствами последних и их взаимодействием. Микромеханический подход [1] полезен в ситуациях, когда температурные поля, поля напряжений и деформаций имеют большие градиенты и существенно меняются на характерном размере структурной ячейки материала, что делает результаты расчета средних значений этих характеристик практически бесполезными; в случаях расчетов малых объемов материала, поведение которых при нагружении весьма отличается от осредненной модели; при формулировании критериев прочности (работоспособности), опирающихся на характер разрушения материала. Также рассмотрение композиционного материала как конструкции зачастую полезно для более глубокого понимания происходящих в нем при нагружении процессов.

В работе создан расчетно-экспериментальный метод определения упругих свойств компонентов материала со схемой армирования 4ДЛ, основанный на решении обратной задачи. Алгоритм решения обратной задачи основан на методе идентификации [2], состоящем в численном подборе сочетания параметров модели, наилучшим образом удовлетворяющих экспериментальным данным.

В качестве параметров модели рассматривались модули упругости первого и второго рода компонентов материала, причем матрица считалась изотропной, а армирующие элементы – монотропными.

Для метода получены аналитические и численные зависимости характеристик композита от параметров его составляющих, проведено сравнение результатов расчетов между собой и с экспериментальными данными. По итогам сравнения сделан выбор в пользу подхода с применением МКЭ, имитирующего нагружение рабочей части образца при испытаниях, что позволяет воздержаться от рассмотрения масштабных эффектов как таковых.

Для процедуры идентификации выбраны вид невязки и способ ее минимизации, поставлены физические обоснованные ограничения на соотношения свойств компонентов исходя из особенностей структуры материала и имеющихся литературных данных [3].

Проведена идентификация свойств компонентов модельного УУКМ со структурой 4ДЛ на основе данных по его модулям упругости в широком интервале температур. Выполненная проверка показала удовлетворительное согласование с дополнительными экспериментальными результатами.

Список литературы

1. Малмейстер А.К., Тамуж В.П., Тетерс Г.А. Сопротивление полимерных и композитных материалов. Рига: Зинатне, 1980. 572 с.
2. Алфутов Н.А., Зиновьев П.А., Таирова Л.П. Идентификация упругих характеристик однонаправленных материалов по результатам испытаний многослойных композитов // Расчеты на прочность. 1989. Т. 30. С. 16–31.
3. Morgan P. Carbon Fibers and their Composites . Boca Raton: CRC Press, 2005. 1131 p.

ПРОБЛЕМЫ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ ОБРАЗЦОВ И ЛОПАТОК ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА УСТАЛОСТЬ

Д.В. Матюхин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, matyukhin@rtc.ciam.ru

Разрушение от многоцикловой усталости является одной из основных причин выхода из строя деталей и узлов авиационного двигателя, выполненных, в частности, и из композиционного материала. Одной из основных сложностей при проведении испытаний на многоцикловую усталость является большое количество времени, затрачиваемое при испытании одного образца или детали. Имея задачу провести испытания на базе 10^7 на серво-гидравлической машине, обеспечивающей скорость нагружения порядка 10 Гц, необходимо затратить 278 часов или 35 рабочих смен. Поэтому для ускорения проведения испытаний требуется специализированная техника, например, электродинамические вибростенды или пульсаторы, обеспечивающие испытания на частотах свыше 100 Гц.

В данной работе приводятся различные результаты исследований, проведенных на электродинамическом вибростенде и застрагивающих ряд проблем проведения усталостных испытаний.

Одной из проблем при исследовании усталости является подбор соответствующей измерительной техники и датчиков. Использование классических тензорезисторов для измерения деформаций практически исключается из-за раннего их выхода из строя, поэтому преимущество отдается бесконтактным способам измерения. При испытаниях с высокой частотой, требуются аналого-цифровые преобразователи с высокой частотой дискретизации. Подобное оборудование в основном производится за рубежом и стоит достаточно дорого. Таким образом, очень важен становится подбор оборудования исходя из критерия стоимость/качество. В данной работе рассматривается опыт, полученный исследователями, при работе на различном оборудовании, в том числе измерение деформаций бесконтактным оптическим способом.

Другой проблемой является идентификация зарождения и развития дефекта, характер разрушения объекта. Здесь рассматривается применение телевизионного контроля, ультразвукового исследования, модального анализа объекта.

В данной работе также приведены результаты по определению остаточной прочности образцов, прошедших различное количество циклов и имеющих различное повреждение. Предложена типовая кривая разрушения образца.

Еще одной проблемой исследований на усталость композиционных материалов является скупость нормативной документации, методик, техник по проведению испытаний.

Опыт, полученный исследователями, будет использован для создания участка усталостных испытаний в испытательной лаборатории конструкционной прочности композиционных материалов и деталей авиационного двигателя и воздушного судна.

ПРИМЕНЕНИЕ АЛГОРИТМОВ ИДЕНТИФИКАЦИИ МОДАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДЛЯ УТОЧНЕНИЯ РАСЧЁТНЫХ МОДЕЛЕЙ ИЗДЕЛИЙ, ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Д.В. Матюхин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, matyukhin@rtc.ciam.ru
С.М. Николаев, МГТУ им. Н. Э. Баумана, Москва, nikolaev.sergei@bmstu.ru

Работа посвящена применению методов идентификации динамических характеристик различных изделий, выполненных их композитных материалов, по результатам модальных испытаний. Основной задачей модальных испытаний является определение передаточных характеристик системы. С помощью применения специальных методов идентификации из полученных передаточных характеристик определяются основные динамические характеристики исследуемого изделия, такие как собственные частоты и формы колебаний, а также параметры демпфирования. Полученные параметры используются, чтобы уточнить численную модель системы, например модель, построенную с помощью метода конечных элементов. Работа направлена на исследование особенностей существующих методов идентификации модальных параметров и изучение возможностей использования данных методов для проектирования изделий из композитных материалов.

Несмотря на возросшие в последние годы вычислительные мощности и существенное развитие алгоритмов построения конечно-элементных сеток, значительной трудностью для инженеров остается создание модели, описывающей с заданной степенью точности поведение исследуемого объекта. Свой вклад в общую погрешность вносит отличие параметров модели материала от реальных механических свойств материала изделия. Для конструкций, выполненных из композиционных материалов, точное моделирование механических свойств материала оказывается особенно сложной задачей. Таким образом, для более точного моделирования динамического поведения механических систем необходимо использовать комплексный расчётно-экспериментальный подход. Реализовать указанный подход можно с помощью привлечения методов экспериментального модального анализа. Современные алгоритмы идентификации модальных параметров представляют из себя область знаний на стыке нескольких наук. Особенности современных алгоритмов идентификации параметров описаны в работах: D. Ewins, P. Sas, W. Heylen, S. Lammens, R. Allemang, D. Brown, P. Van Overschee, B. De Moor, P. Andersen, B. Peeters и др. [1-5].

В рамках данной работы разработано программное обеспечение, позволяющее проводить модальные испытания конструкции, а также выполнять идентификацию модальных параметров системы по результатам этих испытаний. Программа состоит из следующих модулей:

- Проведение испытаний;
- Импорт данных во временной области;
- Импорт амплитудно-частотных характеристик из сторонних программ;
- Запись временных сигналов и полученных амплитудно-фазо-частотных характеристик;

- Идентификация модальных параметров (собственные частоты и собственные формы колебаний, коэффициенты демпфирования).
- Анализ полученных форм колебаний, построение MAC-матрицы.

Программное обеспечение написано в среде графического программирования LabView. На рис. 1 представлен интерфейс модуля обработки полученных экспериментальных данных программы.

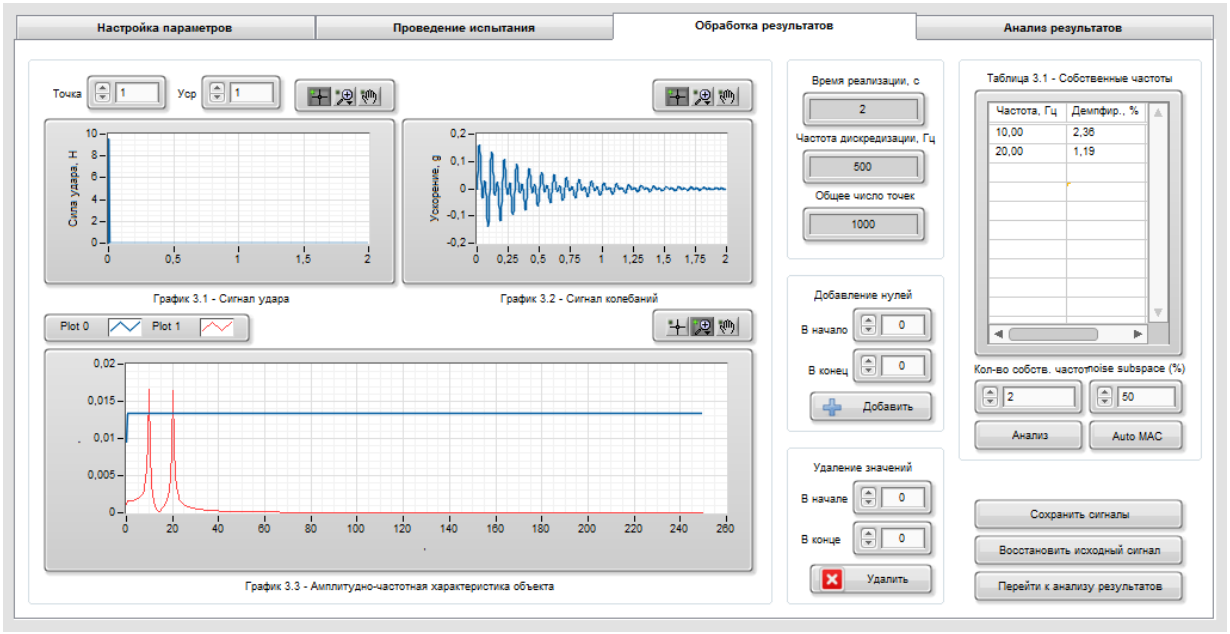


Рис. 1 – Пользовательский интерфейс разработанной программы

Разработанное программное обеспечение позволяет исследовать динамические характеристики изделия, полученные в результате модальных испытаний, такие как собственные частоты и формы колебаний, а также коэффициенты демпфирования. Данные параметры могут быть использованы для верификации и последующего уточнения расчётной модели исследуемой конструкции. В частности, появляется возможность выполнить корректировку свойств композитного материала, из которого изготовлено изделие.

Список литературы

1. D.J. Ewins Modal Testing: Theory, Practice and Application. - Baldock: Research Studies Press LTD, 2nd edition, 2000.
2. W. Heylen, S. Lammens and P. Sas. Modal Analysis Theory and Testing. Leuven: KUL Press, 1997.
3. D.L. Brown, R.J. Allemang, R. Zimmerman and M. Mergeay. Parameter estimation techniques for modal analysis. SAE Technical Paper Series No. 790221. 1979.
4. P. Van Overschee and B. De Moor. Subspace Identification for Linear Systems: Theory, Implementation, Applications. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers. 1996.
5. R. Allemang and D. Brown. A correlation coefficient for modal vector analysis. Proceedings of the 1st International Modal Analysis. Conference, Orlando, 110-116. 1982

КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ОБЛИК И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РАБОЧЕГО КОЛЕСА ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА ИЗ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

М.А. Мезенцев, ФГУП «ЦИАМ им.П.И.Баранова», Москва, mma@ciam.ru
Т.Д. Каримбаев, ФГУП «ЦИАМ им.П.И.Баранова», Москва
А.Ю. Ежов, ФГУП «ЦИАМ им.П.И.Баранова», Москва

Применение композиционных материалов (КМ) способствует повышению характеристик двигателя. Так в роторном узле в перспективе для вертолетного ГТД применение облегченного рабочего колеса центробежного компрессора (РКЦК) из композиционного материала позволит увеличить ресурс вала и двигателя в целом из-за снижения нагрузки или снизить их собственный вес. При отработанной технологии изготовления РКЦК на основе термостойкого термореактивного связующего и углеродных наполнителей с рабочими температурами до 350°С вырастит экономия материальных средств, а также снизятся затраты на изготовление и эксплуатацию

Конструктивный облик РКЦК из КМ (рис. 1, а) разработан на основе патента ЦИАМ [1] и имеет составную конструкцию из 20 секторов и 5 силовых колец. Конструкция сектора, изготовленная из термостойкого термореактивного связующего и равнопрочной углеродной ткани, включают в себя тело дисковой и лопаточной части (рис. 1, б).Силовые кольца, изготовленные из термостойкого термореактивного связующего и высокомодульной ткани, располагаются в теле дисковой части сегмента и удерживают их в поле центробежных сил (рис. 1, в).



Рис. 1 – Конструктивный облик РКЦК из КМ (а – собранный РКЦК, б – сектора, в – силовые кольца)

Для разработки конструкции РКЦК из КМ с учетом углов армирования в дисковой и лопаточной части выполнен прочностной анализ с применением комплекса конечно-элементных прикладных программ типа ANSYS. Используемые в расчетах свойства материала конструкции получены экспериментальными исследованиями силовых колец и плоских образцов с укладкой, идентичной в лопаточной и дисковой части.

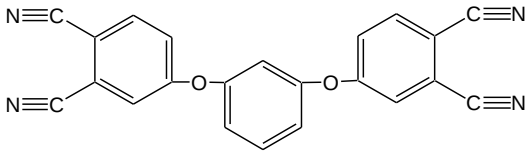
Список литературы

1. Патент 2239100 Россия, ЦИАМ, «Рабочее колесо центробежного компрессора и способ его изготовления», Каримбаев Т.Д., Николаев Д.И., Петров Ю.А., Афанасьев Д.В. Опубл. 27.10.2004

ФТАЛОНИТРИЛЬНОЕ СВЯЗУЮЩЕЕ ДЛЯ ТЕРМОСТОЙКИХ КОМПОЗИТОВ

Р.Р. Мухаметов, ФГУП «ВИАМ», Москва, mukhametovrr@viam.ru.
К.Р. Ахмадиева, ФГУП «ВИАМ», Москва, 2638565@mail.ru.

К наиболее перспективным термостойким материалам с температурой эксплуатации до 350 °С относятся дифталонитрилы, обладающие комплексом уникальных свойств: высокая термостойкость, огнестойкость, низкое водопоглощение и технологичность [1, 2]. Впервые в отечественной практике в качестве дифталонитрила был использован тетранитрил ароматической тетракарбоновой кислоты – 1,3-бис(3,4-дицианофенокси)бензол



представляющий из себя мелкодисперсный порошок бежевого цвета с температурой плавления 181 – 183 °С. Оптимальными катализаторами с точки зрения образования термостойких гетероциклических структур и возможностей переработки, оказались ароматические диамины. Скорость отверждения и плотность сшивок регулировалась концентрацией отвердителя и температурой.

Приготовление композиции (связующего) заключалось в механическом смешении расчетного количества мономера и отвердителя с последующим просеиванием смеси с целью удаления возможных механических примесей и крупных агрегатов. Сухое смешение компонентов с целью получения порошкообразного термореактивного связующего отличается простотой, не требует сложного оборудования и больших затрат труда. При этом способе смешиваемые твердые компоненты связующего остаются в порошкообразном дисперсном состоянии на всех стадиях его изготовления, начиная от загрузки исходных компонентов и заканчивая выгрузкой готовой продукции. Полученный полупродукт (связующее) может храниться практически неограниченное время. В дальнейшем реакция образования полимера может быть запущена путем нагревания и расплавления связующего. Разработанному фталонитрильному связующему присвоена марка ВСН-31, выпущены ТУ 1-595-12-1376-2013.

Процесс отверждения полученного связующего ВСН-31 был исследован методом ДСК (рис. 1).

Наличие эндотермических пиков с максимумами при 89 и 186 °С отвечает за плавление отвердителя (ароматического диамина) и мономера 1,3-бис(3,4-дицианофенокси)бензола, соответственно. Экзотермический пик с началом при 231 ºС характеризует реакцию взаимодействия дифталонитрила с отвердителем с образованием промежуточного продукта, предположительно изоиндола, инициирующего дальнейшую полимеризацию тетранитрила. Характерной особенностью является отсутствие ярко выраженного экзотермического пика на кривой ДСК вплоть до 350 °С, отвечающего за реакцию образования конечных циклических структур. Диапазон температуры от начала плавления мономера до реакции образования изоиндола определяет так называемое «технологическое окно», позволяющее проводить процесс пропитки волокнистых наполнителей в заданном температурно-временном интервале.

По результатам ТГА температура начала деструкции отвержденного связующего составляет 520 ºС как в окислительной, так и в инертной среде (рис. 2), при этом на кривой ДСК в обоих случаях фиксируется экзотермический тепловой эффект. Это говорит о том, что основные процессы при разложении полимерной матрицы происходят без участия кислорода воздуха.

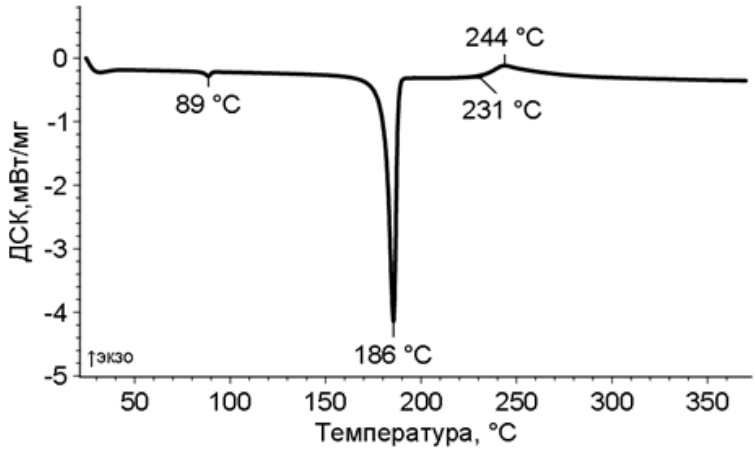


Рис. 1 – Кривая ДСК фталонитрильного связующего ВСН-31

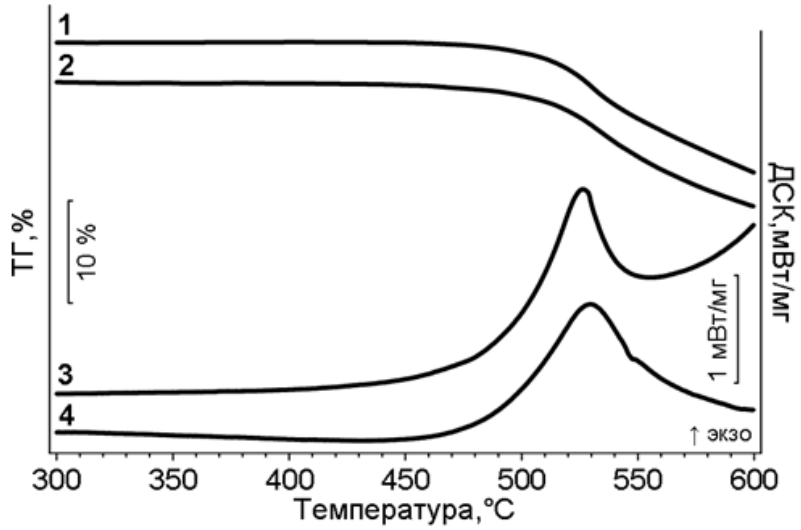


Рис. 2 – Кривые ТГА и ДСК отверждённого связующего ВСН-31 в атмосфере воздуха (1, 3) и азота (2, 4)

Хочется отметить, что вплоть до 600 °С не наблюдается интенсивной потери массы, как в случае других термостойких полимеров. Высокотемпературный нагрев отвержденного связующего в атмосфере воздуха приводит к образованию до 70 % кокса.

Отверждение полученного связующего протекает без выделения летучих продуктов, что позволяет не только получать монолитную полимерную матрицу, но и реализовать упрощенный технологический способ изготовления ПКМ на ее основе: RTM или VARTM.

Список литературы

1. Keller T.M. Phthalonitrile-based high temperature resin //J. Polym. Sci. Part A: Polym. Chem. 1988. V. 26. №12. P. 3199–3212.
2. Phthalonitrile thermoset polymers and composites cured with halogen-containing aromatic amine curing agents: pat. 5925475 US; publ. 1999.

ПРОГРАММА КВАЛИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЕЕ СЕРТИФИКАЦИИ

Б. Мыктыбеков, ФГУП «ЦИАМ им.П.И.Баранова», Москва
Т.Д. Каримбаев, ФГУП «ЦИАМ им.П.И.Баранова», Москва
А.А. Луппов, ФГУП «ЦИАМ им.П.И.Баранова», Москва
Д.В. Афанасьев, ФГУП «ЦИАМ им.П.И.Баранова», Москва
Д.С. Пальчиков, ФГУП «ЦИАМ им.П.И.Баранова», Москва
А.В. Синицын, ФГУП «ЦИАМ им.П.И.Баранова», Москва
И.О. Шарков, ФГУП «ЦИАМ им.П.И.Баранова», Москва

В работе представлен разработанный проект программы специальной квалификации конструкционных полимерных композиционных материалов с «лопаточной» структурой армирования для проведения квалификационных испытаний рабочих лопаток вентиляторов средне и дальне-магистральных самолетов, в обеспечение сертификационных работ.

Квалификационные испытания рабочих лопаток вентиляторов состоят из

- специальной квалификации полимерного композиционного материала (ПКМ) с лопаточной структурой армирования и исследовании конструкционной прочности конструктивно-подобных элементов,
- разработки и фиксирования технологии (технологическая инструкция) изготовления лопатки,
- стендовых испытаний полноразмерной лопатки.

Описанные в работе методики и подходы должны обеспечивать специальную квалификацию ПКМ рабочей лопатки вентилятора.

Был разработан проект «Методики специальной квалификации конструкционных полимерных композиционных материалов с «лопаточной» структурой армирования, предназначенных к применению в рабочих лопатках вентиляторов ТРДД для средне и дальне-магистральных самолетов».

Данная программа специальной квалификации ПКМ для лопатки вентилятора определяет все необходимые требования по порядкам и процедурам испытаний ПКМ лопатки и позволяет провести квалификацию в соответствии с требованиями авиационных правил.

При использовании данной программы специальная квалификация ПКМ для рабочих лопаток вентиляторов, используемых в конструкции ТРДД для средне и дальне-магистральных самолетов, будет состоять из

- разработки конструктивно-подобных элементов и моделей рабочей лопатки с последующими исследованиями их конструкционной прочности в обеспечение квалификации лопатки,
- специальной квалификации технологии изготовления лопатки.

Перечень и очередность этапов специальной квалификации углепластикового рабочей лопатки вентилятора представляет собой пирамиду обязательных испытаний, предусмотренных отечественными и зарубежными нормативными документами.

Использование разработанной программы специальной квалификации ПКМ с «лопаточной» структурой армирования, в сочетании с другими нормативно-техническими документами, для специальной квалификации ПКМ деталей ПД-14 позволит успешно провести квалификацию деталей из ПКМ и обобщить полученный опыт на другие конструкции и узлы АД из ПКМ.

В дальнейшем будут продолжены работы в этом направлении, а также созданы программы специальной квалификации других узлов и деталей АД из ПКМ и проекты циркуляров по определению расчетных значений характеристик ПКМ детали АД.

ВЫСОКОТВЕРДЫЙ УГЛЕРОДНЫЙ АМОРФНО-НАНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИЙ КОМПОЗИТ КАК ОСНОВА ДЛЯ РАЗРАБОТКИ МАТЕРИАЛА ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Г.П. Окатова (Пименова), БГТУ, Минск, gppo@mail.ru
В.С. Урбанович, ГО НПЦ НАН Беларуси по материаловедению, Минск, urban@ifttp.bas-net.by
Д.В. Куис, БГТУ, Минск, dmitrykuis@mail.ru
Н.А. Свидунович, БГТУ, Минск, dmitrykuis@mail.ru
В.М. Ойченко, ФТИ им. А.Ф. Иоффе, РАН, г. Санкт-Петербург, oichenko@infos.ru

Спеканием под высоким давлением 4 ГПа методом термобарической обработки из недорогой, не содержащей фуллеренов, экстрагированной фуллереновой сажи ($С_{эфс}$) с добавлением 10% порошка карбонильного Fe получены образцы высокотвердого аморфно-нанокристаллического углеродного композита с включениями сверхтвердой фазы [1]. Полученный нанокомпозит является суперлегким – его удельный вес находится в пределах 2,14÷2,18 г/см^3.

Методами световой, сканирующей и просвечивающей электронной микроскопии, рентгеновской дифракции, микрорентгеноспектрального анализа и Raman спектроскопии установлено, что полученный композит на ~90% является сплошным углеродным материалом с аморфной связующей серой "фазой-основой" и включениями сверхтвердой фазы из нанокристаллитов различной морфологии и степени дисперсности (1,5-14,5 нм), содержит также порядка 7-10% фазы на основе карбида FeC_n (рис.1, 2).

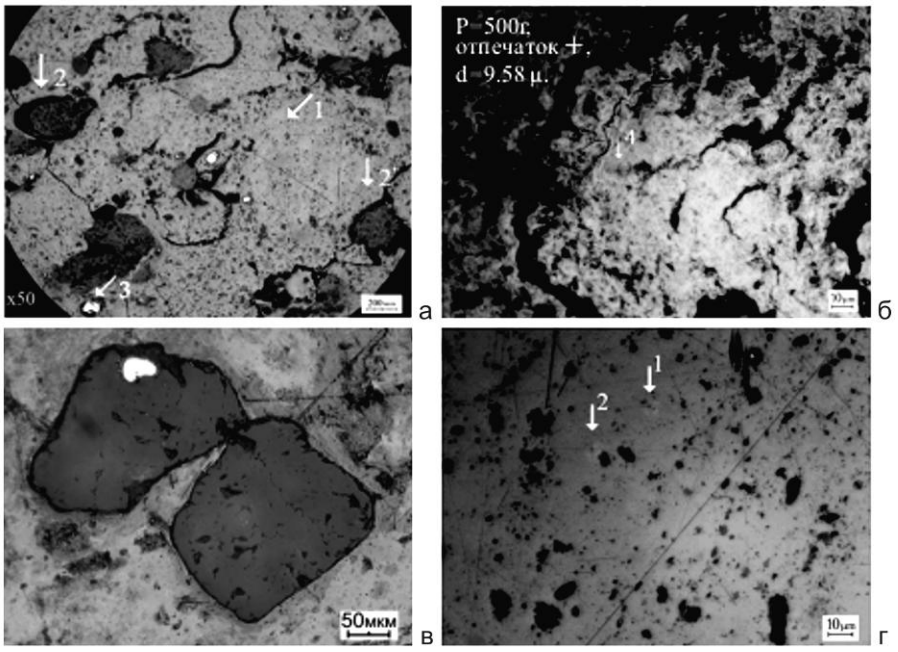


Рис. 1 – Микроструктура нанокомпозита состава $С_{эфс}$ –10 масс.% Fe: а – общий вид – серая фаза 3-х модификаций и FeC_n частицы, б – сверхтвердая фаза с "глобулярным" рельефом; в – частицы "гладкой темно-серой" фазы; г – серая фаза-основа; а – х50, б, г – х1000, в – х200.

Твердость связующей "фазы-основы" композита является изотропной – ее микротвердость до 24 ГПа, включений сверхтвердых частиц – до 107 ГПа (рис.1б), частиц карбида FeC_n – 9,2-10,8 ГПа, "гладкой темно-серой фазы" с огранкой или округлой до 36-64 ГПа (хорошо шлифуется и полируется).

Композит не имеет зеренной структуры: поверхность излома «фазы-основа» стекловидная (рис. 2в) почти гладкая, имеет вид, характерный, для стеклообразного аморфного углерода, дифракция рентгеновских лучей которого показывает только "аморфное гало" (рис. 2ж), что характерно для аморфного состояния**.**

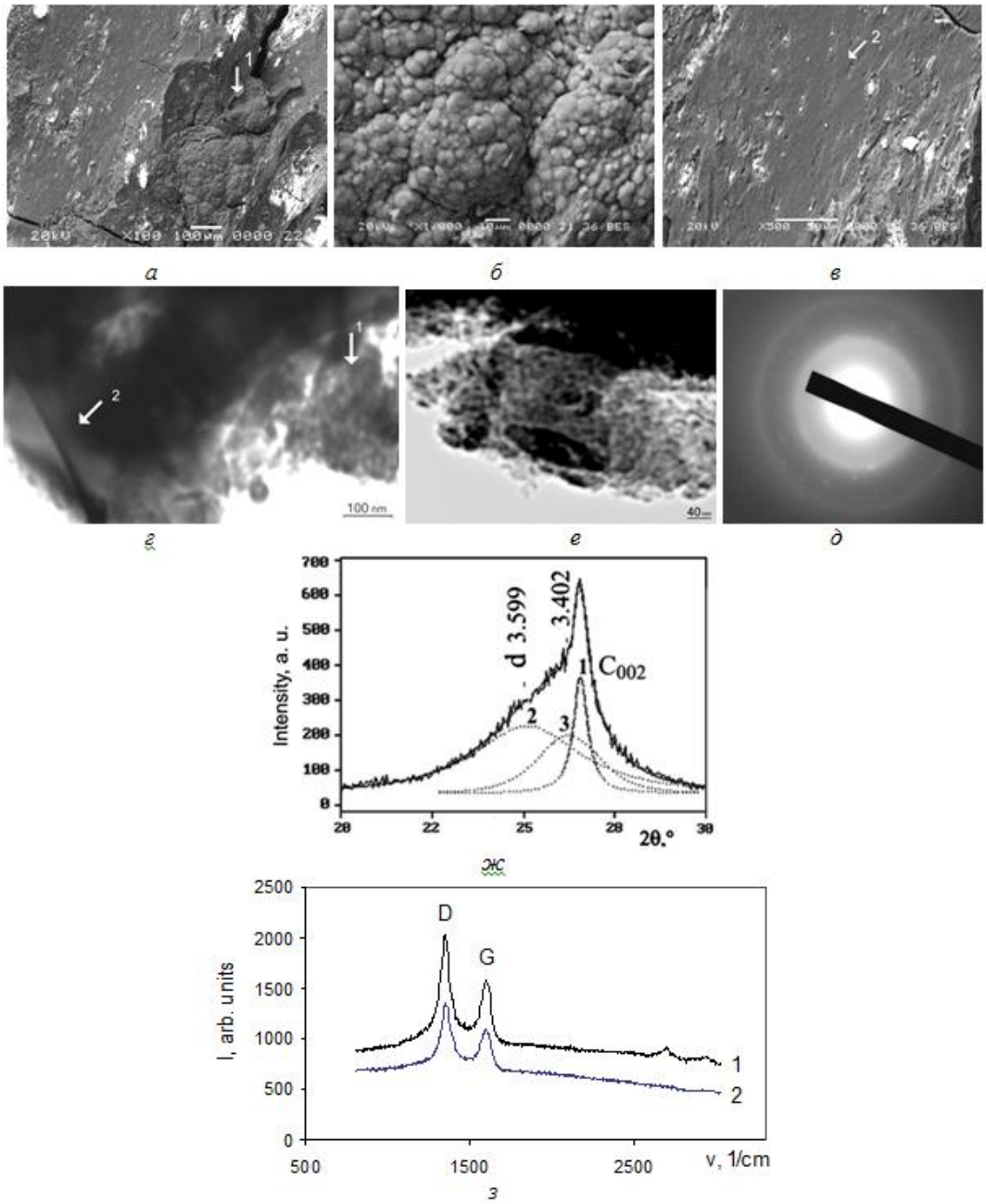


Рис. 2 – Аморфно-нанокристаллический углеродный композит состава Сэфс - 10 % Fe: а-в – излом (СЭМ), а, б – сверхтвердая частица (по ↙1), в – гладкий, стеклообразный рельеф фазы "основа" (по ↙2); д-г – тонкая структура (HRTEM): по ↙1 нанокристаллический участок сверхтвердой частицы, по ↙2 аморфный, бесструктурный; д – нанокристаллический участок сверхтвердой частицы; е – картина микродифракции на аморфном участке 2 (рис. г); ж – рентгеновский дифракционный спектр с разложением профиля на синглеты: 2, 3 – широкие "гало", типичные для аморфных фаз, 1 – более узкий, типичный для нанокристаллических фаз; з – Raman спектры 1, 2 с сильными пиками D, характерными для разупорядоченного, аморфного, не кристалличного углерода

Полученные данные по аморфности основной фазы в структуре нанокомпозита и микротвердости включений частиц сверхтвердой фазы (>100 ГПа) согласуются с данными ученых Геофизической лаборатории института Карнеги, Вашингтон, США [2] о новой аллотропной модификации углерода с *аморфной* структурой и подобной алмазу прочностью.

Таким образом, суммируя данные проведенных исследований, можно сделать вывод, что нами из недорогого наноуглеродного материала – не содержащей фуллеренов, экстрагированной фуллереновой сажи, получен углеродный нанокомпозит на основе C-10%Fe с аморфной основой, подобной стекловидному углероду, и содержащий нанокристаллические сверхтвердые частицы. При этом высокая твердость композита является изотропной, подобно аморфному алмазу.

Результаты исследования подтвердили сделанное предположение о ведущем влиянии на образование "сверхтвердой углеродной серой фазы" в композитах C-Fe дисперсности наноуглеродного компонента и технологии спекания материала [1].

Полученный материал при определенных технологических условиях может быть взят за основу создания сверхлегкого изотропного углеродного композита для рабочих лопаток турбины, не боящийся развития микротрещин ползучести по границам зерен [3], учитывая положительный опыт применения "черных" покрытий многоразовой теплозащиты МКС "Буран", антиокислительных покрытий углеродных материалов и работу над перспективными углеродстеклокерамическими композитами [4].

Список литературы

1. New superhard composite nanodisperse carbon-based material obtained by high-pressure sintering / V. S. Urbanovich, D. V. Kuis, G. P. Okatova, N. A. Svidunovich, V. M. Oichenko // Nanomechanics Sci Technol Int J. , 2013; 4(4):309-325.DOI:10.1615
2. Carnegie Institution for Science. News. New form of superhard carbon observed. Tuesday, October 11, 2011 Washington, D.C. www.carnegiescience.edu.
3. Захарова Т. П., Пименова Г. П. Расчетно-экспериментальное определение остаточной долговечности лопаток турбин. - В сб.: Вибрационная прочность и надежность двигателей и систем летательных аппаратов. - КуАИ, 1981, вып. 8, с. 47-57.
4. Шалин Р.Е. Предугадать опасность и избежать разрушения. Приближая будущее – 70 лет ВИАМ. Индустрия-инженерная газета. Союз научных и инженерных обществ. Российский союз промышленников и предпринимателей. Инженерная академия. Июнь, № 21 (1152), 2002, с.2

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ВЫКЛАДКИ СУХОЙ ПРЕФОРМЫ ЛОПАТКИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДОМ НАШИВКИ РОВИНГА

М.А. Орлов, МИЦ КМ, МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, oma@emtc.ru,
Д.В. Афанасьев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Afanasiev.d@mail.ru
А.Д. Новиков, МИЦ КМ, МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, nad@emtc.ru.

Одним из важнейших элементов газотурбинных двигателей являются лопатки. В основном подобные лопатки изготавливаются из металлических сплавов (стали, сплавы алюминия, титана, и т.д.). Однако металлические лопатки обладают рядом недостатков: высокая масса изделий, большая трудоёмкость производства и разрушение двигателя в случае выхода из строя лопатки. Использование лопаток из углепластика позволит уменьшить массу лопатки, повысить технологичность производства и снизить вероятность разрушения двигателя в случае выхода из строя лопатки..

Целью данной работы являлась разработка технологии выкладки преформы лопатки газотурбинного двигателя методом нашивки ровинга. Для достижения поставленной цели были экспериментально определены оптимальные параметры нашивки, используемые материалы и программа выкладки сухой преформы.

Выкладка сухой преформы методом нашивки ровинга заключается в послойном сшивании слоёв по заранее заданной программе. Данная технология обладает рядом преимуществ по сравнению с классическим методом выкладки ткани. Полностью исключается человеческий фактор, за счет чего повышается качество изготавливаемого изделия. Помимо этого, уменьшаются затраты на производство. Это достигается за счет качественного снижения количества отходов производства в виде обрезков ткани. Кроме того, снижается количество механической обработки изделия после производства. Также снижение затрат на производство достигается меньшей стоимостью используемых материалов. При выкладке преформы методом нашивки ровинга в структуру материала добавляется межслоевая связь, что положительно сказывается на прочностных характеристиках.

На рис.1 показан процесс выкладки сухой преформы. С катушки подаётся углеродный ровинг, который сшивается с подложкой посредством двух нитей: верхней и нижней шпули. Материалы подложки, нитей верхней и нижней шпули подбираются в зависимости от требований, предъявляемых к изделию.

На рис. 2 показан вид изготовленных образцов для испытаний. Образцы выкладывались по следующей схеме: $[0°]_n$, $[0°; +45°; 0°; -45°]_n$, $[0°; +45°; 90°; -45°]_n$ с размерами 200x280 мм, где n-количество комбинаций слоёв. Толщина готовых отпрессованных и пропитанных образцов составляла 4 мм. Кроме того, был изготовлен образец с укладкой $[0°; +45°; 90°; -45°]_n$ и сетью из полиамидной нити между слоями.

На рис. 3 показана готовая преформа лопатки газотурбинного двигателя. Преформа изготавливалась из 54 слоев, слои укладывались по следующей схеме: $[0°; +45°; 90°; -45°]_n$, где n – количество комбинаций слоев. Было изготовлено 6 элементов по 9 слоев на водорастворимой ткани, которые в последствии были сшиты между собой.



Рис. 1 – Процесс выкладки сухой преформы



Рис. 2 – Изготовленные образцы

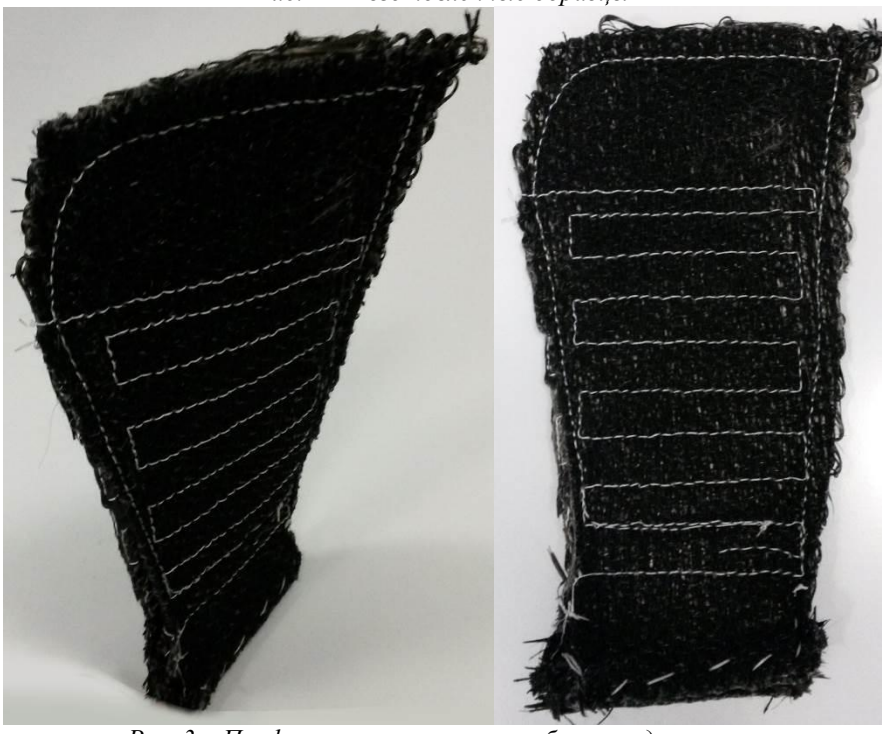


Рис. 3 – Преформа лопатки газотурбинного двигателя

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ (ДЕФЕКТОВ) НА ХАРАКТРИСТИКИ ЖЕСТКОСТИ И ПРОЧНОСТИ УГЛЕПЛАСТИКОВ

Д.С. Пальчиков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, palchikov@rtc.ciam.ru
Д.В. Афанасьев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, 20602@rtc.ciam.ru

Одним из ключевых этапов разработки технологии изготовления и непосредственного изготовления опытных образцов полноразмерных деталей и узлов авиационных двигателей из композиционных материалов (КМ), их моделей, конструктивно-подобных элементов и образцов для испытаний является неразрушающий контроль (НК) их качества.

В результате проведенных исследований установлено, что применительно к полимерным композиционным материалам (ПКМ) характерными производственными дефектами являются:

- дефекты в волокне (разрывы, искривленность волокон, несоответствие их расположения проектным требованиям);
- дефекты в матрице (пористость, участки с повышенным или пониженным содержанием матрицы);
- дефекты на границе раздела (участки сухого волокна, расслоения).

Указанные дефекты имеют место для любой технологии изготовления (автоклавная технология, технология инфузии, намотка, прессование), однако для каждой из них проявляются в различной мере.

В ЦИАМ решается задача определения влияния технологических дефектов на прочность и жесткость конструкции. Это позволит установить реальные границы допустимых и недопустимых типов и размеров дефектов.

Решение данной задачи состоит из нескольких этапов:

- изготовление образцов с дефектами;
- применение методов НК для их обнаружения;
- механические испытания образцов с дефектами.

В данной работе было рассмотрено влияние дефектов волокна и дефектов на границе раздела матрица/волокно (нарушение адгезии между слоями) на механические характеристики углепластика. Идентификация дефектов осуществлялась при помощи таких методов, как лазерно-ультразвуковая дефектоскопия, ИК-термография и рентгеновская томография. Проведены испытания образцов с данными видами дефектов на растяжение, сдвиг в плоскости слоя и межслоевой сдвиг.

По результатам проведенных исследований оценены степени влияния дефектов волокна и дефектов на границе матрица/волокно на механические характеристики ПКМ.

ОТРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПКМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНТЕРФЕЙСОВ МЕЖДУ СРЕДАМИ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО АНАЛИЗА ANSYS И ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПОЗИТОВ FIBERSIM

А.М. Першин, ПНИПУ, Пермь, pershin@avid.ru
И.Л. Гладкий, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, gladky@avid.ru
А.В. Торопицина, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, toropitcina@avid.ru

Работа посвящена формированию требований к разработке моделей в программном комплексе FiberSim для построения геометрической модели с целью выполнения прочностного анализа деталей из полимерных композиционных материалов (ПКМ). Требования сформированы на основании разработки геометрической модели лопатки спрямляющего аппарата (ЛСА) из ПКМ (Рис. 1).

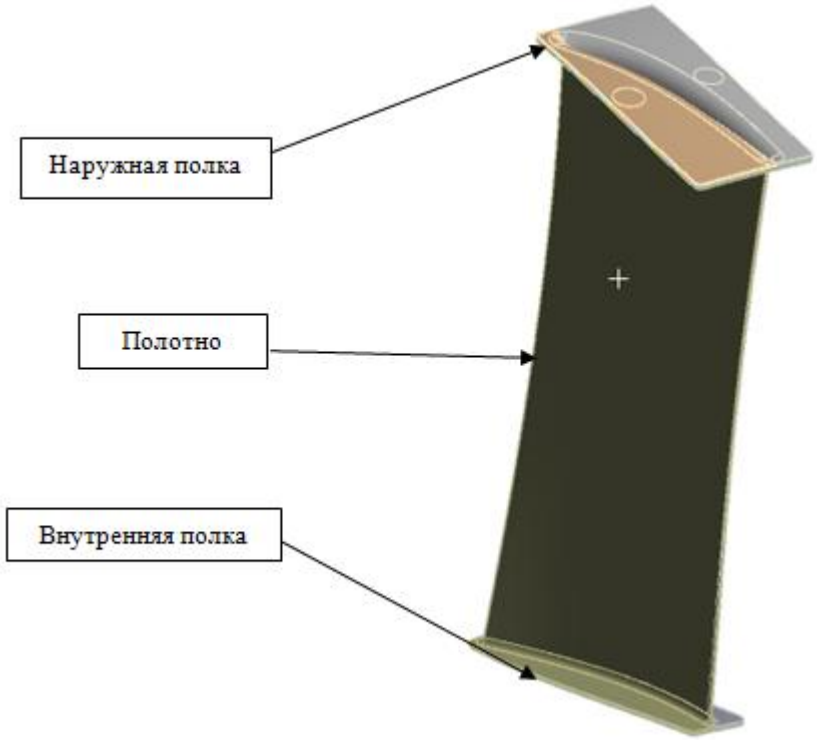


Рис. 1 – ЛСА

Пакет FiberSim применяется для проектирования и производства деталей из КМ. Позволяет формировать данные для работы на стадиях проектирования деталей: геометрия выкроек слоев, требуемые разрезы и надрезы, направления выкладки. С помощью функционала пакета FiberSim разрабатывается слоистая модель для сложных конструкций, тем самым позволяя, проводить более точный прочностной анализ с учетом реального моделирования зон «сбегов» слоев, смещенной поверхности, изгиба и пр.

ЛСА представляет собой слоистое тело из углеродной ткани пропитанной связующим. Для формирования требуемой формы лопатки каждый слой определенным образом выкроен из ткани и выложен в оснастку для формования и набора необходимого пакета. С помощью программного комплекса FiberSim были последовательно построены геометрические поверхности слоев. Те слои, которые имели близкую друг к другу геометрию, моделировались в виде одной поверхности.

Для успешной интеграции модели ЛСА в пакетный комплекс ANSYS Workbench определены требования при создании геометрической модели в FiberSim, а также перечень действий для проверки расчетных данных.

Для проверки подхода проведено сравнение результатов расчета прочности двух вариантов:

- твердотельная модель построена в программном комплексе NX и импортирована в ANSYS Workbench, где заданы свойства алюминиевого сплава;
- слоистая модель построена в программном комплексе FiberSim и импортирована в ANSYS Workbench, где также заданы свойства алюминиевого сплава.

Список литературы

1. Military Standardization Handbook, Composite Materials Handbook – Volume 3, Polymer Matrix Composites, Guidelines for Characterization of Structural Materials, Department of Defense Handbook, USA, MIL-HDBK-17-1F, June 2002, 266 p.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ РЕНТГЕНОВСКОЙ КОМПЬЮТЕРНОЙ ТОМОГРАФИИ И ШИРОГРАФИИ ДЛЯ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПКМ

А.И. Петухов, ООО «Новатест», Москва, apet@novatest.ru
Dr.-Ing. Peter Mäckel, isi-sys GmbH, Kassel, Germany, pm@isi-sys.com
Julien Noel, North Star Imaging Europe SAS, Париж, Франция, jnoel@4nsi.com

В настоящее время, полимерные композиционные материалы (ПКМ) широко применяются для изготовления элементов планеров и двигателей летательных аппаратов. Технологические дефекты, возникающие при производстве изделий из ПКМ, такие как: смятие ткани, непроклей материала, поры и прочие включения, – сильно влияют на их прочностные характеристики и требуют особого контроля. Своевременное определение таких дефектов позволяет избегать катастрофических последствий при дальнейшей эксплуатации готовых изделий.

Одним из наиболее чувствительных и информативных методов неразрушающего контроля является цифровая рентгеновская компьютерная томография (КТ). Суть метода заключается в построении трёхмерной воксельной модели исследуемого изделия по рентгеновским проекциям, полученным при вращении образца на 360^{o} (рис. 1) [1].

Полученный объем данных отображает реальную структуру изделия, на основании чего можно определить основные дефекты во всем объеме изделия: поры, непроклеи, расслоения, замятия, инородные включения. При этом, обнаруженные дефекты могут быть локализованы и измерены с высокой точностью.[2]

Изделия из ПКМ в конструкциях планера и двигателя – это, в основном, крупногабаритные изделия со сложными геометрическими формами: элементы крыла, элементы управления, части фюзеляжа, гондолы двигателя, лопатки вентилятора, обтекатели и пр.

Технические особенности метода КТ не позволяют стандартным образом провести исследования крупных образцов. Обычно размер исследуемого образца не может превышать размеры используемого при сканировании плоско-панельного детектора. В

настоящий момент размер самого крупного детектора доступного на рынке составляет 400x400 мм, 4096x4096 пикс (PerkinElmer серия 1611).

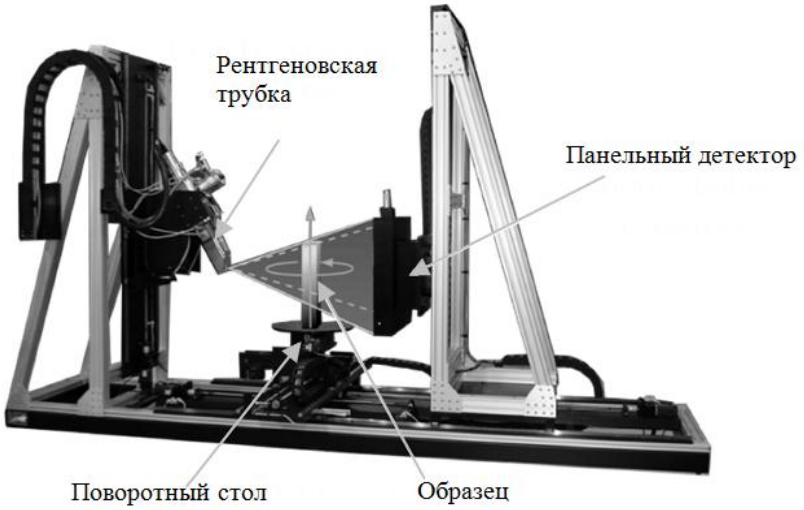


Рис. 1 – Принципиальная схема работы КТ

Однако, используя специализированные методики сбора данных: методы спирального и мозаичного сканирования, – можно проводить сканирование изделий, размер которых превышает размеры детектора. Примером успешного коммерческого использования данных методик являются программно-аппаратные модули VorteX и MozaiX, компании North Star Imaging, Inc. Суть методик заключается в программной сшивке получаемых рентгеновских проекций, собираемых при вращении образца одновременно с:

- вертикальным перемещением трубки и детектора при спиральном сканировании;
- горизонтальным смещением детектора при мозаичном сканировании.

Использование данных методик, помимо расширения возможностей по габаритам образцов, значительно улучшает разрешения получаемых данных и, как следствие, повышает точность проводимых исследований.

Для контроля крупногабаритных образцов, которые невозможно поместить в томограф, или которые невозможно демонтировать с основного изделия, можно использовать метод ширографии. Ширография – это сдвиговая спекл-интерферометрия, являющаяся разновидностью лазерной интерферометрии. Суть метода заключается в нагружении образца небольшими стрессовыми нагрузками и определением нано-метрических изменений деформаций на поверхности образца, вызываемыми внутренними дефектами (Рис. 2) [3].

Стрессовые нагрузки можно прикладывать с помощью температурного или вакуумного воздействия, а также с помощью динамического возбуждения. Принцип ширографии с динамическим нагружением основан на возникновении нормальных форм колебаний в окрестностях дефектов при различных частотах. Для возбуждения колебаний, в зависимости от размеров, форм и глубины залегания дефектов, производиться возбуждение образца разверткой в широком диапазоне частот. Примером успешного коммерческого использования данной методики является широграф SE2, предлагаемый на рынке компанией isi-sys, GmbH. В отличие от классических методик вакуумного и термического возбуждения, динамическое возбуждение позволяет проводить контроль более крупных по площади изделий за меньшее время и без потерь в качестве результатов [4].

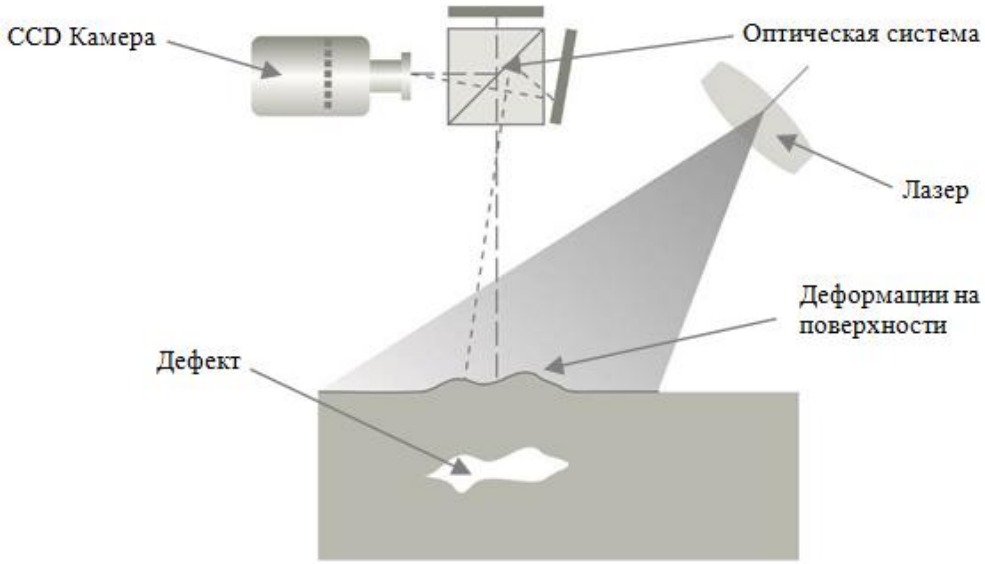


Рис. 2 – Принципиальная схема лазерной ширографии

Совмещение вышеперечисленных технологий позволяет сократить время и затраты при проведении дефектоскопии изделий из ПКМ. При контроле крупного изделия сначала проводится его исследование с помощью методики ширографии, выявляются критические дефекты и места их расположения, а затем выполняется томография в окрестностях данных зон для точного определения типа и размера дефектов. При такой схеме исследования значительно сокращаются время и затраты на проведение контроля. При выполнении томографии локальных дефектных зон, в случае невозможности проведения КТ с поворотом на 360^{o}, можно провести локальное сканирование с частичным поворотом изделия. Данная методика КТ позволяет получить локальный объем данных с высоким разрешением в окрестности интересующей области, но с потерей качества по краям.

Список литературы:

1. Julien Noel. Advantages of CT in 3D Scanning of Industrial Parts, 3D Scanning Technologies Magazine, Vol. 1, No. 3. December, 2010.
2. Andrew Makeev, Yuri Nikishkov, Paige Carpentier, Edward Lee, Julien Noel, Manufacturing Issues and Measurement Techniques for Assessment of the Effects on Structural Performance of Composite Parts. American Helicopter Society 66th Annual Forum, Phoenix, AZ, May 11-13, 2010.
3. Wolfgang Steinchen and Lianxiang Yang. Digital Shearography: Theory and Application of Digital Speckle Pattern Shearing Interferometry SPIE Press: 1 January 2003 ISBN 978-0-8194-4110-2 Archived 24 January 2011.
4. Roby Scalvini. Shearography in the Expanded Frame. Professional Boatbuilder. Number 155, June/July 2015.

ИССЛЕДОВАНИЕ УПРУГИХ И ДЕФОРМАТИВНЫХ СВОЙСТВ СОВРЕМЕННЫХ ВЫСОКОПЛОТНЫХ МЛЕКОЯЧЕИСТЫХ ПРОСТРАНСТВЕННО АРМИРОВАННЫХ УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ТЕМПЕРАТУРАХ ДО 2600 °С

К.А. Пономарев, ОАО «Композит», Королев, info@kompozit-mv.ru
А.А. Бакулин, ОАО «Композит», Королев
В.П. Вагин, ОАО «Композит», Королев
И.В. Магнитский, ОАО «Композит», Королев
А.Н. Миронихин, ОАО «Композит», Королев
С.В. Тащилов, ОАО «Композит», Королев

Одной из наиболее актуальных задач при расчете и моделировании элементов конструкций из высокотемпературных композиционных материалов является исследование их упругих характеристик в рабочем диапазоне температур [1]. При механических испытаниях для этого необходимо измерять деформации в рабочей части образца. С этой целью применяют контактные [2,3] и бесконтактные, часто оптические, экстензометры [4,5]. Однако, поскольку эти методы имеют ряд технических ограничений, не меньший интерес представляют косвенные методы определения модуля упругости, основанные на измерении положения траверсы разрывной машины.

В работе предложены два способа косвенного определения упругих характеристик УУКМ при локальном нагреве в диапазоне от 20 °С до 2600 °С, с возможностью расширения границ диапазона, описана разработанная испытательная оснастка и образцы. Оба способа не предполагают нагружений образца за пределами упругости, поэтому возможно, при учете технологических особенностей испытываемого материала, провести полный цикл измерений на одном и том же образце во всем диапазоне температур и уменьшить разбросы наблюдаемых значений модуля упругости.

Первый способ предусматривает использование образцов с длинной цилиндрической рабочей частью и резьбовыми захватными частями и позволяет определять продольный модуль упругости материала образца прямым вычислением. Показано, что несущей способности резьбы современных УУКМ достаточно для достоверного измерения модуля упругости.

Второй способ предполагает использование кольцевых образцов квадратного сечения и неохлаждаемых инденторов. При испытаниях образец нагружается в упругой области в трех положениях, затем для тройки полученных значений податливости решается задача идентификации, что позволяет определить значения модуля сдвига, а также продольного и поперечного модулей упругости в плоскости вырезки кольца.

Для описанных способов приведены результаты их экспериментальной отработки в широком диапазоне температур на модельных высокоплотных УУКМ с различными пространственными схемами армирования.

Также в работе приведены результаты исследования упругих и деформативных свойств высокоплотных УУКМ при нормальной температуре, рассмотрен вопрос разномодульности материала при растяжении и сжатии, отдельные вопросы псевдопластического поведения.

Список литературы

1. Кувыркин Г.Н. Термомеханика деформируемого твердого тела при высокоинтенсивном нагружении. — М.: Изд-во МГТУ, 1993. — 142 с.
2. High Temperature Mechanical Behavior of Ceramic Composites /Ed. By S.V. Nair, K. Jakus. — Newton: Butterworth-Heinemann, 1995. — 558 pp.
3. Research and Development of High Temperature Materials For Industry / Ed. by E. Bullock. — Barking: Elsevier Science Publishers Ltd, 1989.
4. Кривенюк В.В. Прогнозирование длительной прочности тугоплавких металлов и сплавов / Под ред. Г.С. Писаренко. — Киев: Наукова думка, 1990. — 248 с.
5. Kobayashi K., Yamaguchi I. High Accuracy and Wide Temperature Measurement by Non-Contact Speckle Extensometer // Strain. — 2011. — Vol. 47. — Pp. e98–e103

ОБОРУДОВАНИЕ, ОСНАСТКА,ПРИБОРЫ И АППАРАТУРА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИЗЫСКАНИЙ.

Б.В. Пономаренко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва , pbv56@rambler.ru

Замкнутый цикл технологии производства опытных деталей авиационных двигателей из композиционных материалов разного типа может быть сформирован на базе необходимого типа технологического оборудования и оснастки. В результате многолетних наработок ЦИАМ, а так же на основании опыта мировых производителей деталей машин из КМ обозначен минимальный набор необходимого оборудования.

В докладе представлен тип предполагаемого структурного образования с используемым оборудованием и оснасткой для производства деталей АД из КМ. Кроме того приведен перечень необходимых приборов, аппаратуры, испытательных машин и стендов для изучения параметров и свойств произведенных деталей и образцов.

Формирование и комплектация данного структурного образования позволит создать опережающие научные, технические и технологические разработки в обеспечение технологической готовности VI уровня деталей и узлов авиационных двигателей военной и гражданской авиации из современных и перспективных композиционных материалов.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОЧНОСТИ ПРИ ОСЕВОМ СЖАТИИ ВЫСОКОМОДУЛЬНЫХ УГЛЕПЛАСТИКОВ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ СТАНДАРТОВ, ПРЕДУСМАТРИВАЮЩИХ НАГРУЖЕНИЕ ОБРАЗЦОВ ПО ТОРЦАМ

Д.И. Савельев, ОАО «ОНПП «Технология», Обнинск, cooler-box@mail.ru
А.Г. Попов, ОАО «ОНПП «Технология», Обнинск, ag-popov@yandex.ru
Н.В. Матюшевский, ОАО «ОНПП «Технология», Обнинск

Основное требование к процессу проведения прочностных испытаний заключается в создании условий нагружения однородного напряженно-деформированного состояния (НДС) в рабочей части образца. Анизотропия свойств и высокая чувствительность к концентраторам напряжений современных высокомодульных полимерных композиционных материалов (ПКМ), в частности, углепластиков порождают ряд принципиальных трудностей. В наибольшей степени они проявляются при испытаниях образцов из однонаправленных композитов.

В процессе проведения экспериментального определения прочностных характеристик при осевом сжатии современных высокомодульных и высокопрочных углепластиков, особенно для образцов с однонаправленной укладкой слоев, результаты испытаний существенно зависят от осуществления граничных условий, то есть от способа закрепления и нагружения образца.

В настоящее время авторам известно более 20 используемых в отечественной и зарубежной практике стандартов для определения прочностных и упругих характеристик слоистых пластиков. Все они основаны на трех методах передачи нагрузки от испытательной оснастки на образец: через клиновидные захваты путем создания сдвиговых усилий на боковых поверхностях; нагружение через торцы и комбинированный метод нагружения.

В данной работе рассматриваются результаты экспериментальных исследований прочности высокомодульных углепластиков, полученных в процессе испытаний образцов по наиболее часто используемым на практике стандартам, в том числе ГОСТ 25.602, EN2850 и ASTM D 6641. В работе определялась прочность при сжатии углепластиков, изготовленных из различных современных тканых и однонаправленных препрегов. В частности, использовались углепластики, изготовленные из препрега марки HexPly M21 фирмы «Hexcel», а также препрегов П-4УТ-4510 и П-4УТ-3692 на основе углеродных тканей фирмы «Porcher Industries» и связующего ЭНФБ.

Можно отметить, что нагружение образцов через торцы создает проблемы при испытаниях образцов из высокомодульных ПКМ. При этом даже выполнение образцов с накладками не всегда предохраняет от растрескивания или смятия торцы, что приводит к преждевременному разрушению. Это обстоятельство затрудняет, а в ряде случаев, делает невозможным получение корректных результатов испытаний однонаправленных углепластиков при использовании стандартов, предусматривающих нагружение образцов по торцам или комбинированный метод нагружения. В тоже время испытания, которые были выполнены по стандартам, предусматривающим комбинированный метод нагружения образцов со схемой армирования, отличной от однонаправленной, обеспечивали высокие значения прочности материала.

Для определения прочностных характеристик однонаправленных высокомодульных углепластиков рекомендуется используемая все чаще в зарубежной практике методика расчета свойств однонаправленного монослоя по результатам испытаний образцов из перекрестно-армированных слоистых ПКМ, основанная на

классической теории композиционных материалов. На основании полученных экспериментальных данных образцов с укладкой слоев $[90,0°]_s$ производился расчет прочности монослоя по формуле:

$$\sigma_{11-} = CPF\ \sigma_{xx-}$$

где: CPF - коэффициент, называемый «фактором перекрестно-армированного слоистого материала»; σ_{xx-} - прочность ортогонально-армированного материала при осевом сжатии.

Результаты экспериментального определения прочности однонаправленных углепластиков сравнивались с техническими требованиями на исследуемый материал. Следует отметить, что прочность однонаправленных углепластиков, полученная на основе пересчета результатов испытаний ортогонально-армированных углепластиков, практически всегда соответствовали техническими требованиями на материал.

ТРЕЩИНОСТОЙКИЕ КЕРАМОМАТРИЧНЫЕ КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

С.С. Солнцев, ФГУП «ВИАМ», Москва, stasol27@mail.ru
В.А. Розененкова, ФГУП «ВИАМ», Москва, lab13@viam.ru
Н.А. Миронова, ФГУП «ВИАМ», Москва, lab13@viam.ru
Т.Д. Каримбаев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.А. Мезенцев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе при синтезе керамоматричных композиционных материалов исследованы связующие на основе элементоорганических полимеров

Приведены данные по исследованию процессов синтеза трещинностойкого керамоматричного КМ на основе новых элементоорганических полимеров ПКСР-3, ПКСД-41, ПКС-М, ПКСЗ-21, обладающих повышенным выходом керамического остатка (до 84 масс.%), и высокопрочных армирующих наполнителей типа УКН-5000. Основными компонентами керамических матриц являются: SiC, Si_3N_4, SiO_2, $MoSi_2$. Технология получения матриц имеет существенные преимущества по сравнению с традиционной керамической технологией.

Определено влияние состава связующих и технологических параметров синтеза на теплофизические (плотность, термостойкость) и механические свойства ($\sigma_{изг}$ и $\sigma_{сж}$) трещиностойкого керамоматричного КМ.

Исследованы пути повышения механической прочности КМ за счет оптимизации температурно-временных режимов синтеза КМ.

Применение новых поликарбосилановых прекурсоров позволит получать трещиностойкий керамоматричный КМ при более низких температурах синтеза (1000-1100°) при одновременном повышении температуры эксплуатации материалов до 1300-1500°С и позволит обеспечить термостойкость по режиму 20↔1400°С до 50 циклов, а также возможность получения крупногабаритных изделий сложной формы.

Список литературы

1. Солнцев С.С., Розененкова В.А., Миронова Н.А. Высокотемпературные стеклокерамические покрытия и композиционные материалы // Авиационные материалы и технологии: Юбилейный науч.-технич. сб. – М.: ВИАМ, 2012. – 476 с.
2. Минаков В.Т., Солнцев С.С. Керамоматричные композиты – материалы XXI века // ВИАМ, Авиационные материалы: Избр. тр. Юбилейный науч.-технич. сб. – М.: МИСИ, ВИАМ, 2002. – С. 122 -133.
3. Чвалун С.Н. Наноструктурированные полимерные гибридные материалы // Тр. VII сессии. Проблемы и достижения физико-химической и инженерной науки в области нанометров. Т. 2. – М., 2002. С. 158 – 184.
4. Солнцев С.С., Розененкова В.А., Исаева Н.В. Разработка и применение в авиакосмической технике стеклокерамических покрытий и материалов // В сб. 75 лет. Авиационные материалы. Избранные труды «ВИАМ» 1932-2007: Юбилейный науч.-технич. сб. М.: ВИАМ, 2007. – С. 99-107.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА, ПОЛУЧЕННОГО НА ОСНОВЕ 3D ТКАЧЕСТВА УГОЛЬНОЙ НИТИ

А.А. Стром, ПНИПУ, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, strom@avid.ru

Одной из тенденцией в современной авиационно-космической отрасли, касающейся перспективных композиционных материалов, является разработка так называемых «трехмерных тканных» технологий производства, позволяющих повысить межслоевую прочность при незначитеьлном, по сравнению со слоистыми материалами из предварительно пропитанных лент (препрегов), но при значительно меньших финансовых и временных затратах на производство.

В настоящей работе представлено экспериментальное исследование механизма поведения композиционного материала на основе углеродной нити Т800НВ-12000 с трехмерным, диагональным расположением армирующих волокон и эпоксидного связующего при его растяжении. Схема переплетения волокон в композитном материале, полученном на основе 3D ткачества [1], приведена на рис. 1.

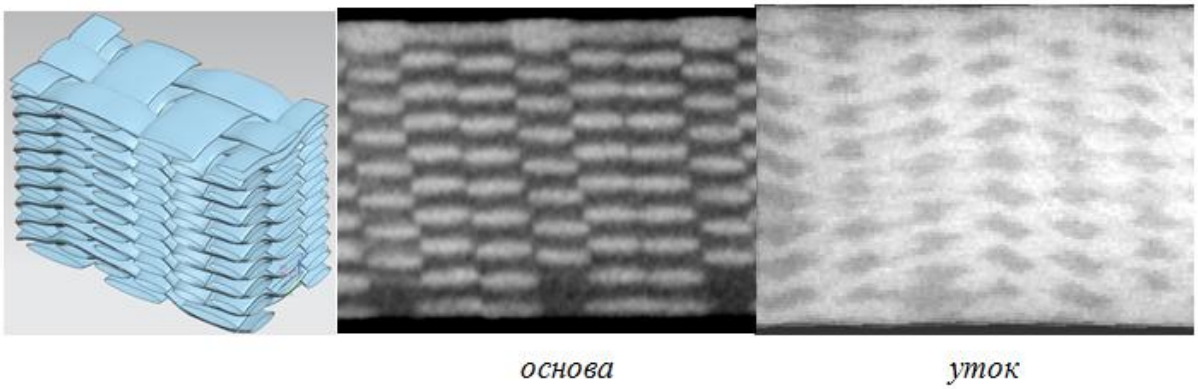


Рис.1 – Схема армирования исследуемого образца

Данный композит был подвергнут испытаниям в условиях одноосной двумерной растягивающей нагрузки [2], в направлении основы и утка, получены диаграммы

деформирования. Определены модули упругости с единственным значением на основе диаграммы «напряжение-деформация». На рис. 2 показан график зависимости напряжений, энергии отдельных событий акустической эмиссии и кумулятивной кривой акустической эмиссии от деформаций, полученных по результатам статического тензометрирования, для образца испытанного на растяжение в направлении утка.

Наблюдаемые экспериментальные значения пределов прочности при растяжении в направлении основы и утка значительно ниже значений, которые обычно определяются для эпоксидных углепластиков на основе 2D тканей изготовленных из того-же волокна и связующего.

Данные по началу и развитию разрушения, подвергнуты проверке методами акустической эмиссии, статическим тензометрированием, рентгеноскопией и сопровождаются иллюстрациями и подробными описаниями. Проанализированны виды разрушений при различных стадиях возрастающей растягивающей нагрузки и установлены главные механизмы прогрессирующего разрушения, включая характерные рисунки трещин, развивающихся на стадиях разрушения А и Б рис.2 показаны на рис. 3.

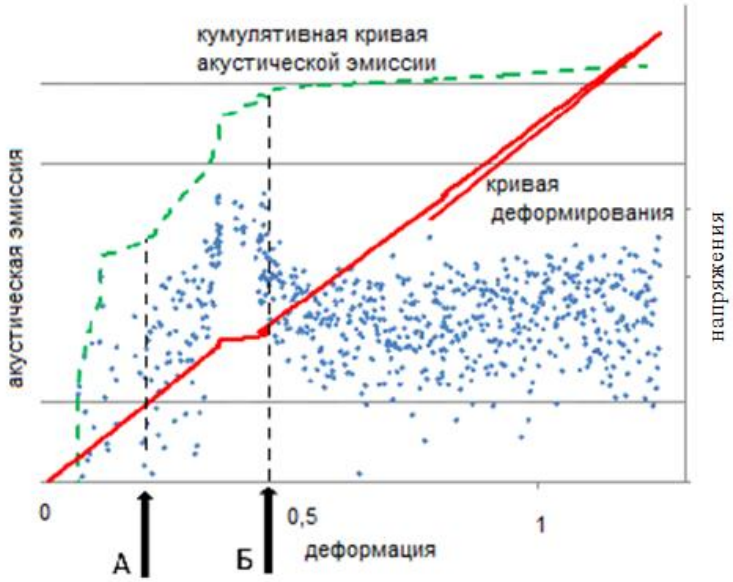


Рис.1 – График зависимости напряжений, энергии отдельных событий акустической эмиссии, и кумулятивной кривой акустической эмиссии от деформаций, полученных по результатам статического тензометрирования, для образца в направлении утка

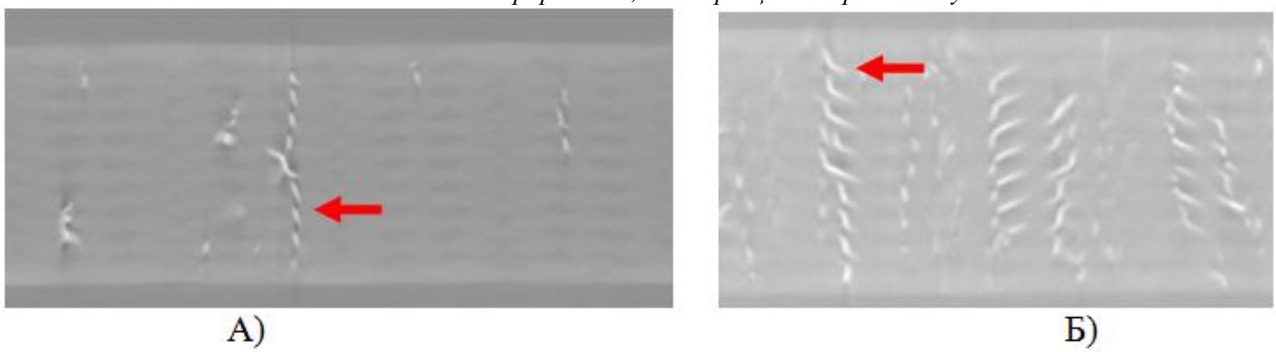


Рис.3 – Рентгенографические снимки обрразцовв направлении утка испытанных до уравня нагрузки А и Б. Вид сбоку

По результатам исследования сделано заключение о том, что начало значительного разрушения данного материала возникает в диапазоне деформаций ниже чем, в обычных слоистых материалах. В целом, все выявленные недостатки по жесткости, прочности и динамике прогрессирующего разрушения исследованного композита объясняются наличием значительной извитости и большой степенью свилеватости волокон в армирующей предварительно отформованной «преформе».

Список литературы

1. Цепенников М. Стром А. Определение эффективных упругих и прочностных свойств полимерных композиционных материалов. XIX Зимняя школа по механике сплошных сред Пермь, 2015. —340 с.
2. Bogdanovich A., Lomov S. Quasi-static tensile behavior and damage of carbon/epoxy composite reinforced with 3D non-crimp orthogonal woven fabric. Mechanics of Materials — Elsevier, 2013. 14— 31 с.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЕКРЕМЕНТА КОЛЕБАНИЙ ДЕТАЛЕЙ ГТД ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНО-ФАЗОВЫМ МЕТОДОМ ФУРЬЕ-АНАЛИЗА

Г.С. Ханян, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, dep007@rtc.ciam.ru
Д.В. Матюхин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, matyukhin@rtc.ciam.ru

Актуальной задачей динамической прочности авиационных двигателей является измерение декремента колебаний турбинных и компрессорных лопаток [1-2], решаемой как и в других областях экспериментальной физики, современными методами цифровой обработки сигналов [3], конкурирующими по скорости и по точности вычислений [4-5].

Предлагаемый в настоящей работе метод определения декремента затухания основан на вычислении с помощью дискретного преобразования Фурье взаимного спектра фаз от прямой и обращенной во времени (и по знаку) цифровых реализаций одной и той же осциллограммы колебаний.

Идея использования дифференциально-фазового метода для оценки параметров незатухающего гармонического сигнала [6-7], основанная на строгом теоретическом анализе свойств преобразования Фурье [8], для модулированного колебания носит, все же, эмпирический характер. Однако это обстоятельство лишь подчеркивает наличие «скрытых резервов» в информации, получаемой измерением фазы, что показано в работах по определению несущей частоты и глубины гауссовой амплитудной модуляции сигнала лазер-доплеровской анемометрии [9], а также скорости изменения частоты линейно-частотно-модулированного сигнала [10].

Путем усечения осциллограммы заданной первоначальной длительности на один отсчет на каждом вычислительном шаге строится характеристика – приведенная разность фаз на несущей частоте колебания с известным декрементом затухания. Типичный, кусочно-линейный вид такой характеристики показан на рис. 1 и рис. 2 для чистой и заметно зашумленной затухающей синусоиды. Обратная функция этой зависимости, построенная в серии численных экспериментов, служит в качестве градуировочной кривой при решении обратной задачи – определения декремента по измеренному наклону первого из линейных фрагментов характеристики в реальном эксперименте.

Метод позволяет оценить величину декремента колебаний с относительной погрешностью не более 10 % в широком диапазоне изменения данного параметра.

Апробация метода проводится на результатах лабораторных экспериментов по возбуждению колебаний конструкционных образцов лопаток из композиционных материалов методом удара.

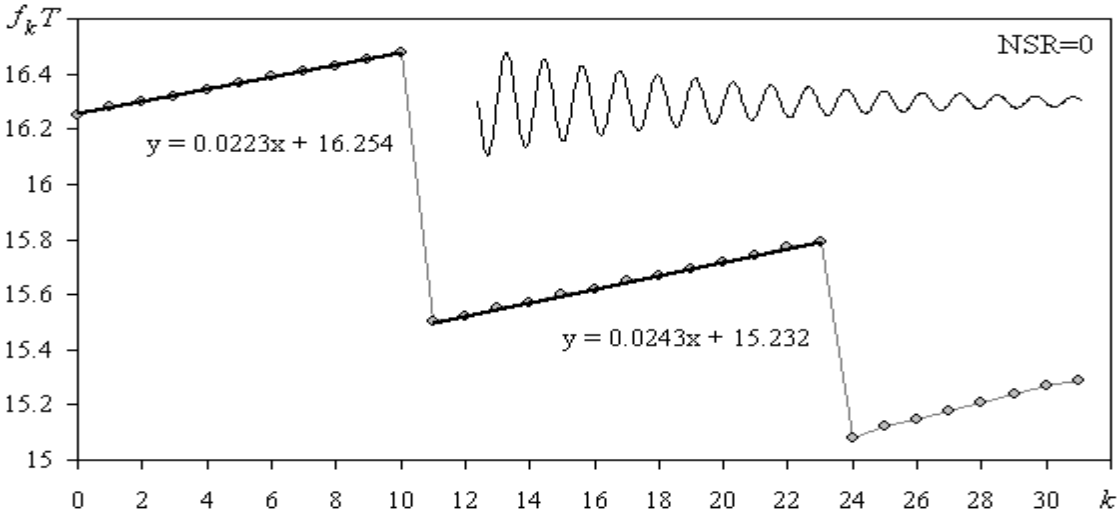


Рис. 1 – Характеристика чистого затухающего сигнала

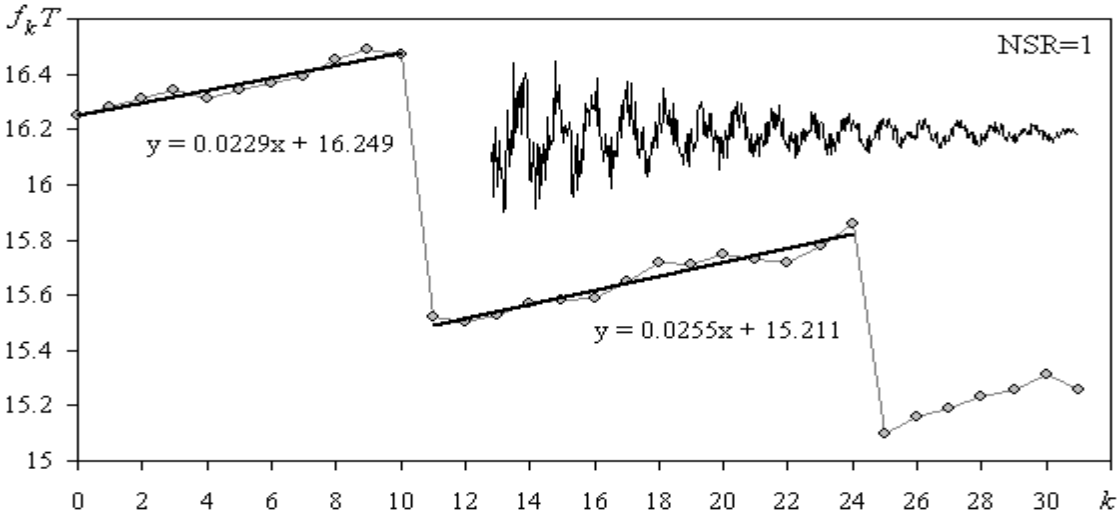


Рис. 2 – Характеристика зашумленного затухающего сигнала

Программное обеспечение по приему сигналов от установленных на лопатке датчиков колебаний и измерению декремента затухания реализовано в среде LabVIEW фирмы National Instruments.

Список литературы

1. Динамика авиационных газотурбинных двигателей / Под ред. И.А. Биргера, Б.Ф. Шорра. – М.: “Машиностроение”, 1981, 232 с.
2. Г.С. Самойлович. Возбуждение колебаний лопаток турбомашин. – М.: “Машиностроение”, 1975, 288 с.
3. Сергиенко А.Б. Цифровая обработка сигналов. СПб.: Питер, 2002. – 608 с.
4. Кухаренко Б.Г. Технология спектрального анализа на основе быстрого преобразования Прони // Информационные технологии. 2008, № 4, с. 38-42.
5. Прокофьев А.Б., Шахматов Е.В. Использование вейвлет-анализа свободных колебаний трубопроводной системы при оценке характеристик демпфирования // Известия Самарского научного центра РАН. 2004, т. 6, № 2, с. 354-363.
6. Ханян Г.С. Исследование колебаний лопаток авиационных ГТД высокоточными методами спектрального анализа [Электронный ресурс] /

Ханян Г.С. // Авиадвигатели XXI века: материалы конф. – Электрон. дан. – М.: ЦИАМ, 2010. – электрон. опт. диск (CD-ROM). – Систем. требования: IBM PC, Windows 2000 или выше. – Загл. с этикетки диска. – ISBN 978-5-94049-026-5.
7. Ханян Г.С. Исследование колебаний аэрогидроупругих систем специальными методами дискретного спектрального анализа // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2011, № 3, с. 18-26.
8. Ханян Г.С. Аналитическое исследование и оценка погрешностей в задаче измерения параметров гармонического сигнала методом преобразования Фурье // Измерительная техника, 2003. № 8. – С. 3-10.
9. Ханян Г.С. Дифференциально-фазовый метод для определения частоты ЛДА-сигнала // Оптические методы исследования потоков: Труды IX международной научно-технической конференции. – М.: Издательский дом МЭИ, 2007. – С. 252-255.
10. Ханян Г.С. Определение мгновенной частоты ЛЧМ-сигнала дифференциально-фазовым методом спектрального анализа // Оптические методы исследования потоков: XI Межд. науч-технич. конференция [Электронный ресурс]: труды конференции. – Электрон. дан. – М.: МЭИ (ТУ), 2011. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM). – Доклад № 60, 10 с. – ISBN 978-5-9902974-1-8 – № гос. регистрации 0321101669.

ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КРЫЛЬЧАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

М.А. Хоробрых, СГАУ, Самара, horobryhmikhail@gmail.com
В.Н. Вякин, СГАУ, Самара, vjakin@ssau.ru

Перед разработчиками вентиляторов первоочередной задачей является повышение технических и экономических характеристик этих устройств. Вентилятор как устройство, создающее перепад давления для передвижения масс воздуха или газов в пространстве, является источником шума. Поэтому особое внимание следует уделять мероприятиям по совершенствованию формы крыльчаток вентилятора с целью удовлетворения экологическим нормам по уровню шума. На рисунке 1 представлена разработанная нами конструкция малошумной крыльчатки.

Целью работы является разработка технологии изготовления крыльчатки сложной формы из углепластика. Для достижения поставленной цели необходимо было решить следующие задачи:

- Спроектировать оснастку;
- Изготовить мастер-модель крыльчатки;
- Изготовить оснастку;
- Спроектировать металлическую втулку;
- Оптимизировать выкройки из армирующего материала;
- Подобрать оптимальное количество слоев армирующего материала;
- Подобрать эпоксидное связующее;
- Подобрать режим термостабилизации изделия из ПКМ.

Оснастка и ее элементы были спроектированы в программном пакете SolidWorks. Мастер модель была изготовлена с помощью аддитивных технологий (3D печать) по

технологии SLS из полиамида. Данная технология позволяет печатать трехмерные детали с точностью ± 0,1 - 0,2 мм.

Для изготовления была выбрана технология RTM (Resin Transfer Moulding) или инжекция смолы под давлением в закрытую форму. Изготовление ПКМ методом RTM предполагает использование оснастки, которая представляет собой два взаимодополняемых компонента: матрица и пуансон.

Оснастка состоит из четырех частей, которые соединяются между собой болтами. Две части оснастки изготовлены из алюминия Д16Т на станке с ЧПУ управлением, а две другие – из ПКМ. В печи по отработанной программе нагрева и охлаждения была проведена термостабилизация оснастки. Герметичность оснастки обеспечивают резиновые прокладки.

Крыльчатка устанавливается на валу электродвигателя через металлическую втулку. Втулка изготовлена на станке с ЧПУ из алюминия Д16Т и имеет сложную форму (Рисунок 2), которая позволяет воспринимать как продольные, так и поперечные нагрузки.

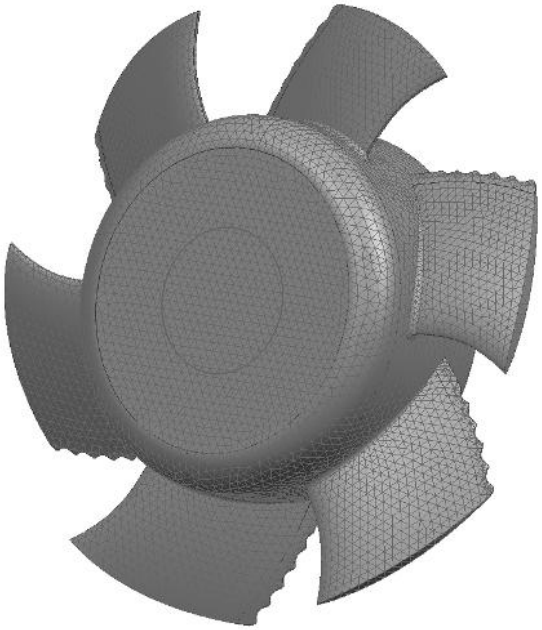


Рис. 1 – Конструкция малошумной крыльчатки

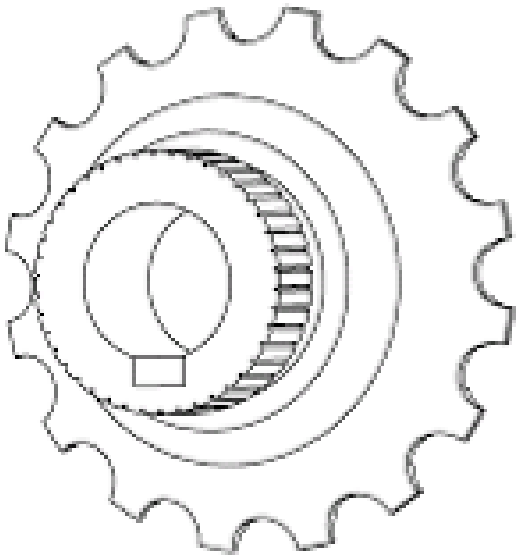


Рис. 2 – Металлическая втулка

Отработка технологии проводилась в НТЦ КМ СГАУ на автоматизированной установке SK1INJ1K10L. Установка позволяет нагревать связующее и подавать его под давлением до 8 атм. Для пропитки армирующего материала применили смолу горячего отверждения, которую предварительно нагрели и запустили с матрицу под давлением 3 атм. После пропитки оснастка помещается в печь, где проходи процесс постотверждения по отработанному графику. Готовый опытный образец малошумной крыльчатки представлен на рисунке 3.

Для придания крыльчатки заданной аэродинамической формы она подвергается ручной механической обработке. Для ускорения процесса обработки лопаток была спроектирована и изготовлена специальная оснастка.



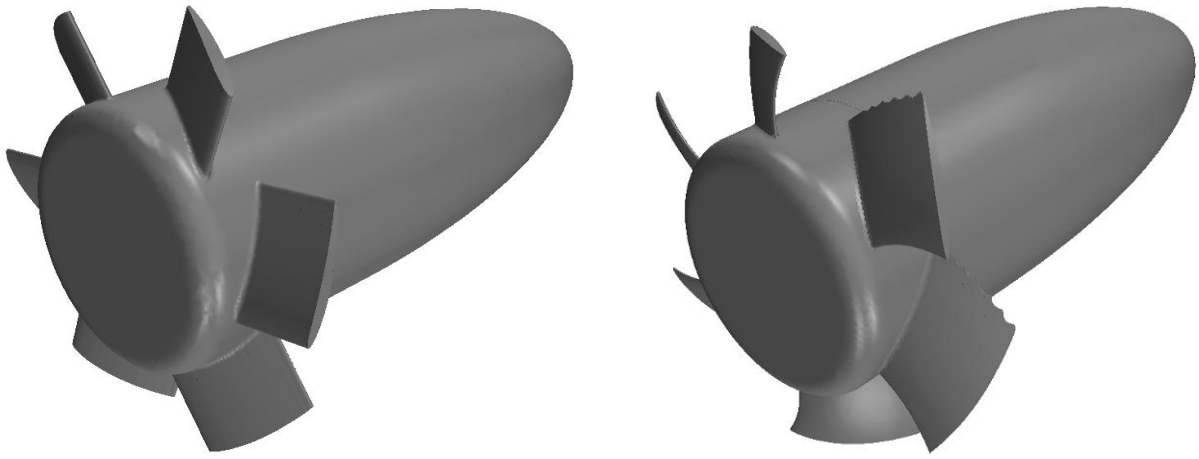
Рис. 3 – Углепластиковая крыльчатка

МОДЕРНИЗАЦИЯ КРЫЛЬЧАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА С ЦЕЛЬЮ ПОВЫШЕНИЯ ЕГО ЭФФЕКТИВНОСТИ

М.А. Хоробрых, СГАУ, Самара, horobryhmikhail@gmail.com
В.Н. Вякин, СГАУ, Самара, vjakin@ssau.ru
Е.И. Куркин, СГАУ, Самара, eugene.kurkin@mail.ru
О.Е. Лукьянов, СГАУ, Самара, lukyanovoe@mail.ru

Вентиляторы, как наиболее распространённое устройство для перемещения газов в пространстве с небольшой степенью сжатия, нашли широкое применение в системах принудительной приточно-вытяжной и местной вентиляций объёмов воздуха, в системах обдува нагревательных и охлаждающих элементов в устройствах обогрева и кондиционирования воздуха, а также системах обдува радиаторов охлаждения различных устройств.

Целью данной работы является сопоставление аэродинамических характеристик крыльчаток двух вентиляторов: вентилятора с крыльчаткой исходного геометрического исполнения (рисунок 1а) и вентилятора с модернизированной крыльчаткой (рисунок 1б).



а) *б)*

Рисунок 1 – Трёхмерная геометрическая модель крыльчатки с обтекателем электродвигателя а) исходная, б) модернизированная

Исследование аэродинамических характеристик крыльчаток проведено путем решения осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с помощью метода конечных объёмов, реализованного в пакете STAR CCM+. При моделировании обтекания крыльчатки использовалась модель турбулентности SST, параметры газа приняты согласно параметрам воздуха стандартной атмосферы.

Моделирование вращающейся крыльчатки было произведено с помощью разделения расчетной области на три части:

- область, моделирующая входное устройство воздушного канала;
- вращающаяся область с крыльчаткой;
- область, моделирующая входное устройство воздушного канала.

Аэродинамические характеристики вентиляторов исследовались в диапазоне частот вращения от 10 000 до 16 000 оборотов в минуту. Для каждой частоты вращения каждой крыльчатки определены поля скоростей и давления в воздушном канале, а также величина расхода воздуха.

Таким образом, при вращении исходной крыльчатки в канале с частотой вращения 16 000 об/мин, повышение давления на выходе исходной крыльчатки составляет ΔP = 1203 Па, при вращении модернизированной крыльчатки – ΔP = 2464 Па. При этом исходная крыльчатка создаёт поток средней скоростью 31 м/с, тогда как модернизированная крыльчатка создает поток средней скоростью 37 м/с.

Зависимость часового расхода воздуха в воздушном канале Q от частоты вращения n при работе исходной и модернизированной крыльчаток представлена на рисунке 1.

Анализ зависимостей, представленных на рисунке 1, позволяет полагать, что применение крыльчатки модернизированного исполнения позволит существенно (на 24% при частоте вращения n = 6..10 тыс. об/мин, и на 30..31% при частоте вращения n = 12..14 тыс. об/мин) повысить величину расхода Q воздуха в канале.

Вентилятор с модернизированной крыльчаткой позволяет существенно повысить перепад давлений на входе и выходе в канал, что и обусловило больший расход воздуха в канале. Повышение этой гидравлической характеристики обязано улучшением аэродинамических характеристик лопаток крыльчатки за счёт изменения их геометрических параметров: аэродинамической и геометрической круток, относительной кривизны профиля, деформации серединной поверхности лопастей, особой формы лопастей на виде в плане.



Рис. 1 – Величины расходов воздуха в канале при работающих крыльчатках различного исполнения

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ПРИ ОБРЫВЕ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА

А.А. Чернышов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, artem@ciam.ru
Т.Д. Каримбаев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, karimbayev@ciam.ru
А.Ю. Ежов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, karimbayev@ciam.ru

Одним из основных требований АП-33, предъявляемых к корпусам авиационных двигателей, является локализация оборвавшихся элементов ротора и лопаток вентилятора. Диаметры современных корпусов вентилятора достигают 3-х метров, поэтому их испытания очень дорогие, ресурсоемкие и длительны. В связи с этим, без привлечения моделей малого масштаба и без применения методов подобия не могут быть успешно решены.

Целью настоящей работы являлось установление на основе аналитических исследований параметров масштабирования в динамических задачах при высокоскоростных ударах и проверка возможности применения их на образцах различной формы, на образцах, выполненных из различных материалов, и при различных условиях динамического воздействия. Результаты наблюдений поведения малоразмерных образцов при высокоскоростных ударах позволят предсказать последствия взаимодействия ударника с проектируемой преградой, заметно удешевив и облегчив процесс отработки различных конструктивных решений.

В результате исследований показано, что при высокоскоростном ударе сферическим ударником формы и механизмы разрушения пластин как изотропных, так и ортотропных оказались подобными. Это наблюдение позволило выбрать параметры масштабирования, позволяющие по результатам исследования пластин малых размеров предсказать характеристики стойкости высокоскоростному удару пластин других типоразмеров.

ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СТОЙКОСТИ УДАРУ ПОСТОРОННИМИ ПРЕДМЕТАМИ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРОВ

А.А. Чернышов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, artem@ciam.ru
Т.Д. Каримбаев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, karimbayev@ciam.ru
А.Ю. Ежов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, karimbayev@ciam.ru

В работе описаны результаты испытаний экспериментальной полноразмерной рабочей лопатки вентилятора из полимерного композиционного материала (ПКМ) на стойкость удару разработанным имитатором птицы, а также конструктивно-подобных элементов на стойкость удару металлическими ударниками. Результаты расчетов методом конечных элементов на стойкость к удару лопаток вентилятора и конструктивно-подобных элементов посторонними предметами сравнены с экспериментальными данными.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА КОМПАКТИРОВАНИЯ СИЛОВОГО КОЛЬЦА ИЗ МЕТАЛЛИЧЕСКОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

А.А. Чернышов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, artem@ciam.ru
Т.Д. Каримбаев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, karimbayev@ciam.ru

Для создания валов, роторных блинговых конструкций, барабанных роторов, усиленных несущими кольцами дисков необходимы металлические композиционные материалы (МКМ).

Различия коэффициентов линейного расширения и других свойств компонентов композиционных материалов приводят к появлению остаточных напряжений в готовой продукции, что сказывается на окончательной несущей способности конструкций. В технике достаточно примеров разрушений, вызванных большими остаточными технологическими напряжениями. Разработка методов измерения остаточных напряжений в настоящее время является насущной и актуальной задачей.

Одним из рациональных способов прогнозирования уровней и дислокации остаточных напряжений в готовых деталях, а так же методов оценки их опасности является создание математических моделей высокого уровня для описания технологических процессов и характера поведения материалов при этом.

В работе предпринята попытка смоделировать процесс изготовления конструкции из МКМ на примере силового кольца и расчетами получить значения остаточных напряжений. В результате разработана математическая модель, позволяющая оценить уровень остаточных технологических напряжений в конструкциях из металлических композиционных материалов.

ЭТАП ФОРМИРОВАНИЯ КОНСТРУКТИВНОГО И ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБЛИКА МНОГОСЛОЙНОГО КОРПУСА ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ МГТД

И.О. Шарков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sharkov@rtc.ciam.ru
М.А. Мезенцев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mma@ciam.ru
А.Ю. Ежов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В ЦИАМ ведутся поисковые работы по применению существующих высокопрочных композиционных материалов (КМ) для создания корпуса камеры сгорания (КС) МГТД. В 2013-2014 году разработан многослойный вариант корпуса КС, каждый слой которого выполняет определенное функциональное назначение. Так, н7апример, один из слоёв является теплоизолирующим слоем и выполняется из материала с низкой теплопроводностью.

В докладе освещены выполненные на данном этапе работы по:

- разработке и проектированию технологической экспериментальной оснастки для изготовления и проведения испытания многослойной модели КС;
- разработке и отработке технологии получения многослойной конструкции модели КС,
- проведению огневых испытаний, испытаний на внутреннее рабочее давление;
- анализу полученных результатов, корректировке конструктивных и технологических решений и разработке программы дальнейших исследований в создании корпуса КС МГТД.

Список использованной литературы

1. С.В.Михеев, Г.Б.Строганов, А.Г.Ромашин «Керамические и композиционные материалы в авиационной технике», - Москва, Альтекс, 2002 г.
2. Д.В.Хронин «Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей», - Москва, Машиностроение, 1989 г.
3. Ю.Н. Нечаев «Теория авиационных двигателей. Часть 1», - Москва, изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2005 г.

О МЕТОДЕ РАСЧЕТА ОСТАТОЧНОЙ ПРОЧНОСТИ ОБРАЗЦОВ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С УДАРНЫМИ ПОВРЕЖДЕНИЯМИ ПРИ ОДНООСНОМ СЖАТИИ

П.С. Шушпанников, ИПМех РАН, Москва, shushpan@ipmnet.ru
Р.В. Гольдштейн, ИПМех РАН, Москва, goldst@ipmnet.ru
Е.И. Шифрин, ИПМех РАН, Москва, shifrin@ipmnet.ru
Ю.П. Трунин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, fagalov@gmail.com
В.Ф. Фагалов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, fagalov@gmail.com

Проектирование, разработка и внедрение в производство авиационных конструкций новейших полимерных композиционных материалов (ПКМ) предполагают, прежде всего, исследование различных свойств данных материалов, в частности, их деформационных и прочностных свойств. При использовании ПКМ в качестве обшивки для элементов авиационных конструкций особую значимость приобретают вопросы, связанные с разработкой метода расчёта остаточной прочности образцов из ПКМ с ударными повреждениями. Повреждения такого рода могут возникать, в частности, на этапах взлёта и посадки самолёта при соударении частиц гравия с нижней частью крыла, на этапе полёта самолёта при соударении частиц града с верхней частью крыла.

Анализ экспериментальных данных, полученных в ФГУП «ЦАГИ», позволил предположить, что разрушение поврежденных пластин из ПКМ при их одноосном сжатии происходит от потери устойчивости. Типичная картина разрушения, наблюдаемая при этом, представлена на рис.1.

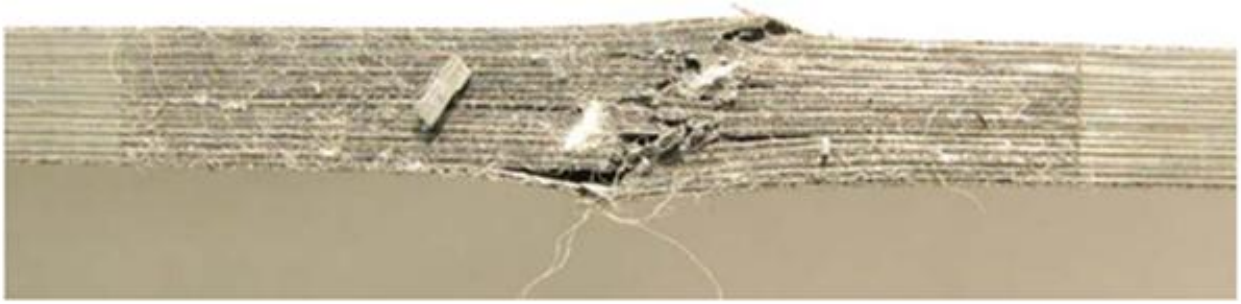


Рис.1 – Типичная картина разрушения повреждённой пластины из ПКМ при одноосном сжатии

Для нахождения критической силы (остаточной прочности), приводящей к потере устойчивости повреждённой пластины из ПКМ, повреждение моделировалось введением эквивалентной пружины, работающей на поворот. В рамках предложенной модели получены формулы, связывающие величину критической силы с податливостью эквивалентной пружины.

Эквивалентность пружины трещиноподобному повреждению понималась в смысле равенства определяемых ими величин изменения энергии. Исходя из этого, с использованием формулы Ирвина и численного метода конечных элементов была получена связь между податливостью эквивалентной пружины и размерами повреждения.

На основании полученных результатов была сформулирована следующая методика расчёта остаточной прочности образцов из ПКМ с ударными повреждениями при одноосном сжатии:

- Замена слоистой пластины из ПКМ однородной пластиной с усредненными упругими модулями. На этом этапе можно воспользоваться либо упругими модулями, предоставленными производителем пластин, либо упругими модулями, полученными в результате специально спланированного эксперимента, либо, при наличии данных для монослоёв, рассчитанными значениями упругих модулей;
- Сравнение значений критической силы, рассчитанных для неповреждённой пластины, с соответствующими экспериментальными данными. В результате этого сравнения подбирается эффективная длина пластины, учитывающая имеющиеся неопределённости в постановке модельных граничных условий;
- Определение податливости эквивалентной пружины, соответствующей повреждению заданных размеров;
- После определения податливости пружины остаточная прочность образцов из ПКМ определяется с использованием полученных в работе формул.

Пример полученной зависимости безразмерной критической силы P_{sup}/P_{sup}^{*} от безразмерного поперечного размера центрального трещиноподобного повреждения a/t представлен на рис.2, где P_{sup} – значение критической силы для повреждённого образца, P_{sup}^{*} – значение критической силы для неповреждённого образца, a – поперечный размер повреждения, t – поперечный размер пластины. Маркерами на рис.2 обозначены экспериментальные значения безразмерной критической силы; пунктирная линия – результаты расчёта без поправочных коэффициентов; сплошная линия – результаты расчёта с поправочным коэффициентом на размер трещины. Представленные результаты иллюстрируют эффективность предложенного метода расчёта.

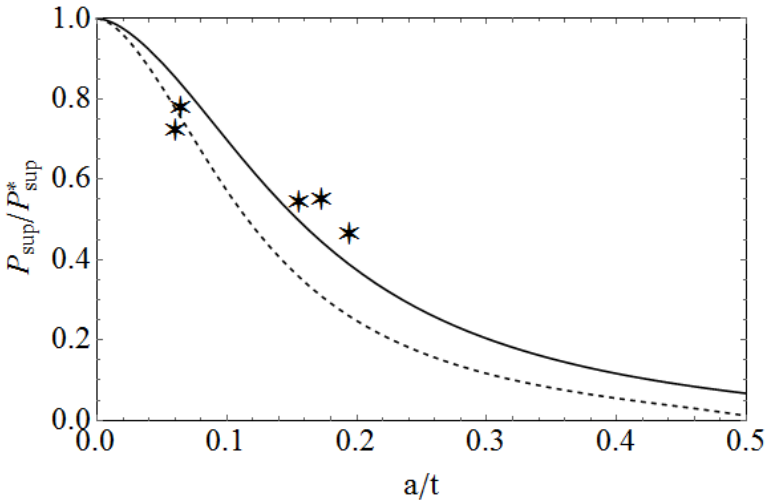


Рис.2 – Зависимость безразмерной критической силы от безразмерного поперечного размера центрального трещиноподобного повреждения

СЕКЦИЯ 5 – МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ИСПЫТАНИЙ И ИХ МЕТРОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ДАТЧИКОВ И СКАНЕРОВ ДАВЛЕНИЯ В ОБЛАСТИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

Е.В. Акимов, ООО «Приматек», Москва, eakimov@octava.ru

Измерения статических и квазистатических давлений на моделях в аэродинамических трубах или на макете воздушного судна очень важны как для подтверждения расчетных характеристик, так и для выявления возможных непредвиденных явлений в ходе эксперимента. Измерения могут выполняться как с индивидуальными датчиками давления или, более привычно с помощью сканеров давления. Подобные устройства представляют собой небольшой металлический корпус с заключенным внутри набором отдельных чувствительных элементов по давлению (16, 32 или 64 канала). Выводные патрубки на верхней панели сканера подводятся к чувствительным элементам через коллектор давления. Выходные данные датчиков затем мультиплексируются и усиливаются. После этого аналоговые данные чаще всего выводятся на систему сбора данных где сигнал оцифровывается и сохраняется в виде файлов.

Такие сканеры отлично работают в большинстве ситуаций хотя их производительность ограничивается рядом факторов. В связи с относительно большим размером системы сбора, требуется проведение большого числа аналоговых и мультиплексирующих линий связи от сканеров, расположенных вовне модели. Это приводит к дорогостоящей операции по проведению огромного количества кабелей. Также ввиду температурных ограничений, современные сканеры необходимо либо прогревать, либо наоборот охлаждать с целью получения достоверных данных испытаний. Также зачастую необходимо калибровать сканеры на месте измерений, для обеспечения точности ввиду нестабильности, присущей датчикам. Компания Kulite предлагает новые сканеры давления (серия KMPS), в которых учтены все упомянутые особенности проведения подобных испытаний.

В конструкции сканера KMPS-1-64 задействованы чувствительные элементы давления, изготовленные по технологии кремний–на-изоляторе (КНИ), которая с большим успехом применяется в испытательной индустрии уже более 25 лет при температурах, варьирующихся от криогенных до 500°C. KMPS-1-64 имеет четыре модуля давления, каждый из которых содержит по 16 КНИ чувствительных элемента. Каждый модуль также имеет по два 24-битных аналого-цифровых преобразователей (АЦП), установленных возле чувствительных элементов вместе с аналоговым усилителем и мультиплексором. Это позволяет сканеру KMPS-1-64 выводить данные по давлению уже в цифровом виде, что избавляет от необходимости использования специализированных систем сбора.

Четыре модуля давления могут быть извлечены из сканера и заменены по отдельности друг от друга. Каждый модуль давления содержит микросхему флэш-памяти, в которой сохраняются данные о серийных номерах, диапазонах давления и коэффициентах температурной коррекции выходного сигнала для каждого чувствительного элемента. Все это дает возможность пользователю подключить сканер и без дополнительной настройки сразу же начать процесс измерений с его использованием.

Необходимость перепрограммировать прибор отсутствует. Модули давления могут содержать чувствительные элементы, измеряющие абсолютное давления, перепад давления (дифференциальный режим), или совмещать и те, и другие. Уникальные производственные методики фирмы Kulite позволяют создавать чувствительные элементы абсолютного давления полностью герметичными, с собственным опорным уровнем вакуума для каждого отдельного элемента, что избавляет от необходимости создания опорного давления извне. Датчики, работающие в режиме перепада, имеют общий для всех канал для подведения опорного давления, соединенный с двумя входными портами на корпусе сканера. Наборные модули давления позволяют пользователю собрать сканер, рассчитанный на несколько диапазонов давления одновременно, в зависимости от решаемой задачи. Прибор может содержать датчики высокого давления, вплоть до 70 бар (в абсолютном режиме) для измерений внутри газовой турбины до датчиков перепада, работающих в зонах низкого давления для измерений давления воздушного потока.

Другое преимущество сканера KMPS-1-64 перед существующими конструкциями исходит от применения чувствительных элементов КНИ. В связи с широким температурным режимом работы самих элементов, рабочие характеристики сканера охватывают диапазон от -55°C до 125°C. Такой температурный режим позволяет устанавливать сканер в местах прежде недоступных для такого рода оборудования, например, на корпусе турбовентилятора или в сверхзвуковых аэродинамических трубах. Стандартная погрешность сканера составляет 0.1% от полной шкалы во всем вышеуказанном температурном диапазоне. АЦП датчиков сконфигурированы таким образом, чтобы иметь возможность выводить данные по давление и температуре каждого отдельного элемента. Это позволяет проводить индивидуальную температурную коррекцию каждого датчика, вместо использования единого для всех элементов термоплатинового сопротивления или термопары. Таким образом точные измерения гарантированы даже в случае больших температурных градиентов. КНИ элементам присущ высокий уровень выживаемости при высокотемпературных измерениях, так если горячие газы попадают непосредственно на чувствительный элемент с большой долей вероятности датчик перенесет подобные воздействия без изменений метрологических характеристик.

После того, как встроенный микропроцессор сканера проводит компенсацию выходного сигнала по температуре, данные могут выводиться наружу либо через аналоговый мультиплексированный выход или посредством цифровой шины данных. Аналоговый выход может использоваться как со стандартными системами сбора данных, так и для проведения ускоренных испытаний. В настоящее время система KMPS-1-64 поддерживает цифровые выходы RS-485 или Ethernet (TCP, UDP). RS-485 позволяет соединять в цепь несколько сканеров для упрощения подключения к низкопроизводительным системам. Каждый линия RS-485 подключается с помощью витой пары, поэтому требуется всего два провода для подведения питания и два провода для выходного сигнала. Выход Ethernet позволяет подключаться к рабочим компьютерным сетям и обладает высокоскоростными возможностями обмена данными.

Также, как и с многими другими системами сканеров давления, KMPS-1-64 может быть заказан с функцией пневматической очистки каналов. С помощью рабочего давления в 7 бар, небольшой аппаратный узел может быть перемещен из позиции измерений, когда датчики соединяются с патрубками на верхней панели сканера в позицию очистки, в которой патрубки подключаются к линии высокого давления для продувки каналов и освобождения их от загрязнений. В режиме очистки датчики соединяются с двумя калибровочными входами, позволяя осуществить быструю проверку калибровочных характеристик или выполнить функцию автоматического обнуления в случае датчиков перепада. КНИ датчики обладают высокой стабильностью свойств во времени и по температуре, однако все же рекомендуется проводить периодическую (в основном раз в год) перекалибровку прибора.

Другим вариантом конструкции является сканер KMPS-2-64, который был разработан специально для проведения летных испытаний. В этой конструкции сканер KMPS-1-64 помещается в дополнительный алюминиевый корпус, а каналы давления подключены к единому пневмопорту. Для осуществления функции очистки, в конструкции предусмотрен шаговый двигатель, который запускается по команде, передаваемой цифровым способом. В корпусе также установлен обогреватель, который поддерживает температурный режим в зоне, не допускающей внутреннего обледенения. Фильтр электромагнитного излучения и антистатический фильтр защищают прибор от нежелательных сбоев в жестких условиях проведения летных испытаний.

Сканеры KMPS-1-64 и KMPS-2-64 представляют собой значительный шаг вперед в технологии приборов для измерений статических и квазистатических давлений при летных и аэродинамических испытаниях. Отсутствие необходимости в отдельной системе сбора упрощает подключение сканера, а также уменьшает общие габариты системы по сравнению с существующими аналогами. Расширенный температурный диапазон и гибкий функционал по диапазонам давлений позволяют устанавливать системы в местах, ранее недостижимых для оборудования такого рода.

ПРОБЛЕМЫ ХОС ВКС НА СОВРЕМЕННОМ ЭТАПЕ. ПУТИ И МЕТОДЫ ИХ РЕШЕНИЯ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ ПО ПРОИЗВОДСТВУ ИСКУССТВЕННОГО ХОЛОДА ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ КЛИМАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

В.В. Бурмистров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
merkulov.mihail.ciam@ro.ru
Ю.С. Марков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.В. Гребенников, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Е.Г. Лепестихина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.И. Меркулов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Современная холодильно-осушительная станция высотной установки НИЦ ЦИАМ, используемая для создания искусственного холода при проведении климатических испытаний авиационных двигателей и их узлов, была создана в 80-ых годах прошлого столетия и полностью отвечала требованиям по параметрам охлаждаемого воздуха и характеристикам теплообменного оборудования. Система управления технологическим процессом охлаждения также была разработана в соответствии с уровнем развития информационных технологий того времени.

К настоящему времени ситуация существенно изменилась, что привело к возникновению ряда следующих актуальных проблем:

- Высокие требования по экологической безопасности применяемых хладагентов и хладоносителей, утвержденные рядом международных документов.
- Снижение эксплуатационных характеристик теплообменного оборудования вследствие физического износа.
- Устаревшая система управления технологическим процессом.
- Невозможность обеспечения современных требований по параметрам воздуха в полном диапазоне.

Перед специалистами НИЦ ЦИАМ была поставлена задача разработки стратегии дальнейшего развития и эксплуатации ХОС ВКС на ближайшую и долгосрочную перспективу.

В период с 2010 г. по 2014 г. был проведен ряд работ, направленных на поиск методов решения существующих проблем и разработку стратегии развития ХОС:

- проведены аналитические исследования в области создания и применения экологически безопасных хладагентов, альтернативных фреону 22, изучен опыт ретрофита оборудования на альтернативные хладагенты [1, 2], выполнена расчетная оценка возможности перевода ХОС ВКС на новый хладагент;
- проведены исследования в области промышленного производства хладоносителей, изучен опыт их применения [2];
- выполнены расчетно-экспериментальные исследования эксплуатационных характеристик теплообменного оборудования ХОС ВКС, на основании результатов которых разработаны методики по организации мероприятий, направленных на обеспечение надежной работы холодильных установок с учетом физического состояния оборудования [3, 4];
- выполнены работы по модернизации системы управления на двух секциях ХОС, разработаны новые алгоритмы и программы управления технологическим процессом и отдельными системами регулирования [5, 6];
- разработано техническое задание для проектирования новой холодильной установки под требуемые параметры по охлаждению воздуха.

По итогам проведенных работ была сформулирована следующая концепция развития ХОС ВКС:

На долгосрочную перспективу – полная реконструкция ХОС с поэтапной заменой холодильных установок новыми, работающими на экологически безопасных хладагентах и хладоносителях и обладающими более широкими возможностями по сравнению с существующими холодильными установками.

На ближайшую перспективу:

- проведение мероприятий в обеспечение надежной и эффективной эксплуатации существующих холодильных установок (экспериментальные исследования эксплуатационных характеристик теплообменного оборудования, оптимизация алгоритмов пуска на основании результатов исследований, модернизация системы управления технологическим процессом и др.);
- проектно-конструкторская проработка новой холодильной установки.

Список литературы

1. Железный В.П., Жидков В.В. Эколого-энергетические аспекты внедрения альтернативных хладагентов в холодильной технике. – Донецк: Донбасс, 1996 г.- 144 с.
2. Холодильная техника, разделы «Хладоносители» и «Хладагенты», 2000 ÷2014 гг.
3. Теплообменные аппараты холодильных установок, под. ред. Даниловой, Л., Машиностроение, 1986 - 303 с.
4. Фримштейн Ю.И. Промышленные холодильные установки, М., Высшая школа,1974 – 284 с.
5. Х. Шенк Теория инженерного эксперимента, М., Мир, 1972 – 372 с.
6. Усков А.А., Кузьмин А.В. Интеллектуальные технологии управления, М., Телеком, 2004 – 141 с.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТНЫХ И ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДАТЧИКОВ ТЕМПЕРАТУРЫ

С.Л. Вавировская, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vavir@ciam.ru
М.В. Корнеев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mihailkorneev@gmail.com
Д.Л. Захаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, domowoy86@mail.ru

Современные тенденции в авиадвигателестроении требуют достижения всё более высоких температур и скоростей потока, при этом увеличиваются систематические ошибки определения температуры полного торможения потока контактными датчиками температуры и всё более важным становится учёт скоростных и динамических поправок. Для введения этих поправок нужно знать показатель тепловой инерции и коэффициент восстановления термоприёмника, которые принимаются как индивидуальные для каждого датчика температуры.

Установка УВ-010 представляет собой аэродинамическую трубу вентиляционного типа и предназначена для экспериментального определения показателя тепловой инерции и характеристики неполноты торможения – коэффициента качества погружных контактных датчиков температуры газового потока. Для определения этих характеристик, требуется измерять показания давления в рабочей части установки и температуры исследуемых датчиков.

В настоящее время в ходе эксперимента производится автоматическая регистрация и запись показаний датчиков температуры и давления с помощью плат АЦП и соответствующего ПО, созданного в среде программирования LabView. Проводится обработка результатов испытаний.

Испытания производятся с помощью следующего оборудования:

- Регистрации статического давления датчиками серии PD-23 производства Keller (Швейцария) и серии ADZ-SML-20 производства ADZ (Германия);
- Оцифровка сигнала с датчиков давления и температуры платами АЦП производства National Instruments (США);
- Осуществление управления элементами установки с помощью платы АЦП NI PCI 6518 производства National Instruments (США);
- программная реализация управления, регистрации и обработки данных на базе существующего ПО в среде программирования LabView.

РАЗРАБОТКА СРЕДСТВ ИЗМЕРЕНИЯ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ГТД

А.Г. Гимадиев, СГАУ, Самара, gimadiev_ag@mail.ru
Е.С. Дягилева, СГАУ, Самара, jen13@inbox.ru
Н.Д. Быстров, СГАУ, Самара, bystrof-nd@ya.ru

Одной из важных задач в деятельности двигателестроительных конструкторских бюро является повышение точности измерения пульсаций давления в проточной части ГТД. Пульсации давления в газо-воздушном тракте ГТД порождаются срывными явлениями в компрессоре, вибрационным горением в камере сгорания и вихревыми дорожками за плохообтекаемыми элементами проточной части двигателя. Пульсации давления существенно влияют на газодинамическую устойчивость компрессора. Поэтому точное измерение пульсаций давления является важным при экспериментальной доводке ГТД [1, 2].

Для обеспечения высокоточных измерений пульсаций давления предпринимались теоретические исследования и выполнялись конструкторские разработки акустических зондов, поскольку в подавляющем большинстве случаев датчики быстропеременных давлений не могут устанавливаться непосредственно в точку измерения. Для подавления резонансных явлений в подводящих волноводных каналах применялись корректирующие элементы. Эффективным средством борьбы с резонансными явлениями в подводящих каналах зондов является так называемая "длинная линия" [3].

Авторами ранее был разработан зонд для применения в условиях повышенных средних давлений и температур в тракте ГТД с волноводным каналом длиной 40 м при диаметре 6 мм [4]. Такой акустический зонд обладает большими габаритами и массой и по этой причине часто не удается его размещать в стесненных условиях испытательного стенда. В этой связи особую актуальность приобретает создание компактного и, в то же время достаточно точного акустического зонда, который можно было бы использовать при стендовых испытаниях ГТД.

Габариты корректирующего или согласующего устройства в виде длинной линии можно значительно сократить, если повысить в нем поглощение энергии передаваемых пульсаций давления. В качестве такого элемента предлагается использовать набор капиллярных каналов с суммарной площадью поперечного сечения, равной площади сечения волновода (рис.1).

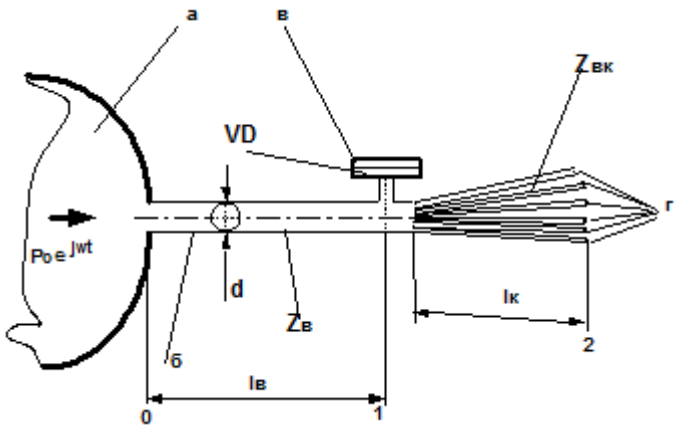


Рис. 1 – Схема акустического зонда с капиллярным корректирующим элементом: а – объект испытаний; б - подводящий канал; в –датчик пульсаций давления;г –набор капилляров

Авторами разработаны методика и программа РУДИП расчёта частотных характеристик зонда с рядом согласующих устройств, в частности в виде пучка капиллярных каналов [5]. Недостатком капиллярного устройства является сложность технической реализации, склонность к загрязнению.

В работе [6] показано, что для зондов, нуждающихся в коррекции их АЧХ, в целях минимизации габаритов и массы корректирующего устройства длинная линия может быть заменена акустическим перестраиваемым RC-фильтром, обладающим малыми габаритами и массой. Что касается массы такого корректирующего элемента, то она может быть снижена на порядок по сравнению с массой длинной линии с относительно большим диаметром проходного сечения (рис.2). Пульсации давления проходят из точки измерения в проточном тракте ГТД в подводящий волновод зонда (см. рис. 2), воздействуют на датчик пульсаций давления и далее проходят в акустический демпфер. Поскольку входное сопротивление акустического демпфера согласовано с волновым сопротивлением волновода, то отсутствуют отраженные волны и датчик воспринимает только падающие волны с минимальными амплитудными искажениями. Особенностью зонда является наличие автоподстройки входного сопротивления демпфера при изменяющемся уровне статического давления. Остаточная погрешность зонда, обусловленная некоторой несогласованностью сопротивления демпфера, может быть компенсирована цифровой коррекцией частотного спектра пульсаций давления по программе ПОВС21 и, в пределе может составить (3…7) % [6].

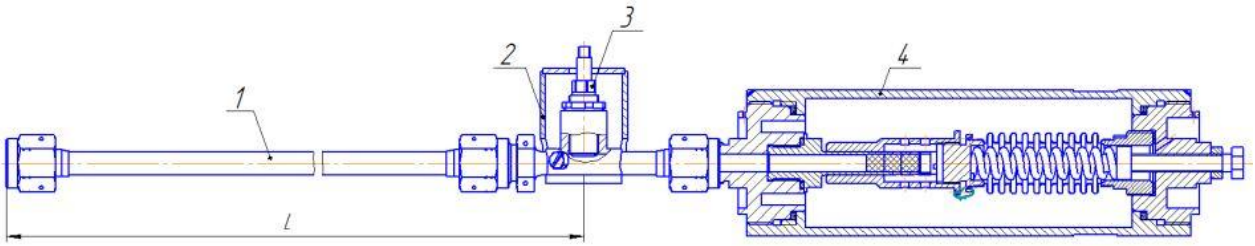


Рис. 2 – Конструктивная схема акустического зонда:
1 - подводящий волновод; 2 – корпус датчика пульсаций давления;
3 - датчик пульсаций PCB M102A07;
4 -акустический RC-фильтр (акустический демпфер)

Список литературы

1. Климнюк, Ю. И. Оптимизация конструкций компрессоров авиационных ГТД с учетом воздействия эксплуатационных неоднородностей воздушного потока /Ю.И. Климнюк. - Самара: Из-во Самарск. научн. центра РАН, Самара, 2001. - 249 с.
2. Шатохин, А.Г. Решение экспериментальных задач динамики ВРД на базе мобильных цифровых систем регистрации и обработки сигналов / А.Г. Шатохин, И.А. Потапов, (НПП «Мера») В кн. Развитие средств и методов испытаний авиационных двигателей (сборник статей), Труды ЦИАМ № 1350, Москва, 2010 г.- С. 222-225.
3. Фурлетов, В.И. Определение частотной характеристики измерительной системы «датчик колебаний давления-волновод» при повышенных параметрах газа / В.И. Фурлетов, А.Н. Дубовицкий, Г.С. Ханян // Развитие средств и методов испытаний авиационных двигателей (Сб. статей). – М.: ЦИАМ, 2010. - 252 с.
4. Шорин, В.П. Разработка и экспериментальное исследование частотных характеристик акустических зондов для измерения пульсаций давления в газогенераторе / В.П. Шорин, А.Г. Гимадиев, Н.Д. Быстров, С.А. Ильинский, Т.Г. Александрова // Вестник Самарского государственного аэрокосмического

университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета), 2012, №3(34)-2. − С. 269-274.
5. Гимадиев, А.Г. Разработка малогабаритного акустического зонда для измерения пульсаций давления в газодинамическом тракте ГТД / А.Г. Гимадиев, Н.Д. Быстров, С.А. Ильинский // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета), 2014, № 1 - С. 98-106.
6. Гимадиев, А.Г. Разработка методики и программы расчёта неоднородных газовых измерительных цепей / А.Г. Гимадиев, Н.Д. Быстров, А.В. Устинов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета), 2012, №3(34)-2. – С. 263-268.

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ БАРОРЕЗИСТОРОВ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ТУРБОМАШИН

А.А. Говоров, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва,
mikhail.bogdanov@okb.umpo.ru
А.Н. Букреев, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва
Д.С. Старшинов, ОКБ им. А.Люльки – Филиал ОАО «УМПО», Москва
Л.П. Краснослободцева, ЛМЗ – Филиал ОАО «УМПО», Лыткарино

На базе ОКБ им. А.Люльки были проведены испытания конструкции барорезисторов. Конструкция барорезисторов представляет собой подобие тензодатчика, установленного на мембрану. Реакцией на возмущение потока является изгиб мембраны. Барорезисторы наклеиваются на статическую часть двигателя и выводятся на считывающее устройство.

В первом приближении данная конструкция должна давать отклик на возмущение со стороны потока и в спектре сигнала должны появляться следы гармоник от рабочих лопаток.

На испытательной базе ЛМЗ были проведены испытания, которые подтвердили принятые гипотезы. Датчики были наклеены над рабочим колесом четвертой ступени КНД. Анализ спектра сигнала с барорезисторов показал возможность отслеживания гармоник и составляющих пульсаций от числа рабочих лопаток всех ступеней КНД с преобладанием 4 ступени КНД.

Поскольку калибровка датчиков не проводилась, то можно говорить о качественной картине сигнала. Амплитуды пульсаций не оценивались.

Испытания показали, что барорезисторы могут являться альтернативой применяемым датчикам пульсаций статического давления. Преимуществами барорезисторов является их малый размер и возможность установки в труднодоступные места для традиционного приемника статического давления. При этом необходимость в доработке корпусов минимальна, а если говорить о проведенных испытаниях, то никаких доработок вообще не проводилось. Дополнительным преимуществом является их невысокая стоимость. К недостаткам применения барорезисторов можно отнести недостатки применения тензодатчиков: их одноразовое применение и склонность к выходу из строя.

МЕТОД ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ РАЗРУШЕНИЯ ТЕЛ (ЭЛЕМЕНТОВ ГТД)

Д.А. Голенцов, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва, golentsov@ciam.ru
А.Б. Ватажин, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва
В.А. Лихтер, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва
К.Е. Улыбышев, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва

Как известно, помимо внешней электризации летательного аппарата, обусловленной его обтеканием потоком газа с многофазными включениями, имеет место внутренняя электризация летательного аппарата, связанная с процессами возникновения внутри тракта двигателя нескомпенсированного электрического заряда. Измерение характеристик создаваемого им электрического поля позволяет получить информацию о процессах внутри двигателя, что лежит в основе бесконтактной электростатической диагностики авиационных двигателей [1]. Данным методом можно диагностировать "аномальные" режимы, связанные с работой агрегатов двигателя и его рабочим циклом, но, что очень важно, и аномальные режимы, связанные с разрушением металлических элементов двигателя.

Действительно, если имеется некоторая закрытая для внешнего наблюдения система с металлическими элементами и из нее истекает газодинамическая струя (например, авиационный двигатель), с установленными устройствами, регистрирующими электрическое поле, то появление в развертке регистрируемого сигнала участков, характерных для пролета заряженных частиц, может свидетельствовать о механическом повреждении внутренних металлических элементов системы (предполагается, что в данный момент отсутствуют аномалии, связанные с режимом работы двигателя).

Укажем важное обобщение указанной идеологии. Во многих устройствах (двигательных и энергетических) в настоящее время используются не только металлические, но и композитные материалы. Для расширения возможностей электростатической диагностики необходимо выяснить, электризуются ли такие тела при разрушении и оценить величину образовавшегося заряда.

Эксперименты проводились на лабораторной модельной установки для проведения физических экспериментов по изучению особенностей электризации разрушаемых (разрываемых) тел [2]. В качестве разрушаемых тел использовались образцы (пластины или проволока), закрепляемые в специальном устройстве. При этом место крепления сделано так, чтобы образец был электрически изолирован от остальных элементов установки. Образец разрывался растягивающей силой и образовавшиеся при разрыве микрочастицы сносились воздухом вниз по потоку. В экспериментах регистрировался ток в цепи разрушаемого образца, который возникает одновременно с началом непосредственного разрыва образца. Второй сигнал регистрировался сеточной антенной и является электростатическим сигналом, возникающим при пролете около нее сгустка заряженных частиц.

Для определения размеров образовавшихся частиц используется прибор ЛИД (лазерный измеритель дисперсности), действие которого основано на измерении интегральных характеристик параллельного лазерного пучка света, рассеянного частицами под малыми углами (Ми-рассеяние), прошедшего через отверстия в виде щели и сектора в интегрирующей диафрагме приемника излучения. По отношению электрических сигналов, пропорциональных световым потокам, прошедшим через указанные отверстия, определялся средний заутеровский диаметр частиц D32 =<D3>/<D2> (SMD).

Интегрируя по времени стекающий с образца ток (регистрируемое напряжение переводится в ток при известном сопротивлении цепи), находится суммарный отрицательный электрический заряд, образующийся при разрыве тела и стекающий по цепи образца. Равный ему по модулю положительный заряд уносится в поток образовавшимися при разрыве частицами.

Созданная экспериментальная методика позволяет ответить на поставленный выше вопрос о возможности методом электростатической диагностики детектировать разрушение тел из композитных материалов. Положительный ответ на этот вопрос был получен на основе проведенного эксперимента по разрыву пластин из композитного материала – углепластика. Суммарный заряд образовавшихся частиц положителен и, как показали оценки, по порядку равен 10^{-9} Кл. Таким образом, разрушение элементов двигателя из композитных материалов также может быть зарегистрировано средствами электростатической диагностики.

Для теоретической оценки величины Q рассмотрим структуру металла как кристаллическую решетку положительных ионов, промежутки между которыми заполнены газом свободных электронов. При этом электроны, вследствие их большой хаотической скорости, могут выходить за пределы кристаллической решетки, образуя вблизи облако отрицательного заряда. Внутри тела, вблизи поверхности, образуется положительный заряд. При этом, в случае электрической нейтральности образца, суммарный электрический заряд, приходящийся на единицу поверхности металла, равен нулю, и указанное пространственное разделение зарядов образует двойной электрический слой с положительной и отрицательной – плотностями поверхностного заряда и с внутренней и внешней стороны поверхности.

В первом приближении будем считать, что система параметров, определяющих процесс зарядки микрочастиц, образующихся при разрушении металлического тела, содержит величины, связанные с механикой разрушения – предел прочности материала на разрыв σ, модуль упругости (модуль Юнга) E, коэффициент Пуассона ν; величины, ответственные за эффекты электризации, и в первую очередь включает внутреннюю (в теле) поверхностную плотность электрического заряда $\tilde{\sigma}$; геометрические параметры разрушаемого тела, в частности характерный размер поперечного сечения тела d, по которому произошел разрыв, другие параметры Г. Температурные эффекты не учитываются. На основании теории подобия и размерностей и используя разложение в ряд по малому параметру σ/E находим соотношение (в системе СГС) $Q = \tilde{\sigma} d^2 (\sigma/E) g(\Gamma)$.

Используя справочные данные о свойствах металлических материалов при $d \sim 10^{-1}$см и $\sigma/E \sim 10^{-3}$ приближенно имеем $Q \sim 10^{-10}$ Кл, что согласуется, с точностью до величины g(Г), с экспериментальными данными.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 14-01-00232.

Список литературы

1. Ватажин А.Б., Голенцов Д.А. и др. Электростатическая диагностика состояния элементов двигателей летательных аппаратов и энергетических устройств // Мир измерений. 2012. №5. С. 52–58.
2. Ватажин А.Б., Голенцов Д.А. и др. Исследование электризации разрушающихся тел в обеспечение расширения возможностей метода электростатической диагностики состояния авиационных двигателей // Мир измерений. 2014. № 10. С. 16–19.

РАСЧЕТ ТЕПЛОВЫХ ПОТЕРЬ В КОНТАКТНЫЕ ЭЛЕКТРОДЫ ТОНКОПРОВОЛОЧНЫХ ТЕРМОМЕТРОВ СОПРОТИВЛЕНИЯ

А.М. Горбачев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zdl@ciam.ru
Д.Л. Захаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zdl@ciam.ru

При исследовании газодинамических процессов на модельных установках в ряде случаев для измерения температуры применяются малоинерционные тонкопроволочные термометры сопротивления или «тонкая» проволока определенной длины, укрепленная на контактных электродах держателя проволоки. При этом, как правило, встает вопрос о тепловых потерях в контактные электроды (электроды державки), что влияет на точность измерения. Это касается также датчиков термоанемометров и других случаев с использованием «тонких» проволок. Расчет тепловых потерь основан на уравнении теплового баланса, которое связывает геометрические и теплотехнические параметры проволоки с мощностью рассеиваемой на ней [1,2]. Уравнение найдено на основе экспериментальных данных измерений на проволоках разной длины и диаметров из различных материалов (медь, вольфрам, нихром). Из уравнения теплового баланса получена функция отношения тепловых потоков в электроды держателя и окружающую среду следующего вида:

$$\frac{\Phi_\lambda}{\Phi_\alpha} = \left(\frac{\pi D}{L}\right)^{\frac{3}{2}} \left(\frac{\lambda}{D\alpha_0}\right)^{\frac{2}{3}} \approx \frac{5.57}{(L/D)^{\frac{3}{2}}} \left(\frac{\lambda}{D\alpha_0}\right)^{\frac{2}{3}},$$

где Φ_λ – тепловой поток в электроды держателя; Φ_α – тепловой поток в среду; D – диаметр проволоки; L – длина проволоки; λ – коэффициент теплопроводности материала проволоки; α_0 – коэффициент теплоотдачи в воздушную среду при свободной конвекции.

На рис. 1 приведены расчетные зависимости отношения $\Phi_\lambda / \Phi_\alpha$ от L/D для «тонких» проволок из меди, вольфрама, платины и нихрома.

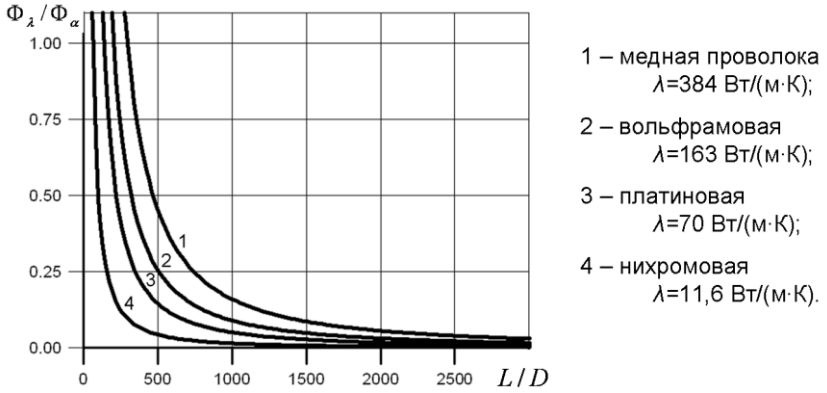


Рис. 1. Зависимость отношения $\Phi_\lambda / \Phi_\alpha$ от L/D для «тонких» проволок при свободной конвекции в воздушной среде (значение $D\alpha_0$ =0,014 Вт/(м·К))

Для расчета тепловых потерь в тонкопроволочных термометрах сопротивления, зная длину проволоки, ее диаметр и коэффициент теплопроводности материала проволоки, определяется отношение тепловых потоков в контактные электроды и окружающую среду и, соответственно, величина тепловых потерь. Так, для тонкопроволочного термометра сопротивления с вольфрамовой проволокой диаметром 0,005 мм и длиной 1 мм (L/D=200), значение $\Phi_\lambda / \Phi_\alpha$ составляет порядка 1.0, что

соответствует достаточно большим тепловым потерям при свободной конвекции. На практике часто необходимы измерения при вынужденной конвекции. В связи с этим, были проведены экспериментальные измерения на образцах проволок из вольфрама диаметром 0,04 мм и 0,1 мм при скоростях воздушного потока порядка нескольких м/с. Однако установить достаточно определенную функциональную связь между величинами применительно к вынужденной конвекции при этом не удалось. Таким образом, дано соотношение, которое позволяет провести расчет тепловых потерь в тонкопроволочных термометрах сопротивления при свободной конвекции. Соотношение следует рассматривать как эмпирическое, полученное при нормальных условиях в воздушной среде.

Список литературы

1. А.М. Горбачёв, Д.Л. Захаров. Теплоотдача «тонких» проволок в воздушную среду при свободной конвекции и теплоотвод в электроды держателя проволоки. – «Техника воздушного флота» №4(709), 2012г., том LXXXVI.
2. А.М. Горбачёв, Д.Л. Захаров. Расчет тепловых потерь в контактные электроды тонкопроволочных термометров сопротивления. «Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ (2012-2013 гг.)», М., 2014 г.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АТМОСФЕРНОГО ОБЛАКА, СОДЕРЖАЩЕГО ЛЕДЯНЫЕ КРИСТАЛЛЫ

П.А. Горячев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, goryachev.pavel@yandex.ru
В.Г. Жулин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vad-t@mail.ru
В.В. Савенков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, 102228sv@mail.ru
А.В. Горячев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, goryachev@ciam.ru

Обледенение в условиях ледяных кристаллов (ЛК), а также в условиях смеси фаз (ледяные кристаллы вместе с жидкими каплями воды) – новый и мало изученный на данный момент вид обледенения. В последние годы внимание к проблеме негативного влияния на двигатель ледяных кристаллов заметно усилилось. Крупнейшие авиастроительные компании мира ведут активную исследовательскую работу по изучению атмосферных облаков, содержащих ледяные кристаллы, а также влиянию этих кристаллов на двигатель и элементы планера самолёта. Выявлены многочисленные случаи отказов двигателей при попадании в облака, содержащие ледяные кристаллы, известно более ста лётных происшествий. Для подтверждения эффективной защиты двигателя от обледенения должны быть выполнены сертификационные испытания. С учетом вышесказанного, изучение и моделирование подобных атмосферных условий в стендовых условиях является актуальной задачей.

В настоящее время стенды для выполнения испытаний авиационных двигателей в условиях ЛК и смеси фаз отсутствуют, однако ведётся интенсивная работа по созданию такой стендовой базы. Выполняется разработка оборудования и отработка методик для моделирования условий ледяных кристаллов и смеси фаз в стендовых условиях. На стенде должны быть воспроизведены нормативные условия реального атмосферного облака, содержащего ЛК и смесь фаз. При этом важной и до сих пор не решённой задачей является обеспечение и контроль равномерности распределения ЛК по сечению

аэродинамической трубы на входе в исследуемый объект. Для решения данной задачи необходимо проведение калибровочных испытаний.

Новизна работы заключается в применении математической модели полёта и плавления ледяных кристаллов к разработке компоновки стендового оборудования для проведения калибровочных испытаний. С помощью проведения предварительных расчётов достигается минимизация необходимого количества проводимых экспериментов, что снижает экономические и временные затраты.

В работе проведён анализ особенностей воздействия атмосферных условий ледяных кристаллов на авиационный двигатель, представлены нормативные требования к моделированию условий ледяных кристаллов в наземных условиях [1-3]. Разработана математическая модель движения и фазовых превращений ледяных кристаллов. Представлена конфигурация стенда для проведения калибровочных испытаний. Проведён расчёт параметров потока и оптимального расстояния от коллектора ввода ледяных кристаллов в поток до мерной решетки. Выполнен анализ и обработка экспериментальных данных по калибровке, проведена качественная верификация математической модели с экспериментом. Получено реальное распределение ледяных кристаллов по сечению АДТ путём «вычитания» водности, полученной при работе водораспылительного коллектора, из общей водности при работе обоих коллекторов (водораспылительного и коллектора ввода ЛК). Дано заключение о методах улучшения процесса калибровки потока по содержанию ледяных кристаллов.

Список литературы

1. Airplane and Engine Certification Requirements in Supercooled Large Drop, Mixed Phase, and Ice Crystal Icing Conditions. Docket No. FAA–2010–0636; Notice No. 10–10, Federal Register, Vol. 75, No. 124.
2. Draft Decision amending CS-E, CS-E Book 1, Subpart E – Turbines engines type substantiation, CS-E 780 Icing Condition.
3. Авиационные правила, часть 33. Нормы лётной годности двигателей воздушных судов, п.33.68 (a*), Международный авиационный комитет, 2011.

КАЛИБРОВОЧНЫЕ ИСПЫТАНИЯ СИСТЕМЫ ОБВОДНЕНИЯ ПОТОКА В АДТ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СТЕНДОВЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

П.А. Горячев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, goryachev.pavel@yandex.ru
В.Г. Жулин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vad-t@mail.ru
В.В. Савенков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, 02228sv@mail.ru
А.В. Горячев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, goryachev@ciam.ru
А.А. Струков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, andalestr@mail.ru
С.А. Гребеньков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, grb-n@mail.ru
Ю.П. Лянзберг, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lyanzberg@rtc.ciam.ru
Д.Б. Бекурин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, bekurin@avid.ru
А.П. Падучев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь

Работа посвящена калибровочным испытаниям АДТ стенда Ц-2 в целях проведения дальнейших испытаний авиационной техники в условиях обледенения. Данные испытания включают в себя два основных этапа: калибровка равномерности обводнения потока и калибровка потока по размеру капель dcp.

Цель первого этапа калибровочных испытаний - определение равномерности обводнения потока в сечении установки объекта испытаний в обеспечение подтверждения соответствия нормативным требованиям.

В процессе испытаний определялась равномерность распределения водности по сечению ядра потока в сечении установки объекта испытаний. В результате эксперимента получено намерзание льда на решетке, в результате анализа которого получено распределение толщины льда. Оценка неравномерности распределения водности в ядре потока показала, что степень неравномерности не превышает ±20%.

Цель второго этапа калибровочных испытаний - определение условий, при которых коллектор для распыления воды генерирует капли необходимого размера. Исследовались форсунки с диаметрами сопел 0,7 и 1,2 мм.

В качестве характерного размера капель принят среднеарифметический диаметр Dcp. Пределы измерения Dcp прибором ФДАЧ – от 7 до 250 мкм.

Испытания проводились при высоте H=6500 м и двух скоростях набегающего потока воздуха V=140 и 200 м/с.

Для форсунок с диаметрами сопел 0,7 и 1,2 мм данные по Dcp (среднеарифметический диаметр капель) представлены в виде графиков, выражающих зависимость Dcp от Gw (расход воды через одну форсунку) и PBK/PAI (PBK – статическое давление воздуха в ТБК за водо-воздушным коллектором, PAI – давление воздуха перед форсунками) для различных скоростей набегающего потока (V = 140 и 200 м/с).

Получена корреляционная зависимость, обобщающая данные калибровочных испытаний. Коэффициенты в корреляционной зависимости вычислены для различных скоростей набегающего потока.

Данная корреляционная зависимость обеспечивает при расчёте абсолютную максимальную ошибку при определении Dcp не более ± 1,91 мкм во всем диапазоне изменения скорости набегающего потока.

В результате выполнения испытаний выполнена калибровка потока и получены характеристики по равномерности распределения водности и диаметру генерируемых капель, соответствующие требованиям нормативных документов АП-33 и Приложения С к АП-25.

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ ЗАЩИТ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

С.А. Гребеньков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, greb@ciam.ru
П.А. Горячев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.В. Савенков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Н.А. Мордовин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Ю.П. Лянзберг, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.В. Горячев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Д.Б. Бекурин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, bekurin@avid.ru
А.П. Падучев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь

Полёт в сложных метеорологических условиях, сопряжен с образование наледи на различных частях летательного аппарата, в том числе воздухозаборнике двигателя. Отколовшиеся куски ледяных наростов могут попасть в двигатель, вызывая его повреждения. Обеспечение надёжной работы двигателя в условиях обледенения является важным аспектом безопасности полётов.

При разработке двигателя и планера должно быть уделено пристальное внимание обеспечению противообледенительной защиты (ПОЗ). Для этого должны быть проведены соответствующие расчёты и испытания, подтверждающие эффективность ПОЗ.

Результаты, изложенные в данной работе, являются частью процесса сертификации двигателя и воздухозаборника и представляют собой процедуру определения соответствия эффективности противообледенительной системы (ПОС) двигателя ПД-14 требованиям нормативных документов: АП-25.1093, АП-25.1419 и Приложения С к АП-25, СБ ПД-14, п. 33.77 (c, e), а также, CS-25 и FAR-25.

В данной работе представлены результаты предварительных расчетов возможных зон обледенения, температуры поверхностей обогрева. Экспериментально получены температурные состояния поверхности губы 2D-модели воздухозаборника в сухом и двухфазном потоке, получены форма и масса образовавшегося льда без включения ПОС, а так же размер и масса образовавшегося барьерного льда, на некоторых режиме «ожиданий» двигателя ПД-14. Экспериментально проверена работа гидрофобного покрытия.

В процессе выполнения работы были получены следующие результаты:

- получены температурные состояния поверхности носка 2D- модели воздухозаборника двигателя ПД-14 ,
- получены размеры и массы кусков льда без включения ПОС,
- получены размеры и массы образовавшегося барьерного льда,
- экспериментально проверена работа гидрофобного покрытия,
- верифицированы ранее проведенные расчеты.

СОВРЕМЕННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ И КОМПОНЕНТОВ

Н.Ю. Гребешков, ООО «Акустические Системы», Москва, info@acousystems.ru

Измерение флуктуаций акустического давления в движущемся воздушном потоке осложняется наличием турбулентности и шума, генерируемого присутствием самого микрофона в потоке. Обычный измерительный микрофон производит преобразование переменного давления на мембране в электрический выходной сигнал без различения динамического давления, создаваемого акустическими волнами, турбулентностью или другими факторами, относящимися к движущемуся потоку. Эффект шумового воздействия самого потока на измерительные микрофоны, зависит от ряда причин, таких как направление потока, его скорость и конфигурация микрофона. Для измерений в аэродинамических трубах существуют две основные конфигурации с различными требованиями, применяемыми для минимизации влияния потока: измерения в свободном поле и измерения в граничном поле давления. В случае свободного поля, микрофон устанавливается в движущемся потоке и основным инструментом снижения влияния шума потока является применение ветрозащитных и конусных насадок. В случае поля давления микрофон сам образует часть конструкции, такой как стенка трубы или объекта испытаний. При этом используются встраиваемые микрофоны, поверхностные микрофоны или микрофоны, закреплённые в специализированных проволочно-сеточных экранах, способных отделить динамическую составляющую акустического давления от флуктуаций давления, вызванных самим потоком. Подобная методика установки микрофона с помощью проволочно-сеточного экрана является новейшей и позволяет достичь гораздо лучших результатов в снижении шума турбулентности, производимой потоком в сравнении с поверхностными или встраиваемыми микрофонами. В основе данного доклада лежит сравнение различных измерительных решений и их эффективность при проведении испытаний.

ОБЛЕДЕНЕНИЕ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ В КРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ОБЛАКАХ

В.Т. Дедеш, ОАО «ЛИИ им. М.М. Громова», Москва
В.Д. Мокеев, ОАО «ЛИИ им. М.М. Громова», Москва
С.Н. Киосе, ОАО «ЛИИ им. М.М. Громова», Москва
Р.Х. Тенишев, ОАО «ЛИИ им. М.М. Громова», Москва
А.И. Ланшин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.В. Горячев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Начиная с 1990-х годов периодически стали появляться сообщения об обледенении авиадвигателей в кристаллических облаках во время полета на высотах 9000-11000м, то есть в условиях, которые ранее считались для самолетов свободными от обледенения. Такие высоты находятся вне области условий обледенения по Авиационным правилам АП-25 и АП-33. В результате обледенения в кристаллических облаках происходят перебои в работе авиадвигателей: снижение тяги, срыв пламени в камере сгорания, повышение температуры газа в турбине, глушение двигателя, повреждения лопаток компрессора при попадании кусков льда на них. К 2012 году насчитывалось более 240 случаев отклонения в работе двигателей из-за обледенения в кристаллических облаках. Этот вид обледенения получил английское название Ice Cristal Icing (ICI). Было установлено, что обледенение двигателей, в основном, происходили рядом с зонами мега масштабной конвективной облачности, либо в зоне штормов или грозовой облачности, хотя бортовые погодные локаторы не показывали наличия условий обледенения непосредственно по курсу самолёта. Выявился ряд характерных признаков попадания самолета в опасное кристаллическое облако и предваряющих кристаллическое обледенение: высоты 9000- 11000м, температура окружающего воздуха от -20 до -50^0С, присутствие поблизости обширной конвективной облачности, штормов или гроз, резкое повышение температуры окружающего воздуха на $15\text{-}20^0$ непосредственно перед обледенением, отсутствие видимого обледенения планера и других частей самолёта.

В результате предпринятых исследований было выяснено, что физика обледенения двигателя заключалась в следующем:

- ледяные частицы, попадая в тракт двигателя, достигают зоны, где температура воздуха становится выше точки замерзания, и они начинают плавиться;
- когда расплавленные капли попадают на поверхности двигателя, они образуют на них пленку воды;
- на водяную пленку попадают вновь входящие кристаллы льда и также начинают плавиться. Этот процесс сопровождается отбором тепла и понижением температуры до тех пор, пока на поверхностях компрессора не образуются наросты льда.

Наросты льда образуются вдали от входной части двигателя – на последних ступенях компрессора низкого давления или даже на первых ступенях компрессора высокого давления.

В докладе приведены условия образования и метеорологические характеристики кристаллических облаков, типы и формы ледяных кристаллов. Показаны области в атмосфере, где существуют наиболее благоприятные условия для существования кристаллических облаков.

К кристаллическим облакам относятся перистые облака и самая высокая часть конвективного облака, так называемая «наковальня».

Зарождение кристаллов льда происходит на средних высотах при отрицательных температурах в смешанных облаках, где одновременно присутствуют переохлажденные капли воды и кристаллики льда. Переохлаждённые капли воды могут существовать до минус 40^0С. При кристаллизации паров воды образуются мельчайшие шестигранные ледяные пирамидки размером в несколько микрон. При глубокой конвекции мельчайшие кристаллики льда и капельки переохлаждённой воды восходящими потоками воздуха выносятся до высот тропопаузы и на вершине конвективного облака образуется «наковальня» из кристаллов льда. Переохлаждённые капельки воды при температуре ниже -40^0С также превращаются в кристаллы льда. Концентрация кристаллов в наковальне от 10 до 100 $см^{-3}$, а кристаллическая водность («лёдность») от 0,1 до 2,0 $г/м^3$. Горизонтальная протяженность наковальни 10…100км. С подветренной стороны наковальни образуется шлейф кристаллического облака с постепенным снижением концентрации кристаллов. Лёдность в этом шлейфе составляет в среднем 0,5$г/м^3$ и этой концентрации достаточно, чтобы вызвать кристаллическое обледенение двигателя.

Кристаллические облака можно характеризовать следующими параметрами:

- Распределение ледяных частиц по размерам – Particle Size Distribution (PSD);
- Концентрация кристаллов – количество частиц в единице объёма;
- Кристаллическая водность (лёдность) – Ice Water Content (IWC);
- Размер ледяных частиц (средний массовый диаметр или эффективный радиус);
- Тип (форма) кристаллов.

В перистых облаках концентрация кристаллов и лёдность на порядок меньше, чем в наковальне конвективного облака, и они являются безопасными с точки зрения обледенения самолётов и двигателей. Перистые облака и наковальни конвективного облака отличаются также типом и размерами ледяных частиц, а также коэффициентом отражения радиоволн. Если в облаке присутствуют кристаллы больших размеров, как в перистых облаках, они могут быть заметны на экране бортового локатора. Мелкие ледяные кристаллы наковальни могут быть зафиксированы только со спутников, имеющих микроволновое оборудование. Спутниковые данные подтвердили, что участки очень мелких кристаллов льда в высоких концентрациях существуют внутри и в непосредственной близости от крупномасштабных конвективных метеорологических систем.

В докладе приведено глобальное распределение относительной влажности на высотах более 8 км, районы где относительная влажность воздуха превышает линию насыщения по льду. Определены зоны, где относительная влажность по льду превышает линию насыщения до 43% дней в году. Это относится к экваториальным регионам и районам $35…45^0$ северной и южной широт. Зоны, где относительная влажность превышает насыщение по льду, являются наиболее вероятными областями длительного, до нескольких часов, существования кристаллических облаков.

Список литературы

1. В.Т. Дедеш, В.Д. Мокеев, Р.Х. Тенишев, С.Н. Киосе, Р.В. Енчилик, Э.Г. Павлова, Г.П. Румянцева, Н.В. Комаровская. Отчёт о НИР № 22-15-III, «Лётно-исследовательский институт им. М.М. Громова.
2. J. Mason et. all. The Ice Particle Threat to Engine in Flight. A.IAA – 2006-206.
3. Federal Register. Vol.79. №213, Part III. Department of Transport. Airplane and Engine Certification Requirments in Supercooled Large Drops, Mixed Phase, and Ice Crystal Icing Conditions. Final Rule.
4. Airbus Flight Test in High Ice Water Content Regions. AIAA-2014-2753.
5. А.М. Боровиков, И.И. Гайворонский, Е.Г. Зак, В.В. Костарев, И.П. Мазин, В.Е. Минервин, А.Х. Хргиан, С.М. Шметер (под редакцией А.Х. Хргиана). Физика облаков. Л.:Гидрометеоиздат, 1961.459 с.

6. Kristensson A., Gayet J.-F., Strom J., Auriol. F. In situ observations of a reduction in effective crystal diameter in cirrus cloud's near flight corridors. Geophysical Research Letters. 2000. Vol.27. №5. p 681.
7. McFarquhar, G.M., A.J. Heymsfield, J. Spinhirne, and B. Hart (2000), Thin and subvisualtropopause tropical cirrus: Observations and radiative impacts, J. Atmos. Sci., 57, 1841.
8. Jensen, E., D. Starr, and O. Toon (2004), Mission investigates tropical cirrus clouds, Eos AGU Ttans., 85 (5).

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ В УСЛОВИЯХ НЕРАВНОМЕРНО ОБВОДНЁННОГО ПОТОКА

В.В. Дячук, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ie@ciam.ru
С.В. Чиванов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kryuchkov@ciam.ru
А.В. Харламов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kharlam65@ciam.ru
И.В. Берлов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ie@ciam.ru

За последние три года на высотно-климатическом стенде У-9М отделения 300 ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» в искусственных условиях обледенения были испытаны приёмники полного давления ППД-С1 и ППД фирмы «Harco», сигнализаторы обледенения БСО-1 и РСО-02С, автомат управления КВАНТ-2М, модели (обогреваемые цилиндры) со специальными покрытиями. В ближайшее время планируются испытания обтекателя двигателя с воздушно-тепловой ПОС, электротермического измерителя водности ЭИВ-2К, визуального указателя обледенения ВУО-ИЛ-3, измерительного цилиндра ИЦ-Л-1.

Данные испытания проводятся в широком диапазоне изменения параметров (скорость набегающего потока от 60 до 200 м/с, статическая температура набегающего потока от -40°С до +10°С, водность потока от 0,2 до 2,5 г/м^3). В связи с этим не представляется возможным проведение подобных испытаний с одной конфигурацией водо-воздушного коллектора (ВВК) с использованием одного типа форсунок.

Как правило, с целью сокращения сроков и стоимости, данные испытания проводятся при одновременной установке нескольких объектов (до трёх) в заданном сечении за срезом аэродинамической трубы (АДТ) диаметром 200 мм. Имеющаяся на сегодняшний день конфигурация ВВК не позволяет добиться одинаковой водности в ядре потока перед объектами испытаний.

Поэтому, разработка методики проведения испытаний в условиях неравномерно обводнённого потока для конфигурации ВВК с различными типами форсунок, является актуальной задачей.

Суть методики определения водности перед объектами испытаний в условиях неравномерно обводнённого потока за срезом АДТ стенда У-9М заключается в следующем:

- определяются координаты установки объектов испытаний относительно оси АДТ;
- определяются требуемые значения водностей за ВВК ($W_{ВВК} = G_{вод} / Q_{возд}$, $G_{вод}$ - расход воды через форсунки ВВК, $Q_{возд}$ - объёмный расход воздуха через АДТ);

- определяются значения водностей перед объектами испытаний ($W_X = K_X \cdot W_{BBK}$ или $W_Y = K_Y \cdot W_{BBK}$, где K_X и K_Y - коэффициенты учёта неравномерности обводнения потока при испытаниях в искусственных условиях обледенения).

Целью данной работы являлись экспериментальные исследования, направленные на определение коэффициентов учёта неравномерности обводнения потока при испытаниях в искусственных условиях обледенения на высотно-климатическом стенде У-9М для конфигурации ВВК с различными типами форсунок.

В данной работе испытания в условиях неравномерно обводнённого потока проводились для конфигурации ВВК с тремя форсунками, расположенными на радиусе 100 мм от оси АДТ равномерно по окружности, при этом применялись форсунки двух типов: с диаметром сопла 0,3 и 0,7 мм.

Объектом испытаний являлась мерная решётка, состоящая из прутков диаметром 5 мм с шагом 70 мм, которая устанавливалась на расстоянии 100 мм от среза АДТ стенда (четыре квадрата решётки 70×70 мм располагались в потенциальном ядре потока).

Испытания проводились при низкой температуре потока (-20°С ÷ -30°С в зависимости от скорости и водности потока) во избежание растекания незамёрзшей части воды на прутках мерной решётки. Длительность испытания поддерживалась такой, чтобы толщина льда на прутках мерной решётки находилась в пределах 8 ÷ 10 мм. Время испытания определялось по задаваемой толщине льда: $\tau = \delta \cdot \rho / (W \cdot V)$, где: W - водность [г/м^3], V – скорость набегающего потока [м/с], δ - толщина слоя льда [мм], плотность льда ρ = 800 кг/м^3, τ - время испытания (обводнения потока) [с]. Во избежание замерзания форсунок в испытаниях на форсунки подавалась вода с температурой +30°С, а вторичный воздух с температурой +100°С.

Проведённые испытания в условиях неравномерно обводнённого потока показали, что локальная максимальная неравномерность распределения относительного значения водности (распределения толщины льда на мерной решётке) за срезом АДТ стенда У-9М в потенциальном ядре потока не зависит от скорости и водности потока, генерируемой форсунками ВВК, а зависит только от конфигурации ВВК и диаметра сопла форсунок и не превышает ±12%.

Были получены коэффициенты учёта неравномерности обводнения потока при испытаниях в искусственных условиях обледенения на стенде У-9М для конфигурации ВВК с различными типами форсунок (с диаметром сопла 0,3 и 0,7 мм) по оси X ($K_X = W_X / W_{BBK}$) и по оси Y ($K_Y = W_Y / W_{BBK}$). Эти данные получены в результате замеров толщин льда на прутках мерной решётки по осям X и Y соответственно, а за начало координат (X=Y=0) принята ось АДТ.

Аппроксимирующие зависимости для определения коэффициентов учёта неравномерности обводнения потока при испытаниях в искусственных условиях обледенения на стенде У-9М для конфигурации ВВК с различными типами форсунок (с диаметром сопла 0,3 и 0,7 мм) имеют вид:

- за срезом АДТ по оси X:

$$K_X = W_X / W_{BBK} = A_x + B_x \cdot X + C_x \cdot X^2 + D_x \cdot X^3 + F_x \cdot X^4 + G_x \cdot X^5;$$

- за срезом АДТ по оси Y:

$$K_Y = W_Y / W_{BBK} = A_y + B_y \cdot Y + C_y \cdot Y^2 + D_y \cdot Y^3 + F_y \cdot Y^4 + G_y \cdot Y^5.$$

Коэффициенты A, B, C, D, F, G представлены в таблице.

Таблица 1

Диаметр сопла форсунки, мм	Ось	A	B	C	D	F	G
0,3	X	1,3845	$4{,}2172\cdot10^{-3}$	$-1{,}4629\cdot10^{-4}$	$8{,}5163\cdot10^{-7}$	$-1{,}1475\cdot10^{-8}$	$-2{,}7860\cdot10^{-10}$
	Y	1,5067	$2{,}1992\cdot10^{-2}$	$-2{,}6886\cdot10^{-4}$	$-7{,}3882\cdot10^{-6}$	$0{,}5692\cdot10^{-8}$	$6{,}1179\cdot10^{-10}$
0,7	X	1,2979	$7{,}7640\cdot10^{-3}$	$-0{,}6860\cdot10^{-4}$	$6{,}8800\cdot10^{-7}$	$-2{,}0544\cdot10^{-8}$	$-3{,}9424\cdot10^{-10}$
	Y	1,5199	$2{,}0120\cdot10^{-2}$	$-2{,}9567\cdot10^{-4}$	$-7{,}9512\cdot10^{-6}$	$1{,}0053\cdot10^{-8}$	$7{,}9773\cdot10^{-10}$

Таким образом, в рамках работы по экспериментальным исследованиям с целью разработки методики проведения испытаний в условиях неравномерно обводнённого потока, получены коэффициенты учёта неравномерности обводнения потока при испытаниях в искусственных условиях обледенения на стенде У-9М для конфигурации ВВК с различными типами форсунок (с диаметром сопла 0,3 и 0,7 мм), позволяющие учитывать неравномерность обводнённого потока непосредственно при проведении испытаний, тем самым существенно сокращая сроки и стоимость испытаний.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАКОНОВ РЕГУЛИРОВАНИЯ РЕЖИМНЫХ И ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ СТЕНДА Ц-5/2 ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИСПЫТАНИЙ КАМЕР СГОРАНИЯ

П.М. Егоров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, egorov@rtc.ciam.ru
Ю.С. Марков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yuri-markov@rtc.ciam.ru
Е.А. Тихонов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tikhonov@rtc.ciam.ru
Н.Д. Захаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zakharov@rtc.ciam.ru
В.М. Величковский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, velichkovsky@rtc.ciam.ru

Требования к качеству систем автоматического регулирования (САР) взаимосвязанных входных параметров ТС стенда Ц-5/2 – по быстродействию, монотонности и точности формулируются исходя из свойств испытываемого изделия. При реализации этих требований в создаваемых САР возникают трудности, обусловленные наличием в объекте регулирования больших запаздываний, возникающих при прохождении сигналов – инерционных, ёмкостных, транспортных. Во многих случаях эти трудности могут быть преодолены с помощью двухканальных законов регулирования, один из каналов работает по разомкнутому циклу, другой – по замкнутому (с использованием обратной связи). В разомкнутом цикле используется расходная характеристика регулирующего органа. Расход потока топлива через РО зависит от ряда измеряемых параметров, таких как температура, давление на входе и выходе РО, положение РО, а также – от коэффициента истечения, зависящего от конфигурации проточной части РО. Кроме того, конфигурация проточной части РО существенно влияет на аналитическое выражение расходной характеристики, которое может быть использовано для аппроксимации экспериментальных данных.

Целью данной работы является исследование законов регулирования, разработанных на основе ранее проведённых НИР, режимных и вспомогательных параметров технологических процессов топливной системы стенда Ц-5/2 при проведении испытаний камер сгорания.

Расход потока жидкости через регулирующий орган (РО) зависит от перепада давления на нём и от положения РО.

Положение РО задаётся в процентах от полного диапазона перемещения дросселирующего элемента РО, определяемого по сигналу обратной связи. Для каждого из заданных значений определяется величина коэффициента.

После получения кусочно-линейной зависимости легко построить обратную функцию, которая предназначена для использования в разомкнутом цикле регулирования давления топлива на входе испытываемого изделия.

На стенде Ц-5/2 предусмотрено, чтобы задаваемый расход топлива мог изменяться в широком диапазоне его значений, поэтому в линии подвода топлива установлены три расходомера с разными диапазонами измерения. На параллельных трубопроводах каждого из расходомеров установлены отсечные клапаны, поэтому в САР помимо алгоритма регулирования расхода топлива, входит алгоритм переключения линий расходомеров, для обеспечения соответствия между диапазоном измерения и значением измеряемого расхода.

В результате работы были созданы алгоритмы САР, а так же специальное программное обеспечение (СПО) для реализации данных алгоритмов. После необходимых наладочных работ функционирование СПО было проверено в действующей топливной системе стенда. Экспериментальное исследование показало, что разработанные алгоритмы САР и специальное программное обеспечение легко применимо для АСУ ТП топливной системы стендов комплекса Ц-5 не зависимо от числа подводящих топливо к испытуемому изделию коллекторов.

ПРИМЕНЕНИЕ БЕСПРОВОДНЫХ ЭНЕРГОНЕЗАВИСИМЫХ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НА ПОВЕРХНОСТНЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЛНАХ (ПАВ) ДЛЯ ДИСТАНЦИОННОГО ИЗМЕРЕНИЯ СТАТИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ИСПЫТЫВАЕМЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ УЗЛОВ

С.А. Жгун, МЭИ, Москва, zhgoon@mpei.ru
В.А. Гречихин, МЭИ, Москва, grechikhinva@mpei.ru
А.С. Швецов, МЭИ, Москва, shvetsov_as@mail.ru
Б.И. Минеев, МЭИ, Москва, mineev@ciam.ru
В.П. Маслов, МЭИ, Москва, maslov@ciam.ru

Датчики температуры, давления и деформаций на поверхностных акустических волнах (ПАВ) успешно используются в различных отраслях промышленности в течение уже более 15 лет. Передача информации от датчика к устройству обработки происходит на несущих радиочастотах в диапазоне от 30 МГц до 5 ГГц. Чувствительный элемент датчика на ПАВ, представляющий собой резонатор или линию задержки на ПАВ, непосредственно подключается к антенне и обходится без источника питания. Продемонстрирована дальность от единиц до десятков метров при мощности опросного устройства от 10 мВт до 2 Вт. Датчики работоспособны при температурах до 1000 °С, устойчивы к воздействию агрессивных сред и ионизирующего излучения. Следует

отметить, что производственные издержки собственно элементов на ПАВ резко снижаются при наращивании объема производства.

При проведении испытаний и исследований авиационных двигателей, их узлов и деталей важной задачей являются измерения температур, давлений, параметров вибраций и динамических деформаций деталей в условиях вращающихся узлов и механизмов.. Сложность измерения вибраций и динамических деформаций элементов двигателя и, в частности, лопаток турбин работающего двигателя обусловлена как проблемами создания надежного гальванического электрического контакта к датчикам, так и другими факторами – высокой температурой и агрессивной внешней средой. В данной работе анализируется возможность применения датчиков на ПАВ для измерения частоты и амплитуды деформации вибрирующих деталей.

Исследовался резонатор на ПАВ, изготовленный на пьезокварце ST-среза, имеющий резонансную частоту около 201 МГц. На начальном этапе работ резонатор был гальванически включен в цепь обратной связи широкополосного усилителя HP8447D так, чтобы получился автогенератор, работающий на частоте, примерно равной резонансной. В качестве объекта измерений был выбран камертон, имеющий резонансные частоты вблизи 130 и 810 Гц, имитирующий в области крепления пластин деформации реальных лопаток турбины. В области крепления пластин камертона, где деформации максимальны, а механические смещения минимальны, располагался датчик на ПАВ, прикрепленный с помощью клея. При деформации датчика изменяются его размеры и упругие свойства, что отражается на скорости ПАВ и, соответственно, на резонансной частоте резонатора. Поэтому изменяется и частота генерации автогенератора. Величина изменения частоты непосредственно связана с величиной деформации.

При проведении эксперимента два гармонических колебания камертона на частотах 130 и 810 Гц аддитивно приводили к частотной модуляции (ЧМ) сигнала автогенератора этими частотами с высоким индексом модуляции, существенно, превышающем 1. В этом случае спектр ЧМ сигнала представляет собой наборы гармоник боковых частот в широком частотном интервале вокруг значения несущей частоты, примерно равном удвоенному произведению индекса модуляции соответствующей боковой на ее частоту. Частотное детектирование такого сигнала требует высококачественного ЧМ детектора, в результате детектирования наблюдается временной сигнал, состоящий из двух гармонических колебаний на частотах 130 и 810 Гц с медленно меняющейся во времени амплитудой. Этот сигнал в реальном времени отражает деформационное воздействие на датчик, задержка определяется аппаратной реализацией частотного детектора.

Преобразование Фурье низкочастотного полученного сигнала, введенного в память компьютера, позволяет определить амплитуды каждой из гармоник виброколебаний. Программная реализация этого алгоритма вносит некоторую задержку, но существуют аппаратные подходы, обеспечивающие получение результатов измерений практически в реальном времени.

Эксперименты подтвердили возможность уверенного измерения амплитуд и частот быстропеременных деформаций с использованием датчика на ПАВ.

На основании вышеизложенного авторы полагают, что датчики на ПАВ представляют интерес для измерения деформаций в продукции авиационного машиностроения.

ПРИМЕНЕНИЕ СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВИБРАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.И. Жужукин, ОАО «Кузнецов», Самара, cntkknio@yandex.ru.

При разработке и доводке газотурбинных двигателей (ГТД) по прочности и надежности возникает необходимость в исследовании собственных частот и форм колебаний как всей конструкции, так и отдельных её составляющих элементов. В настоящее время наиболее эффективными методами исследования резонансных колебаний реальных конструкций являются лазерно-голографические методы, в частности, методы голографической и спекл-интерферометрии [1]. Голографические методы исследования предъявляют повышенные требования к виброизоляции оптической схемы и связаны с процессом «мокрой» обработки фоторегистрирующих материалов. В последнее десятилетие широкое распространение получил метод цифровой спекл-интерферометрии. Обладая достоинствами голографической интерферометрии, этот метод позволяет проводить автоматизированные исследования с записью экспериментальных данных на ЭВМ с их последующей обработкой.

На ОАО «КУЗНЕЦОВ» на основе метода спекл-интерферометрии разработаны две установки, которые эффективно используется для вибрационного контроля лопаток и шестерён ГТД. Одна из этих установок создана на базе оптической схемы с разделёнными пучками и гладкой опорной волной. Вторая установка разработана на основе оптической схемы с совмещенными пучками и спекл-модулированной опорной волной. Приводятся результаты применения обеих установок для исследования частот и форм колебаний лопаток компрессора и турбины ГТД. Показано, что установка с разделёнными пучками и гладкой опорной волной позволяет получать интерференционные картины более высокого контраста, что даёт возможность проводить измерения амплитуд колебаний поверхности исследуемой детали с более высокой точностью. Однако с её помощью можно проводить исследования вибрационных характеристик деталей только в условиях специализированной лаборатории. В то же время установка с совмещенными пучками и спекл-модулированной волной обладает повышенной помехоустойчивостью, содержит малое число оптических элементов и не требует наличия интерферометрического стола. Кроме того, она обладает значительно меньшей стоимостью и может быть использована во внестендовых условиях.

Для исследования колебаний крупногабаритных конструкций ГТД на ОАО «КУЗНЕЦОВ» разработаны спекл-интерферометрические установки как на основе схемы с разделёнными пучками и гладкой опорной волной, так и с использованием схемы с совмещёнными пучками и спекл-модулированной опорной волной. Оптическая схема первой установки размещена на голографической плите площадью $3x6м^2$ и массой $18т$. Приведены результаты применения этой установки при исследованиях колебаний облопаченных колес различных авиационных двигателей. Ввиду компактности, простоты юстировки и высокой устойчивости к внешним вибрациям установка с совмещёнными пучками и спекл-модулированной опорной волной позволяет проводить исследования колебаний конструкции или любой части её поверхности во внестендовых условиях без использования интерферометрического стола. Приводятся результаты применения этой установки при исследовании колебаний широкохордной лопатки вентилятора, а также связанных колебаний лопаток колеса турбины, подвешенного на валу.

Список литературы

1. Джоунс Р. Голографическая и спекл – интерферометрия. М.: Мир, 1986. 328с.

НОВОЕ ПОКОЛЕНИЕ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ СИСТЕМ НА ОСНОВЕ ОТКРЫТЫХ СТАНДАРТОВ VXI, LXI, AXIE

С.Н. Зайченко, Холдинг «Информтест», Москва, Зеленоград, zaich@inftest.ru

Системы стендовых испытаний таких сложных технических объектов, как авиационные и ракетные двигатели, представляют собой квинтэссенцию инновационных решений, приборов и методов испытаний. Для советских НИИ и КБ никто не жалел средств на новые разработки, когда главной задачей было создание лучших двигателей, самолетов и ракет. После распада Советского Союза развитие систем стендовых испытаний приостановилось почти на 20 лет. Сегодня реальность такова, что средний возраст применяемого испытательного оборудования достигает 15-20 и более лет. При этом объекты испытаний сделали существенный рывок в своем развитии, и без модернизации испытательной базы для их высококачественного тестирования нельзя говорить о качественном развитии двигателестроения.

Поэтому крайне острым является вопрос о подходах к модернизации систем стендовых испытаний авиационных, ракетных двигателей и других ответственных систем на основе современных методов и стандартизированных решений. Одним из путей инновационного развития систем стендовых испытаний, систем телеметрии и функционального контроля авиационной и космической техники является построение измерительных систем на основе модульных приборов, выполненных в открытых международных стандартах VXI, LXI, AXIe, которые широко признаны, и успешно развиваются в технически развитых странах.

Спектр приложений, построенных в стандартах VXI, LXI, AXIe и поставляемых «Информтест» для испытаний узлов авиационной и ракетно-космической техники достаточно широк (они предназначены для контроля бортовых электронных блоков КА и КА в сборе, контроля кабельных сетей ЛА и КА, тестирования блоков ПН КА, проверки системы аварийного спасения экипажа КК «СОЮЗ-ТМА» и др.). Идеология построения тестовых систем в открытых стандартах нашла свой отклик у ключевых российских потребителей. Среди предприятий, успешно эксплуатирующих контрольно-измерительные комплексы разработки и производства «Информтест»: ОАО «ИСС» имени М.Ф. Решетнева, "ГКНПЦ имени М.В.Хруничева", "РКК "Энергия", НПО «Энергомаш», НПО имени С.А. Лавочкина, ФКП "НИЦ РКП», "НПЦ Газотурбостроения "Салют", ОАО «Российские космические системы», РСК «МиГ», ЦИАМ им. Баранова, Уфимское МПО, «Гражданские самолеты Сухого» и другие известные предприятия российской авиакосмической отрасли.

Также «Информтест» разрабатывает и производит телеметрические системы для стендовых испытаний РКТ и авиационной техники, системы контроля космических аппаратов и др. Многоканальные телеметрические системы поставляются под ключ с ПО "Информтест-регистратор", обеспечивающим регистрацию и сохранение потока информации, и ПО «Эксперт» для отображения и обработки результатов испытаний. «Информтест» выпускает целое семейство регистраторов (регистратор медленно меняющихся процессов и быстро меняющихся процессов) от переносных в LXI крейтах до стационарных VXI систем.

В качестве одного из примеров системы телеметрии нового поколения подробно рассмотривается изделие «Система автоматизированная измерительная АИИС и АСУ ТП стенда Ц-16ВК», поставленное холдингом «Информтест» в Научно-испытательный центр ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

Стенд Ц16ВК предназначен для выполнения научно-исследовательских, доводочных и проверочных испытаний экспериментальных объектов (ЭО) - моделей (образцов, прототипов, демонстраторов) высокоскоростных реактивных тепловых двигателей, интегрированных с крупномасштабными моделями (имитаторами, образцами, прототипами, демонстраторами) высокоскоростных ЛА, изделий различного назначения в наземных и высотных условиях (на стационарных и переходных режимах работы изделий) на режимах, имитирующих условия полета ЛА на различных участках траекторий. С помощью Могут быть испытаны другие ЭО – ЛА или наземная техника.

Российская автоматизированная система для стенда Ц-16ВК выполняет следующие задачи: оперативное (ручное и автоматизированное) управление режимами работы стенда; автоматизированное измерение и регистрация параметров испытываемого изделия и технологических систем на установившихся и переходных режимах; автоматизированная обработка измеряемых параметров; слежение за предаварийными и аварийными значениями параметров изделия и стенда, выполнение предаварийной и аварийной сигнализации, выполнение аварийного останова изделия и стенда; отображение параметров испытываемого изделия и технологических систем стенда на видеопанелях; выработка и передача управляющих воздействий на исполнение и контроль этого исполнения; автоматическое регулирование параметров стенда и изделия; протоколирование испытаний.

В составе системы применены новейшие мезоннинные модули и приборы разработки и произвоства «Информтест»: МТД32 (измерение силы постоянного тока для датчиков с токовым выходом по 544 дифференциальным каналам при частоте опроса до 200 Гц в диапазоне от 4 до 20 мА); МТ16-4Л (измерение сопротивления постоянному току для термосопротивлений по 32 кан. при частоте опроса до 200 Гц в диапазоне от 25 до 225 Ом); МНЧ4 (измерение частоты сигналов произвольной формы по 20 дифференциальным каналам с напряжением от ± 100 мВ до ± 10 В в диапазоне от 1 до 10000 Гц при частоте опроса до 10 Гц); термостанция ВТ-96 (измерение напряжения постоянного тока для термопар по 288 дифференциальным каналам при частоте до 100 Гц в диапазоне от минус 80 до 80 мВ); модуль МДС32 (анализ состояния дискретных («сухой контакт») сигналов по 48 каналам); блок управления БУ104М (выдача команд управления по 204 каналам коммутации максимальным током в нагрузке до 25 А и напряжением до 36 В, регистрация токов и напряжений на выходах каналов коммутации с частотой опроса до 1 кГц); МНД8И (приём сигналов от пьезо и вибродатчиков виброускорений/виброскоростей/виброперемещений со встроенной электроникой и ICP питанием по 40 дифференциальным каналам при частоте опроса до 200 кГц; МТМ8 (приём сигналов от датчиков пульсаций давлений или датчиков деформаций (имеющих мостовую схему или одиночные резисторы любого номинала сопротивления в диапазоне от 40 до 1000 Ом) по 56 дифференциальным каналам при частоте опроса до 200 кГц).

Управление работой изделия и передача данных осуществляется по сети Ethernet. Все измерительные и управляющие модули в составе изделия поддерживают стандарт LXI (БУ104М и ВТ-96 это модули в стандарте LXI; мезонинные модули установлены на новые носители мезонинов MezaBOX-4M LXI). Особенностью изделия являет возможность работы в едином ПО одновременно с быстроменяющимися параметрами (пьезо- и тензодатчики) и медленноменяющимися параметрами.

Измерительные системы и системы телеметрии производства «Информтест» для стендовых испытаний двигателей и функционального контроля различных узлов и агрегатов авиационной техники, и других контрольно-измерительных задач, кардинально отличается от существующих систем предыдущего поколения, построенных, как правило,

на частнофирменных платформах, не совместимых с решениями других производителей. Важнейшими преимуществами систем от «Информтест» являются: новое поколение высокоточных измерителей и формирователей; модульный подход, основанный открытых международных стандартов VXI, LXI и AXIe; возможность масштабирования измерительных комплексов; технологическая независимость от зарубежных фирм, что особенно актуально в рамках государственной политики импортозамещения в стратегически важных отраслях; удешевление и повышение качества проведения испытаний.

РАЗРАБОТКА ПИРОМЕТРА НА ОСНОВЕ ЭМИССИОННО-АБСОРБЦИОННОГО МЕТОДА ДЛЯ ТЕРМОМЕТРИРОВАНИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ (ДО 2500 К) ГАЗОВЫХ ПОТОКОВ

С.В. Иванов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ivanov-s-vit@mail.ru
С.Л. Вавировская, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vavir@ciam.ru

Для обеспечения измерения высоких температур газа при испытаниях современных ГТД и их узлов, а также при отработке новых технических решений и верификации расчётных моделей, требуются бесконтактные средства измерений, не вносящие возмущений в исследуемый поток. В настоящее время весьма актуальной является задача создания высокотемпературных (до 2500 К) пирометров газовых потоков, содержащих продукты сгорания. В данной работе для решения указанной задачи используется метод эмиссионно-абсорбционной пирометрии [1].

Указанный метод является разновидностью яркостной пирометрии, при котором пирометр с узкой полосой спектральной чувствительности (квазимонохроматический) градуируется по излучению модели абсолютно чёрного тела (АЧТ). Но в нём, в отличие от яркостного пирометра, дополнительно экспериментальным путём определяется также ещё и коэффициент излучательной способности исследуемого объекта. При использовании традиционного яркостного пирометра этот коэффициент учитывается косвенным образом: из справочников, содержащих данные по различным материалам, либо предварительной калибровкой на исследуемом объекте, с одновременным измерением его температуры термопарой.

Пирометр на основе эмиссионно-абсорбционного метода применяется, как правило, для измерения температуры прозрачных объектов. Его достоинством является отсутствие необходимости градуировки при высокой температуре. Но он требует наличия вспомогательного источника излучения для зондирования измеряемого объёма газа внешней подсветкой. Это необходимо чтобы определить его коэффициент поглощения «α_λ» на длине волны «λ» с наиболее сильно выраженным поглощением, на которой и производятся измерения температуры газа. Вспомогательный источник излучения располагается с противоположной стороны от измеряемого объекта относительно фотоприёмной части пирометра таким образом, что после прохождения через газ излучение внешней подсветки попадает во входной зрачок фотоприёмного устройства пирометра (рис.1).

Необходимо проведение 3-х измерений:

- собственной спектральной яркости вспомогательного источника внешней подсветки $r_{\lambda ВП}$ через измеряемый объём без газа;
- собственной спектральной яркости газа r_λ в измеряемом объёме при выключенном вспомогательном источнике.

- спектральной яркости вспомогательного источника $\check{r}_{\lambda ВП}$ через измеряемый объём с газом.

При прохождении излучения подсветки через газ оно частично поглощается и рассеивается $\tau_\lambda = 1-\alpha_\lambda-\rho_\lambda$, где: $\tau_\lambda, \alpha_\lambda, \rho_\lambda$, - соответственно коэффициенты пропускания поглощения и рассеивания. В газах, как правило, рассеяние незначительно и им можно пренебречь, тогда: $\tau_\lambda = 1-\alpha_\lambda$.

При этом: $\check{r}_{\lambda ВП} = \tau_\lambda r_{\lambda ВП} + r_\lambda = (1-\alpha_\lambda) r_{\lambda ВП} + r_\lambda$

откуда: $\alpha_\lambda = (r_\lambda + r_{\lambda ВП} - \check{r}_{\lambda ВП}) / r_{\lambda ВП}$.

По закону Кирхгофа: $r_\lambda / \alpha_\lambda = r_{\lambda АЧТ} / \alpha_{\lambda АЧТ} = r_{\lambda АЧТ} = f(\lambda, T)$,

где $f(\lambda, T)$ – функция спектральной плотности яркости АЧТ,

откуда по известным значениям «λ», «α_λ» и «r_λ»

из формулы Планка вычисляется температура газа «T».

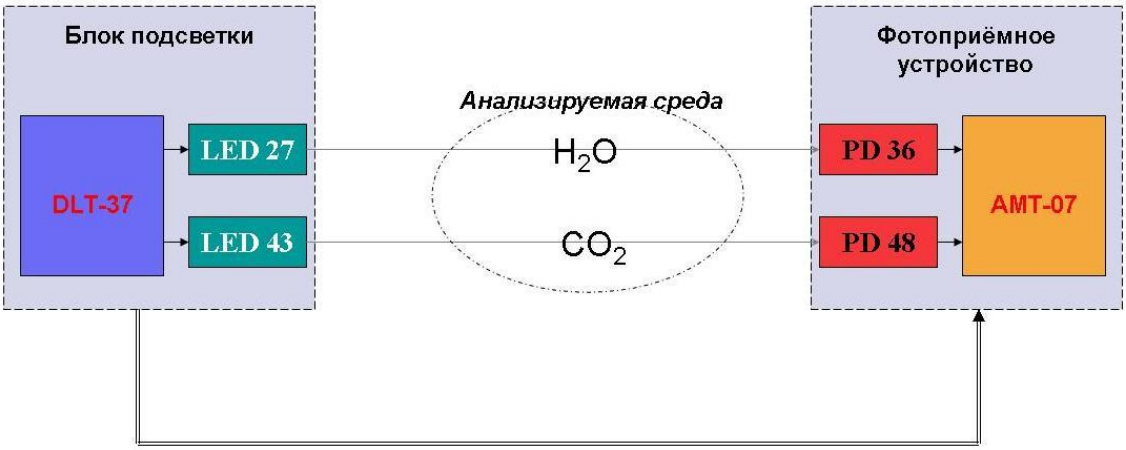


Рис.1 – Структурная схема пирометра

Основными компонентами продуктов сгорания углеводородных топлив являются углекислый газ и водяной пар. Их спектры излучения и поглощения исследовались с помощью информационно-вычислительной системы «Спектроскопия атмосферных газов» [2] Института оптики атмосферы им. В.Е. Зуева при одних и тех же исходных данных, характеризующих измеряемый объём газа в реальных условиях. В результате для измерения температуры газа были выбраны спектральные диапазоны вблизи длин волн 2,8 мкм и 4,3 мкм, а также соответствующие им типы светодиодов и фотодетекторов. Для диапазона 4,3 мкм (полоса излучения CO_2) изготовлен и экспериментально исследован на пламени горелки макетный образец пирометра.

Список литературы

1. Зиборов В.С. Методы измерения температуры в ударных волнах. Мир измерений. 2014. №6. с.14.
2. Михайленко С.Н., Бабиков Ю.Л., Головко В.Ф. Информационно-вычислительная система «Спектроскопия атмосферных газов». Структура и основные функции. Оптика атмосферы и океана. 2005. т.18, №09. с.765-776.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ ИСПЫТАНИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТРДД ВЫСОКОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ С РАЗДЕЛЬНЫМИ КОНТУРАМИ И ДЕМОНСТРАТОРОВ-ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ

Б.М. Клинский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, klinskiy@rtc.ciam.ru

Основные газодинамические и прочностные исследования нового ТРДД ПД-14 с раздельными контурами и его узлов проводятся на наземных и узловых стендах разработчика двигателя предприятия ОАО «Авиадвигатель». Однако данные, полученные в боксе наземного стенда №1 ОАО «Авиадвигатель» при испытаниях ПД-14 с m=8…9, не могут быть использованы для оценки и уточнения ВСХ H=11 км, M=0,8 на основе использования теории подобия и размерностей.

Показано, что ЛРР на характеристике вентилятора ТРДД типа ПД-14 в условиях H=0, M=0 не соответствует положению ЛРР, полученной в полетных условиях во всем диапазоне изменения частоты вращения ротора вентилятора в условиях H=0, M=0, вплоть до взлетного режима. На наземном стенде невозможно выполнить имитацию режима «полетный малый газ», а также выйти на режим максимальной производительности по расходу воздуха через вентилятор.

На высотном стенде Ц-1А ЦИАМ, в отличие от наземного стенда, при испытании ТРДД типа ПД-14 может быть обеспечено:

- точное определение расхода воздуха в полном диапазоне изменения оборотов ротора Nв.пр=«ЗМГ»-«Взлетный режим» в условиях H=0, M=0 и в диапазоне Nв.пр=«ПМГ»-«Макс. продолжительности» в условиях H=11 км, M=0,8 с учетом смещения ЛРР на характеристике вентилятора в сторону увеличения расхода воздуха на режиме nв.пр=const;
- измерение «тяги установленного двигателя» «весовым» методом без учета внешнего обтекания.

Летающая лаборатория на базе ИЛ-76 в ЛИИ им. М.М. Громова может обеспечить:

- исключительно газодинамический метод определения тяги ТРДД с приближенной расчетной оценкой расхода воздуха и входного импульса;
- оценку внешнего обтекания СУ применительно только к компоновке ПД-14 с летающей лабораторией ИЛ-76 вместо МС-21.

Для обеспечения испытаний ТРДД ПД-14 с раздельными контурами проведена модернизация АСУ ТП высотного стенда Ц-1А ЦИАМ.

При модернизации высотного стенда Ц-1А были выбраны следующие направления:

- обновление внутреннего оборудования ресивера;
- создание технологической вентиляции;
- создание кормового выхлопного устройства для исключения рециркуляции газа;
- внедрение автоматизированной система управления технологическим процессом (АСУТП);
- модернизация силоизмерительной системы;
- создание байпасных трубопроводов с регулирующими органами для обеспечения переходных режимов работы ТРДД.

Модернизация высотного стенда Ц-1А должна обеспечить новое качество испытаний:

- повышение информативности и точности испытаний ТРДД;
- обеспечение переходных режимов ТРДД;
- улучшение аэродинамических характеристик потока на входе в ТРДД;

- улучшение теплового состояния, снижение уровня рециркуляции воздуха в ТБК стенда.

Инженерные испытания двигателя ПД-14 на высотном стенде Ц-1А ЦИАМ (1-я поставка) должны проводиться с целью:

- Обеспечения летных испытаний ТРДД ПД-14 на летающей лаборатории ИЛ-76 ЛИИ им. М.М. Громова.
- Исследования высотно-скоростных характеристик двигателя ПД-14, в том числе при проведении оптимизации выходной площади комплекта раздельных реактивных сопел;
- Определения характеристик авторотирующего двигателя и пусковых характеристик;
- Проверка отсутствия виброгорения в основной камере сгорания;
- Контроля управляемости и качества регулирования САУ двигателя на установившихся режимах, проверка запуска;
- Тензометрирования вентилятора и подпорных ступеней КНД двигателя с контролем отсутствия автоколебаний в вентиляторе и подпорных ступенях КНД.
- Контрольного виброметрирования элементов конструкции двигателя;
- Оценки теплового состояния элементов конструкции двигателя;
- Оценки работы системы охлаждения двигателя в высотных условиях;
- Оценки высотности и работоспособности масляной системы и пр.

Определение величины тяги ПД-14 на ВС Ц-1А производится «весовым» способом как «тяги установленного» двигателя без внешнего обдува.

Режимы проверки отсутствия автоколебаний в РЛ вентилятора и в КНД на высотном стенде Ц-1А соответствуют:

- Срывному дозвуковому флаттеру с коэффициентом режима $\delta Kp.в=+2\%$ (условия испытаний в «летнее время года» на стенде Ц-1А обеспечиваются полностью);
- Сверхзвуковому флаттеру с $\delta Kp.в=\pm0,5\%$ (выполняется при $Gв=620$ кг/с, $P^*\approx117…130$ кПа, $T^*вх=243К$ в «зимнее время года» за счет подмешивания дополнительного «холодного» воздуха из атмосферы).

Основные режимы испытаний ПД-14 на стенде Ц-1А могут быть полностью подобными заданным полетным условиям. Часть условий и режимов испытаний ПД-14 по предельным по возможностям ВКС НИЦ ЦИАМ весовым расходам воздуха воспроизводится на стенде при моделировании условий при снятии ВСХ и обеспечиваются за счет соблюдения подобия ряда критериев подобия по числу Маха полета, по условному характерному числу Рейнольдса для узлов ТРДД, соблюдения подобия по приведенной частоте вращения ротора вентилятора и соблюдения постоянства коэффициента полноты сгорания топлива в основной камере сгорания и поддержания постоянной относительной величины отбора мощности.

Показано, что модернизированный высотный стенд Ц-4Н ЦИАМ и его оборудование позволяют обеспечить опережающие исследования демонстратора-газогенератора ТРДД типа ПД-14 в полном диапазоне его эксплуатации в составе СУ самолета МС-21-200 (300) в части:

- аэродинамического совершенства параметров основных узлов КВД, ОКС и ТВД;
- оценки вибропрочностного и теплового состояния элементов конструкции газогенератора;
- определения запасов ГДУ КВД, в т.ч. с имитацией отборов воздуха и уровня неоднородности потока на входе при оптимизации программы управления ВНА КВД и управления зазорами в КВД.

Таким образом, на модернизированном высотном стенде Ц-1А ЦИАМ обеспечиваются условия для проведения инженерных и сертификационных испытаний ТРДД с раздельными контурами типа ПД-14 в большей области эксплуатации (Н-М) самолета МС-21. Опережающее исследование газодинамического совершенства и вибропрочностных характеристик демонстратора–газогенератора может быть обеспечено на модернизированном высотном стенде Ц-4Н.

РАЗРАБОТКА МЕТОДА ФОРМИРОВАНИЯ СОВОКУПНОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ИЗ ФРАГМЕНТОВ ИЗОБРАЖЕНИЙ И РАСШИФРОВКИ ТЕРМОПОКРЫТИЙ

А.А. Кобцева, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва, maya@ciam.ru
М.Р. Мирная, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва
А.С. Сорожкин, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва
К.А. Иванов, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва

Создание и доводка двигателей требует измерения высокотемпературных полей на поверхностях элементов ГТД. Термометрирование новых конструкционных материалов, используемых в высокотемпературных камерах сгорания и элементах конструкции турбины, проводится, в том числе, с помощью многопереходных термокрасок, которые обеспечивают возможность получения наглядной информации о широком диапазоне температур на поверхности без искажения ее в исследуемом месте.

Метод исследования температурных полей с применением термокрасок включает в себя расшифровку температурных полей по цифровой фотографии термопокрытия после эксперимента. Опытный специалист может оценить распределение температур на поверхности делали непосредственно по её внешнему виду, однако для быстрого автоматизированного (в т.ч. и удаленного) построения распределения температур применяется компьютерная расшифровка.

Целью такой расшифровки является получение изображения исследуемой поверхности с нанесенными на нее контрастными цветовыми зонами, соответствующими различным температурам перехода. Специальный программный комплекс раскладывает цвета пикселей цифрового изображения поверхности в координатах «Красный», «Зеленый», «Синий». Вручную оператором задается пиксель, имеющий характерный для выбранной отдельной цветовой зоны цвет, и параметр t, называемый «допуском». Программа автоматически выделяет область пикселей, координаты которых отличаются от координат выбранного пикселя на величину, не большую t. После подобного определения цветовые зоны закрашиваются.

Цифровое фотографирование поверхности имеет существенные ограничения, а именно: съемка поверхности фотоаппаратом возможна только после разборки двигателя; невозможно фотографирование в труднодоступных местах; качественная расшифровка возможна лишь тогда, когда поверхность объекта плоская или близка к плоской. В противном случае искажения освещения на поверхности могут привести к ошибкам в расшифровке.

Чтобы преодолеть эти ограничения, используются различные методы визуально-оптического контроля для оценки технического состояния авиадвигателей в процессе их обслуживания, в частности, использование гибких видеоэндоскопов.

Применение эндоскопов имеет ряд своих специфических недостатков: во-первых, источники освещения, предусмотренные комплектацией эндоскопа, обычно

воспроизводят «голубовато-белый» или «зеленовато-белый» свет, что может существенно влиять на расшифровку температурного поля. Во-вторых, при исследовании поверхности видеоэндоскопом зачастую невозможно визуально оценить чистоту поверхности с нанесенным на нее покрытием и отличить ржавчину, масло и другие загрязнения от цветовых зон. Цветовые искажения, вносимые источниками освещения, можно устранить, используя регулировку баланса белого цвета, а небольшие загрязнения очистить с помощью комплектующих эндоскопа. В ЦИАМ был проведен ряд экспериментов, подтверждающих целесообразность применения видеоэндоскопов в качестве фотографирующей техники при исследовании температурных полей с помощью термокрасок.

Для получения общей качественной картины объекта используется фрагментарный метод съемки с последующей "склейкой" полученных изображений в единое целое. Это приводит к необходимости разработки программного обеспечения для панорамной "склейки" отдельных фрагментов изображений термопокрытия для получения качественной развертки исследуемой поверхности с целью дальнейшей расшифровки температурного поля.

Таким образом, предложенный метод является еще одним важным шагов в расшифровке температурного поля поверхности элементов ГТД, в т.ч. имеющих сложную конфигурацию. Следует отметить, что данный метод в настоящий момент не является окончательным и будет совершенствоваться для получения максимально точного изображения поверхности, что приведет, в конечном итоге, к повышению точности расшифровки температурного поля.

ОПЫТ ВНЕДРЕНИЯ ВЫСОКИХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПРАКТИКУ СТЕНДОВОЙ ОТРАБОТКИ РАЗЛИЧНЫХ ЭУ И СИСТЕМ

В.И. Ковалев, ОАО НПО «Энергомаш», Химки, Kovalyov_en@mail.ru
С.Г. Зароченцев, ОАО НПО «Энергомаш», Химки, Zsergey26@gmail.com
А.А. Пастухов, ОАО НПО «Энергомаш», Химки, Pastuhov1992@gmail.com

В настоящей работе под высокими технологиями подразумевается имитационное моделирование и информационно – измерительные технологии.

В НПО Энергомаш разработка технологии имитационного моделирования началась в конце 90-х годов применительно к оптимизации стендовой отработки непрерывного химического лазера (НХЛ). В рамках этих работ в 2000 году была создана адекватная имитационная модель основного элемента НХЛ – резонатора, позволившая не только определить причины нестабильного уровня выходной мощности, но и найти способ купирования этого явления за счет создания системы экстремального регулирования положения оптической оси по критерию максимальной мощности. При этом появилась возможность реализации процедуры юстировки в автоматическом режиме в течение не более 10 секунд, что является основным требованием к НХЛ [1].

Следует отметить, что создание адекватной имитационной модели резонатора, в принципе позволяло вести отработку НХЛ без проведения натурных испытаний, что может служить обоснованием актуальности проведения работ по созданию адекватных (экспериментально подтвержденных) имитационных моделей.

В 2003 году на базе высоких технологий была внедрена в практику огневых испытаний мощных ЖРД стендовая система функциональной диагностики (ССФД) основных стендовых и двигательных параметров [2].

В настоящее время ССФД позволяет не только регистрировать, обрабатывать и отображать в реальном масштабе времени информацию от пяти штатных систем, но и обмениваться этой информацией с ФКП НИЦ РКП, а также рядом предприятий Роскосмоса по защищенному каналу связи (VipNet) [3].

В настоящее время с целью сокращения сроков разработки имитационных моделей, обычно требующих «ручной работы», авторами была предложена современная технология нейросетевого имитационного моделирования (НИМ), приведены ее описание, а также примеры внедрения.

В качестве примера использования технологии НИМ была построена и программно реализована имитационная модель напора насоса горючего в турбонасосном агрегате (ТНА) двигателя РД-170 в зависимости от концентрации присадки (полиизобутилена) и объемного расхода через насос горючего.

Следует отметить, что сложность процессов, проходящих в ТНА ЖРД, не позволяющая строить точные математические модели, потребовала проведение дорогостоящих натурных испытаний.

Из анализа экспериментальных данных был сделан вывод о том, что данные, полученные при концентрации присадки 0.005%, не могут рассматриваться в качестве приближения нулевой концентрации для одного из образцов и, следовательно, не позволяют корректно определить уровень оптимальной концентрации присадки для получения максимального эффекта.

В этой связи была создана нейросетевая имитационная модель напора насоса горючего ТНА, которая позволила:

- построить зависимости напора насоса горючего от объемного расхода и любой концентрации присадки в диапазоне 0 - 0.1%;
- уточнить оптимальную концентрацию, которая оказалась в 3 раза меньше, чем значение полученное ранее. При этом отпала необходимость в проведении дополнительных дорогостоящих огневых испытаний [4].

Список литературы

1. Калинчук В.Н., Ковалев В.И., Пирогов Н.А. Экстремальное регулирование положения оптической оси резонатора непрерывного химического лазера. // Труды НПО «Энергомаш». М., 2000. №18. С.398-409.
2. Квак В.И., Ковалев В.И., Худяков В.Н. Стендовая система функциональной диагностики ракетных двигателей на основе информационно-измерительных технологий и имитационного моделирования. // Мир измерений. М. 2013. №9, С.32-36.
3. Ковалев В.И. Имитационное моделирование – эффективное средство разработки различных систем и ЭУ. Сборник докладов Aerospace Testing. М. 2014. С. 222-230
4. Ковалев В.И., Пастухов А.А., и др. Современные технологии оптимизации стендовой отработки различных систем и ЭУ // Труды НПО «Энергомаш». №32. 2015. В печати.

ПРИМЕНЕНИЕ ДИОДНОЙ ЛАЗЕРНОЙ АБСОРБЦИОННОЙ СПЕКТРОМЕТРИИ ДЛЯ НЕКОНТАКТНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО РЕАГИРУЮЩЕГО ПОТОКА

О.М. Колесников, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, chevagin@tsagi.ru
О.В. Волощенко, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.В.Сысоев, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.В. Лигер, Институт спектроскопии РАН, Москва
Ю.А. Курицын, Институт спектроскопии РАН, Москва
В.А. Мироненко, Институт спектроскопии РАН, Москва
М.А.Большов, Институт спектроскопии РАН, Москва
Я.Я. Понуровский, Институт общей физики РАН, Москва

Современные задачи аэротермохимии, включая рабочие процессы в воздушно-реактивных двигателях (ВРД) и энергетических установках, работающих на химическом топливе, становятся все более сложными. Так обеспечение стабилизации и эффективности процессов горения при всё более возрастающих скоростях полёта требует более глубокого и детального понимания физических процессов, происходящих в камере сгорания. Для решения этой задачи необходимо внедрение в практику экспериментальных исследований неконтактных методов лазерной диагностики, основанных на анализе тех или иных явлений взаимодействия лазерного излучения с веществом.

Для измерения таких параметров реагирующего потока как температура, концентрация паров воды наиболее практичным (вследствие относительной простоты, дешевизны и высокой чувствительности при детектировании молекул) является метод основанный на поглощении - абсорбционной спектроскопии. В этом методе температура определяется из отношения интенсивностей линий поглощения с различными нижними энергетическими уровнями.

В ЦАГИ проведены первые испытания разработанного Институтом спектроскопии РАН диодного лазерного абсорбционного спектрометра (ДЛАС), предназначенного для высокотемпературного стенда Т-131. Излучающий блок включал в себя два диодных лазера, генерирующих излучение в двух различных спектральных "окнах" - 1.39 и 1.34 мкм. Необходимость использования двух лазеров продиктована относительно высоким уровнем статического давления (3÷4атм) исследуемых потоков, из-за которого происходит уширение и перекрытие близко расположенных линий поглощения. Один диодный лазер допускает сканирование в относительно узком спектральном диапазоне - 1.5÷2 $см^{-1}$.

Разработанное программное обеспечение позволяет управлять работой диодных лазеров (параметрами сканирования), оцифровывать аналоговые сигналы, проводить обработку экспериментальных спектров на основе нескольких алгоритмов, в том числе в режиме "on-" и "off-line".

Стенд Т-131 предназначен для изучения рабочих процессов в камерах сгорания (КС) высокоскоростных прямоточных ВРД. Для пропуска лазерного излучения внутрь КС был изготовлен специальный оптический отсек с жаростойкими сапфировыми окнами.

В сопровождение экспериментов проводилось численное 3D-моделирование. Проведённое сравнение расчётных и экспериментальных данных по температуре (до T_0 ~1500K) и концентрации паров воды показало вполне удовлетворительное согласование.

К сожалению в пуске с подводом в камеру сгорания керосина удалось зарегистрировать только начало воспламенения. Затем произошло разрушение окон, несмотря на высокую жаростойкость лейкосапфира и кратковременность подачи горючего. В дальнейшей работе планируется предусмотреть защиту окон от термоудара, явившегося причиной их разрушения.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ РАБОЧИХ КОЛЕС ТУРБОМАШИН С УЧЕТОМ РОТОР СТАТОРНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

А.О. Коскин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, dep007@rtc.ciam.ru
В.Г. Селезнев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Гипотеза механического генератора, выдвинутая в работе [1], и ротор статорное взаимодействие [2] стали новым инструментом при обработке и трактовке результатов тензометрирования рабочих колес и позволили учитывать конструктивные особенности ступени турбомашины. Хотя проблема ротор статорного взаимодействия существует давно, постановку задачи и способ ее решения предложил Ден Гартог [3], в отечественной литературе она не нашла отражения. Однако эта проблема представляет большой практический интерес, поскольку интенсивные колебания лопаток колес турбомашин приводят к поломкам последних, и отсутствие знаний о причине поломок лопаток влечет за собой проведение мероприятий, которые не устраняют причину поломок. Такое положение дел должно быть исключено, особенно в тех случаях, когда предполагается длительная эксплуатация турбомашины. Поскольку работа Ден Гартога по устранению неполадок турбины представляет не только исторический интерес, приведем этот пример. Впервые с проблемой ротор статорного взаимодействия Ден Гартог столкнулся в 1929 году, когда он исследовал колебания трубопровода водяной турбины Френсиса и этот пример был приведен в его книге «Механические колебания». На одной гидростанции были обнаружены очень сильные колебания труб, подводящих воду к турбинам, и возник вопрос об опасности разрушения здания, в котором располагались турбины. Рабочее колесо турбины имело 17 лопаток, направляющий аппарат – 18. Частота колебаний трубопровода была равна 113,33 Гц, что совпадало с произведением числа лопаток на частоту вращения колеса 6,66 Гц. Трубы издавали такое громкое жужжание, что оно было слышно за несколько километров. Чтобы избавиться от сильных колебаний трубопровода, колесо, имеющее 17 рабочих лопаток, было извлечено из турбины и заменено колесом с 16-ю лопатками. После замены колеса амплитуда колебаний трубы была понижена до одной трети от своего первоначального значения, и это уже можно было рассматривать как достаточно удовлетворительное решение возникшей проблемы.

В книге [4] приводится пример резонансной диаграммы рабочих лопаток компрессора, в которой наибольшие напряжения возникают от действия 23-й гармоники. Согласно диаграмме частота, соответствующая 23 гармонике, лежит в IV диапазоне собственных частот колебаний лопаток. Однако, согласно идее, изложенной в [1], колебания системы диск-лопатки, т.е. колеса, происходят по форме с 14 узловыми диаметрами, рис.1. Поэтому предположения о слабой связанности и о том, что колебания отдельных нежестких лопаток на массивном диске можно рассматривать без учета диска находятся в противоречии с экспериментальными результатами.

Во втором примере, взятом из книги [4], рассматривается случай взаимодействия диска с первой изгибно-крутильной формой колебаний рабочих лопаток f_1, который

происходит при малом числе волн- до $m = 3...4$, хотя иногда захватывает и большее число волн (рис.2.а). В этой области низшая частота, при которой диск активно вовлекается в колебания, быстро увеличивается с ростом номера волны, и на резонансной диаграмме появляется участок падения условной резонансной кривой по частоте вращения при $k = 3$ и 4 (рис.2.б). Для приведенного примера возможен и другой способ объяснения наблюдаемых явлений, который был изложен в работе [1]. Частоты колебаний колеса, возбуждаемые 4 и 5 гармониками, см. рис. 2.б, соответствуют диаметральным формам колебаний колеса с узловой окружностью, как это было показано в [5].

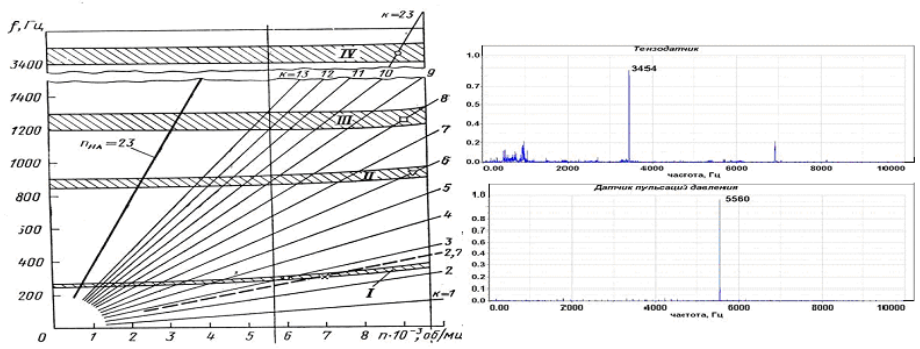


Рис. 1 – Резонансная диаграмма рабочих лопаток компрессора и спектрограммы вибронапряжений в рабочей лопатке компрессора и пульсаций статического давления в потоке

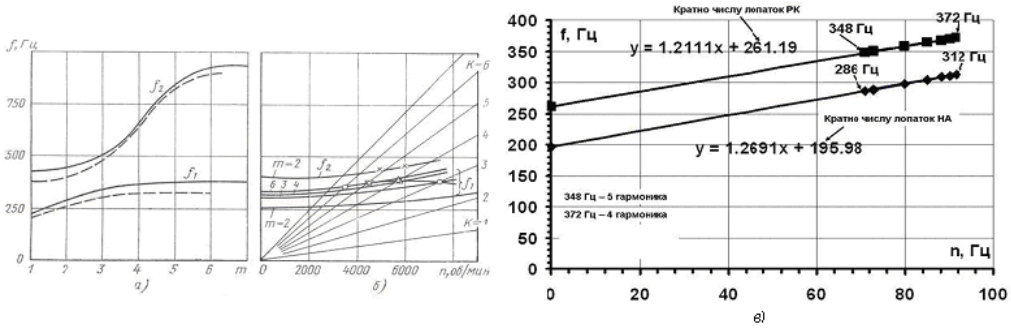


Рис. 2 – Частотные (а) и резонансная диаграмма (б) рабочих лопаток диска компрессора и зависимость частоты колебаний колеса вентилятора от частоты вращения (в)

Список литературы

1. Коскин, А.О., Селезнев В.Г. Особенности изменения частотных характеристик рабочих колес турбомашин . Вестник двигателестроения, №2, 2013. – 142-147 с.
2. Селезнев В.Г., Головченко И.Ю. Патент на изобретение № 2538427. Способ определения характеристики колебательного движения элемента турбомашин. 2014 г.
3. Ден Гартог. Механические колебания . – Физматгиз, 1960. – 560 с.
4. Динамика авиационных газотурбинных двигателей. Под ред. И.А. Биргера и
5. Б.Ф. Шорра. – М: Машиностроение, 1981. – 232 с.
6. Коскин А.О., Селезнев В.Г. Исследование форм и частот колебаний бандажированного колеса вентилятора на голографической установке и в составе двигателя на испытательном стенде. – Материалы докладов Международной научно-практической конференции « Проблемы и перспективы развития двигателестроения», 2014.– 89-90 с.

МЕТОД И СРЕДСТВА ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ РАЗРЯДА СВЕЧЕЙ ЗАЖИГАНИЯ ГТД

Н.С. Кюрегян, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва
В.С. Фланден, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва
Д.А. Голенцов, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва, golentsov@ciam.ru

Для обеспечения надёжного воспламенения в камерах сгорания при запуске авиационных ГТД весьма актуальной остается задача диагностики разрядных импульсов на свечах зажигания. Полезная энергия, выделяемая в разрядном промежутке свечи, определяется параметрическим и эксплуатационным состоянием элементов системы зажигания, составом и физическим состоянием среды в зоне разряда. Существенную роль в обеспечении воспламенения топливно-воздушной смеси играет также форма разрядного импульса, определяемая характерными амплитудами тока и напряжения, частотой и длительностью импульса.

Зачастую выбор параметров и режимов систем зажигания происходит априорно и выбор оказывается далеко не оптимальным. Таким образом, встает задача разработка метода и, на его основе, средств измерений параметров разрядных импульсов, которые должны обеспечивать вычисление комплексных диагностических показателей энергетической эффективности разряда, таких как энергии, выделяемые в элементах разрядного контура, эффективное значение тока разрядного импульса, к.п.д. разряда и ряда других показателей [1].

Энергия разряда $Q_{св}$ вычисляется по формуле $Q_{св} = \int_0^{\tau} uidt$, где u, i – регистрируемые специальными датчиками значения напряжения и тока разряда. Система измерений включает в себя датчики тока и напряжения разряда, измерительный адаптер, которые подключаются к разрядному контуру системы зажигания между агрегатом зажигания и свечой зажигания, а также линии передачи сигналов тока i и напряжения u в систему сбора и обработки.

Для достижения максимальной точности отображения импульсов важным является выбор оптимальной конструкции датчиков, согласование элементов измерительного канала, а также грамотная регистрация полученных сигналов. Помимо характеристик самого регистратора, большую роль играет программа регистрации сигналов их записи и последующей обработки. Регистрации должна проходить без искажений, пропусков сигналов, желательно обработка данных в темпе эксперимента.

Для данных целей было разработано программное обеспечение, позволяющее наблюдать осциллограммы токов и напряжений с датчиков, сохранять полученные данные в текстовый файл и после записи сигналов вычислять значения энергии разряда и выводить на экран в виде графика. Это программное обеспечение состоит из двух модулей. Первый модуль используется для регистрации сигналов с датчиков. Он позволяет задавать ожидаемые диапазоны регистрируемых сигналов, выбирать каналы АЦП, выбирать путь и файл для записи данных, выводить на экран осциллограмму текущего разряда и всех разрядов в серии. Второй модуль предназначен для расчёта энергии для указанного набора осциллограмм тока и напряжения и ее графического отображения.

Тщательное согласование всех элементов измерительного канала, а также грамотная организация регистрации, записи и обработки полученных данных для получения максимального достоверного сигнала и вычисленных на его основе параметров системы зажигания позволит получить корректную информацию о параметрах разрядных импульсов, что представляет возможности выбора альтернатив для рационального построения тактики исследований пусковых характеристик, оптимизации этих характеристик, рационального назначения параметров системы зажигания для конкретных камер сгорания, особенностей условий их запуска.

Список литературы

1. Н. С. Кюрегян, Д. А. Голенцов и др. Диагностика разрядов на свечах зажигания авиационных газотурбинных // «Мир измерений», №12, 2011, с.21-25.

МЕТОДЫ И УСТАНОВКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРОПРОВОДНОСТИ МАТЕРИАЛОВ ДЕТАЛЕЙ С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ

А.Р. Лепешкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lepeshkin@rtc.ciam.ru
Н.Г. Бычков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bychkov@rtc.ciam.ru
А.В. Першин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bychkov@rtc.ciam.ru

Исследование температуропроводности металлических материалов деталей с учетом влияния эксплуатационных факторов[1-3]: центробежных ускорений и сил и виброускорений имеет важное значение для авиакосмической техники. Характеристики температуропроводности материалов используются при расчете теплового состояния лопаток и дисков ротора турбины авиационного газотурбинного двигателя (ГТД).

В [4, 5] приводятся сведения по электронному явлению в металлах, которое было установлено опытным путем. В данных опытах подтверждается, что ускорения оказывают влияние на перемещение свободных электронов в металлах, в частности, при торможении [4, 5].

В данной работе разработаны оригинальные методы, установки и устройства с теплопроводниками для исследования температуропроводности и теплопроводности металлических материалов на модернизированном разгонном стенде (с использованием вакуумной камеры и усовершенствованного привода токосъемника для повышения надежности измерений температур) в условиях воздействия центробежных ускорений и сил, на созданной установке (с осевым нагружением) в условиях влияния растягивающих сил, на созданной установке (с разработанной поворотной вакуумной камерой) по исследованию влияния малых инерционных сил (центробежных ускорений земли) и на вибростенде (с использованием разработанного узла крепления образцов) в условиях воздействия виброускорений. Приведены результаты исследований нестационарного нагрева теплопроводников в поле центробежных ускорений и сил и виброускорений. Из анализа результатов экспериментальных исследований следует, что температуропроводность теплопроводников увеличивается при увеличении частоты вращения или виброускорений по сравнению со статическим состоянием. Таким образом, указанные физические эффекты повышения температуропроводности значительно связаны с увеличением скорости перемещения свободных электронов (передачи тепла) в металле под действием центробежных ускорений или виброускорений.

Применение разработанных методов и установок обеспечивает оперативное получение данных о теплофизических свойствах материалов деталей в поле действия центробежных ускорений, виброускорений и центробежных сил и позволяет более точно определять тепловое и термонапряженное состояние дисков и лопаток авиационных ГТД и энергетических турбомашин в условиях эксплуатации.

Список литературы

1. Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г. Способ и установка для определения теплофизических характеристик твердых материалов в поле действия центробежных сил. Патент № 2235982 РФ, опубл. 20.04.2011, Бюл. — № 11.
2. Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г. Экспериментальное исследование температуропроводности материалов в поле действия центробежных ускорений и сил // Тепловые процессы в технике. 2012. — № 8, — Том 4. — С. 376-379.
3. Лепешкин А.Р. Исследование температуропроводности металлов при воздействии виброускорений // Сборник трудов V Всероссийской конференции по фундаментальным и инновационным вопросам современной физики. 10-15 ноября. М.: ФИАН. 2013. — С. 98.
4. Гинзбург В.Л., Коган Ш.М. Об электронно-инерционных опытах // ЖЭТФ, 1977, — т. 61, — вып. 3(9), — С. 1177-1180.
5. Tolman R.C., Stewart T.Д. // Phys. Rev., 1916.— №8, — p. 164.

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ PIV ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ ТЕЧЕНИЙ ХАРАКТЕРНЫХ ДЛЯ ЭЛЕМЕНТОВ ГТД

А.А. Логинова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zdl.ciam@gmail.com
Д.Л. Захаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
В.П. Маслов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Б.И. Минеев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.К. Миронов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Планарный метод измерения мгновенных полей вектора скорости – PIV (Particle Image Velocimetry) в настоящее время является наиболее перспективным методом измерения скоростей газовых потоков. Метод PIV позволяет измерять мгновенные поля двух или трех компонент скорости бесконтактным образом, в широком диапазоне скоростей потока. Институтом была приобретена серийно выпускаемая измерительная система PIV фирмы LaVision и в течение нескольких последних лет велась работа по освоению и применению этого метода при исследованиях различных типов газовых потоков часто встречающихся в узлах и элементах авиадвигателя. Как правило, это сложные высокотурбулентные неизотермические течения с большими градиентами скорости.

Отработка метода PIV [1] проводилась при исследовании сильно закрученного потока из модели камеры сгорания с натурным фронтовым устройством (рис.1, а). Для верификации результатов измерений PIV, проводилось сравнение с результатами, полученными с помощью лазерно-доплеровского измерителя скорости (ЛДИС) (рис.1, б).

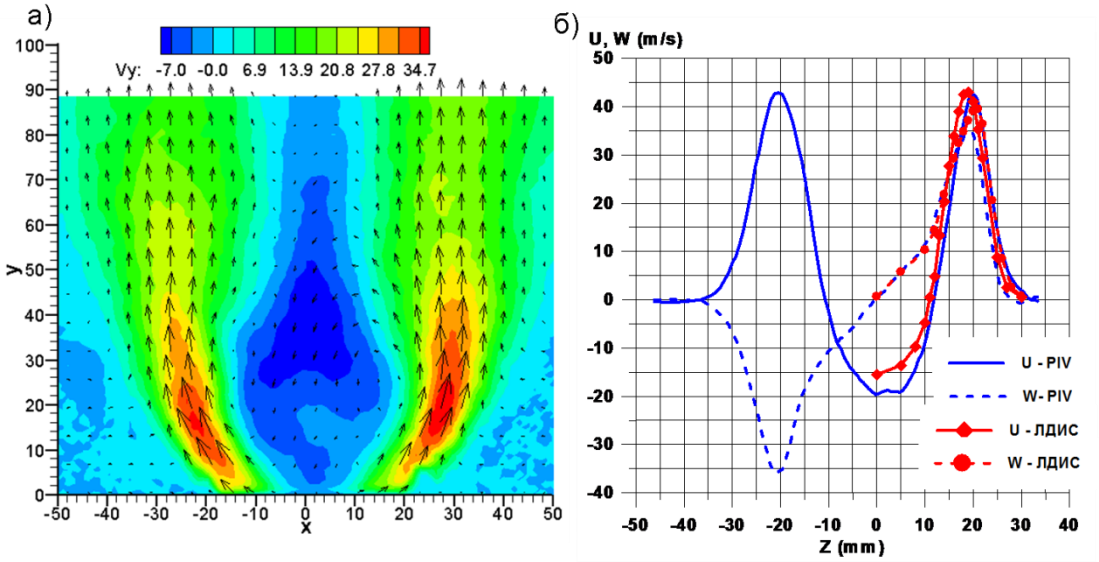


Рис. 1 – Поле осредненных скоростей из модели камеры сгорания (а) и сравнение профилей осредненных скоростей (U – осевой и W – тангенциальной составляющих), измеренных с помощью ЛДИС и PIV (б)

Для исследования неустойчивости закрученных струй была разработана методика так называемых фазоосредненных измерений полей скорости с помощью PIV [1]. Эта методика позволяет влияние отдельных доминирующих колебаний потока на поле скорости. Кроме того, авторами была разработана методика измерения полей концентрации газообразного топлива на базе системы PIV, которая была использована для исследования процесса смешения газообразного топлива с воздухом в высокотурбулентном закрученном потоке за фронтовым устройством камеры сгорания с различными типами форсунок в составе фронтового модуля [1].

Метод PIV был адаптирован для измерений полей средней и пульсационной скорости в высокоскоростных неизотермических потоках и применен для исследования выхлопных струй из моделей двухконтурных сопел авиадвигателя при натурных режимах течения [1]. Были отработаны оптические схемы системы PIV для исследования течений с ограниченным оптическим доступом [2]. В качестве примера представлены результаты исследования течения в криволинейном канале, который является моделью переходного канала авиадвигателя. Целью экспериментального исследования было определение положения и размера нестационарной зоны отрыва, образующейся в расширяющейся части криволинейного канала в зависимости от режима течения.

Накопленный опыт был успешно применён при измерении полей скорости с помощью PIV для исследования сверхзвуковых потоков. Были получены поля скорости при обтекании модели пространственного воздухозаборника сверхзвуковым потоком при различных скоростях набегающего потока и различных значениях степени дросселирования воздухозаборника. На рис. 2 показано поле средней скорости при числе M набегающего потока равном 2, без дросселирования воздухозаборника.

Представленные в докладе примеры применения метода PIV показывают, что после проведения методической работы этот метод можно успешно использовать при исследованиях самых разнообразных типов течений. В том числе трехмерных высокотурбулентных неизотермических и сверхзвуковых потоков характерных для элементов ГТД.

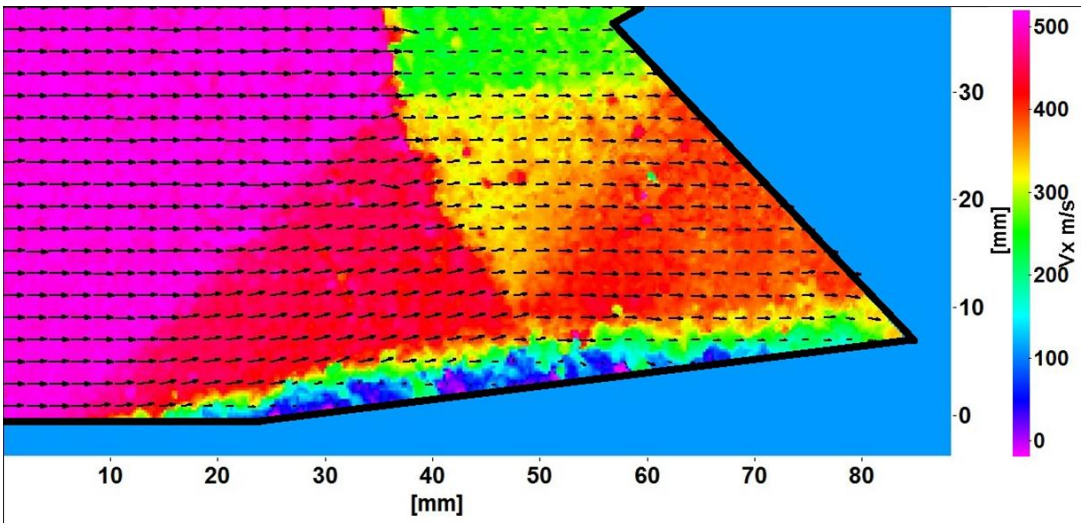


Рис. 2 – Система скачков, измеренная методом PIV при обтекании модели пространственного воздухозаборника сверхзвуковым потоком

Список литературы:

1. Захаров Д.Л. «Отработка методики измерения полей скоростей и концентраций с помощью PIV в течениях характерных для ГТД» Электронный журнал «Труды МАИ». М., 2011 г. Выпуск № 45.
2. Захаров Д.Л, Маслов В.П., Минеев Б.И. «Экспериментальная отработка методики измерения полей трех компонент скорости потока в криволинейных каналах с помощью PIV». Мир измерений. М. 11/2014.
3. Fulvio Scarano: Overview of PIV in Supersonic Flows. – «A. Schroeder, C.E. Willert (Eds.): Particle Image Velocimetry. Topics Appl. Physics 112», © Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2008, pages 445–463.

РАЗРАБОТКА ЭКОНОМИЧНОЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ СХЕМЫ ПОДАЧИ ВОЗДУХА НА ВЫСОТНЫЙ СТЕНД В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ ПОС ЭЛЕМЕНТОВ ЛА И ИХ МОДЕЛЕЙ В ИМИТИРУЕМЫХ УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ НА МАЛЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЕТА

Ю.П. Лянзберг, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lyanzberg@rtc.ciam.ru
М.В. Крупник, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.А. Денисов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Ю.И. Сапегин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sapegin@rtc.ciam.ru

В настоящее время существует настоятельная потребность в снижении стоимости испытаний на высотных стендах ЦИАМ. Особенно актуально эта задача стоит при проведении экспериментальных исследований противообледенительных систем (ПОС) элементов ЛА и их моделей в имитируемых условиях обледенения на наземных режимах (H=0) с малыми скоростями полета. Использование традиционной схемы подвода воздуха к высотным стендам от машин высотно-компрессорной станции (ВКС) и холодильно-осушительной станции (ХОС) [1] для проведения испытаний с малыми потребными расходами воздуха формирует такую стоимость газового часа, что делает нерентабельным

для потенциальных заказчиков проведение указанного вида испытаний на экспериментальной базе ЦИАМ. Чтобы сократить затраты при проведении экспериментальных исследований противообледенительных систем элементов ЛА в зимний период, была рассмотрена и экспериментально апробирована возможность использования для подачи холодного атмосферного воздуха на стенд вместо эксгаустеров системы вытяжной вентиляции. Однако при этом возникают трудности с выходом на заданные отрицательные значения температуры воздуха перед объектом испытаний.

В существующей конструкции газовоздушного контура (ГВК) высотных стендов ЦИАМ забор атмосферного воздуха осуществляется через шахты, выходящие в короб с сечением ~6×6 $м^2$, который расположен вдоль всего корпуса ВКС и образован его строительными конструкциями. На обоих концах короба установлены воздушные фильтры, через которые воздух засасывается из атмосферы. Если стенды не работают или работают только от машин ВКС, проток воздуха в коробе практически отсутствует. Поэтому даже при небольших отрицательных температурах окружающего воздуха вследствие тепловых потоков из корпуса стены короба и воздух внутри его имеют положительные значения температуры. Вытяжные вентиляторы могут обеспечить расход воздуха через АДТ стенда не более 20 кг/с. При таких величинах расхода за счет значительной тепловой инерции конструкций короба, подводящих коллекторов (Dy=2000 мм), запорных и регулирующих органов, входного ресивера время выхода на заданные отрицательные значения температуры воздуха перед объектом испытаний может составлять несколько часов, что существенно затрудняет организацию проведения испытаний. Для ускорения процесса выхода на заданную температуру воздуха было предложено создать на основе существующего байпаса высотного стенда Ц-2, оборудованного для проведения испытаний в имитируемых условиях обледенения, линию подвода атмосферного воздуха непосредственно в ресивер стенда. Эффективность такого решения была проверена экспериментально. В итоге градиент изменения температуры воздуха вырос в несколько раз, а время выхода на режим сократилось ~ до 1 часа. Таким образом, полученные результаты подтвердили возможность практического использования экономичной технологической схемы подачи воздуха на высотный стенд с применением вытяжных вентиляторов для проведения испытаний в имитируемых условиях обледенения небольших объектов на малых скоростях полета.

С целью расширения технических возможностей, предложенной системы подачи воздуха на высотный стенд, была разработана конструкторская документация на врезку в байпас стенда Ц-2 магистрали дополнительного подвода воздуха из атмосферы.

Список литературы

1. Сыров В.А. Практика испытаний авиационных двигателей на высотных стендах. — М.: ЦИАМ, 2012. — Книга 1. — 204 с. — (Тр. ЦИАМ; № 1353).

РАСЧЕТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ОПТИМИЗАЦИИ ПРОЦЕССА УПРАВЛЕНИЯ ХОЛОДИЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ НА ОСНОВАНИИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБОРУДОВАНИЯ ХОС ВКС В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОВЕДЕНИЯ КЛИМАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ АД И ИХ УЗЛОВ.

М.И. Меркулов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
merkulov.mihail.ciam@ro.ru
Ю.С. Марков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.В. Гребенников, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Е.Г. Лепестихина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.В. Бурмистров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Холодильно-осушительная станция высотной установки НИЦ ЦИАМ – это комплекс компрессорного и теплообменного оборудования, назначение которого – создание искусственного холода, необходимого для обеспечения климатических испытаний на стендах ВУ.

Эффективность работы холодильной установки определяется временем выхода на режим и способностью обеспечить стабильные параметры охлаждаемого воздуха, что, в свою очередь, зависит от целого ряда факторов, главными из которых являются качество управления технологическим процессом и техническое состояние оборудования [1].

В настоящее время на холодильных установках 2-ой и 3-ей секций ХОС разработана и внедрена новая АСУ ТП. Система построена на современной элементной и программной базе, что дает возможность совершенствования системы управления и устранения недостатков.

К настоящему времени все холодильные установки, входящие в состав ХОС, находятся в рабочем состоянии, но эффективность их работы несколько снизилась, что выражается в увеличении времени выхода холодильных установок на рабочие параметры в процессе захолаживания и более быстром повышении температуры хладоносителя в процессе охлаждения воздуха с номинальным расходом. Это произошло в результате ухудшения технических характеристик теплообменного оборудования вследствие физического износа [2].

Целями данной работы являются оптимизация системы управления технологическим процессом на базе новой АСУ ТП и опыта эксплуатации, и исследование эксплуатационных характеристик проблемных теплообменных аппаратов холодильных установок.

Экспериментальные исследования, результаты которых приведены в данной работе, осуществлялись на установках 2-ой и 3-ей секций ХОС при отладке новой системы АСУ ТП. В процессе экспериментов также были определены эксплуатационные характеристики проблемных теплообменных аппаратов.

Из всех алгоритмов управления технологическим процессом наиболее сложным, важным и единственным, влияющим на эффективность и надежность работы установки, является алгоритм «пуск-нагрузка», поскольку на этой стадии управление процессом осуществляется посредством управления системами регулирования, каждая из которых имеет свою программу работы [3].

Главная задача при оптимизации системы управления технологическим процессом – это корректировка программы управления на этапе «пуск-нагрузка» путем совершенствования программ работы систем регулирования [4, 5].

Новая система управления обеспечивает возможность работы в автоматическом режиме на стадии захолаживания хладоносителей, что повышает надежность и эффективность работы установок.

При проведении экспериментальных исследований были определены эксплуатационные характеристики низкотемпературных испарителей, как наиболее проблемных с точки зрения их технического состояния. На основании полученных данных для каждого из испарителей построены графики охлаждения и отепления рассола и графики скорости охлаждения и отепления рассола при работе с воздухом. Также рассчитана средняя скорость охлаждения и отепления рассола для пары параллельно работающих испарителей каждой из установок секции [2].

На основании результатов исследований даны заключения по техническому состоянию проблемного теплообменного оборудования, рекомендации по формированию графика ревизий и предложения по оптимальным схемам работы установок при различных значениях расхода воздуха.

Список литературы

1. Кошкина Н.Н. Тепловые и конструктивные расчеты холодильных машин. СПб.: Машиностроение, 1976. 461 с.
2. Кулинченко В.Р. Справочник по теплообменным расчетам. Киев: Техника, 1990. 165 с.
3. Канторович В.И., Подлипенцева З.В. Основы автоматизации холодильных установок. 3-е изд., перераб. и доп. – М.: ВО «Агропромиздат», 1987, 287с.: ил.
4. Нестеров А.Л. Проектирование АСУТП: Методическое пособие. Книга 1. – СПб.: Издательство ДЕАН, 2010. 552 с.
5. Нестеров А.Л. Проектирование АСУТП: Методическое пособие. Книга 2. – СПб.: Издательство ДЕАН, 2012. 944 с.

ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКАЯ ПРОРАБОТКА В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ НОВОЙ ХОЛОДИЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ БЕЗОПАСНЫХ ХЛАДАГЕНТАХ И ХЛАДОНОСИТЕЛЯХ

М.И. Меркулов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
merkulov.mihail.ciam@ro.ru
Ю.С. Марков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.В. Гребенников, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Е.Г. Лепестихина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.В. Бурмистров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Для решения ряда проблем, связанных с поддержанием работоспособности и развитием находящейся в настоящее время в эксплуатации холодильно-осушительной станции (ХОС) высотной установки НИЦ ЦИАМ, было принято решение о создании новой холодильной установки ХОС, которая могла бы отвечать всем современным требованиям.

В связи с тем, что проектирование новой установки весьма сложный и длительный процесс [1], было принято решение разбить эту работу на два этапа [2]: проектно-

конструкторская проработка контура охлаждения и осушки воздуха и проектно-конструкторская проработка холодильной установки.

Данная работа является продолжением первого и началом второго этапа проектирования и является частью общей НИР по теме: «Проектно-конструкторская проработка в обеспечение создания новой холодильной установки на экологически безопасных хладагентах и хладоносителях».

Основными целями работы являются доработка компоновки теплообменных аппаратов контура охлаждения и осушки воздуха [3] и разработка предварительной компоновки холодильной машины в соответствии с ограничениями по массогабаритным характеристикам располагаемого помещения [4].

Новая ХОС должна обеспечить охлаждение воздуха в количестве G = 90 кг/с с температуры $t_{1в}$ = плюс 35 ^{0}C до температуры $t_{2в}$ = минус 65 ^{0}C. При этом для эффективного выделения влаги охлаждение воздуха необходимо проводить в три этапа. На первом этапе – охлаждение до плюс 4 ^{0}C, на втором – до температуры минус 40 ^{0}C, и на третьем – до температуры минус 65 ^{0}C.

Основные требования по охлаждаемому воздуху [4]:

- номинальный расход воздуха на входе - 90 кг/с;
- диапазон изменения расхода - от 50 до 100 %;
- номинальное давление воздуха на входе – 0,3 МПа;
- диапазон изменения давления по входу - от 60 до 100 %;
- максимально допустимые потери давления при номинальном расходе - 30 кПа;
- температура воздуха на входе - 308 К;
- относительная влажность воздуха на входе 100 %;
- температура воздуха на выходе - 213 К;
- температура точки росы - 213 К;
- необходимо рассмотреть возможность регулирования температуры воздуха на выходе в диапазоне температур от минус 10 до минус 60 ºС;
- время непрерывной работы установки на номинальном режиме от 6 до 10 часов.

Размещение новой холодильной установки планируется производить в помещении корпуса 1 на месте существующей 4-ой секции ХОС, которая не эксплуатируется.

В ходе выполнения данной НИР, основываясь на исходных данных и схемах, была проведена проектно-конструкторская проработка контура для новой холодильной установки, была изменена концепция и разработана новая холодильная схема [5]. Для этой схемы было подобрано теплообменное и холодильное оборудование и выполнены расчеты тепловых нагрузок [1].

В результате работы удалось осуществить предварительную компоновку холодильной машины в соответствии с ограничениями по массогабаритным характеристикам помещения корпуса 1 4-ой секции ХОС.

Список литературы

1. Кошкина Н.Н. Тепловые и конструктивные расчеты холодильных машин. СПб.: Машиностроение, 1976. 461 с.
2. Жердев А.А., Глухов С.Д., Лосева В.В. Расчетные исследования и обоснование выбора оборудования с целью оптимизации технологического процесса охлаждения и осушки воздуха: отчет о НИР / НИИ ЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. М., 2012. 63 с.

3. Жердев А.А., Глухов С.Д., Лосева В.В. Проектно-конструкторская проработка в обеспечение создания новой холодильной установки на экологически безопасных хладагентах и хладоносителях: отчет о НИР / НИИ ЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. М., 2013. 25 с.
4. Жердев А.А., Глухов С.Д., Лосева В.В. Эскизный проект контура охлаждения и осушки воздуха: пояснительная записка / НИИ ЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. М., 2014. 25 с.
5. Морозюк Т.В. Теория холодильных машин и тепловых насосов. Одесса: Негоциант, 2006. 712 с.

ПРОВЕДЕНИЕ СРАВНИТЕЛЬНЫХ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ И ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОГНЕЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

А.Н. Маслов, ОАО «УНИИКМ», Пермь, otd5.uniikm@yandex.ru
С.Н. Щукин, ОАО «УНИИКМ», Пермь, otd5.uniikm@yandex.ru
Л.Д. Киряков, ОАО «УНИИКМ», Пермь, otd5.uniikm@yandex.ru
В.П. Полежаев, ОАО «УНИИКМ», Пермь, otd5.uniikm@yandex.ru

В настоящее время высокие требования по огнестойкости и огненепроницаемости материалов, в том числе полимерных композиционных материалов (ПКМ), предъявляются во всех отраслях промышленности. Испытания ПКМ для определения данных характеристик длительны, стоимость их высока, что существенно затрудняет процесс разработки новых материалов, огнезащитных покрытий и технологии их изготовления и нанесения. Поэтому создание испытательной установки и метода сравнительных испытаний образцов ПКМ для оперативной оценки огнестойкости и огненепроницаемости вновь разрабатываемых материалов и огнезащитных покрытий или оценки влияния технологических факторов на огнестойкость и огненепроницаемости материала в целом является весьма актуальной задачей.

В данной работе предлагается проект компактной установки АКС-1М и метод испытаний для определения огнестойкости и огненепроницаемости образцов из ПКМ. Испытания на данной установке проводятся в рамках нормативных документов (авиационные правила АП-33, 2004 года, параграф 33.17, руководящий циркуляр РЦ-D33.3(7)), которые регламентируют, что:

- огнестойкость (Fire resistant) – способность материала или компонента выдерживать предназначенные функции в условиях нагрева, которые могут возникнуть при определённом расположении, а также выдерживать среднюю температуру пламени (1100 ± 80) ^{o}C не менее 5 минут.
- огненепроницаемость (Fireproof) – способность материала или компонента выдерживать не хуже, чем сталь, среднюю температуру пламени (1100 ± 80) ^{o}C не менее 15 минут, при выполнении своих функций в соответствии с целью их использования при нагреве и других условиях, которые могут возникнуть при пожаре.

Испытания образцов ПКМ на огнестойкость и огненепроницаемость, на установке АКС-1М проводятся в условиях воздействия на них «стандартного пламени», имеющего следующие параметры:

- температура пламени T_{st} (1100 ± 80) ^{o}C;
- плотность теплового потока q_{st} (116 ± 10) кВт/м^2.

Создание в лабораторных условиях газового потока с такими параметрами является сложной технической задачей, связанной как с обеспечением надлежащих мер безопасности, так и с применением сложных средств измерения.

Для создания «стандартного пламени» в установке АКС-1М используются продукты сгорания ацетилена с кислородом при этом такой выбор был сделан с учетом следующих доводов:

- доступность и невысокая стоимость газообразных продуктов, поставляемых в стандартных баллонах;
- наличие широкого ассортимента стандартной арматуры;
- наличие широкого ассортимента средств измерения и контроля подачи газов;
- надежность в работе и простота обращения с баллонами и газовой арматурой.

Кроме того, установка с использованием АКП не требует строительства отдельного помещения и может быть размещена на обычном сварочном участке при условии обеспечения на нем хорошей вытяжной вентиляции.

С учетом вышеперечисленных доводов была создана опытная установка АКС-1М, пневмогидравлическая схема которой изображена на рис. 1.

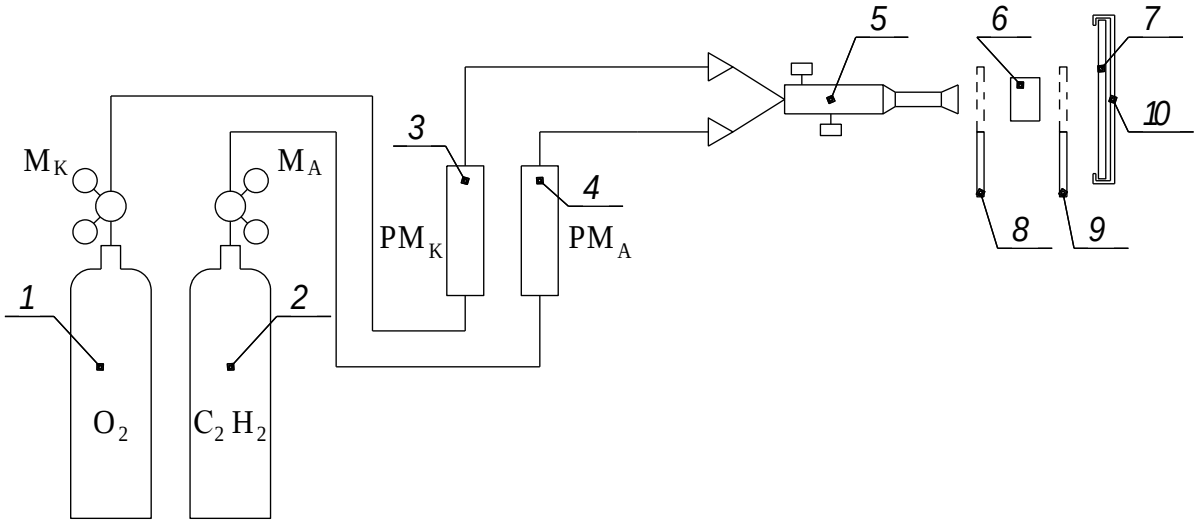


Рис. 1 – Пневмогидравлическая схема установки АКС-1М
1, 2 – Баллоны кислорода и ацетилена;3, 4 – Газовые расходомеры поплавочного типа;
5 – Газовая горелка с запорными кранами;6 – Преобразователь пламени;
7 – Испытуемый образец;8, 9 – защитные экраны;10 – Узел крепления образца

В результате проведенных экспериментальных работ на установке АКС-1М достигнуты параметры «стандартного пламени».

Изготовленные образцы из различных материалов и огнезащитных покрытий прошли сравнительные испытания на огнестойкость и огненепроницаемость, на основании которых был сделан предварительный выбор огнезащитных покрытий.

Таким образом, все поставленные задачи были выполнены. Недорогая и простая в обращении установка АКС-1М может быть эффективно использована на этапе создания новых образцов ПКМ и огнезащитных покрытий, а также для отработки технологии их изготовления и нанесения. Она позволяет оперативно и с наименьшими затратами оценивать огнестойкость и огненепроницаемость разрабатываемых материалов и готовить их для успешного прохождения сертификационных испытаний в специализированных центрах.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФАКТИЧЕСКОЙ ПЛОЩАДИ ПРОХОДНОГО СЕЧЕНИЯ МЕЖЛОПАТОЧНЫХ КАНАЛОВ ПО ДАННЫМ ОЦИФРОВКИ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ ИЗМЕРЕНИЯ

А.В. Микишев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, mikishev@avid.ru
А.А. Ширинкин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, shirinkin-aa@avid.ru
М.В. Ширяев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, shiryaev-mv@avid.ru

Площадь проходного сечения – один из ключевых параметров, характеризующих работу узла газогенератора и газотурбинного двигателя. Основными элементами газогенератора, от которых во многом зависит достижение его расчетных параметров, являются начальные ступени турбины высокого давления. Изменение геометрической формы проточной части этого узла может повлиять на его характеристики, поэтому задача контроля фактической площади проходного сечения важна как при его изготовлении, так и после.

Основная трудность при измерении геометрии фактической площади проходного сечения в том, что она имеет сложную форму и различается для каждого типа лопаток. Известные способы измерения площади проходного сечения: с помощью суммирующего прибора, с использованием индивидуальных контрольных приспособлений, методом проливки жидкостью [1], определение геометрических характеристик отверстий при помощи трехкоординатных машин с последующим вычислением требуемых характеристик.

Способы определения минимальной площади проходного сечения, используемые до разработки методики, не удовлетворяли по ряду параметров. Для получения более точных данных о фактической площади проходного сечения был предложен способ, состоящий из следующих этапов: получение точной математической модели фактической поверхности проточной части лопаток путем её оцифровки бесконтактной оптической системой измерения, обработка полученного фасетного тела в специальном ПО, автоматизированное определение и расчет площади минимального проходного сечения в CAD-программе.

Методика и программное обеспечение были опробованы при расчетах проходного сечения сопловых аппаратов двигателей ПС-90А. Внедрение данного способа позволяет получать фактическую площадь проходных сечений межлопаточных каналов по всей поверхности, а не только отклонения нескольких основных размеров от расчетных. Автоматизация расчета позволяет уменьшить затрачиваемое время в 4 – 6 раз. На данный момент закончена разработка и ведется отладка пакетной обработки для расчета всего комплекта лопаток целиком. Разработанный способ нахождения площади проходного сечения имеет также отличительные особенности: данные необходимые для расчета в первую очередь используются для контроля геометрии отдельных лопаток, фиксирование данных о геометрии деталей и узлов на различных стадиях их жизненного цикла позволяет анализировать особенности их работы, вести статистику.

В результате работ была создана методика, описывающая необходимые этапы для определения минимальной фактической площади, а также программное обеспечение, которое позволило в автоматическом режиме выполнять расчет в CAD-программе. Выбранный подход решения задачи отличает интеграция компьютерных моделей физических объектов и производственных процессов, что соответствует общей тенденции информатизации производства, применению концепции Digital Factory (e-Manufacturing).

Список литературы

1. Павленко Д.В., Субботина С.А. Прогрессивные технологии моделирования, оптимизации и интелектуальной автоматизации этапов жизненного цикла авиационных двигателей: монография. – Запорожье: ОАО “Мотор-Сич”, 2009. – 468 с.

РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТЕРМОИНДИКАТОРНЫХ КРАСОК

М.Р. Мирная, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва, maya@ciam.ru
К.А. Иванов, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва
А.А. Кобцева, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва
А.С. Сорожкин, ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва

Создание перспективных двигателей нового поколения с высокими удельными параметрами требует решения целого ряда задач в области измерения полей высоких температур на поверхностях элементов ГТД: камер сгорания, газосборников, сопловых аппаратов и др. Для термометрирования новых конструкционных материалов, используемых в высокотемпературных элементах ГТД необходимы новые многопереходные термокраски, обеспечивающие возможность получения без искажения информации о температурах поверхностей.

Авторами разработана серия термокрасок, работающих в диапазоне 50…1750°С, в т.ч. в экстремальных условиях. Эти термокраски представляют собой оригинальные многокомпонентные составы. Температуры цветовых переходов термокрасок подобраны таким образом, чтобы обеспечить равномерную индикацию температур в широком интервале температур. Для каждой из термокрасок разработана технология получения и определены основные технические характеристики, необходимые для их практического применения.

Термокраски ЦИАМ по многим показателям (верхнему пределу индикации, количеству цветовых переходов в одной термокраске, что обеспечивает большую точность измерения температуры поверхности) сравнимы, а по некоторым показателям превосходят лучшие из известных многопереходных зарубежных термоиндикаторов. Неоспоримым преимуществом термокрасок ЦИАМ является то, что они фиксируют максимальную достигнутую температуру и сохраняют свой цвет неограниченно долго после снятия температурного воздействия. Не уступают они и по таким параметрам, как адгезия и контрастность цветовых переходов. Простая технология нанесения, отсутствие требования дополнительного оборудования для обжига и пескоструйки, важно при испытаниях камер сгорания большого размера. Нанесение кисточкой термокраски (густой суспензии) даёт высокую гарантию от попадания краски в охлаждающие каналы. Термокраска ЦИАМ не требует специального эксперимента и может быть использована в полном цикле испытаний.

Многолетний опыт использования термокрасок позволил разработать методику проведения эксперимента по исследованию с их помощью теплового состояния поверхности элементов ГТД. Расшифровка показаний термокрасок является важным этапом их применения. Ранее, да и сейчас для экспресс-контроля, используется традиционная методика расшифровки температурных полей: после испытаний и очистки термопокрытия от загрязнений, на поверхность наносили изотермы, которые затем

фотографировали, и на развёртке детали получали температурные карты поверхности, по которым конструктора могли делать выводы по усовершенствованию, например, системы охлаждения объекта. Сейчас расшифровка температурных полей проводится на компьютере в автоматизированном режиме по цифровой фотографии термопокрытия после эксперимента.

Термокраски, производства ЦИАМ прошли сертификацию в Ростест-Москва и Санэпиднадзоре РФ.

Термокраски нашли широкое применение, как на предприятиях отрасли и использовались на МНПП «Салют», НПО им. Чернышева, ОАО НПО «Сатурн» и др., так и смежных отраслях: ОАО «Силовые машины» (г. Санкт Петербург), ЗАО «ОРМА» (г. Санкт Петербург), «Энергомаш ЮК Лимитед» (г. Волгодонск), ЛМЗ «Сатурн» (г. Лыткарино), ОАО «СКБТ» (г. Пенза) и др.

МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ ЧИСТОТЫ ВОЗДУХА, ОТБИРАЕМОГО ОТ АВИАЦИОННЫХ ГТД ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИСПЫТАНИЙ НА ЛЕТАЮЩИХ ЛАБОРАТОРИЯХ

В.П. Могильников, ОАО «ЛИИ им. М.М. Громова», Жуковский, mogvep@mail.ru
А.В. Ионов, ОАО «ЛИИ им. М.М. Громова», Жуковский, vkrt15@mail.ru

Отборы проб воздуха (для последующего анализа) от ГТД в условиях наземного стенда не дают полной информации о его загрязнении в условиях реального полёта. Более полная информация может быть получена при проведении отборов проб воздуха от двигателей на летающих лабораториях в условиях реального полёта. Такая работа предусмотрена для перспективного двигателя ПД-14 (двигатели для самолёта МС-21).

Предварительная схеме системы отбора проб воздуха от двигателя ПД-14 на ЛЛ ИЛ-76 выглядит так. Воздух от двигателя, отбираемый от КВД двигателя ПД-14 , поступает в линию имитации (линия высокого давления) отбора. Штуцер системы отбора проб установлен после заслонки регулирующей расход воздуха, поток после прохождения заслонки попадает в разветвитель, откуда не менее 20% воздуха поступает в линию для отбора проб, оставшийся воздух сбрасывается в атмосферу через сменный жиклёр. В линии отбора проб воздух поступает в воздухозаборник, расположенный в центре диффузора, и при помощи побудителей расхода (вакуумированных ёмкостей) отбирается на пробоотборники системы отбора проб воздуха (СОП), остаток воздуха через сменный жиклёр выбрасывается в атмосферу.

В соответствии с МУ 1.1.258-99 [1] трубопровод линии отбора может быть выполнен из гибкого металлического шланга. Элементы СОП находятся в проставке, пульт управления выведен в салон. Расположение элементов СОП обеспечивает лёгкий доступ к пробоотборникам для их съёма и перезарядки после полёта и лёгкий доступ к вакуумным баллонам для их съёма и приведения их в рабочее состояние.

В зависимости от технических особенностей оборудования самолёта количество пробоотборников может изменяться от 1-го до 3-х, при этом клапаны МКПТ-9ФБ заменяются на более лёгкие типа 772 (кроме снижения веса они гораздо проще в обслуживании), а пробоотборники заменены на вновь разработанные [2], что позволило сократить объём вакуумированных ёмкостей с 1,0 (согласно МУ) до 0,3 $дм^3$.

Виду того, что количество проб за полёт здесь ограничено (в пилоне мало свободного места) планируется проводить основные отборы только на содержание масла и несколько контрольных проб на продукты его разложения (ввиду многокомпонентности

смеси и её широкий фракционный состав анализ пробы на все компоненты из одной пробы невозможен). Дополнительная информация по концентрациям токсичных примесей в воздухе рассчитывается путём моделирования процессов разложения масла в ГТД [3]. Все процедуры выполняются следующим образом. После окончания программы испытаний будут получены сведения о концентрациях масла в воздухе, отбираемом от ГТД на всех его режимах и на всех этапах полёта. Кроме того по 3-4 контрольным точкам будут получены сведения по всем нормируемым компонентам. Если эти результаты (хотя бы по отдельным точкам) превышают ПДК, то дальнейшие исследования чистоты не проводятся до устранения причин загрязнения. Если полученные значения не превышают ПДК, то данные по маслу дополняют расчётными. Для этого моделируют условия разложения масла в ГТД (для каждого режима) на специальной установке (рис.1 - [4]), от которой отбирают пробы воздуха, дополняющие полётные. Имитация условий разложения масла в данной установке проводится путём подбора соотношений скорости прокачки воздуха и рабочего объёма камеры разложения для достижения времени нахождения масла в горячей зоне соответствующему на реальном ГТД (остальные условия разложении – температура и давление, естественно, также должны соответствовать).

Отбор и анализ проб воздуха от этой установки производится как от ГТД согласно МУ1.1.258-99.

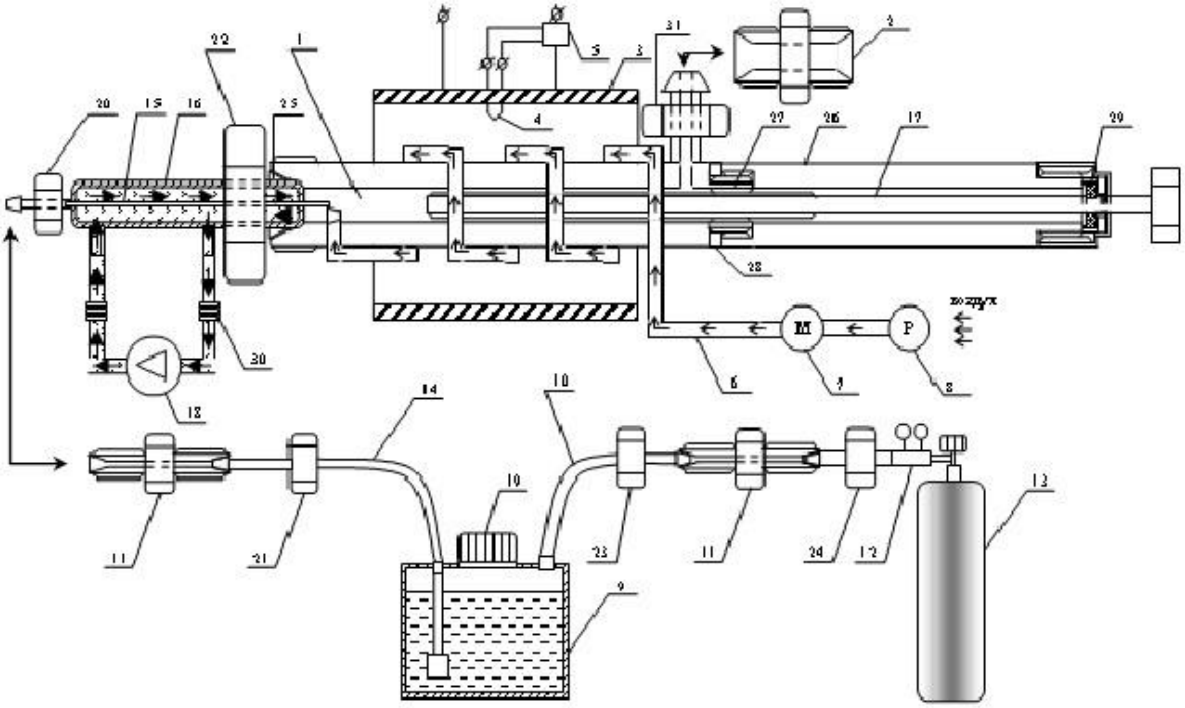


Рис. 1 – Схема усовершенствованной установки для моделирования процессов разложения масел в авиационных газотурбинных двигателях.
1-камера разложения, 2-диффузор, 3-трубчатая печь, 4-термопара, 5-термореле, 6, 10 -воздуховоды, 7-манометр, 8-компрессор, 9-ёмкость с маслом, 11-переходники, 12-редуктор, 13-балон с азотом ОСЧ, 14-масловод, 15-капилляр, 16-рубашка охлаждения с хладагентом, 17-шток, 18-насос, 19-крышка, 20-24,31 – накидные гайки, 25-конус уплотнения, 26-корпус штока, 27,29-графитовыее уплотнения, 28-упор, 30-радиатор

Список литературы

1. МУ 1.1.258-99. Методические указания. Двигатели газотурбинные авиационные. Порядок отбора и газохроматографического анализа проб воздуха из компрессора двигателя при стендовых испытаниях. — М.: НИИСУ, 1999 . — 102 с.
2. Могильников В.П., Ионов А.В., Саркисян А.Ф., Фролкина Л.В., «Устройство для концентрирования примесей воздуха авиационных ГТД». Патент на полезную модель №125704 от 02.10.2012.
3. Могильников В.П., Ионов А.В., Парусова М.Г., Фролкина Л.В. Способ оценки чистоты воздуха гермокабин летательных аппаратов, поступающего от компрессоров газотурбинных двигателей, на содержание продуктов разложения смазочных масел. Патент на изобретение №2476852 от 13.02.2012.
4. Могильников В.П., Ионов А.В., Щелокова С.Р. Фролкина Л.В. Устройство для моделирование процессов терморазложения смазочных масел в компрессорах авиационных ГТД. Патент на изобретение №2553856 от 25.05.2015г.

ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ МЕТОДОВ АНАЛИЗА ВОЗДУХА, ОТБИРАЕМОГО ОТ ГТД

В.П. Могильников, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mogvep @ mail.ru
Т.Б. Белопотапова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sfchi @ rtc.ciam.ru
Е.С. Ковалёва, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sfchi @ rtc.ciam.ru

Одним из внешних воздействующих факторов, влияющих на здоровье и работоспособность экипажа, является чистота воздуха в кабине и кислородо-воздушной смеси, поступающей в кислородную маску лётчика. Чистота воздуха, отбираемого от авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) на нужды систем кондиционирования воздуха (СКВ) летательных аппаратов (ЛА) в соответствии с п.66 АП-33 должна быть оценена в ходе сертификационных испытаний. Недопустимая (превышение ПДК) концентрация токсичных продуктов в отбираемом от двигателя воздухе, предназначенном для кабины, в соответствии с требованиями 25.831 АП-25, рассматривается как отказ двигателя.

В настоящее время единственным документом, оформленным и утверждённым в установленном порядке, который регламентирует процедуры отбора и анализа проб воздуха ГТД, является МУ 1.1.258-99. Однако не все нормируемые компоненты - примеси воздуха удаётся достоверно идентифицировать. Насадочные колонки, применяемые при анализе проб воздуха согласно МУ, имеют низкую разделительную способность для близких по составу компонентов. Неэффективное разделение компонентов газовой смеси делает невозможным замену неселективных пламенно-ионизационных детекторов (ПИД) более современными масс-спектрометрическими.

Для повышения эффективности разделения компонентов в пробах воздуха целесообразно применение капиллярной газовой хроматографии. Первоначально была выбрана готовая схема подключения капиллярной хроматографической колонки для последующего анализа проб воздуха с использованием промышленного термодесорбера ТДС-1, (металлические концентраторы заменены на стеклянные концентраторы фирмы «Хроматэк»). Использовался хроматограф Кристалл-2000М, ПИД, колонка кварцевая капиллярная ZB-5 длиной 30м, внутренний диаметр 0,32 мм, толщина слоя жидкой фазы (5% фенилполисилоксан и 95 % диметилполисилоксан) – 0,5 мкм. Условия анализа

(температурные режимы и расходы газов) отрабатывались экспериментально для наиболее оптимального разделения компонентов.

Испытания показали, что использованная достаточно сложная схема анализа не даёт возможности анализа проб воздуха на содержание смазочных масел и тяжёлых (более 150 у.е.) продуктов их разложения. Это связано с тем, что одномоментное полное испарение их в замкнутом объёме пробоотборника при термодесорбции (формирование газовой пробки) невозможно. Поэтому при сбросе части пробы (в выбранной схеме это необходимо, чтобы не перегружать колонку) возникает нелинейная зависимость сигнала ПИД от величины загрязнения пробы и, соответственно, слишком большая погрешность (более 25%, что по действующим нормативам недопустимо). недостаткам следует отнести Кроме того, непрочность стеклянных концентраторов с точки зрения использования их в условиях работы на стендах для испытаний ГТД является существенным недостатком.

Для улучшения и упрощения схемы анализа был предложен вариант использования широких металлических капиллярных колонок (внутренний диаметр 0,6 мм), подключаемых по схеме для насадочных колонок (без сброса части пробы). Капиллярная колонка подключается к испарителю с помощью обычных переходников (пустоты заполнены стекловатой). Переходник и начало колонки дополнительно термостатируются в едином узле с испарителем (узел обмотан мягкой медной проволокой, стеклотканью и закрыт экраном из алюминиевой фольги).

Испытывались колонки разной длины с жидкими фазами разной полярности и селективности. Отбор проб воздуха производился в стандартные металлические концентраторы с сорбентом - мелонированным силохромом согласно МУ 1.1.258-99. Ввод проб в хроматограф производился также согласно МУ. На 30-метровой колонке с фазой OV-17 (фенилметилсиликоновое масло) получены удовлетворительное разделение компонентов смазочных масел и продуктов их разложения, достаточное для достоверной идентификации компонентов. Оптимизированные условия анализа: азот – 4,0 мл/мин (продувка ПИД – 40 мл/мин), нагрев колонки - 50^0С (изотерма - 6 мин, далее нагрев до 225^0С со скоростью 6^0/мин), нагрев ПИД - 250^0С, испаритель - 230^0С. Времена выхода адсорбатов, характерных для продуктов разложения смазочных масел, сведены в таблицы, аналогичные приведённым в МУ. Из приведённой таблицы видно, что все компоненты, содержание которых нормируется АП, имеют в выбранных условиях анализа отличные друг от друга времена удерживания, а их разделение происходит практически до нулевой линии, что позволяет в дальнейшем заменить ПИД на масс-спектрометр и выполнять работы на международном уровне.

Таким образом, используя вновь предложенную методику, можно существенно повысить достоверность результатов анализа воздуха без значительного изменения действующих МУ 1.1.258-99:

- для проведения испытаний используется то же оборудование (СОП), как в МУ;
- работы проводятся без дорогостоящих установочных приспособлений на обычном газовом хроматографе (типа Цвет-800), выполненном в комплектации для работ с насадочными колонками.

ПРИМЕНЕНИЕ СРЕД ГРАФИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ СТЕНДОВ НИЦ ЦИАМ НА ПРИМЕРЕ NI LABVIEW

К.В. Моргачев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, 0716167@gmail.com

Такие факторы риска, как столкновения элементов корпуса самолета или ГТД с посторонними предметами (птицы, фрагменты льда, град, фрагменты двигателя самолета или шасси и др.), существенно влияют на безопасность полетов. А попадание на вход ГТД града, кусков льда, дождя представляют из себя негативные атмосферные явления, влияющие на работу двигателя. При этом могут возникать такие явления, как срыв пламени в камере сгорания, останов двигателя, потеря возможности управления двигателем. В силу чего возникает необходимость стендовых экспериментальных исследований данных явлений в условиях приближенных к реальным.

Для проведения испытаний элементов планера на птицестойкость в 2009 году в ЦИАМ на территории стенда Ц-1М был создан опытный образец установки SO117/118, на которой были проведены испытания кабины, элементов крыла и хвостового оперения самолёта «Суперджет – 100» на удар птицей. На основе полученного опыта было принято решение о создание полноценного стенда для проведения специальных видов испытаний на базе стенда Т-15/10, названного Т-15П. Был сделан вывод, что наиболее оптимально при создании автоматизированной информационно-измерительной системы (АИИС) стенда основываться на унифицированных программно-аппаратных решениях. Такие решения были представлены компанией National Instruments. Они отвечали современным требованиям и предоставляли интуитивно понятный интерфейс как конечному пользователю, так и разработчику программного обеспечения.

Для реализации системы АИИС стенда Т-15П на первом этапе были использованы:

- шасси NI PXIe-1082;
- контроллер NI PXIe-8108;
- плата для регистрации параметров по каналам температуры NI PXIe-4353 с клемником NI TB-4353 (32 канала регистрации (до 90 Гц) с 8 каналами компенсации холодного спая);
- 2 универсальные токовые платы NI PXIe-6238 с клемниками (по 8 каналов регистрации аналоговых токовых сигналов (до 250 кГц), по 2 выходных аналоговых канала, по 4 выходных и 6 входных цифровых каналов (до 80 МГц));
- преобразователь COM->USB Moxa UPort 2410;
- манометр цифровой прецизионный МЦП-2М;
- системы (основная и её дублиры) измерений скорости полета постороннего предмета;
- компьютер-сервер в промышленном исполнении;
- 32 термопары хромель-капель (±2,5 ˚С);
- 8 датчиков давления типа «Сапфир-22ДИ» (±0,5% ВП) и «Метран-100ДД» (±0,15% ВП);
- 2 измерительных преобразователя температуры и влажности ИПТВ-206/М1-01 фирмы «Элемер» (±0,4 ˚С, ±3%);
- 3 системы скоростной видеорегистрации;
- система обзорного видеонаблюдения.

Контроллер системы работает под управлением NI Real-Time System, что обеспечивает высокий уровень детерминизма работы систем стенда, а компьютер-сервер под управлением MS Windows 7 Professional x64, что обеспечивает простоту управления для оператора стенда.

В качестве программного обеспечения (ПО) было принято решение использовать специализированное ПО, разработанное сотрудниками НИЦ ЦИАМ. Для реализации этой задачи была использована среда проектирования NI LabView, входящая в пакет NI Developer Suite.

Программно-аппаратные решения, представленные выше были успешно апробированы, после чего стенд Т-15П был введен в эксплуатацию и успешно аттестован. На стенде Т-15П были проведены испытания защитной решетки вертолетного двигателя в интересах компании “Мотор Сич”, испытания лобового стекла поезда “Сапсан”, проведены испытания лопаток двигателя ПД-14 в интересах компании “Авиадвигатель” и элементов корпуса и лопастей вертолета “Ми-38” в интересах компании “Вертолеты России”. А так же проведено ряд испытаний элементов корпуса “МС-21” в интересах компании “Иркут”.

Таким образом, стенд Т-15П способен осуществить полный комплекс испытаний на столкновение элементов авиационной и др. техники с посторонними предметами, такими как град, лед, элементы шасси, элементы двигателя, птица, алюминиевые болванки и стеклянные бутылки на различных скоростях от 20 до 270 м/с с возможностью увеличения диапазона в большую сторону по желанию заказчика. При этом осуществляя скоростную видеозапись, регистрацию статических и динамических параметров систем, используя возможность термостатирования объектов испытания.

При этом в данный момент есть неудовлетворенный спрос на климатические испытания и испытания на птицестойкость ГТД. Для реализации этой задачи предлагается использовать стенд №22 НИЦ ЦИАМ им. П.И.Баранова. В текущий момент времени он нуждается в глубокой и комплексной модернизации. Для расширения функционала стенда на проведение испытаний на попадание на вход ГТД птицы, града, кусков льда, дождя предлагается создать АИИС, состоящую из:

- платы для регистрации параметров по каналам виброускорения NI PXIe-4498 с клемником (16 каналов виброускорения с частотой оцифровки 204,8 кГц);
- 6 плат NI PXIe-4331 с клемниками (по 8 каналов регистрации тензодеформации с частотой оцифровки 102,4 кГц);
- датчиков тензодеформации и виброускорения;
- платы PXIe-6375 с клемниками и кабелями для регистрации сигналов с датчиков давления (208 каналов);
- 4 плат для регистрации параметров по каналам температуры NI PXIe-4353 с клемниками и кабелями (32 канала);
- 2 универсальных токовых плат NI PXIe-6238 с клемниками (8 каналов);
- платы ARINC429 PXI Interface Module from AIT (8 каналов) для реализации приема сигналов по протоколу ARINC 429 с клемниками и кабелями;
- термокомпенсационного кабеля;
- датчиков давления;
- датчиков температуры и влажности;
- шасси NI PXIe-1065;
- контроллера NI PXIe-8135.

Предполагается использовать синхронизацию шасси между собой за счет встроенного интерфейса и вывод высокочастотного сигнала на камеру скоростной видеосъемки с целью синхронизации сбора статических, динамических параметров и съемки.

Кроме того планируется реализовать автоматизацию процесса испытаний (АСУ ТП) на базе того же оборудования и программного обеспечения, что позволит упростить процесс испытаний и снизить издержки.

СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ИСПЫТАНИЙ В СТРУКТУРНОЙ И ГАЗОВОЙ ДИНАМИКЕ

С.Н. Панов, ООО «Приматек», Москва, spanov@octava.ru

Разработка авиационных двигателей предполагает большой объем экспериментальных исследований как по уточнению математических моделей, так и на этапе доводки. Это касается как структурной динамики конструкций, так и исследований газодинамических явлений.

В докладе рассмотрены современные методы испытаний в структурной и газовой динамике.

Структурная динамика. Принятой технологией определения модальных параметров деталей и конструкций является модальный анализ, позволяющий определить собственные частоты, формы колебаний и демпфирование. Измерение вибрации выполняется путем установки датчиков вибрации или бесконтактным методом с помощью сканирующего лазерного виброметра при синусоидальном, импульсном, широкополосном возбуждении и в рабочих условиях. В результате измерений получают передаточные характеристики по измерительной сетке. Для слабомпфированных конструкций хорошие результаты дает метод идентификации LMS PoliMAX, а метод PoliMAX Plus позволяет увеличить отношение сигнал/шум. Пути передачи вибрации и шума от двигателя оцениваются с помощью метода анализа путей передачи (LMS TPA – Transmission Path Analysis).

Традиционным методом многие годы для определения форм колебаний лопаток и дисков рабочих колес являлся метод голографической интерферометрии, который позволяет регистрировать одновременно все вибрационное поле структуры. Современной реализацией этого метода явилась электронная спекл-интерферометрия (ESPI - Electronic Speckle interferometry) в которой регистрация спекловой структуры выполняется видеокамерами. Бесконтактные оптические методы позволяют исследовать, например, такие тонкие явления как расщепление спектров собственных частот. При использовании непрерывных газовых когерентных лазеров возможно исследование гармонических колебаний, а при использовании импульсных лазеров – исследование переходных процессов.

Применение электронного и оптического деротатора позволяет исследовать переходные процессы и формы колебаний вращающихся колес.

В последние годы большой популярностью пользуются оптические методы исследования полей перемещений, деформаций на основе алгоритма цифровой корреляции изображений (DIC –digital image correlation). Измерительные системы на его основе позволяют выполнять измерение 3-х мерных полей перемещений конструкции из разных материалов при различных видах испытаний, включая растяжение, изгиб, комбинированную нагрузку. Установка состоит из лазерного светодиодного источника

света HILIS, которая обеспечивает однородное освещение для повышения точности измерений и двух видеокамер (для 3-х компонентных перемещений). Для измерения протяженных конструкций используются множественные (до 8-ми) камеры. Чувствительность измерения перемещения составляет до 1/100 000 от диагонали поля зрения, т.е до 1 мкм для поля зрения 100мм. Погрешность измерения деформаций до 0,01%. Принцип измерений основан на регистрации стохастической структуры (система черных и белых точек) поверхности объекта при разном нагружении (фазах вибрации объекта) с последующей идентификацией точек с помощью специального алгоритма сравнения изображений. Зная поля перемещений и распределение деформаций можно отследить развитие трещин.

Корреляция изображений DIC и алгоритм ESPI являются дополняющими друг друга методами, которыми при совместном использовании может быть охвачен широкий диапазон измерений; при этом ESPI охватывает диапазон малых перемещений, а DIC – диапазон больших перемещений и деформаций, включая пластическую деформацию. Аппаратурная реализация указанных методов иллюстрируется системами фирмы Dantec Dynamics для статики и квазистатики – Q 400 (DIC), Q 100, Q 300 (ESPI). Для протяженных объектов нашла применение 3-х мерная переносная система Q 480 (DIC), включающая 2 портативные камеры с источником света HILIS, которая используется для последовательной регистрации слабых зон конструкции при различном нагружении.

При использовании высокоскоростных камер возможно измерение вибраций до 20000Гц с возможностью регистрации пространственно-временной картины вибрации конструкции и измерения перемещений от микронного диапазона до нескольких десятков сантиметров. Система Q 450 (DIC) позволяет измерять 3-мерное вибрационное поле с областью измерений от 70х50 мм^2 до 400х300 мм^2.

Для оптического неразрушающего контроля деталей и конструкций из композиционных материалов применяется метод контроля – ширография (Shearography, стандарты ASTM E2581, SNT-TC-1A и CP-105). Метод основан на интерферометрическом методе измерения, который позволяет регистрировать микроскопические перемещения поверхности , вызванные внутренними дефектами в виде несплошностей при приложении нагрузки (вибрационной, термической, давления и другой механической). Примером служит универсальная система Q 800 и промышленная установка Q 810 для контроля больших поверхностей для работы одним оператором с переносным блоком, включающим монитор и вакуумный кожух (нагружение 150 мбар, поле зрения 300ммх200мм, скорость измерения 10 секунд, вес 7,5 кг). Применение: контроль композитных крыльев, лопаток, склеенных металлических деталей двигателей, обтекателей, корпусных деталей, кожухов и др.

Для исследования газодинамических явлений применяются, рассмотренные в докладе, следующие методы исследования, их аппаратурная реализация и применения:

- точечные измерения скорости потока, его пульсаций, турбулентности, направления потока (межлопаточное пространство, поток на входе и выходе и др.) : термоанемометрия (CTA-constant temperature anemometry); лазерная допплеровская анемометрия (LDA) (Dantec Dynamics), многоканальные (Multihole зонды, Aeroprobe);
- измерения размеров, концентрации, скорости капель (камеры сгорания): PDA – Particle Dynamic Analysis; теневой метод (Shadow sizing) (измерение размеров, формы и скорости частиц по теневым изображения, например, частиц льда); измерение геометрии спреев при контроле форсунок (Spray Geometry);
- измерения по всей поверхности и объему для изучения 3-мерной структуры течения в дозвуковом и сверхзвуковом потоке газа: велосиметрия по изображениям частиц для регистрации мгновенных (усредненных) векторных полей скоростей потока (PIV-Particle Image Velocimetry) по плоскости и по объему (Volumetric PIV) и с разрешением во времени (видео клип векторного

поля скоростей) с частотой до 4000 кадров в секунду (TR-PIV Time - resolved PIV). Пост-обработка данных TR-PIV с помощью ортогонального разложения по собственным функциям (метода POD -Proper Orthogonal Decomposition) позволяет идентифицировать когерентные структуры и их энергетическую активность, а разложение по колебательным структурам (метод OPD - Oscillating Pattern Decomposition) позволяет выполнять временной анализ стабильности мод;

- диагностика горения, измерение пространственной концентрации и температурных полей потоков газа и жидкости на основе использования флюоресценции вызванной лазером (PLIF-Planar Laser Induced Fluorescence). Метод позволяет измерять наличие при горении радикалов (OH, NO, CH, CO , HCHO и др.), визуализацию фронта пламени, впрыск топлива и его распределение, изучить явление воспламенения и стабильности горения путем одновременной визуализации полей скоростей потока, концентрации топлива и присутствия радикалов. Области применения: диагностика горения в топливных системах, снижение выбросов, технологические процессы (перемешивание, нагрев, охлаждение), процесс горения –анализ вихревых структур на динамику и конфигурацию пламени, количественное определение концентрации фракции сажи и др.

Описаны схемы измерений, аппаратурная реализация оптических методов в системах фирмы Dantec Dynamics (Дания) и примеры применений.

СТРАТЕГИЯ РАЗВИТИЯ И МОДЕРНИЗАЦИИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ИСПЫТАТЕЛЬНОЙ БАЗЫ ПРЕДПРИЯТИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

М.И. Перцовский, ООО «Лаборатория автоматизированных систем (АС)», Москва, mip@actech.ru

Разработка и принятие в эксплуатацию техники нового поколения – является приоритетной задачей отечественной авиационной и космической отраслей. С другой стороны, ее решение сталкивается с проблемой несоответствия технологического оснащения всех этапов жизненного цикла подготовки и организации производства, современным требованиям обеспечения разработки и производства изделий.

На предприятиях отрасли разработан и применяется уникальный парк испытательного оборудования, который может и должно полноценно использоваться при создании новых изделий на всех этапах жизненного цикла. Наиболее быстрый и эффективный способ модернизации и приведение к требованиям современного уровня – это внедрение систем автоматизации. Нынешний этап развития информационных технологий позволяет быстро, практически не выводя используемое оборудование из цикла текущих работ, обеспечить соответствие требованиям модернизации имеющегося технологического оборудования. Широкое использования сетевых технологий и баз данных, позволяют перейти к созданию нового уровня – «надстройки» над отдельными установками, позволяющий организовать сквозной обмен данными и отчетности в рамках испытательной базы предприятия в целом. В свою очередь – это этап в формировании единого информационного пространства испытательной базы предприятия или отрасли в целом [1]. Грамотно и эффективно проводимые испытания и мониторинг процессов, единая технология при разработке комплексных систем и организации работы с

получаемыми данными позволяет добиваться прямой экономии денежных средств за счет интенсификации использования дорогостоящего оборудования, увеличения их ресурсной эксплуатации, получения новых результатов за счет дополнительной обработки уже имеющихся данных.

Комплексная система автоматизации не является «единым и неделимым монстром». Разработанные в "Лаборатории автоматизированных систем (АС)" и апробированные на самых различных предприятиях методы вертикальной и горизонтальной декомпозиции общей задачи позволяет, оставаясь в рамках комплексного подхода и единой технологии построения архитектуры систем автоматизации, строить локальные системы для отдельных установок или частных задач [2]. При этом, они, являясь комплементарными друг - другу и отвечая технологии построения общей системы, в итоге и решают задачу комплексной модернизации и автоматизации испытательной базы предприятия.

Другим аспектом построения таких систем является обеспечение высокой надежности функционирования сложных комплексов – требование, выполнение которого столь же желательное, сколь и непростое. Для класса систем, объединяемых понятием систем важных для безопасности, требование надежности становится абсолютным. Необходимость проведения мероприятий на всем жизненном цикле создания и эксплуатации таких систем закреплено многими международными и национальными стандартами (например, полный жизненный цикл безопасности системы контроля и управления (overall safety life cycle of the l&C) - стандарт IEC61508). Традиционно для достижения этого на этапе проектирования создаются дополнительные средства тестирования, как внешние по отношению к системе, так и встроенные. На этапе использования системы – средства многократного контроля всех параметров взаимоувязанные с дублированием (для наиболее важных узлов – с троированием и т.д.) и возможностью «горячего» подключения. При этом ресурсы, как интеллектуальные, так и материальные вкладываемые в средства поддержки могут во много раз превышать собственно затраты на саму систему.

Решением проблемы сокращения расходов при сохранении необходимого уровня надежности является создания таких комплексных методов и средств, которые позволят обеспечить процесс высокотехнологического проектирования и одновременно станут средствами поддержки функционирования готовых систем.

В настоящее время на рынке автоматизации предлагается огромное количество разнообразных по своей функциональности и организации, выполненных в самых разных стандартах аппаратно-программных средств и компонент построения систем автоматизации. Причем распространенное заблуждение, что покупка какого-то «достаточного» количества этих средств решит проблему модернизации, приводит к часто неоправданным затратам финансовых ресурсов на приобретение иногда неадекватного конкретной задаче набора таких средств. Соответственно, конфигурирование, проектирование архитектуры будущей системы автоматизации становится искусством, во многом зависящим от квалификации конкретного исполнителя. Только после осознания всей задачи в целом и тщательной проработке и детального проектирования архитектуры системы автоматизации испытательного комплекса, можно говорить о грамотном выборе необходимого набора программно-аппаратных средств.

Разработка технологии построения систем автоматизации испытательных стендов в соответствии с задачами, решаемых в ходе проведения испытания и не зависящих от набора средств используемых при автоматизации позволит максимально удешевить и унифицировать процесс автоматизации с одновременным повышением качества работ, сделать его минимально зависящим от человеческого фактора. «Технологично» выполненные системы автоматизации, будут, как уже говорилось выше, «комплементарны» между собой, решат проблему «зоопарка» используемых средств автоматизации и позволят системы сделать легко развиваемыми и масштабируемыми.

В докладе приводится подход и описывается опыт применения ряда средств, разработанных в «Лаборатории автоматизированных систем (АС)», для решения обозначенных выше задач. Инструментальные средства поддержки проектирования, средства тестирования и отладки на этапе создания испытательных комплексов, базовые программно-аппаратные компоненты и средства поддержки функционирования действующих систем строятся на основе общих методов и технологий. При этом каждая конкретная проектируемая система наследует свойства среды ее породившей и может включать, в том числе подсистемы самотестирования и адаптации к изменяющимся условиям функционирования, метрологической поддержки измерительных каналов, которые могут работать постоянно и в реальном времени. При этом полностью выполняются рекомендации стандарта IEC 61508.

Все предлагаемые решения прошли апробацию и используются «Лабораторией автоматизированных систем (АС)» при реализации систем измерения и управления испытательными стендами и технологическим оборудованием на ряде предприятий ракетно-космической и авиационной отраслей, автоматизированных комплексов и систем лабораторной и промышленной автоматизации [3].

Список литературы

1. Перцовский М.И. Стратегия технического перевооружения предприятий ракетно-космической отрасли. //Аэрокосмический курьер. 2010. №1.
2. Перцовский М.И. Комплексная автоматизация и ИТ – основа модернизации испытательной базы предприятий аэрокосмической отрасли. //Аэрокосмический курьер. 2010. №5.
3. Перцовский М.И., Ртищев А.В. Комплексная система реального времени испытания сложного технического объекта: от теории к практике // Автоматизации в промышленности. 2014. №2.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ГЕНЕРИРОВАНИЯ И ПОДАЧИ ЛЕДЯНЫХ КРИСТАЛЛОВ В АДТ ДЛЯ ВЫСОТНО КЛИМАТИЧЕСКОГО СТЕНДА Ц-1А

Д.С. Петров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, petrov800@rtc.ciam.ru
В.В. Кулаков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, dep800@rtc.ciam.ru
А.В. Горячев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, goryachev@ciam.ru
Ю.И. Сапегин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sapegin@rtc.ciam.ru
Е.Б. Ксенофонтов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, 80101@rtc.ciam.ru
Е.С. Донец, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, donec2005@rambler.ru
Ю.П. Лянзберг, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lyanzberg@rtc.ciam.ru
В.Г. Жулин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zhulin@ciam.ru
В.В. Савенков ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, 102228sv@mail.ru

Данная работа служит продолжением серии расчетных, конструкторских, экспериментальных работ начатых в 2008 году и ведущихся до сих пор отделениями 300 и 800. Основная цель, поставленная перед нами: обеспечение передовых позиций Российской авиационной промышленности во внедрении новых методов и технологий проведения сертификационных испытаний двигателей и планеров летательных аппаратов. В то время, как испытания в условиях «классического» (капельного) обледенения, уже

давно вошли в мировую практику (в том числе и в ЦИАМ), сертификационные испытания в условиях «смешанной фазы» (в потоке воздуха одновременно находятся водяные капли и кристаллы льда) и «ледяных кристаллов» до последнего времени небыли обязательны.

Все изменилось 5 января 2015 года, когда FFA (федеральным авиационным управлением США) были приняты поправки к 14 разделу CFR части 25 и 33. Практика показывает, что изменения такого рода, довольно быстро гармонизируются с существующими регламентирующими документами России и Евросоюза.

Таким образом, представленная работа по адаптации технических решений отработанных на модельной установке получения и вброса ЛК в поток воздуха АДТ к условиям работы на полномасштабном двигательном стенде более чем актуальна.

Работа посвящена вопросам получения, пневматического транспортирования ледяных кристаллов и вброса их в поток воздуха аэродинамической трубы.

Показаны технические решения, примененные для получения ледяных кристаллов.

Рассмотрены технические требования и решения, предложенные заказчиком, по аналогии с существующей модельной установкой.

Предложены различные варианты подключения пневматической транспортной системы к источнику воздуха.

Показаны новые подходы к компоновочным решениям с привязкой к существующим зданиям и оборудованию.

В работе рассматриваются технические решения следующих задач:

- Задача получения ЛК.
- Задача переноса ЛК, подразделяется на несколько совместных подзадач:
- Перенос кристаллов от генератора до коллектора вброса.
- Подача к генераторам ЛК холодного, осушенного воздуха с расходом, компенсирующим расход воздуха, использованный для переноса кристаллов.
- Выбор принципа, с помощью которого будет создан необходимый перепад давлений транспортирующего воздуха и будет осуществляться перенос кристаллов.
- Выбор оптимальной конструкции коллектора вброса кристаллов ЛК в поток АДТ. Экспериментальное исследование данного варианта коллектора и калибровка равномерности потока ЛК планируется выполнить на стенде Ц-2.
- Задача адаптации отработанных методов получения ЛК к новым условиям работы.

Список литературы

1. Идельчик И.Е., Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М., «Машиностроение», 1975
2. Синцеров А.Д, Павлов В.Н. Вентиляционные установки элеваторов, мельниц и крупозаводов. М., ЗАГОТИЗДАТ, 1950.
3. Страхович К.И. Основы теории и расчета пневматических транспортных установок. М., Главная редакция литературы по машиностроению и металлообработке, 1934
4. Сегаль И.С., Методика расчета установок пневматического транспорта. М, труды ВНИИПТМАШ, 1962.
5. «Оборудование пневматического транспорта», М., сборник Машиностроение.
6. Flow Angle Probe High Temperature Miniature is Pressure Transducer FAP-HT-250 series. URL: http://www.kulite.com/docs/products/FAP-HT-250.pdf (дата обращения: 03.03.2014).

7. AirplaneandEngineCertificationRequirementsinSupercooledLargeDrop, MixedPhase, andIce Crystal Icing Conditions. Docket No. FAA–2010–0636; Notice No. 10–10, Federal Register, Vol. 75, No. 124.
8. Draft Decision amending CS-E, CS-E Book 1, Subpart E – Turbines engines type substantiation, CS-E 780 Icing Condition.
9. Авиационные правила, часть 33. Нормы лётной годности двигателей воздушных судов, п.33.68 (а*), Международный авиационный комитет, 2011.

СОЗДАНИЕ НОВОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ГАЗООБРАЗНОГО КИСЛОРОДА НА ГИПЕРЗВУКОВОЙ СТЕНД Ц16ВК

Д.С. Петров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, petrov800@rtc.ciam.ru
А.Н. Прохоров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, prokhorov@ciam.ru
В.В. Кулаков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, dep800@rtc.ciam.ru
В.Ю. Александров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, aleksandrov@ciam.ru
Ю.И. Сапегин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sapegin@rtc.ciam.ru
Е.Б. Ксенофонтов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, 80101@rtc.ciam.ru
Д.Б. Жирнов ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zhirnov@rtc.ciam.ru

Данная работа служит продолжением серии расчетных, конструкторских, экспериментальных работ по модернизации группы стендов Ц-16 начатых в 2008 году и ведущихся до сих пор отделением 800 и отделом 012. Основная цель, поставленная перед нами: обеспечение передовых позиций Российской авиационной промышленности во внедрении новых методов и технологий проведения специальных и сертификационных испытаний сверх- и гиперзвуковых двигателей и планеров летательных аппаратов.

Исследования гиперзвуковых аппаратов в условиях реального полета дороги и сопряжены с полным или частичным разрушением исследуемого объекта в конце испытаний. ЦИАМ выполняется модернизацию существующих гиперзвуковых стендов, направленную на расширение имитируемых реальных полетных условий, при этом не останавливая программу испытательных и исследовательских работ предлагаемую авиа- и ракетостроительной промышленностью.

Настоящая работа посвящена разработке новой системы хранения, транспортировки газообразного кислорода по территории предприятия и подачи на испытуемое изделие, огневой подогреватель и генератор синтетического воздуха. Новая система характеризуется высокими значениями давления и расхода O_2, что накладывает жесткие требования к надежности и безопасности эксплуатации.

Необходимость данной работы вызвана существенным повышением расходов окислителя, воздуха и топлива на стенде и испытуемых изделиях, и соответственно увеличением температуры выхлопных газов до 2000 К и более.

Показаны технические решения, примененные для обеспечения заданных режимных параметров по подаче кислорода.

Рассмотрены компоновочные решения с привязкой к существующим зданиям и оборудованию.

Приведены примененные способы многоуровневой защиты персонала и оборудования в случае возникновения внештатных и аварийных ситуаций.

Список литературы

1. Идельчик И.Е., Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М., «Машиностроение», 1975.
2. СТО 002 099 64.01-2006 «Правила по проектированию производств продуктов разделения воздуха» (взамен ОСТ 290.004-02)
3. ВСН 10-83 «Инструкция по проектированию трубопроводов газообразного кислорода».
4. ГОСТ 12.2.052-81* «Система стандартов безопасности труда. Оборудование, работающее с газообразным кислородом. Общие требования безопасности».
5. ПБ 11-544-03 «Правила безопасности при производстве и потреблении продуктов разделения воздуха».
6. СТП 2082-594-2004 «Стандарт предприятия. Оборудование криогенное. Методы обезжиривания».
7. ВСН 50-83 «Инструкция по проектированию трубопроводов жидких продуктов разделения воздуха».
8. ПБ 03-585-03 «Правила устройства и безопасной эксплуатации технологических трубопроводов».
9. Руководство по безопасности «рекомендации по устройству и безопасной эксплуатации технологических трубопроводов». (Нормативные документы в сфере деятельности Федеральной службы по экологическому, технологическому и атомному надзору. Серия 03. Документы межотраслевого применения по вопросам промышленной безопасности и охраны недр. Выпуск 67). Москва 2013г.
10. ГОСТ 12.01.010-76 «Система стандартов безопасности труда. Взрывобезопасность. Общие требования».
11. ГОСТ 12.1.004-91 «Система стандартов безопасности труда. Пожарная безопасность. Общие требования».
12. РТМ-487-01-74 «Руководящие технические материалы на проектирование, изготовление, монтаж и эксплуатацию трубопроводов стендовых систем»
13. "Правила промышленной безопасности опасных производственных объектов, на которых используется оборудование, работающее под избыточным давлением" от 25 марта 2014 года.

СОЗДАНИЕ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ АНАЛИЗА ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ВИДОВ ТОПЛИВА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ РАЗЛИЧНОГО ТИПА ДВИГАТЕЛЯХ

И.В. Пучковский, ИПХФ РАН, Черноголовка, piv@icp.ac.ru
М.С. Шаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, dep009@ciam.ru

В настоящее время уделяется огромное внимание разработке теоретических основ проектирования интегральных прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ИПВРД) на твердых топливах. При этом основное внимание уделяется разработке и усовершенствованию математических моделей отдельных узлов, систем и двигательной установки в целом, построенных во взаимосвязи с внутрикамерными процессами. Сложность задач проектирования ИПВРД на твердых топливах связана с тем, что такие задачи невозможно от начала до конца представить в виде строгих математических моделей, а многообразие схем ИПВРД, применяемых твердых топлив и горючих вызывает необходимость их классификации и выявление областей их рационального применения [1].

Таким образом, возникает задача не только математического моделирования внутрикамерных процессов, но и создания многоцелевых универсальных испытательных стендов (установок), позволяющих проводить фундаментальные исследования процессов горения, протекающих при работе различных видов двигателей с использованием различных видов топлив и горючих [2].

В конце 2014 года в ИПХФ РАН (г. Черноголовка) совместно с ЦИАМ началась разработка и изготовление универсального испытательного стенда по экспериментальному исследованию процессов газификации и дожигания различных видов существующих и перспективных твёрдых топлив и горючих в высокоскоростных воздушных потоках при различных схемах организации рабочего процесса в модельной камере сгорания.

Целью создания экспериментальной установки являются:

- Проведение фундаментальных экспериментальных исследований процессов горения твёрдых топлив и твёрдых горючих в высокоскоростных воздушных потоках;
- Создание научно-технического задела по эффективности процессов дожигания продуктов газогенерации твёрдых топлив и твёрдых горючих в ПВРД и ГПВРД различных конструктивных схем;
- Создание новых твёрдых топлив и твёрдых горючих для ПВРД и ГПВРД с их отработкой в модельных двигателях с использованием научного потенциала ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» и ФГБУН «ИПХФ РАН»

Это является и отличительной особенностью создаваемой установки от всех других подобного рода экспериментальных и исследовательских стендов.

В установке предусмотрено создание различных условий эксплуатации прямоточных двигателей как по высоте, так и скорости полета. На первом этапе создания стенда предусмотрено моделирование режимов работы модельной камеры сгорания (дожигания) по температуре подаваемого воздуха на входе в камеру, соответствующей числам Маха полёта 2...4,5 (500...1100 К). Для реализации этого предполагается использование "чистого" омического подогрева воздуха с помощью проточного электроподогревателя. В перспективе (второй этап создания стенда) диапазон режимных

параметров по температуре подаваемого воздуха планируется расширить до 1700... 2000 К с помощью огневого подогрева или плазмотрона.

В технологическом процессе испытаний предусмотрено использование широкого спектра современного измерительного и диагностического оборудования, позволяющего всесторонне проводить исследования протекающих процессов горения (датчики силы, давления и температуры, пирометры, тепловизоры, высокоскоростная съёмка, система отбор проб для химического анализа продуктов сгорания). При использовании различных видов научно-исследовательской аппаратуры возможно будет проводить регистрацию процессов горения ТТ непосредственно в камере сгорания, оценивать структуру течения, вплоть до определения размеров частиц и капель, проводить спектральный анализ выхлопных газов и т.п.

В процессе создания испытательного стенда была разработана техническая, конструкторская и рабочая документация на установку, системы обеспечения технологического процесса, автоматизированную информационно-измерительную систему, автоматизированную систему управления технологическим процессом. Спроектированы и изготовлены тягово-измерительная система, система электрического нагрева подаваемого воздуха, модельные установки с осесимметричным подводом воздуха для исследования процессов газификации образцов твёрдых горючих (открытая схема) и боковым подводом воздуха для исследования процессов дожигания продуктов газогенерации твёрдых топлив (газогенераторная схема).

Закуплено и смонтировано измерительное и диагностическое оборудование.

В конце 2015 года запланированы первые пуско-наладочные огневые испытания и запуск в эксплуатацию испытательного стенда в соответствии с первым этапом графика работ по его созданию.

На втором этапе создания стенда (2016 г) запланировано расширение режимных параметров работы стенда, в частности по температуре воздуха на входе в камеру, соответствующей числам Маха полёта 6...10 (1700...2500 К).

Созданный совместно с ЦИАМ в ИПХФ РАН универсальный прямоточный модельный стенд для исследования процессов горения твёрдых топлив в высокоскоростных воздушных потоках позволит проводить фундаментальные экспериментальные исследования с оценкой соответствия результатов экспериментов проводимым расчётным исследованиям и коррекцией существующих и создаваемых математических моделей процессов горения различных твёрдых топлив и горючих.

Список литературы:

1. Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верхоломов В.К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. Основы теории и расчёта / Под ред. Л.С. Яновского. – М.: Академкнига, 2006. 343 С.
2. Обносов Б.В., Сорокин В.А., Яновский Л.С. и др. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе / Под ред. В.А. Сорокина.- 2-е изд., перераб. и доп.- М. : Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014.- 303 с.

РАЗРАБОТКА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

А.Н. Саженков, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, office@avid.ru
Т.П. Андреева, АО УНПП «Молния», Уфа, molniya@molniya.ufa.ru
И.Т. Губайдуллин, АО УНПП «Молния», Уфа, molniya@molniya.ufa.ru

При создании малоэмиссионных камер сгорания (МЭКС) газотурбинных двигателей актуальной является задача идентификации внутрикамерных процессов, носящих существенно турбулентный характер. Наряду с методами численного моделирования для решения задач идентификации целесообразно использовать оптические средства измерения, позволяющие без контакта с исследуемой средой, практически безынерционно регистрировать параметры излучения нестационарных физико-химических многофазных процессов горения углеводородных топлив. В совокупности с другими инструментальными средствами (быстродействующие сканеры давлений, температур и скоростей потоков, пробоотборные газоанализаторы), оптические средства должны позволить осуществлять интерактивную идентификацию математических моделей и верификацию расчетных методик.

В рамках выполнения национальной программы создания семейства авиационных турбореактивных двигателей для магистральных самолётов [1] ОАО «Авиадвигатель» совместно с АО УНПП «Молния» инициировали НИОКР по разработке отечественной оптико-электронной аппаратуры (ОЭА), пригодной для исследования внутрикамерных процессов. Программа создания образцов ОЭА предусматривает решение комплекса научных, конструкторских, технологических задач, в т.ч. :

- разработку концепции построения ОЭА - мобильного измерительно-диагностического комплекса, информационно интегрируемого в АСУ стендовых испытаний типа «Парус»;
- выбор наиболее информативных (контролируемых) участков оптического спектра излучения пламени;
- обеспечение работоспособности объектива оптического зонда (сохранение герметичности, термостойкости, вибростойкости при воздействии циклических изменений температуры от -40 до 1000 0 С, избыточного давления до 45,0 кгс/см2);
- техническую реализацию оптического доступа к внутреннему объему камеры и т.д.

В докладе представлены основные результаты испытаний образца-демонстратора трехканальной оптико-электронной системы типа ОЭС-2011 в составе одногорелочного отсека с жаровой трубой камеры сгорания ГТУ-25П мощностью 25 МВт и полноразмерной камеры сгорания унифицированного газогенератора.

Образец-демонстратор оптико-электронной системы ОЭС-2011 представляет собой агрегатированный аппаратно-программный комплекс [2], состоящий из:

- трех термо-вибростойких оптических зондов с линзовой и\или апертурной лейкосапфировой, кварцевой оптикой, обеспечивающей прием электромагнитного излучения в спектральном диапазоне от 0,2 до 5,0 мкм;
- электронного блока, содержащего:

- три фотоприемных устройства, включающие шесть полупроводниковых фотодиодов, воспринимающих излучение в диапазонах
  - в ультрафиолетовом 190-550 нм;
  - в оптическом видимом 400-720 нм;
  - в ближнем инфракрасном 720-1150 нм, 1000-1700 нм;
- один датчик динамического давления, позволяющий измерять пульсации давления в камере сгорания диапазоне 0-40 бар с задержкой не более 1мс;
- многоканальный аналого-цифровой преобразователь со встроенным микроконтроллерами с выходным цифровым интерфейсом;

В качестве топлива на испытаниях жаровой трубой камеры сгорания ГТУ-25П, реализующей технологию «богато-бедного» горения, использовался углеводородный газ с 97–98 - процентным содержанием метана CH_4. Полученные в ходе стендовых испытаний экспериментальные данные с жаровой трубой ГТУ-25П показывают наличие корреляционных связей входных оптических сигналов, регистрируемых на различных участках спектра, с режимными параметрами модельной установки (в первую очередь по температуре газов). С помощью каналов, работающих в диапазоне 190…1150 нм, удалось устойчиво регистрировать излучение искровых разрядов запальной свечи, работающей от штатной системы зажигания с накопленной энергией не более 6 Дж. Канал, сенсибилизированный на ИК-область (более 1,15 мкм), не позволяет выделить импульсы излучения искрового разряда запальной свечи.

Фурье-анализ сигналов системы показывает, что основная часть мощности спектральной плотности входных оптических сигналов сосредоточена в диапазоне 0…1,5 кГц. На малых режимах работы ГТУ-25П имеют место три четко выраженных пика в частотном спектре, при этом с увеличением режима работы происходит сдвиг группы частот в область верхних частот. Выявление связи между спектром частот с особенностями процессов горения и пульсациями давлений в жаровой трубе является одним из направлений дальнейших исследований. В процессе следующих испытаний также предстоит выявить наиболее информативные зоны горения топливно-воздушной смеси, определить значения апертурных углов широкоугольного и колимирующего объективов для оптимального визирования исследуемого пламени.

Разработанная оптико-электронная аппаратура контроля процессов горения в МЭКС представляет собой удобный (портативный, цифровой, интеллектуализированный) инструмент исследования внутрикамерных процессов сжигания углеводородных топлив, не требующий трудоемкого препарирования объекта испытания, однако требующий адекватной квалификации оператора-исследователя . Проведенные испытания полностью подтвердили функциональную работоспособность системы, в том числе термостойкость, прочность объективов оптических зондов при тепловых, механических и вибрационных нагрузках. Вместе с этим, представляется целесообразным для дальнейшего исследования структуры спектра излучения пламени и наличия NO_X, CH, CO в различных зонах МЭКС, применять специализированную высокоскоростную спектрометрическую аппаратуру [3], охватывающую диапазон длин волн 190-2550 нм со спектрального разрешения 0,1-1,0 нм и широким динамическим диапазоном $10^5…10^6$.

Список литературы

1. Иноземцев А.А. О программе создания авиационных газотурбинных двигателей пятого поколения для семейства самолетов МС-21.//- Вестник Пермского научного центра, -Пермь, 2010.- №4 – с. 28–46.
2. Иноземцев А.А., Саженков А.Н., Цатиашвили В.В., Абрамчук Т.В., Шипигусев В.А., Андреева Т.П., Гумеров А.Р., Ильин А.Н., Губайдуллин И.Т.. Разработка и применение бесконтактной технологии исследования процессов горения в камере сгорания газотурбинного двигателя. Новосибирск, СО РАН, Теплофизика и аэромеханика, 2015, том 22, №3 с.373-384, библ.,8 назв.
3. Губайдуллин И.Т., Андреева Т.П., Гумеров А.Р., Саженков А.С.. Оптико-электронный спектрометрический комплекс для контроля процессов горения в камере сгорания газотурбинного двигателя. Пермь, Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2015. №41, с.59-71, библ.10 назв.

ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЫСОКОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВОГО ПОТОКА ПИРОМЕТРОМ СПЕКТРАЛЬНОГО ОТНОШЕНИЯ

В.Б. Сахаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vsah@ciam.ru
М.А. Садовин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vsah@ciam.ru
А.Ю. Поройков, МЭИ, Москва, poroykovay@gmail.com

При исследовании процессов, протекающих в пламенах, высокотемпературных газовых потоках, таких как потоки в камерах сгорания ГТД, одной из основных задач является измерение температуры газа. Как правило, эта задача решается с помощью контактных методов измерения – термопарных зондов. Однако при использовании контактных методов в исследуемую среду вносятся возмущения, что может повлиять на результаты измерений. Кроме того, материалы, используемые в термопарных зондах работают в ограниченном температурном диапазоне и при температурах выше 2000 К использование их проблематично.

Поэтому наиболее перспективными являются бесконтактные методы измерения температуры газа, в частности оптические. Среди большого количества оптических методов измерения температуры газа можно выделить наиболее простые: эмиссионный и абсорбционный. Второй метод является более сложным из-за необходимости установки дополнительного оборудования, что не всегда представляется возможным.

Одним из таких эмиссионных методов является метод измерения температуры газового потока по излучению его компонент – по отношению двух спектральных линий β, принадлежащих одному и тому же элементу. В этом случае отношение интенсивностей излучения не зависит от концентрации частиц, что и позволяет определять температуру. При измерении температуры газового потока в ГТД основным компонентом в потоке сгоревших углеводородных топлив является водяной пар, который удобно использовать в качестве тестового. Однако зарегистрировать излучение одной спектральной линии в колебательно-вращательном спектре водяного пара даже при использовании спектральных приборов высокой разрешающей силы не представляется возможным ввиду крайне малых ширин линий. Поэтому предложен другой метод регистрации излучения, а именно регистрации группы линий, которые уже можно выделить с помощью узкополосных интерференционных фильтров. Такой метод реализован в виде компактного

прибора, названного пирометром спектрального отношения (ПСО), который позволяет измерять температуру газа в диапазоне 1000…2500К.

Спектральная интенсивность излучения, попадающего на фотоприемник пирометра и определяющая электрический сигнал одного канала пирометра, дается выражением

$I(\lambda,T)=\int_{\lambda}\tau_i(\lambda)N_0(\lambda,T)k(\lambda,T)d\lambda$, где $N_0(\lambda,T)$ – спектральная интенсивность излучения абсолютно черного тела, $k(\lambda,T)$– коэффициент поглощения водяного пара, $\tau_i(\lambda)$ – спектральная чувствительность канала i пирометра, складывающаяся из коэффициента пропускания интерференционного фильтра, используемого для выделения спектральной полосы излучения водяного пара и спектральной чувствительности фотоприемника. Для оптически тонкого слоя отношение спектральных интенсивностей излучения по двум каналам определяет градуировочную характеристику пирометра $\beta=I_{\lambda2}/I_{\lambda1}$, которая не зависит от характерного размера исследуемого потока и концентрации излучающих молекул, что и дает возможность измерять температуру.

Градуировка пирометра осуществляется экспериментально-расчетным путем. Экспериментально определяются спектральные зависимости каждого канала пирометра $\tau_i(\lambda)$, где i – номер канала. После этого полученные зависимости умножаются на расчетные спектры излучения паров воды из баз данных [1,2]. Далее находятся интегралы, соответствующие общим сигналам пирометра во всем рабочем спектральном диапазоне каждого канала при различных температурах, после чего берется их отношение.

Градуировочная зависимость для всего диапазона измеряемых температур выражается в виде отношения интегральных интенсивностей первого и второго каналов пирометра $\beta\sim e^{\frac{a}{T}+b}$, где a и b – коэффициенты, определяемые при аппроксимации градуировочной зависимости в диапазоне температур 1000…2500 К.

Световой сигнал от измеряемого объекта через объектив фокусируется на входной торец коллекторного волоконного световода, разделяющего сигнал на три части, которые через интерференционные фильтры подаются на фотоприемники. Два канала пирометра регистрируют излучение от паров воды, а один фоновое излучение от сажи. Обработка полученных данных проводится на компьютере в реальном времени. Для усиления сигнала с фотоприемников в пирометре используется специально разработанный блок усиления. Именно он отвечает за величину отношения сигнал/шум, во многом определяющую погрешность измерений всего прибора.

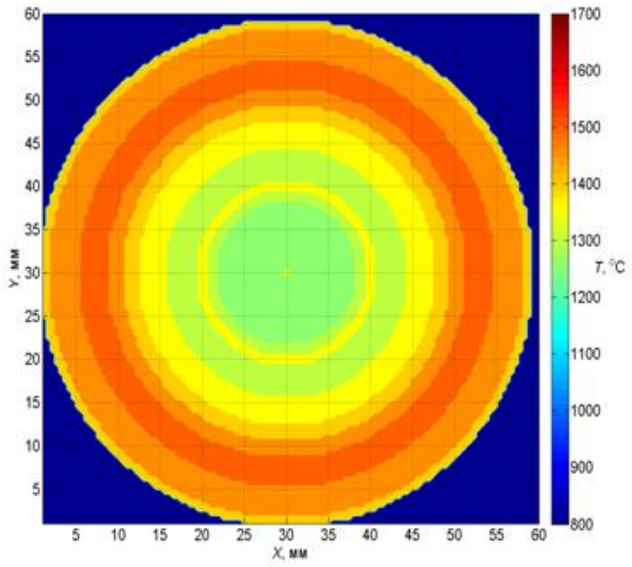


Рис. 1 – Восстановленная томограмма распределения температуры в пламени кольцевой горелки с помощью преобразования Абеля

Для определения погрешности измерения температуры с помощью ПСО проведены экспериментальные исследования на газовой горелке с одновременной регистрацией температуры пламени Pt-PtRh термопарой и пирометром. Регистрировался также спектр излучения горелки в диапазоне спектра 1,32…1,52 мкм. Далее полученный спектр сворачивался со спектральными коэффициентами чувствительности каналов пирометра и находилось отношение интегральных интенсивностей каналов 1,38 и 1,48 м пирометра β, по которому определялось значение температуры газа. Измерения показали, что расхождение между тремя этими методами измерения составляет 4 %.

Разработанное программное обеспечение позволяет организовать управление платой АЦП, зарегистрировать и обработать данные, в полуавтоматическом режиме получить значения температуры пламени и вывести результаты для дальнейшей обработки. В случае наличия осевой симметрии пламени, его можно просканировать и восстановить локальные значения температуры по интегральным интенсивностям, воспользовавшись преобразованием Абеля. Для этого разработан механизм, поворачивающий луч визирования пирометра с помощью шагового двигателя. Пример восстановленных локальных значений температуры для кольцевой горелки представлен на рис. 1.

Список литературы

1. Handbook of infrared radiation from combustion gases. C. B. Ludwig, W. Malkmus, J. E. Reardon, J. A. L. Thomson, 1972, v. 2.
2. The HITRAN2012 molecular spectroscopic database. Rothman, L.S., I.E. Gordon, et al., Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer, Vol. 130.

ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЙ КОМПЛЕКС ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОГРЕШНОСТИ МЕТОДА КОРРЕЛЯЦИИ ФОНОВЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ ДЛЯ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ИЗМЕРЕНИЯ ДЕФОРМАЦИЙ

В.Б. Сахаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vsah@ciam.ru
А.Ю. Поройков, МЭИ, Москва, poroykovay@gmail.com

В современной науке и технике измерение деформаций играет особая роль. Любой механизм и конструкция в ходе своей эксплуатации подвергается различным видам нагрузки, что, соответственно, вызывает деформацию узлов и элементов. Измерения деформаций становятся очевидной необходимостью, без которой возможны нежелательные последствия вплоть до полного разрушения механизмов и конструкций.

Измерения деформаций производятся множеством различных методов, начиная с простейших механических датчиков и заканчивая сложными голографическими установками, использующими высокоточные оптические системы и когерентные источники света.

Оптические методы измерения деформаций имеют одно несравнимое преимущество перед механическими и пьезоэлектрическими датчиками. Этим преимуществом является бесконтактность проведения измерений. Этот факт означает, что оптические методы не вносят дополнительную погрешность в результаты измерений и позволяют проводить измерение деформаций в более сложных случаях, нежели другие методы.

Все методы можно разделить на две большие группы: методы, использующие тензоэлектрические, пьезоэлектрические и механические датчики, и опто-геометрические методы.

Основной недостаток методов первой группы заключается в невозможности получить поле деформации на всей поверхности исследуемого объекта, так как измерения происходят локально. Основными недостатками второй группы является необходимость выполнения точных копий исследуемых объектов из специальных материалов (поляризационно-оптический метод), сложность и большая стоимость необходимых специализированных оптических приборов (интерферометрические методы).

Один из перспективных оптических методов измерения деформаций – метод корреляции фоновых изображений (МКФИ). Данный метод сочетает в себе простоту экспериментальной установки, использование цифровых методов обработки и низкую погрешность. Эти достоинства позволяют использовать его в натурных экспериментах и производить измерение деформаций на крупномасштабных поверхностях.

Данная работа посвящена именно этому оптическому методу диагностики деформации – методу корреляции фоновых изображений (в англоязычной литературе IPCT – Image Pattern Correlation Technique) [1-3]. И хотя данный метод нашел широкое применение в научных и промышленных задачах, влияние различных параметров тестовой установки на погрешность измерений не изучалось. Поэтому проведение таких исследований становится актуальным.

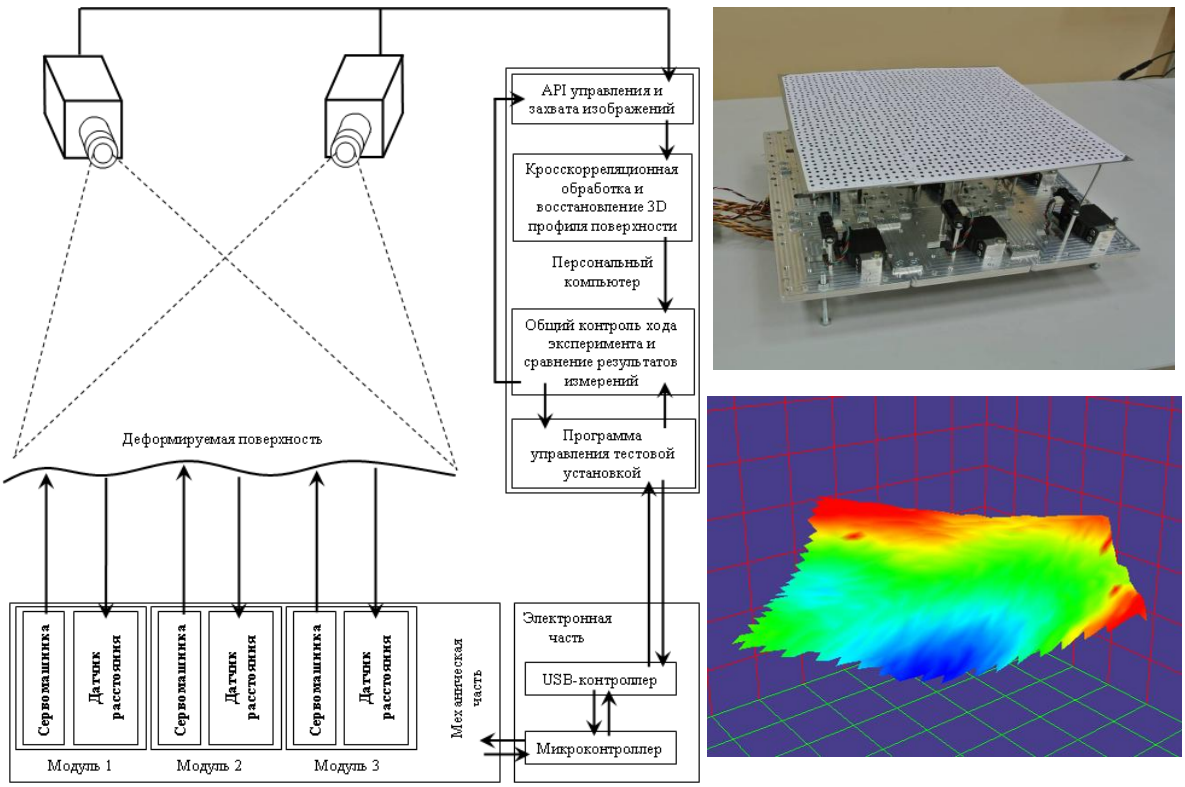


Рис. 1 – Принципиальная схема экспериментальных исследований для проведения измерений погрешности МКФИ (а), фотография тестовой установки (б), измеренная 3D деформация поверхности (в)

Принципиальная схема экспериментальных исследований представлена на рис.1а. Программное обеспечение случайным образом задает положение сервомашинок, искривляя тестовую поверхность (рис.1б). Изображение тестовой поверхности с двух цифровых видеокамер поступает на персональный компьютер, где они обрабатываются с помощью программы и восстанавливается профиль поверхности (рис.1в). Положения поверхности в контрольных точках сравниваются с результатами измерения датчиков. Найденная таким образом погрешность для каждой контрольной точки (датчика) записывается в журнал измерений с другими параметрами (показания датчиков,

положение восстановленной поверхности в контрольных точках, положения сервомашинок). После записи цикл повторяется. Искривление поверхности случайным образом и многократное повторение измерений позволяет получить статистические данные о точности метода.

В ходе экспериментальных исследований с применением разработанного комплекса были получены зависимости влияния геометрических параметров экспериментальной установки (взаимное расположение камер и объекта), влияния атмосферных явлений (появление капель воды на поверхности, горячие восходящие потоки воздуха) на погрешность метода корреляции фоновых изображений.

Список литературы

1. Kirmse T., Wagner A. Advanced Methods for In-flight Flap Gap and Wing Deformation Measurements in the Project AWIATOR // Proc. of First CEAS European Air and Space Conference. CEAS-2007-206. Berlin (Germany), 2007.
2. Поройков А.Ю., Скорнякова Н.М., Ринкевичюс Б.С. Использование метода корреляции фоновых изображений для диагностики деформации поверхности // Авиадвигатели XXI века [Электронный ресурс]: материалы конф. – Электрон. дан. – М.: ЦИАМ, 2010. – 1696 с. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM). С 1155 – 1156.
3. Поройков А.Ю. Восстановление 3D профиля деформированной металлической пластины методом корреляции фоновых изображений // Измерительная техника №4. 2014. – С. 15-19.

РЕЗОНАНСНАЯ ДИАГРАММА И ДИАГРАММА КЭМПБЕЛЛА ПРИ АНАЛИЗЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ТЕНЗОМЕТРИРОВАНИЯ РАБОЧИХ КОЛЕС ТУРБОМАШИН

В.Г. Селезнев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, dep007@rtc.ciam.ru
О.И. Ильинская, МАТИ, Москва, dep007@rtc.ciam.ru

Резонансная диаграмма для вращающихся рабочих колес турбомашин строится в предположении слабой взаимосвязанности лопаток, собранных в венец [1]. При слабой связанности каждая лопатка резонирует при совпадении ее собственной частоты с частотой возбуждения, независимо от поведения других лопаток [1]. Такое предположение позволяет исключить диск из рассмотрения и работать с изолированной лопаткой. Однако здесь не учитывается тот факт, что лопатки, собранные в венец, крепятся на диске и этой сборке присущи свойства диска как такового. Поэтому в такой концепции игнорируются формы колебаний «диска», т.е. системы диск - лопатки, к тому же лопатки при таких колебаниях системы колеблются так, как если бы они являлись составной частью «диска». При этом в них могут возникнуть большие напряжения, природу которых нельзя объяснить, прибегая к расчету форм колебаний и распределения напряжений для изолированной лопатки.

На резонансной диаграмме по оси ординат откладываются собственные частоты колебаний изолированных лопаток в виде полос, представляющих области разброса собственных частот лопаток в колесе при колебаниях по данной форме, рис 1, взятый из работы [1].

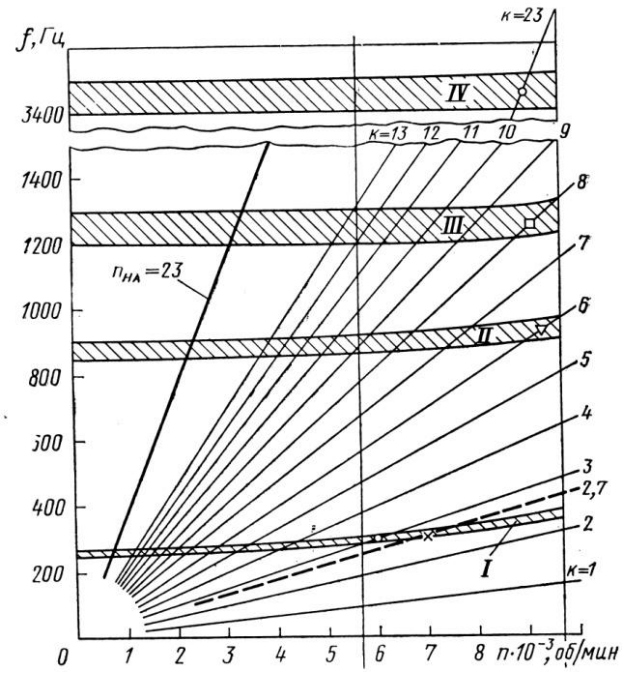


Рис. 1 – Резонансная диаграмма рабочих лопаток компрессора

Однако в эту полосу могут попасть и собственные частоты колебания колеса, т.е. системы диск – лопатки, в которой лопатки являются составной частью «диска». К тому же предположение о слабой связанности лопаток, не позволяет четко определить, в каких случаях можно рассматривать колебания лопатки изолированно от «диска», а в каких нельзя. Тем не менее, к такому предположению прибегают практически всегда при анализе колебаний рабочих колес турбомашин, что, по-видимому, не совсем корректно.

В англоязычной научно-технической литературе не существует понятия «резонансная диаграмма». При рассмотрении колебаний лопаток в рабочих колесах, а также статорных лопаток в ней пользуются диаграммой Кэмпбелла, хотя эти диаграммы принципиально отличаются друг от друга. Первое отличие заключается в том, что диаграмма Кэмпбелла строится исходя из исключительно экспериментальных данных, как это в свое время сделал Кэмпбелл, рассматривая диаметральные формы колебаний облопаченных дисков паровых турбин, а резонансная диаграмма строится в предположении слабой взаимосвязанности лопаток в рабочем колесе. И если диаграмма Кэмпбелла оперирует с рабочим колесом как таковым и в ней фигурируют его формы колебаний, определенные экспериментально, то резонансная диаграмма оперирует с лопатками рабочего колеса и их формами колебаний, определенными, как правило, расчетным путем. Второе отличие заключается в том, что по оси ординат в диаграмме Кэмпбелла откладывают частоты колебаний колеса, а не лопаток. Кстати, англоязычные авторы, как правило, работают с резонансной диаграммой, называя ее диаграммой Кэмпбелла. На первый взгляд это различие представляется несущественным, хотя иногда приводит к несовпадению теоретических и экспериментальных результатов.

В своей знаменитой работе «The protection of steam-turbine disk wheels from axial vibration» [2], опубликованной в 1924 году, Кэмпбелл впервые подошел к решению технической проблемы – разрушению облопаченных дисков паровых турбин с физической точки зрения. Сначала он определил формы колебаний исследуемых колес турбин. Затем с помощью индукционных катушек, одна из которых крепилась на вращающемся колесе, а другая располагалась вблизи полотна колеса на неподвижной опоре, он обнаружил наличие бегущих и стоячих волн в колесах паровых турбин. Кроме того, он применил аппаратуру для создания и регистрации бегущих и стоячих волн, в которой присутствовали все элементы современного сопровождения эксперимента: 1– Датчики вибраций; 2 – Токосъемник; 3 – Усилители; 4 – Регистратор. Кэмпбеллу удалось

получить результаты, которые не потеряли своей актуальности и по сей день. Одним из таковых результатов является диаграмма частота – обороты, приведенная на фиг. 92 из работы [2] и воспроизведенная на рис.2. На ней показаны резонансы колеса: критические, т. е. главные, которые возникают на критических оборотах, второстепенные и суб - второстепенные.

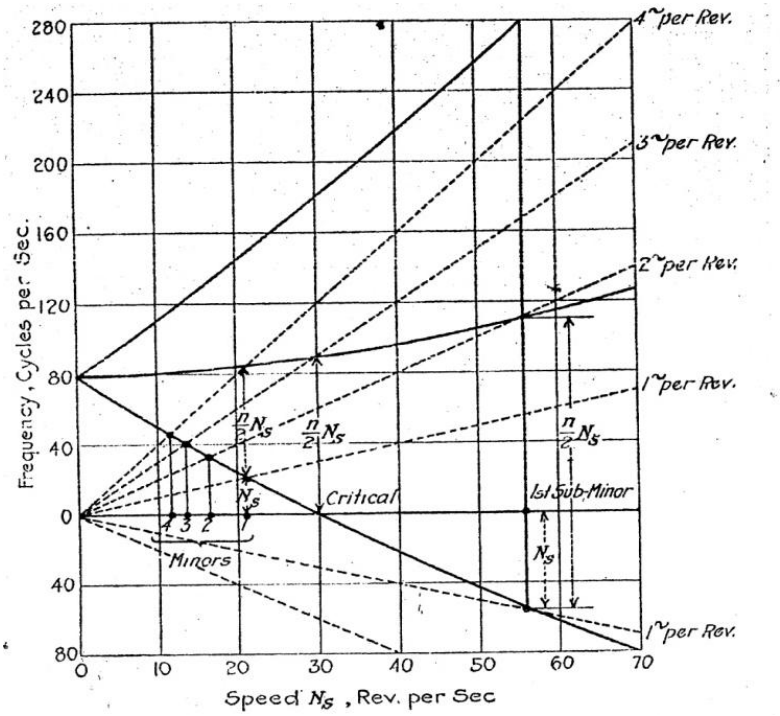


Рис. 2 – Диаграмма Кэмпбелла, показывающая второстепенные, критические и суб – второстепенные резонансы

Поскольку проблемы, связанные с вибропрочностной доводкой остаются актуальными и по сей день, вскрытие физической сущности происходящих процессов остается реальной задачей, при решении которой следует чаще обращаться к диаграмме Кэмпбелла.

Список литературы

1. Динамика авиационных газотурбинных двигателей. Под ред. И.А. Биргера и Б.Ф. Шорра. – М.: Машиностроение, 1981. – 232 с.
2. Wilfred Campbell, The protection of steam – turbine disk wheels from axial vibration, Transactions of the ASME, volume 45, 1924, pp 31 – 160

МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ВЕРИФИКАЦИИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВУХВАЛЬНОЙ РОТОРНОЙ СИСТЕМЫ

С.В. Семенов, ПНИПУ, Пермь, sergey.semyonov@mail.ru,
Г.В. Мехоношин, ПНИПУ, Пермь, mehonoshingrigori@rambler.ru
М.Ш. Нихамкин, ПНИПУ, Пермь, nikhamkin@mail.ru

В машиностроении широкое распространение получили методы оценки вибрационных и прочностных характеристик конструкций, основанные на математическом моделировании их динамического поведения. Точность такой оценки зависит от степени соответствия математической модели реальной конструкции. Поэтому осуществление расчетного анализа вибрационных характеристик конструкции следует сопровождать экспериментальной верификацией используемых математических моделей.

На данный момент существует множество методов количественной оценки точности математических моделей. Самыми распространенными являются методы, основанные на сравнении модальных характеристик конструкций, полученных расчетным и экспериментальным способами [1]. Данные методы базируются на критерии модальной сходимости (modal assurance criterion (MAC)) [2], в основе которого лежит условие ортогональности модальных векторов [3].

Для отработки методики верификации использовалась модельная двухвальная роторная установка, воспроизводящая исследуемые особенности роторов авиационных двигателей. Ее особенностью является возможность в наиболее явном виде представлять влияние этих конструктивных особенностей на вибрационные характеристики всей роторной системы, упрощая, таким образом, процесс верификации математических моделей [4].

Расчетный модальный анализ ротора осуществлен с помощью метода конечных элементов. В расчетной модели сборный ротор выполнен в виде одной твердотельной детали, что исключает необходимость моделирования контактного взаимодействия между деталями и позволяет решать задачу в линейной постановке. Для исключения влияния жесткости закрепления ротора в статоре рассматривались граничные условия «свободного подвеса», при которых не накладываются ограничения на перемещения ротора.

Для верификации математической модели был проведен экспериментальный модальный анализ исследуемого ротора методом трехкомпонентной сканирующей лазерной виброметрии с помощью виброметра PSV-400-3D по методике, описанной в [5]. Для моделирования условий свободного закрепления использовался упругий подвес.

Экспериментально полученные собственные частоты и формы колебаний исследуемого ротора использованы для верификации математической модели. Произведена количественная оценка качества верификации с помощью критерия модальной сходимости.

Список литературы

1. Ewins D.J. Modal Testing: Theory, Practice and Applications, 2-nd Edition // Research Studies Press (England), 2000.
2. Randall J. Allemang. The modal assurance criterion: Twenty years of use and abuse. Sound and vibration Magazine, 37(8):14–23, 2003.
3. Хейлен В., Ламменс С., Сас П. Модальный анализ: теория и испытания / / пер. с англ., под ред. В.И. Смыслова. М.: ООО «Новатест», 2010, 319 с.

4. Семенов С.В., Мехоношин Г.В. Информационно-измерительная система управления модельной двухвальной роторной установкой [Электронный ресурс] / Инновационные технологии: теория, инструменты, практика (InnoTech 2013). - Пермь, ПНИПУ, 2013.
5. Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Воронов Л.В., Сенкевич А.А., Головкин А.Ю., Болотов А.П., Методика экспериментального модального анализа лопаток и рабочих колес газотурбинных двигателей. Тяжелое машиностроение, 2010, № 11. С. 2-6.

ПОГРЕШНОСТЬ ИЗМЕРЕНИЯ МОДУЛЯ ВЕКТОРА ВИБРОУСКОРЕНИЯ И НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПОВЕРКИ ТРЕХКОМПОНЕНТНЫХ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ВИБРОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ

В.Я. Смирнов, ЗАО «Вибро-прибор», Санкт-Петербург, smirnov.2520@mail.ru
А.В. Орлов, ЗАО «Вибро-прибор», Санкт-Петербург, orlov@vpribordat.ru

При мониторинге работающих машин и механизмов одними из наиболее информативных параметров, в настоящее время, являются параметры вибрационных физических величин. Игнорирование факта превышения допустимых пределов вибрационных параметров работающих агрегатов, как правило, приводит в лучшем случае к поломке агрегата, а в худшем - к катастрофическим последствиям [1]. Как правило, на одной опоре работающего агрегата устанавливают не менее двух датчиков (или одного, но двухкомпонентного), которые измеряют параметры вибраций в двух взаимно перпендикулярных направлениях. При установке на одну опору трех датчиков (или одного, но трехкомпонентного) для измерения параметров вибраций в трех взаимно препендикулярных направлениях можно определить расчетом модуль вектора вибрации и его направление. Как правило, определению модуля вектора отдается предпочтение, поэтому в данном докладе исследуется вопрос определения погрешности расчета только модуля вектора виброускорения по результатам измерения виброускорений в опоре работающего агрегата в трех взаимно перпендикулярных направлениях.

Вектор виброускорения может быть рассчитан с помощью трех ортогональных проекций вектора виброускорения (a_X, a_Y и a_Z), при этом модуль $|\vec{a}|$ определяется квадратичным суммированием под корнем по известной формуле.

Если принять, что $f(|\vec{a}|) = |\vec{a}| \pm \Delta|\vec{a}|$, то в относительном виде получаем выражение погрешности измерения модуля вектора виброускорения:

$$\delta|\vec{a}| \approx \pm\frac{1}{|\vec{a}|^2}\cdot[(a_X)^2\cdot\delta a_X + (a_Y)^2\cdot\delta a_Y + (a_Z)^2\cdot\delta a_Z], \quad (1)$$

где δa_X, δa_Y и δa_Z – относительные погрешности измерений проекций вектора виброускорения на оси X, Y и Z соответственно.

Исследуем частные случаи расчета границ относительной погрешности модуля вектора виброускорения.

Если $\delta a_X = \delta a_Y = \delta a_Z = \delta a_0$, то в соответствии с (1)
$\delta|\vec{a}| \approx \pm\,\delta a_0$,

т.е. границы относительной погрешности измерения модуля вектора виброускорения приблизительно равны границам относительной погрешности измерения отдельной составляющей.

2. Если одна из составляющих значительно больше остальных (это может быть на определенных частотах), т.е., например, $a_X \gg a_Y$ и $a_X \gg a_Z$, то

$\delta|\vec{a}| \approx \pm \delta a_X$

Если $a_X = a_Y = a_Z = a_0$, то в соответствии с (1) модуль вектора виброускорения $|\vec{a}| = a_0 \cdot \sqrt{3}$,

а при выполнении условия $\delta a_X = \delta a_Y = \delta a_Z = \delta a_0$ границы абсолютной погрешности расчета модуля вектора виброускорения

$\Delta|\vec{a}| = \pm \delta|\vec{a}| \cdot |\vec{a}| = \delta a_0 \cdot a_0 \cdot \sqrt{3} = \Delta a_0 \cdot \sqrt{3}$,

т.е. абсолютная погрешность определения модуля вектора виброускорения в $\sqrt{3}$ раз больше, чем абсолютная погрешность отдельной составляющей.

Из выражения (1) следует очевидный вывод о том, что основной проблемой, связанной с повышением точности измерения модуля вектора виброускорений, является уменьшение погрешностей измерительных каналов. Но надо учесть, что в соответствии с действующими нормативными документами (НД) [2]

- поверка трехкомпонентных вибропреобразователей (ВИП) проводится непосредственным сличением с эталонным однокомпонентным ВИП на рабочем эталоне единиц параметров вибраций (ПВУ), который имеет однонаправленное движение вибростола;
- расчет погрешности определения коэффициентов преобразования по различным осям чувствительности трехкомпонентного ВИП не отличается от расчета погрешностей однокомпонентных ВИП (если не считать утроенное количество поверяемых каналов);
- последовательная поверка отдельных каналов трехкомпонентного ВИП увеличивает время поверки и, соответственно, себестоимость, что при серийном выпуске имеет большое значение.

На практике существуют способы сокращения времени поверки трехкомпонентных ВИП, однако эти способы не регламентированы действующими НД:

- одновременное определение действительных значений коэффициентов преобразования (КП) каждого канала поверяемого трехкомпонентного ВИП методом непосредственного сличения с эталонным однокомпонентным ВИП;
- одновременное определение КП каждого канала поверяемого ВИП методом непосредственного сличения с эталонным трехкомпонентным ВИП;
- определение КП модуля вектора виброускорения поверяемого ВИП.

Во всех трех вариантах поверяемый трехкомпонентный ВИП располагается под углом к вектору однонаправленного движения вибростола ПВУ, а при реализации второго и третьего вариантов и поверяемый и эталонный ВИП должны располагаться параллельно друг к другу под углом к вектору однонаправленного движения вибростола ПВУ.

Расчеты погрешностей, возникающих при поверке с помощью первого и второго вариантов расположения поверяемого ВИП, показали, что

- данные варианты целесообразно применять в тех случаях, когда поперечное движение вибростола ПВУ составляет несколько процентов (1-2%);
- существенное влияние оказывают инструментальные погрешности изготовления и измерения углов оснастки, на которой установлен поверяемый ВИП (в частности погрешности углов наклона к вектору однонаправленного движения вибростола ПВУ).
- существенно сокращается время поверки трехкомпонентного ВИП, поэтому эти варианты целесообразно применять на стадии изготовления ВИП во время его регулировки при сборке.

Третий вариант поверки, направленный на определение КП модуля вектора виброускорения, целесообразно применять в тех случаях, когда в процессе эксплуатации

измеряется модуль вектора виброускорения. Расчеты и экспериментальные данные показывают, что

- при определении КП модуля вектора виброускорения поверяемого ВИП можно применять вибростенд ПВУ с значительным коэффициентом поперечного движения;
- инструментальные погрешности изготовления и измерения углов оснастки не приводят к появлению дополнительных погрешностей, т.к. на эталонный и поверяемый ВИП действует один и тот же вектор виброускорения;
- для получения погрешности, вызванной непараллельностью осей эталонного и поверяемого ВИП, на уровне $\approx \pm 1\%$ погрешность установки поверяемого ВИП относительно эталонного не должна превышать 0,5°.

Список литературы

1. Комаров В.А., Орлов А.В. Анализ причин техногенной катастрофы и разрушения гидроагрегата ст. №2 Саяно-Шушенской (С-Ш) ГЭС // Проблемы вибрации, виброналадки, вибромониторинга и диагностики оборудования электрических станций: Сб. докл. – М.: ВТИ, 2009. – С. 148 – 153.
2. ГОСТ Р 8.669 – 2009 «ГСИ. Виброметры с пьезоэлектрическими, индукционными и вихретоковыми вибропреобразователями. Методика поверки» // - М.: Стандартинформ, 2010. – 83с.

ТРЕХКОМПОНЕНТНЫЙ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ ВИБРОУСКОРЕНИЯ С СИСТЕМОЙ ВСТРОЕННОГО КОНТРОЛЯ

В.Я. Смирнов, ЗАО «Вибро-прибор», Санкт-Петербург, smirnov.2520@mail.ru
А.В. Орлов, ЗАО «Вибро-прибор», Санкт-Петербург, orlov@vpribordat.ru

В настоящее время системам встроенного контроля работоспособности средств измерений самого различного назначения уделяется большое внимание. Средства измерений (СИ) параметров вибраций (ПВ) не являются исключением. При этом наблюдается два основных направления контроля работоспособности СИ ПВ: дублирование вибропреобразователей (ВИП) [1] и применение свойства обратимости (например, электрическое возбуждение пьезокерамики у пьезоэлектрических ВИП) [2]. Применение трехкомпонентных ВИП (даже малогабаритных пьезоэлектрических), позволяющих измерить пространственную вибрацию, с одной стороны, ограничивает использование свойства обратимости (электрического возбуждения), т.к. наблюдается взаимное влияние каналов, а с другой – применение дублирования увеличивает массу и может оказать влияние на параметры вибрации работающего механизма, существенно увеличивается и стоимость измерительной аппаратуры.

Чтобы уменьшить влияние указанных недостатков при использовании трехкомпонентных пьезоэлектрических ВИП, предлагается дополнительно к трем однокомпонентным ВИП, измеряющим виброускорения в трех ортогональных направлениях (они расположены в одном корпусе), встраивать четвертый однокомпонентный ВИП, ось чувствительности которого находится под фиксированными углами к первым трем ВИП. Модульная система снижает затраты на его изготовление, а

применение четвертого ВИП позволяет в процессе эксплуатации контролировать работоспособность трех ортогональных каналов.

Если обозначить X, Y, Z – оси чувствительности трех ортогональных каналов ВИП; K – ось чувствительности контрольного ВИП; a_X, a_Y, a_Z – измеренные проекции вектора виброускорения $\vec{a}$ на оси чувствительности ВИП *X, Y* и *Z* соответственно; a_K –измеренная проекция вектора виброускорения $\vec{a}$ на ось чувствительности контрольного ВИП, то работоспособность ортогональных каналов ВИП может быть определена следующим образом.

При первичной поверке в соответствии с требованиями ГОСТ Р 8.669-2009 на методы и средства поверки рабочих СИ ПВ определяются требуемые метрологические характеристики всех каналов ВИП, в т.ч. и действительные значения коэффициентов преобразования каждого канала, а также фиксируются углы между осью чувствительности контрольного канала K и ортогональными осями чувствительности X, Y и Z. После установки на место эксплуатации в соответствии с интервалом времени, установленным в руководстве по эксплуатации, осуществляют проверку работоспособности ВИП.

Выходные сигналы каждого канала ВИП усиливают с помощью согласующих усилителей и направляют на соответствующие узкополосные перестраиваемые фильтры, с помощью которых выделяют близкие к гармоническим сигналы U_X, U_Y, U_Z и U_K, основная частота которых $f_{об}$. С помощью измерителей разности фаз определяют сдвиги фаз между выходным сигналом U_Z канала Z и выходными сигналами U_X, U_Y и U_K каналов X, Y и K. Сдвиги фаз принимают значения или 0° (выходной сигнал канала находится в фазе с каналом *Z*) или 180° (выходной сигнал канала находится в противофазе с каналом *Z*). По известным формулам определяют измеренные амплитудные значения проекций вектора виброускорения на оси чувствительности *X*, *Y*, *Z* и *K* каналов ВИП, при этом в каждый канал *X*, *Y* и *K* включают однокомпонентный пьезоэлектрический ВИП, согласующий усилитель и измеритель разности фаз, а в канал *Z* включают однокомпонентный пьезоэлектрический преобразователь виброускорения и согласующий усилитель.

С помощью проекции вектора виброускорения на ось чувствительности контрольного канала *K* определяют расчетные значения проекций вектора виброускорения на оси чувствительности *X*, *Y*, *Z*:

$$a_X^{\text{Р}} = \frac{1}{\cos\widehat{\vec{a}_X, \vec{a}_K}} \cdot a_K - \frac{\cos\widehat{\vec{a}_Z, \vec{a}_K}}{\cos\widehat{\vec{a}_X, \vec{a}_K}} \cdot a_Z - \frac{\cos\widehat{\vec{a}_Y, \vec{a}_K}}{\cos\widehat{\vec{a}_X, \vec{a}_K}} \cdot a_Y, \qquad (1)$$

$$a_Y^{\text{Р}} = \frac{1}{\cos\widehat{\vec{a}_Y, \vec{a}_K}} \cdot a_K - \frac{\cos\widehat{\vec{a}_Z, \vec{a}_K}}{\cos\widehat{\vec{a}_Y, \vec{a}_K}} \cdot a_Z - \frac{\cos\widehat{\vec{a}_X, \vec{a}_K}}{\cos\widehat{\vec{a}_Y, \vec{a}_K}} \cdot a_X, \qquad (2)$$

$$a_Z^{\text{Р}} = \frac{1}{\cos\widehat{\vec{a}_Z, \vec{a}_K}} \cdot a_K - \frac{\cos\widehat{\vec{a}_X, \vec{a}_K}}{\cos\widehat{\vec{a}_Z, \vec{a}_K}} \cdot a_X - \frac{\cos\widehat{\vec{a}_Y, \vec{a}_K}}{\cos\widehat{\vec{a}_Z, \vec{a}_K}} \cdot a_Y, \qquad (3)$$

где $\widehat{\vec{a}_X, \vec{a}_K}$, $\widehat{\vec{a}_Y, \vec{a}_K}$ и $\widehat{\vec{a}_Z, \vec{a}_K}$ – углы между осями чувствительности ортогональных каналов пьезоэлектрического преобразователя виброускорения X, Y, Z и осью чувствительности контрольного канала K соответственно.

Полученные расчетные значения проекций вектора виброускорения позволяют квадратичным суммированием определить четыре значения модуля вектора виброускорения: $|\vec{a}|$ (измеренные проекции a_X, a_Y, a_Z); $|\vec{a}|_X$ (измеренные проекции a_Y, a_Z и расчетное значение $a_X^{\text{Р}}$); $|\vec{a}|_Y$(измеренные проекции a_X, a_Z и расчетное значение $a_Y^{\text{Р}}$); $|\vec{a}|_Z$ (измеренные проекции a_X, a_Y и расчетное значение $a_Z^{\text{Р}}$), после чего рассчитывают среднее арифметическое значение модуля вектора виброускорения и определяют относительные отклонения рассчитанных четырех значений модулей вектора виброускорения от среднего арифметического значения ($\delta|\vec{a}|, \delta|\vec{a}|_X, \delta|\vec{a}|_Y, \delta|\vec{a}|_Z$) . Если относительные отклонения не превышают заданного значения (например, 1%), то работоспособность ортогональных

каналов ВИП подтверждается. В противном случае можно предположить, что вышел из строя один или несколько каналов ВИП.

Опытный образец трехкомпонентного пьезоэлектрического ВИП был изготовлен и испытан. Конечные результаты и выводы о работоспособности ортогональных каналов ВИП приведены в таблице 1.

Из таблицы 1 следует, что в первых двух экспериментах опытный образец пьезоэлектрического трехкомпонентного преобразователя виброускорения следует признать работоспособным, а в последующих трех – неработоспособным.

Таблица 1

Номер экспери-мента	Дефектный канал		Относительные отклонения модулей вектора виброускорения, %				Вывод о рабо-тоспо-соб-ности
	Ось чувст-ти	Степень изм-ния, %	$\delta\lvert\vec{a}\rvert$	$\delta\lvert\vec{a}\rvert_X$	$\delta\lvert\vec{a}\rvert_Y$	$\delta\lvert\vec{a}\rvert_Z$	
1	-	-	-0,141	0,343	0,333	-0,535	Да
2	-	-	-0,098	0,068	0,409	-0,379	Да
3	X	50	-5,097	8,386	16,131	-19,420	Нет
4	Y	31,6	-4,630	7,233	15,277	-17,880	Нет
5	Z	10,8	1,492	-3,599	-3,490	5,597	Нет

Список литературы

1. Macdonald Andrew Peter. Dual channel accelerometer and method of manufacturing the same. Двухканальный акселерометр и способ его изготовления. Патент США US2014305133 (A1), 2014-10-16, F02C9/00, G01P15/00. Приоритет от 2013-04-15.
2. Иванов Ю.М., Косенков Б.В. Способ поверки пьезоэлектрического вибропреобразователя без демонтажа с объекта контроля. Патент RU2358244 ЗАО «Мера», Санкт-Петербург, опубл. 10.06.2009

РАЗВИТИЕ ЭНЕРГОСБЕРЕГАЮЩИХ МЕТОДОВ ИСПЫТАНИЙ ГТД НА ВЫСОТНЫХ СТЕНДАХ

Е.М. Таран, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lyanzberg@rtc.ciam.ru

Испытания двигателей на высотных стендах требуют больших энергетических затрат. Например, в сведениях Арнольдовского испытательного центра приводятся такие данные. На испытательный стенд подается воздуха с расходом около 100 кг/с четырьмя центробежными компрессорами мощностью по 5000 л.с.. Системы подогрева и охлаждения позволяют получать воздух с температурой от -85^{0}С до + 340^{0}С.При этом воздух осушается до 0.15 г водяного пара на 1 кг воздуха. Эксгаустеры мощностью 40000 л.с. обеспечивают отсос выхлопных газов с температурой 1650^{0}С после охлаждения их впрыском воды. [1]. Поэтому вопросы сокращения времени испытаний или получение большей информации за тот же отрезок времени всегда были актуальны. С увеличением размеров двигателей актуальность сбережения энергии обостряются.

Применение методов планирования эксперимента позволяет сократить объем испытаний и повысить достоверность полученных результатов, [2]. В цитируемой работе в качестве функции отклика используется полиноминальная модель в виде «черного ящика», например, зависимость тяги двигателя ТРД представлена как функция давления и температуру воздуха на входе и оборотов ротора, $\boldsymbol{R = f(p^*_{вх}, T^*_{вх}, n)}$. Для более достоверного представления экспериментальных данных физические обороты были заменены на приведенные $\boldsymbol{n_{пр}}$. Однако, и этого оказалось недостаточным. Пришлось функцию отклика представлять в виде поправок относительно некоторой базовой дроссельной характеристики.

Представленные экспериментальные результаты в виде «черного ящика» «нефизичны», полученные результаты нельзя перенести на изменившиеся условия, не позволяются выяснить причины изменения характеристик двигателя под влиянием различных факторов. Если рассматривать все параметры двигателя, получим целый набор «черных ящиков», которые трудно объединить между собой.

Ситуация меняется если в качестве функции отклика использовать математическую модель двигателя на уровне характеристик узлов.

При этом характеристики узлов должны использоваться в «строгих» критериях подобия. Так, например, характеристик компрессора представляется в виде зависимости безразмерной приведенной скорости на входе, степени повышения давления , кпд как функция безразмерной окружной скорости на среднем радиусе 1-го рабочего колеса компрессора и некоторой координаты положения рабочей точки на характеристики компрессора, $\boldsymbol{\lambda_a, \pi^*_k, \eta^*_k = f(\lambda_u, x)}$

Для экономии ресурсов в работе [2] предложен метод определения дроссельных характеристик двигателя по укороченному регламенту (SDTET). Вместо традиционного определения дроссельной характеристики при ступенчатом увеличении частоты вращения ротора с прогревом двигателя на каждой ступеньке предлагается плавный перевод РУДа с малого газа на максимальный режим в течение более короткого времени.

Если в первом случае время определения дроссельной характеристики составляет примерно 1 час,во втором случае время испытаний сокращается примерно в 7 раз. Если при быстрых переходных режимах основным фактором является инерция роторов двигателя , то в медленном переходном режиме основную роль играет тепловая инерция. Расход топлива, затрачиваемый на нагрев металлических двигателя , в цитируемой работе определяется выражением

$$\Delta WF = K\frac{\partial T_{turbine}}{\partial t} + \tau_E \frac{\partial^2 T_m}{\partial T^2} \ .$$

В этой формуле $\boldsymbol{WF}$ -расход топлива, $\boldsymbol{T_{turbine}}$-температура газа на выходе турбины, $\boldsymbol{T_m}$ -температура металла, $\boldsymbol{K}$ -суммарный коэффициент поглощения тепла, $\boldsymbol{\tau_E}$ - термическая постоянная времени.

Константы $\boldsymbol{K}$ и $\boldsymbol{\tau_E}$ определяются экспериментально путем сравнения нескольких переходных режимов с установившимися режимами. При довольно медленном переходном процессе второй производной можно пренебречь.

Список литературы

1. Реактивные двигатели. Под редакцией О.Е. Ланкастера. Военное издательство министерства обороны СССР. Москва. 1962.
2. Черкез А.Я. Возможности применения теории планирования эксперимента при испытаниях и доводке ГТД. –В кн. Испытания авиационных двигателей. Межуз. научн.сб.№3 Уфа,1975.
3. Таран Е.М. Универсальный метод согласования математической модели ГТД с результатами испытаний. . –В кн. Испытания авиационных двигателей. Межуз. научн.сб.№14 Уфа,1986.

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО МОДЕРНИЗАЦИИ АСУ ТП ГВК СТЕНДА Ц-4Н В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБУЕМОГО КАЧЕСТВА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИСПЫТАНИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ УЗЛОВ

Е.А. Тихонов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tikhonov@rtc.ciam.ru
Ю.С. Марков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yuri-markov@rtc.ciam.ru
Н.Д. Захаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zakharov@rtc.ciam.ru
П.М. Егоров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, egorov@rtc.ciam.ru

Регулируемыми параметрами стенда Ц-4Н, относящимися к его режимным параметрам, являются: давление и температура ($P^*_{вх}$, $T^*_{вх}$) воздуха перед испытываемым изделием; давления ($P_г$ и $P_х$) перед регулирующими органами (РО) 911 и 912; давление на срезе сопла испытываемого двигателя ($P_{ТБК}$).

Наиболее простыми системами, являются САР, предназначенные для регулирования давлений $P_г$ и $P_х$. Процесс регулирования осуществляется с помощью РО 911/1 и 912/1, установленных на байпасных трубопроводах и отводящих избыток подводимого воздуха в атмосферу.

Экспериментально изучался переходный процесс изменения давления воздуха перед РО 912, вызванный ступенчатым изменением управляющей функции регулятора, с помощью которой изменяется положение РО 912/1.

Процесс имеет форму экспоненты, в которой отсутствует транспортное запаздывание. Постоянная времени экспоненты составляет 7,5 с. Установившееся значение достигается, как положено для экспоненты, за три постоянные времени. Такой переходный процесс имеет апериодическое звено, поэтому можно записать передаточную функцию объекта регулирования в следующем виде:

$$W_0(p)=\frac{K}{\tau_0 P+1}$$

Как известно, передаточная функция ПИ регулятора в дробно-рациональной форме имеет вид:

$$W_p(p)=\frac{\tau_ф p+1}{\tau_u P} \quad (1)$$

В связи с отсутствием транспортного запаздывания в объекте регулирования можно воспользоваться принципом построения регулятора, который принято называть «сокращение оператора объекта». Для этого требуется, чтобы имело место равенство $\tau_ф=\tau_0$. В результате сокращения оператора объекта передаточная функция разомкнутой САР будет представлена интегрирующим звеном. После замыкания обратной связи

регулируемый объект будет иметь передаточную функцию, соответствующую апериодическому звену. Таким образом, из двух параметров ПИ регулятора остается выбрать второй параметр – постоянную времени интегрирующего звена $\tau_и$ из условия максимального быстродействия системы.

Воспользуемся известным критерием устойчивости численного решения линейного обыкновенного дифференциального уравнения первого порядка, который имеет вид следующего неравенства:

$$\Delta t \le \tau/3$$

Так как в данном случае Δt=0.01с, то $\tau_и$ должно иметь значение порядка 0.03с. Экспериментально подтверждено, что для ПИ регулятора можно принять $\tau_и$=0.025с.

Известны трудности вычисления производных переменных величин в цифровых системах управления, поэтому ПИ регулятор программируется в соответствии с передаточной функцией следующего вида, полученного делением в правой части выражения (1).

$$W_p(p)=K1+K2/P,$$

где коэффициенты K1 и K2 определяются с помощью формул $K1=\tau_ф/\tau_и$, $K2=1/\tau_и$.

Принимая $\tau_и$=0.025 и $\tau_ф$=7.5, получаем K2=1/0.025=40; K1=7.5/0.025=300.

Экспериментальная проверка показала приемлемость данной настройки ПИ регулятора.

Давление и температура воздуха в ресивере стенда Ц-4Н (измеряются в присоединенном трубопроводе непосредственно перед испытываемым изделием) связаны между собой и плотностью воздуха уравнением состояния только в установившемся режиме.

Одновременное регулирование давления и температуры воздуха перед двигателем имеет смысл проводить только в диапазоне режимов от малого газа до номинального. Для этого диапазона режимов двигателей, испытываемых на высотных стендах, имеется, как правило, экспериментально полученная расходная характеристика в виде функциональной зависимости приведенного расхода воздуха от приведенной частоты вращения вала турбокомпрессора. Физический расход потока воздуха через двигатель можно принять в качестве заданного для САР, что позволит использовать алгоритм комбинированного регулирования давления и температуры (по замкнутому и разомкнутому циклам). Для регулирования P^*_p и T^*_p по разомкнутому циклу требуется иметь два заданных расхода соответственно для горячего и холодного воздуха, сумма которых должна быть равна общему расходу, найденному по расходной характеристике двигателя.

Используя два очевидных равенства $G_\Sigma T_{pz}=G_г T_г+ G_x T_x$ и $G_\Sigma= G_г+ G_x$, получаем:

$$G_{гz}=G_\Sigma \frac{T_{pz}-T_x}{T_г-T_x}; \qquad G_{xz}= G_\Sigma - G_{гz}$$

На переходных режимах работы двигателя из двух регулируемых параметров более высокие требования по точности предъявляются к стабилизации давления воздуха. Требования к точности поддержания температуры снижены, а иногда и полностью отсутствуют.

Для поддержания давления при реализации переходных режимов с минимальным временем приемистости используется система компенсации возмущения, создаваемого двигателем. С помощью РО 921/1 и РО921/2 часть воздуха из ресивера сбрасывается в атмосферу. При увеличении расхода воздуха, потребляемого двигателем, сброс в атмосферу уменьшается. Количество подводимого и отводимого воздуха в ресивере остается неизменным, поэтому давление поддерживается на одном уровне. При этом расход потока воздуха через байпасные трубопроводы задается пропорциональным частоте вращения вала турбокомпрессора.

Если регулирование температуры не требуется, то регулирование давления осуществляется путем изменения расхода потока воздуха через один их двух подводящих

трубопроводов с помощью РО 911 или 912. В этом случае используется обычный ПИ регулятор с адаптацией по параметрам настройки.

Заключение:

- Проведена настройка САР технологических параметров ГВК стенда Ц-4Н.
- Проведена экспериментальная проверка работы САР с подачей воздуха от ВКС.
- В ходе экспериментальных исследований определены оптимальные коэффициенты настроек контуров регулирования технологических параметров ГВК (по САР предварительных параметров, САР давления на входе в изделие, САР давления в ТБК).

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО МОДЕРНИЗАЦИИ АСУ ТП ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ СТЕНДА Ц-4Н В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБУЕМОГО КАЧЕСТВА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИСПЫТАНИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ УЗЛОВ

Е.А. Тихонов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tikhonov@rtc.ciam.ru
Ю.С. Марков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yuri-markov@rtc.ciam.ru
Н.Д. Захаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zakharov@rtc.ciam.ru
П.М. Егоров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, egorov@rtc.ciam.ru
О.Н. Герасимов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Б.П. Агарков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.В. Грибанов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Н.Г. Борченко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Существующая система подачи топлива на стенде Ц-4Н не в полной мере отвечает требованиям по обеспечению проводимых испытаний.

Для расширения возможностей стенда по проведению испытаний перспективных авиационных двигателей и их газогенераторов проведена модернизация топливной системы (ТС) стенда Ц-4Н.

Требования к качеству систем автоматического регулирования (САР) взаимосвязанных входных параметров ТС стенда Ц-4Н – по быстродействию, монотонности и точности формулируются исходя из свойств испытываемого изделия.

В рамках данной работы проведены экспериментальные исследования и оптимизация работы САУ ТП топливной системы стенда Ц-4Н в обеспечение испытаний авиадвигателей.

Автоматизация системы подачи топлива к испытываемому авиадвигателю, на стенде Ц-4Н сводится к поддержанию заданного давления топлива на входе в двигатель и автоматическому переключению измерительных каналов, содержащих турбинные датчики расхода топлива различных диапазонов. Диапазоны датчиков имеют некоторую зону перекрытия, которая используется в алгоритме переключения для исключения «дребезга». Если, к примеру, обозначить максимальные и минимальные расходы двух соседних каналов через: G_{min1}, G_{max1}, G_{min2} и G_{max2}, то имеет место следующее неравенство: $G_{max1} > G_{min2}$.

Исходя из этого неравенства, переход от канала с меньшим диапазоном измерений к большему происходит при превышении текущего расхода топлива своего максимума, то

есть когда $G > G_{max1}$.Обратный переход происходит при другом условии – когда $G < G_{min2}$. При выполнении одного из этих условий открываются клапаны другого канала, но при этом остаются открытыми клапаны предыдущего (работавшего) канала. Команда на закрытие этих клапанов поступает при выполнении двух условий, первым из которых является сигнал полного открытия, поступающий от концевых элементов открывающихся клапанов. Вторым условием является специально вводимая задержка по времени, требующаяся для успокоения переходных процессов в потоке жидкого топлива, вызванного открытием клапанов вновь открывшегося канала.

Завершение процесса переключения измерительных каналов происходит после появления сигнала от концевого элемента о полном закрытии и истечении временной задержки. Кроме того, существует временная константа, отражающая максимально необходимое время, допускаемое для переключения каналов, Если фактическое время превысит эту величину, то подается сигнал тревоги о возможной неисправности переключающего оборудования.

Заметим, что в связи с большой разницей проходных площадей трубопроводов измерительных каналов, изменяется гидравлическое сопротивление в системе подачи топлива, поэтому регулятор давления топлива, настроенный на один из каналов, будет иметь неоптимальную настройку на других каналах. В связи с этим имеются наборы коэффициентов настройки регулятора, соответствующие каждому из измерительных каналов, изменение которых происходит при переключении каналов.

Помимо замкнутого контура регулирования давления перед испытываемым изделием (двигателем или газогенератором) имеется еще один замкнутый контур САР, который поддерживает заданное давление перед измерительными каналами путем перепуска топлива на вход насоса подачи.

Заключение:

- Экспериментальная проверка контуров САР и системы переключения измерительных каналов ТС стенда Ц-4Н показала её работоспособность;
- Разработаны алгоритмы САР режимными и вспомогательными параметрами ТС стенда Ц-4Н, а также программное обеспечение для выполнения этих алгоритмов;
- Проведена экспериментальная отработка алгоритмов САР режимными и вспомогательными параметрами ТС в АСУ ТП стенда Ц-4Н.

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО МОДЕРНИЗАЦИИ АСУ ТП ГВК СТЕНДА Ц-4Н В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБУЕМОГО КАЧЕСТВА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИСПЫТАНИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ УЗЛОВ

Е.А. Тихонов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tikhonov@rtc.ciam.ru
Ю.С. Марков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yuri-markov@rtc.ciam.ru,
Н.Д. Захаров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zakharov@rtc.ciam.ru
П.М. Егоров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, egorov@rtc.ciam.ru

Регулируемыми параметрами стенда Ц-4Н, относящимися к его режимным параметрам, являются: давление и температура ($P^*_{вх}$, $T^*_{вх}$) воздуха перед испытываемым изделием; давления ($P_г$ и $P_х$) перед регулирующими органами (РО) 911 и 912; давление на срезе сопла испытываемого двигателя ($P_{ТБК}$).

Наиболее простыми системами, являются САР, предназначенные для регулирования давлений $P_г$ и $P_х$. Процесс регулирования осуществляется с помощью РО 911/1 и 912/1, установленных на байпасных трубопроводах и отводящих избыток подводимого воздуха в атмосферу.

Экспериментально изучался переходный процесс изменения давления воздуха перед РО 912, вызванный ступенчатым изменением управляющей функции регулятора, с помощью которой изменяется положение РО 912/1.

Процесс имеет форму экспоненты, в которой отсутствует транспортное запаздывание. Постоянная времени экспоненты составляет 7,5 с. Установившееся значение достигается, как положено для экспоненты, за три постоянные времени. Такой переходный процесс имеет апериодическое звено, поэтому можно записать передаточную функцию объекта регулирования в следующем виде:

$$W_0(p)=\frac{K}{\tau_0 P+1}$$

Как известно, передаточная функция ПИ регулятора в дробно-рациональной форме имеет вид:

$$W_p(p)=\frac{\tau_ф p+1}{\tau_u P} \quad (1)$$

В связи с отсутствием транспортного запаздывания в объекте регулирования можно воспользоваться принципом построения регулятора, который принято называть «сокращение оператора объекта». Для этого требуется, чтобы имело место равенство $\tau_ф=\tau_0$. В результате сокращения оператора объекта передаточная функция разомкнутой САР будет представлена интегрирующим звеном. После замыкания обратной связи регулируемый объект будет иметь передаточную функцию, соответствующую апериодическому звену. Таким образом, из двух параметров ПИ регулятора остается выбрать второй параметр – постоянную времени интегрирующего звена τ_u из условия максимального быстродействия системы.

Воспользуемся известным критерием устойчивости численного решения линейного обыкновенного дифференциального уравнения первого порядка, который имеет вид следующего неравенства:

$$\Delta t \le \tau/3$$

Так как в данном случае Δt=0.01с, то $\tau_и$ должно иметь значение порядка 0.03с. Экспериментально подтверждено, что для ПИ регулятора можно принять $\tau_и$=0.025с.

Известны трудности вычисления производных переменных величин в цифровых системах управления, поэтому ПИ регулятор программируется в соответствии с передаточной функцией следующего вида, полученного делением в правой части выражения (1).

$$W_p(p)=K1+K2/P,$$

где коэффициенты K1 и K2 определяются с помощью формул $K1=\tau_ф/\tau_и$, $K2=1/\tau_и$.

Принимая $\tau_и$=0.025 и $\tau_ф$=7.5, получаем K2=1/0.025=40; K1=7.5/0.025=300.

Экспериментальная проверка показала приемлемость данной настройки ПИ регулятора.

Давление и температура воздуха в ресивере стенда Ц-4Н (измеряются в присоединенном трубопроводе непосредственно перед испытываемым изделием) связаны между собой и плотностью воздуха уравнением состояния только в установившемся режиме.

Одновременное регулирование давления и температуры воздуха перед двигателем имеет смысл проводить только в диапазоне режимов от малого газа до номинального. Для этого диапазона режимов двигателей, испытываемых на высотных стендах, имеется, как правило, экспериментально полученная расходная характеристика в виде функциональной зависимости приведенного расхода воздуха от приведенной частоты вращения вала турбокомпрессора. Физический расход потока воздуха через двигатель можно принять в качестве заданного для САР, что позволит использовать алгоритм комбинированного регулирования давления и температуры (по замкнутому и разомкнутому циклам). Для регулирования $P^*_р$ и $T^*_р$ по разомкнутому циклу требуется иметь два заданных расхода соответственно для горячего и холодного воздуха, сумма которых должна быть равна общему расходу, найденному по расходной характеристике двигателя.

Используя два очевидных равенства $G_\Sigma T_{pz}=G_г T_г+ G_х T_х$ и $G_\Sigma= G_г+ G_х$, получаем:

$$G_{гz}=G_\Sigma \frac{T_{pz}-T_х}{T_г-T_х}; \qquad G_{хz}= G_\Sigma - G_{гz}$$

На переходных режимах работы двигателя из двух регулируемых параметров более высокие требования по точности предъявляются к стабилизации давления воздуха. Требования к точности поддержания температуры снижены, а иногда и полностью отсутствуют.

Для поддержания давления при реализации переходных режимов с минимальным временем приемистости используется система компенсации возмущения, создаваемого двигателем. С помощью РО 921/1 и РО921/2 часть воздуха из ресивера сбрасывается в атмосферу. При увеличении расхода воздуха, потребляемого двигателем, сброс в атмосферу уменьшается. Количество подводимого и отводимого воздуха в ресивере остается неизменным, поэтому давление поддерживается на одном уровне. При этом расход потока воздуха через байпасные трубопроводы задается пропорциональным частоте вращения вала турбокомпрессора.

Если регулирование температуры не требуется, то регулирование давления осуществляется путем изменения расхода потока воздуха через один их двух подводящих трубопроводов с помощью РО 911 или 912. В этом случае используется обычный ПИ регулятор с адаптацией по параметрам настройки.

Заключение:

- Проведена настройка САР технологических параметров ГВК стенда Ц-4Н.
- Проведена экспериментальная проверка работы САР с подачей воздуха от ВКС.
- В ходе экспериментальных исследований определены оптимальные коэффициенты настроек контуров регулирования технологических параметров ГВК (по САР предварительных параметров, САР давления на входе в изделие, САР давления в ТБК).

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРОМЫВКИ МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ АВИАЦИОННОГО ГТД

Ю.А. Туктамышева, ПНИПУ, Пермь, Россия, juli24.perm@mail.ru
В.Р. Туктамышев, ПНИПУ, Пермь, Россия

Подшипниковые опоры авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) являются одним из самых уязвимых мест в его конструкции. Малейшее загрязнение или появление стружки в масляной системе авиационного ГТД могут привести к отказу двигателя в полете и как следствие, в лучшем случае, дорогостоящий ремонт. После сборки или после ремонта авиационного ГТД масляную систему прокачивают (очищают) до того момента пока чистота масла не достигнет 9 класса чистоты по ГОСТ 17216. Поставлена цель – сократить затраты на процесс прокачки и одновременно увеличить производительность, качество, надежность прокачки ГТД. Требуется комплексная интенсификация процесса прокачки.

Существуют различные способы очистки масляных систем. При анализе существующих работ по данной тематике [1] были выделены следующие наиболее значимые факторы, улучшающие качество очистки маслосистемы:

- увеличение скорости потока промывающей жидкости, создание турбулентного течения, включающего в себя кавитацию и вибрацию;
- увеличение температуры рабочей жидкости
- создание термошокового эффекта и гидроудара.

В связи с повышенными требованиями к ремонту и эксплуатации авиационного ГТД, нужны условия обеспечивающие минимальную вероятность повреждения элементов авиационного ГДТ в процессе регламентных работ.

На ОАО «ПМЗ» применяют гидродинамическую очистку, но без пульсаций давления масла [1]. Данный процесс подтвердил свою надежность в отношении минимизации вероятности повреждения элементов авиационного ГТД. Поэтому его надо сохранить, дополнив современными решениями, которые позволят сократить время и увеличить качество прокачки. При разработке современных методов прокачки собранного авиационного ГТД, необходимо применение следующих технических решений:

- Пульсация давления масла в масляной системе.
- Принудительные колебания (вибрации) авиационного ГТД в процессе прокачки.
- Введение в конструкцию стендов прокачки авиационного ГТД суфлирования опор.
- Поддержание оптимальной температуры рабочей жидкости в процессе прокачки.
- Требуется максимальная автоматизация процесса прокачки.

Физические основы техники очистки жидкостей от механических загрязнений диктуют свои закономерности. Для эффективной очистки трубопроводов необходимо обеспечить превышение суммы сил отрыва над суммой сил соединения частиц с трубой [2], [3]:

$$\Sigma F_{\text{отр}} > \Sigma F_{\text{сд1}}$$

Для подтверждения улучшения качества промывки и определения ее оптимальных режимов, требуется разработать математическую модель на базе многофакторного эксперимента.

В качестве воздействий, которыми можно управлять в процессе эксперимента (факторов эксперимента), необходимо принять:

- принудительные колебания авиационного ГТД,
- давление масла (пульсации),
- температура масла.

Критериями улучшения качества промывки будет являться, скорость достижения 9класса чистоты масла по ГОСТ 17216.

Таким образом выявлены пути достижения поставленной цели – комплексной интенсификации процесса прокачки. Заложены теоретические основы решения поставленных задач. И определены методы поиска оптимальных значений режимов прокачки.

Список литературы:

1. Туктамышева Ю.А. Анализ существующих и перспективных способов очистки масляной системы авиационного двигателя //Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника: науч.-техн. журнал. – 2012. – № 33. – С. 124-138.
2. Коваленко В.П., Ильинский А.А. Основы техники очистки жидкостей от механических загрязнений. – М.: Химия, 1982, 272с.
3. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. ИЛ, – М., 1956, 244с.

ПРИМЕНЕНИЕ БЕСКОНТАКТНЫХ СИСТЕМ ИЗМЕРЕНИЯ ДЛЯ ЗАДАЧ КОНТРОЛЯ И ИНЖЕНЕРНОГО АНАЛИЗА

А.А. Ширинкин, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, shirinkin-aa@avid.ru
П.А. Журавлев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, zhuravlev-pa@avid.ru

На сегодняшний день большое распространение получили трехмерные оптические системы измерений и оцифровки, которые позволяют по реальным физическим объектам создавать их трехмерные модели в формате облака точек, полигональной (фасетной) модели. К таким системам можно отнести оптические сканеры, основанные на проецировании структурированного света, и системы фотограмметрии. В данных типах систем трехмерное позиционирование физических объектов выполняется в результате их распознавания на плоских изображениях и дальнейшей триангуляции. Также на данном принципе действия функционируют динамические оптические системы отслеживания положения (оптические трекеры), но в выступлении будут рассмотрены только системы измерения геометрии.

Современные сканеры позволяют полностью оцифровывать и измерять достаточно крупные геометрические объекты (двигатель, самолет) в достаточно сжатые сроки с

высокой точностью. На современном этапе они используются для оцифровки и измерений при контроле точности изготовления для листовых штампованных изделий, литых форм, пластиковых отливок, штампов, матриц, пуансонов и т.д.

Промышленные трехмерные сканеры всё чаше используются в технологических цепочках, а в некоторых случаях заменяют контактные контрольно-измерительные машины, широко распространенные в производстве. Современное программное обеспечение позволяет не только быстро обрабатывать полигональную модель, но и сравнивать ее с CAD-моделью, созданной конструктором, решая задачи контроля качества на производстве[1].

Основное применение оптических систем на этапе их внедрения и освоения это контроль геометрии изделий, но какие задачи кроме этого способны они решать, и чем ограничена область их применения. Эти и некоторые другие особенности использования оптических систем измерений будут затронуты в выступлении.

Список литературы

1. Координатно-измерительные машины и комплексы / А.И. Пекарш, С.И. Феоктистов, Д.Г. Колыхалов, В.И. Шпорт // Наука и технологии в промышленности. - 2011. - № 3. – С. 36-48.

СЕКЦИЯ 6А – СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

ДАТЧИК ДАВЛЕНИЯ АДАПТИВНЫЙ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЙ МАЛОГАБАРИТНЫЙ ДДА-ВТМ

Ю.В. Афанасьев, ООО ЭПО «Сигнал», Энгельс, afanasev_juv@eposignal.ru

Начиная с 2013 года ООО ЭПО «Сигнал» ведется разработка высокотемпературных адаптивных датчиков абсолютного давления ДДА-ВТМ для перспективных САУ ГТД.

Быстродействующие и точные адаптивные датчики серии ДДА-ВТМ предназначены для случаев, где требуется высокий уровень точности и стабильности в широком диапазоне температур. Датчики ДДА-ВТМ позволяют проводить измерения давлений газов, авиационного топлива, масел и др. жидкостей, совместимых с титаном и нержавеющей сталью в рабочем диапазоне температур (-60ºС…+140ºС), вибраций (± 30g) **с суммарной погрешностью не более ±0,15 % В.П.И.**

Скорость масштабирования, линеаризации, компенсации погрешностей от влияния температуры, ускорения, вибрации и термоудара обеспечивает полосу пропускания выходного сигнала по давлению 0…300Гц в виде напряжения постоянного тока 0,5…4,5В и цифрового кода 0….10.000 ед. на диапазон давления. Встроенный интерфейс MOD BUS RS-232 обеспечивает скорость обмена до 1200 кадров в секунду в режиме «запрос-ответ» с возможностью мониторинга измеряемого давления или температуры мембраны датчика давления.

Датчики обеспечивают возможность совместной работы аналогового и цифрового интерфейсов.



Рис. 1



Рис. 2



Основные ВВФ, влияющие на метрологические характеристики и технические решения по обеспечению точности в условиях ВВФ

Первичный преобразователь давления

- Полностью сварная конструкция;
- Отсутствие в статической полости газящих материалов и проводного монтажа;
- Высокая вибропрочность;
- Высокая временная стабильность.

Электронный модуль

- Применение ЭРЭ от ведущих мировых производителей;
- Применение высоконадежных печатных плат с керамическим наполнителем;
- Электростатическая защита;
- Защита от выбросов напряжения;
- Защита от HIRF.

Конструкция датчика

- Малый перегрев ЭРЭ за счет печатных плат с высокой теплопроводностью;
- Виброизоляция и влагозащита электронного модуля диэлектрическим гелем;
- Полностью сварная конструкция.

Технические решения по обеспечению надежности в условиях ВВФ

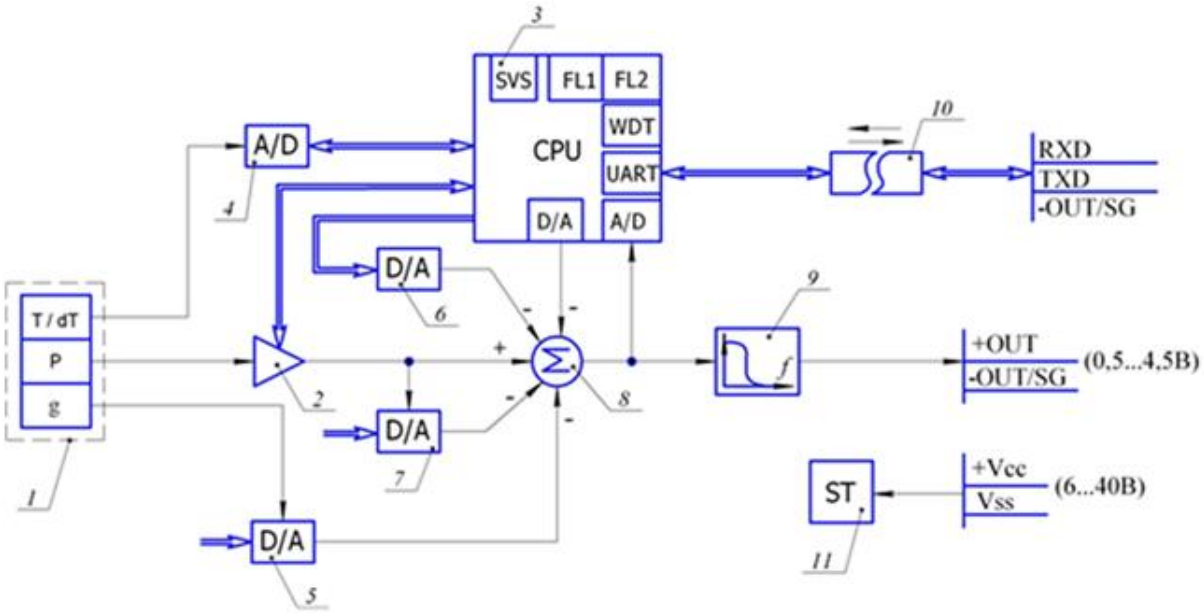


Рис. 3 – Функциональная схема датчика ДДА-ВТМ
1 – модуль первичных преобразователей (температура/термоудар, давление, ускорение / вибрация);
2 – инструментальный усилитель с цифровой регулировкой нуля и масштаба;
3 – микропроцессор;
4 – аналогово-цифровой преобразователь для измерения температуры и характеристик термоудара;
5 – цифро-аналоговый преобразователь для регулировки канала измерения ускорения/вибрации;
6 – цифро-аналоговый преобразователь для температурной коррекции аддитивной погрешности первичного преобразователя давления;
7 – цифро-аналоговый преобразователь для температурной компенсации мультипликативной погрешности первичного преобразователя давления;
8 – аналоговый сумматор;
9 – аналоговый фильтр низкой частоты 1-го порядка;
10 – приемо-передатчик интерфейса RS-232;
11 – источник вторичного питания

СОВРЕМЕННЫЕ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ ОАО «ОМКБ» ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ

А.А. Борисенко, ОАО «ОМКБ», Омск, sila@omsknet.ru
О.Б. Слотин, ОАО «ОМКБ», Омск
Н.М. Сахибгареев, ОАО «ОМКБ», Омск
В.А. Жодзишский, ОАО «ОМКБ», Омск
А.Б. Каплан, ОАО «ОМКБ», Омск

Специализация ОАО «ОМКБ» - гидропневмомеханические составляющие системы топливопитания и регулирования ГТД, в том числе регулирования механизации компрессоров, а также насосы различного назначения.

Структурно гидромеханическую часть современной системы можно представить в виде основных составляющих:

- топливный насос;
- дозаторы, управляемые электронными регуляторами;
- гидромеханический резерв на случай отказа электронного регулятора.

1. Топливный насос является наиболее нагруженным узлом топливной системы и, в связи с этим, самым проблемным с точки зрения обеспечения потребных для современных систем ресурсов до первого ремонта 20000 – 40000 часов и назначенных 60000 — 80000 часов.

Наше предприятие традиционно использует в качестве насоса высокого давления шестеренный насос внешнего зацепления.

За последние 15 лет, с целью уменьшения габаритно-массовых параметров насоса, проведено увеличение в 2 — 2,5 раза рабочей частоты вращения насосов, до 8000 — 10000 об/мин., без снижения требований по ресурсу. Это достигнуто переводом шестеренных насосов на подшипники скольжения с подбором материалов и покрытий в паре трения по цапфам и торцам шестерен, а также специальной термической обработкой эвольвент поверхности зубьев шестерен насоса, повышающей твердость рабочей поверхности зуба.

Вопросы уменьшения кавитационного износа деталей качающего узла насоса решаются подбором конфигурации поверхностей в зоне входа топлива в шестеренный насос, а также формой выборок в подпятниках, улучшающих заполнение межзубовых впадин шестерен топливом.

2. Исполнение дозаторов топлива в разрабатываемых системах достаточно разнообразно и определяется как структурой системы (наличие или отсутствие требования по гидромеханическому резервированию при отказе электронного регулятора), так и диапазоном расходов дозируемого топлива.

В результате работ по совершенствованию и упрощению дозаторов расхода топлива для электронных САУ ГТД в ОАО «ОМКБ» разработано несколько типов дозаторов топлива ГТД различного назначения.

2.1. Для ВСУ ТА-14, ТА-18 и АИ-450МС (расходом до 500 кг/ч) дозаторы выполнены в виде золотника, который перемещается непосредственно пропорциональным линейным электроприводом, обеспечивающим усилие до 1 кг.

Сигналы обратной связи по расходу топлива для электронного регулятора формируются непосредственно в этом электроприводе.

2.2. Для САУ малоразмерных двигателей (с расходом до 500 кг/ч) разработан максимально упрощенный тип дозатора расхода топлива, в виде электроприводного насоса «мокрого» типа с регулируемой частотой вращения электропривода до 12000 об/мин, мощность до 1,2 кВт.

Питание электропривода осуществляется от системы постоянного тока номинальным напряжением 110 В.

Изменение расхода топлива в двигатель производится за счет регулирования частоты вращения насоса в диапазоне (10…100)%.

2.3. Изготовлен и испытан дозатор с максимальным расходом до 300 кг/ч, состоящий из четырех электромагнитных клапанов. При этом клапан младшего разряда работает в режиме переменной скважности.

2.4. Разработаны 2 типа универсальных дозаторов расхода топлива, состоящих из дозирующей иглы с поршневым приводом, управляемым от ЭСУ с полной ответственностью.

3. При отказе электронной САУ осуществляется переход на дозирование топлива резервным каналом ГМЧ. При этом обеспечивается дозирование топлива по зависимостям $G_T/P_{BX}^* = f(\alpha_{РУД})$ для ряда двигателей, включая и запуск, а также с переключением по электрической команде на режим $G_{T0,2N} = f(P_{BX}^*)$ или $G_{T0,7N} = f(P_{BX}^*)$. Переходные режимы, как с расхода на основном канале на расход в резерве при отказе ЭСУ, так и при работе резервной части при изменении режима работы обеспечиваются по временным законам.

Для самолетной топливной системы, с целью снижения энергопотребления и подогрева топлива, совместно с КБ «Электроприбор» разработан ряд электроприводных баковых подкачивающих насосов с электронным управлением частотой вращения.

Насосы с электроприводом устанавливаются непосредственно в топливном баке, охлаждение электропривода осуществляется рабочей жидкостью.

Питание электропривода осуществления от трехфазной системы переменного тока напряжением 115/200 В и частотой 400 Гц.

Таким образом, текущие разработки ОАО «ОМКБ» по показателям надежности и долговечности соответствуют современным требованиям к агрегатам топливной автоматики и механизации компрессоров ГТД, отвечают концепции «электрического самолета».

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРОПРИВОДА ТОПЛИВНОГО НАСОСА ДЛЯ МИНИМИЗАЦИИ ЕГО МАССЫ

А.И. Власов, АО «Технодинамика», Москва, vlasovai@technodinamika.ru
С.Н. Вишневский, АО «Электропривод», Киров, vishnevsky@epv.ru
Е.В. Волокитина, АО «Электропривод», Киров, vishnevsky@epv.ru
О.С. Гуревич, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, gurevich_oc@ciam.ru
А.И. Гулиенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
goulienko-contrl@ciam.ru

Создание «полностью электрического самолета» (ПЭС) и двигателя для него - «электрического» ГТД (ЭГТД), является в настоящее время одним из основных направлений развития авиации, определяющим ее перспективы. Однако в настоящее время ещё существует ряд технологических проблем, препятствующих быстрому внедрению электрических технологий в авиации, в том числе и на двигателях. К ним, в первую очередь, относятся необходимость снижения массы электрических устройств и повышение их надёжности, решение вопросов электромагнитной совместимости, эффективного охлаждения и ряд других. В системах ЭГТД электроприводы (ЭП) используются для вращения насосов систем подачи топлива и смазки.

Масса ЭП возрастает при увеличении его мощности, которая выбирается так, чтобы обеспечить работу приводимого насоса на режиме максимальной производительности с запасом 10 …50% для обеспечения необходимого быстродействия. Вместе с тем, анализ показывает, что в типовом полётном цикле (ТПЦ) ГТД на режиме максимальной мощности насосы работают кратковременно (несколько процентов от общего времени полёта), а остальное время - на режимах с пониженной мощностью. В табл. 1 приведен ряд параметров системы топливопитания в ТПЦ продолжительностью 2 часа для самолёта вместимостью 200 пассажиров. Видно, что на самом длительном крейсерском режиме полёта потребляемая насосом мощность составляет менее 5% от мощности на самом коротком взлётном режиме.

Таблица 1

Режим работы двигателя	Время работы, мин	Частота вращения насоса, об/мин	Мощность насоса, кВт
ЗМГ	15	817	0,02
ПМГ	22	931	0,04
Полёт по кругу	7	5552	3,18
Крейсерский	55	3421	0,93
Набор высоты	18	7607	6,54
Взлет	3	12200	20…25
Всего	120		

В АО "Электропривод" совместно с ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова" выполнена разработка охлаждаемого топливом электропривода с регулируемой частотой вращения для насоса высокого давления системы топливопитания ГТД.

Основной целью НИР являлась разработка технических решений по обеспечению удельной массы электропривода, не превышающей значения 0.5 кг/кВт для привода мощностью 25 кВт.

Проведенные работы показали следующее:

1. Вентильный электродвигатель постоянного тока (ВДПТ) является наиболее перспективным для использования в ЭП топливного насоса и имеет потенциальные возможности улучшения своих тактико-технических характеристик;

2. Для обеспечения заданной удельной массы ЭП необходимо ВДПТ реализовывать в виде мехатронного модуля с интегрированным блоком управления;

3. Прокачивание топлива через ВДПТ, выполненного в виде мехатронного модуля, обеспечивает охлаждение как электродвигателя, так и теплонагруженных элементов блока управления, что повышает интенсивность теплоотдачи и позволяет увеличить нагрузку на электродвигатель без увеличения габаритов;

4. Для эффективного охлаждения блока управления ВДПТ необходима концентрация потока охлаждающего топлива под силовым модулем;

5. При заданном режиме работы электропривода в соответствии с таб.1, для обеспечения минимальной массы и габаритов, выбор характеристик ВДПТ необходимо проводить в расчёте на эквивалентную мощность 4,8 кВт.

6. Максимальная мощность на выходном валу ЭП реализуется за счет перегрузочной способности ВДПТ. Коэффициент перегрузки ВДПТ по мощности достигает значения 5,2.

Такой коэффициент перегрузки обеспечивается ВДПТ за счет высокой жесткости механической характеристики, которая достигается применением сборной магнитной системы ротора с эффективным сочетанием магнитомягких материалов и высокоэнергетических постоянных магнитов с наибольшим максимальным энергетическим произведением $(BH)_{max}$.

Технические решения, полученные на этапе НИР, положены в основу разработки конструкции экспериментального образца ЭП с жидкостным охлаждением (шифр «Электро-ГТД-1»). Изготовленный ЭП, показанный на рис.1, имеет технические характеристики, представленные в табл. 2.



Рис.1 – Электропривод Электро-ГТД-1

Таблица 2

Наименование параметра	Значение
1 Номинальное напряжение питания постоянного тока, В	270
2 Потребляемый ток при максимальной мощности, А	145
3 Максимальная мощность на выходном валу, кВт, не менее	23,0
4 Диапазон частоты вращения выходного вала, об/мин	400 - 12200
5 Потребляемый ток, ограниченный ЭП, А	180
6 Предельная мощность на выходном валу, кВт, не менее	31
7 Масса ЭП, кг, не более	13
8 Удельная масса, кг/кВт	0,42
9 Габаритный размер B×H×L, мм	182×201×365
10 Режим работы	продолжительный
11 Охлаждение	Жидкостное (ТС-1)
12 Расчетная наработка на отказ, ч	18636

Таким образом, проведенные работы показали возможность создания ЭП с удельной массой ≤ 0,5 кг/кВт.

ИНТЕРФЕЙС И ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ КОМПЛЕКСНОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ «ДВИГАТЕЛЬ – САУ» ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ УПРАВЛЕНИЯ

В.Е. Волков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, belkin@ciam.ru
Ф.Д. Гольберг, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, fegolb@ciam.ru
О.С. Гуревич, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, gurevich_os@ciam.ru

При создании современных систем автоматического управления (САУ) ГТД на всех этапах ее разработки и испытаний необходимо применение математических моделей двигателя, максимально полно отражающих его свойства как объекта регулирования во всех условиях применения. К настоящему времени практически для всех типов ГТД созданы такие математические модели и программы расчета, получившие название комплексный математический стенд «Двигатель-САУ». Он включает в себя всережимную термогазодинамическую модель двигателя и модель универсальной САУ для рассматриваемого типа ГТД [1].

Математическая модель ГТД позволяет осуществлять расчет термогазодинамических параметров в основных сечениях двигателя и его эксплуатационных характеристик в полном диапазоне условий эксплуатации на установившихся и переходных режимах его работы. В качестве примера рассматривается интерфейс программы, реализующей математическую модель двигателя типа ТРДД. Расчетная схема двигателя показана на рис. 1.

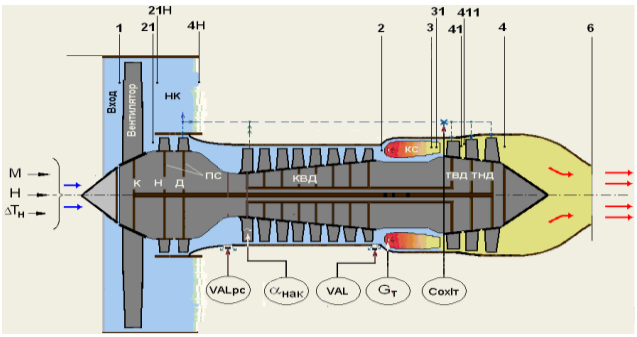


Рис. 1 – Расчетная схема двигателя

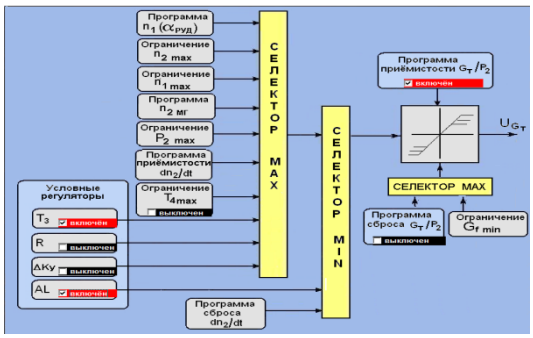


Рис.2 – Структурная схема основного контура САУ

Математическая модель универсальной САУ, структурная схема которой показана на рис.2, позволяет осуществлять управление регулирующими факторами двигателя: расходом топлива, углами установки НА компрессоров и т.д. Помимо математических моделей «реальных» регуляторов, эта модель включает в себя «виртуальные» регуляторы, с помощью которых могут быть выбраны программы регулирования или осуществлено управление по недоступным для измерения параметрам двигателя (R, ΔКу, $T^*_{Г}$, $\alpha_{КС}$ и т.д.).

Интерфейс включает в себя несколько программных блоков: блок отображения расчетной схемы двигателя; блок задания характеристик узлов двигателя; блок задания программ управления; блок отображения данных в виде таблиц и графиков; блок задания условий полета; блока задания начального режима работы двигателя; блок отображения результатов расчета. Доступ в каждый из этих блоков осуществляется из главного окна программы («пульт управления»).

Интерфейс предоставляет возможности:

- проводить анализ, коррекцию и изменения характеристик основных узлов двигателя (компрессора, турбины и т.д.) а также программ управления;

- имитировать влияние на характеристики двигателя условий эксплуатации (например, выработку ресурса);
- изменять внешние условия (условия полета М и Н, отклонение давления и температуры на входе в двигатель от МСА и т.д.);
- задавать изменение положения РУД по времени, соответствующее установившимся и переходным режимам;
- выводить результаты расчета в удобном для пользователя виде.

Некоторые особенности этого интерфейса рассмотрены ниже. При запуске программы появляется основное окно – пульт управления (рис. 3):



Рис. 3 – Пульт управления

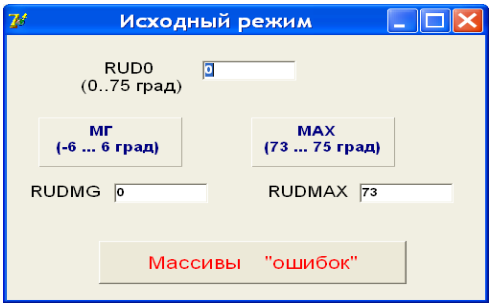


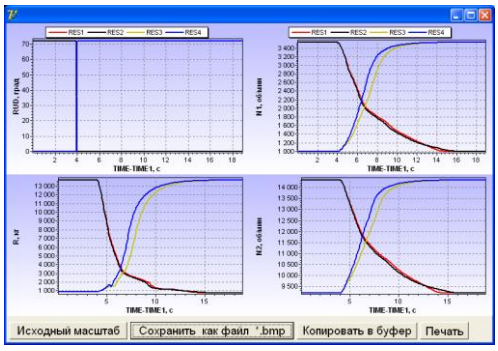
Рис. 4 – Задание исходного режима

С помощью опции “Условия полета” можно задать число М полёта, высоту полёта и отклонение температуры воздуха на входе в двигатель от стандартной.

Отображение и коррекция характеристик узлов двигателя осуществляется следующим образом: в окне с расчетной схемой двигателя щелчком мыши активизируется соответствующий узел и выводится окно с его характеристиками.

При активизации опции “Исходный режим” открывается окно (рис. 4), позволяющее задать RUD0 - положение РУД, соответствующее исходному режиму работы двигателя в диапазоне МГ…MAX и значения RUD, соответствующие режимам МГ (RUDMG) и MAX (RUDMAX).

Вывод результатов осуществляется в виде таблиц и графиков (см. рис. 5). При отображении результатов расчета в графическом виде, интерфейс позволяет вывести на экран результаты сразу нескольких последовательно проведенных расчетов процессов изменения параметров двигателя.



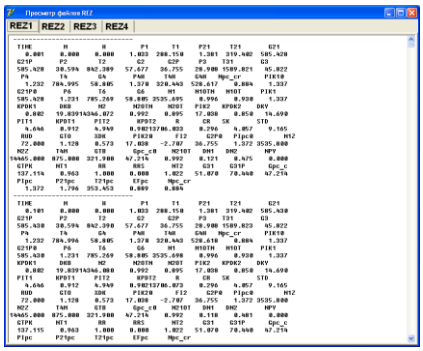


Рис. 5 – Вывод результатов расчета

Применение данного интерфейса значительно упрощает проведение расчетных исследований с помощью математических моделей рассматриваемого типа.

Список литературы

1. Системы автоматического управления авиационными ГТД: Энциклопедический справочник. / Под ред. д.т.н., проф. О.С. Гуревича. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2011. — 208 с.

ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ САУ НА БАЗЕ ВИРТУАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Ф.Д. Гольберг, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, fegolb@ciam.ru
О.С. Гуревич, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, gurevich_os@ciam.ru

Перспективным направлением развития газотурбинных двигателей является создание интеллектуального двигателя, обладающего способностью адаптации характеристик к условиям эксплуатации, изменению параметров узлов в процессе выработки ресурса, компенсации отказов и погрешностей и ряд других функций, повышающих его эффективность. Выполнение этих функций обеспечивается применением интеллектуальной системы автоматического управления. В качестве одной из важных составляющих такой системы рассматривается работающая в составе САУ математическая модель двигателя – виртуальный двигатель.

Наиболее полно возможности САУ с виртуальным двигателем могут быть реализованы при применении математической модели достаточно высокого уровня. Исследования, выполненные в ЦИАМ, показывают, что в качестве такой модели целесообразно использовать поузловую термогазодинамическую модель, построенную на базе уравнений, описывающих физические процессы в двигателе и его узлах.

Применение в САУ ГТД таких математических моделей позволяет принципиально изменить способ регулирования двигателя путем перехода на управление по параметрам, непосредственно определяющим его основные характеристики, но недоступным для измерения. К таким параметрам относятся тяга R двигателя, удельный расход Cr топлива, температура T*г газа в камере сгорания (КС), запасы ΔKyi газодинамической устойчивости компрессоров, коэффициент $\alpha_{КС}$ избытка воздуха в камере сгорания и ряд других.

При этом традиционно применяемые для управления двигателем измеряемые параметры (частоты ni вращения роторов, температура T*т газа за ТНД, комплекс G_T/P^*_K и др.), которые косвенно отражают эксплуатационные характеристики двигателя, могут использоваться для защиты двигателя и резервирования основных программ регулирования.

На рис. 1 приведена структурная схема такой САУ для ТРДД с регуляторами расхода G_T топлива в камеру сгорания, НА КВД, а также клапанов для отбора воздуха из КВД на охлаждение и перепуска воздуха за подпорной ступенью ПС для повышения запасов ее газодинамической устойчивости.

От традиционных САУ рассматриваемая система отличается наличием виртуального двигателя – бортовой математической модели двигателя (БММД) с алгоритмами ее идентификации, а также «виртуальных» контуров регулирования и ограничения, в которых в качестве регулируемых параметров двигателя используются параметры, полученные расчетом в БММД.

Ниже рассмотрен один из возможных комплексов программ управления современным ТРДД, который может быть использован в «виртуальных» и «реальных» (использующих измеряемые в САУ параметры регулирования) регуляторах САУ с БММД.

Основными для управления двигателем являются программы регулирования рассчитываемых в БММД параметров: тяги R, удельного расхода топлива C_R и температуры газа $T^*_Г$ в КС: $R = f(\alpha_{РУД}, T^*_{ВХ}, P^*_{ВХ}, C_{ЛА}i)$, $C_{R\,МАХ} = f(\alpha_{РУД}, T^*_{ВХ}, P^*_{ВХ}, C_{ЛА}i)$, $T^*_{Г\,МАХ} = f(\alpha_{РУД}, T^*_{ВХ}, P^*_{ВХ}, C_{ЛА}i)$, где $C_{ЛА}i$ – сигналы из самолетных систем.

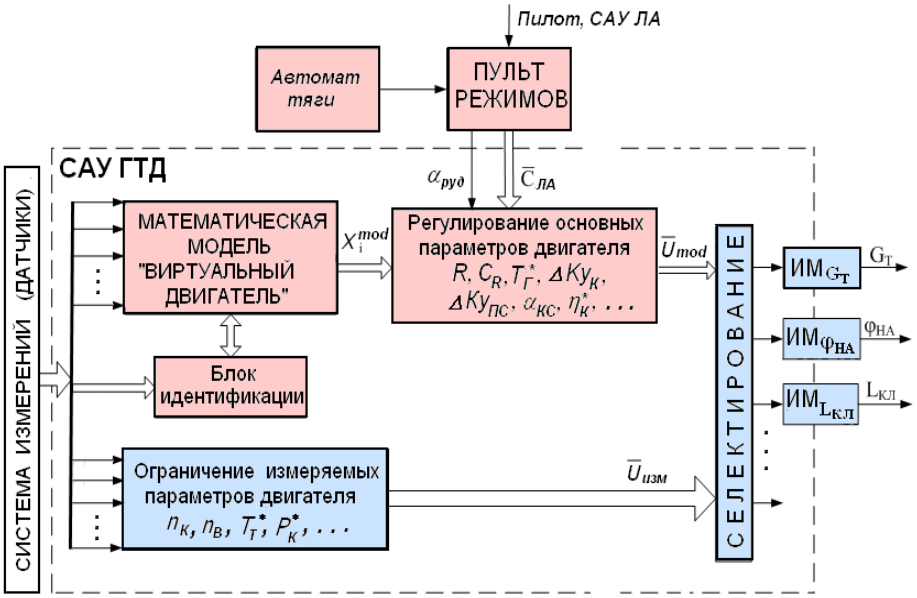


Рис. 1 – Структурная схема САУ ТРДД с БММД

Эти программы управления выполняются на установившихся режимах работы двигателя воздействием на расход топлива путем селектирования по min так, чтобы обеспечить заданную величину тяги R двигателя на всех режимах его работы при ограничении максимальной величины удельного расхода топлива C_R на крейсерских режимах и максимальной температуры газа $T^*_Г$ перед ТВД на максимальных режимах.

На переходных режимах работы двигателя дополнительно применяются программы, обеспечивающие необходимую для выполняемой задачи полета скорость изменения тяги при ограничении параметров, определяющих эффективность работы основных узлов двигателя, его безотказность и ресурс.

На режимах приемистости: $R_{ПР} = f(t, C_{ЛА}i)$, $\Delta Ку_{КВДрасх} = f(n_{К\ ПР})$, $dT^*_Г/dt = f(n_{К\ ПР})$.

На режимах сброса: $R_{СБ} = f(t, C_{ЛА}i)$, $\Delta Ку_{КНДрасх} = f(n_{В\ ПР})$, $\Delta Ку_{ПСрасх} = f(n_{ПС\ ПР})$, $\alpha_{КС} \le \alpha_{КС\ МАХ}$.

Здесь $n_{К\ ПР}$ – частота вращения РВД, приведенная по расчетной температуре на входе в КВД, $n_{ПС\ ПР}$ – частота вращения РНД, приведенная по расчетной температуре на входе в ПС, $\Delta Ку_{КВДрасх}$ – расходуемые в процессах приемистости запасы ГДУ КВД, $\Delta Ку_{КНДрасх}$, $\Delta Ку_{ПСрасх}$ – расходуемые в процессах сброса запасы ГДУ КНД и ПС.

Ограничительные функции для повышения надежности двигателя и защиты от нарушения ГДУ и разрушения конструкции выполняют программы регулирования, базирующиеся на измеряемых параметрах: $n_В = f(\alpha_{РУД}, T^*_{ВХ}, C_{ЛА}i)$, $n_{К\ МАХ} = f(T^*_{ВХ})$, $P^*_{К\ МАХ} = Const$, $T^*_{Т\ МАХ} = f_Т(T^*_{ВХ})$, $(G_Т/P^*_К)_{ПР} = f_{G\ пр}(n^1_{К\ ПР})$, $(G_Т/P^*_К)_{СБ} = f_{G\ сб}(n^1_{К\ ПР})$,

где $n^1_{К\ ПР}$ – частота вращения РВД, приведенная по измеряемой температуре $T^*_{ВХ}$.

Для регулирования НА КВД основными являются программы, обеспечивающие максимальное значение КПД КВД ($\eta^*_{КВД\ МАХ}$) при ограничении минимальной величины запасов ГДУ ($\Delta Ку_{КВД\ MIN}$).

Оптимальное изменение этих параметров может быть реализовано, например, с помощью программы вида $\pi^*_К/G_{К\ ПР} = f(n_{К\ ПР})$ и $\eta^*_{КВД} = f(n_{К\ ПР}, \pi^*_К)$.

Изменение расхода воздуха, отбираемого на охлаждение турбин может осуществляться в зависимости от расчетной величины температуры газа на входе в соответствующую турбину, например $L_{КЛ\ ТВД} = f(T^*_Г)$ и $L_{КЛ\ ТНД} = f(T^*_{ВХ\ ТНД})$, где $L_{КЛ\ ТВД}$, $L_{КЛ\ ТНД}$ – положения клапанов отбора воздуха на охлаждение ТВД и ТНД.

Поскольку перепуск воздуха из ПС осуществляется с целью сохранения газодинамической устойчивости подпорной ступени КНД, величина перепуска (положение LКЛ ПС клапана перепуска воздуха) может меняться в зависимости от

величины фактического или расходуемого запаса ГДУ ПС, рассчитанного в БММД: $L_{КЛ\ ПС} = f(\Delta Ку_{ПС})$.

Страхующие регуляторы органов механизации проточной части двигателя работают по программам: $\varphi_{НА\ КВД} = f_{\varphi}(n^1_{К\ ПР})$, $L_{КЛ\ I} = f_{Li}(n^1_{К\ ПР})$.

Некоторые оценки эффективности управления с использованием неизмеряемых параметров выполнены для ТРДД типа ПД-14.

При использовании традиционных программ управления ($n_В(n_К) = f(\alpha_{РУД}, T^*_{ВХ}, P^*_{ВХ}, C_{ЛАi})$, $(G_Т/P^*_К)_{пр(сб)} = f_G(n_К, T^*_{ВХ})$ и т.п.) возможные отклонения характеристик узлов двигателя от номинальных и погрешности измерения параметров могут приводить на дроссельных режимах работы к увеличению удельного расхода топлива двигателя (на 5…7%), в процессах приемистости – к увеличению расходуемых запасов ГДУ КВД на 3…6%, а на режимах сброса – к увеличению коэффициента $\alpha_{КС}$ избытка топлива в КС на 2…3 единицы и погасанию КС. Управление с помощью «виртуального двигателя» непосредственно по величине тяги, запасам ГДУ, коэффициенту избытка воздуха в камере сгорания может существенно уменьшить чувствительность двигателя к таким изменениям.

Эффективность применения «виртуального» управления клапаном отбора воздуха на охлаждение турбин иллюстрируют следующие оценки:

Клапан отбора воздуха на охлаждение турбин открывается, увеличивая расход воздуха на охлаждение, при приведенной частоте вращения $n_К{}^1_{ПР} = 85\%$. На установившихся режимах работы двигателя при такой величине $n_К{}^1_{ПР}$ $T^*_{Г\ ТВД} = 1200К$ и $T^*_{Г\ ТНД} = 830К$.

При приемистости в диапазоне режимов МГ…МАХ в условиях М = 0, Н = 0, МСА и управлении клапаном по частоте вращения $n_К{}^1_{ПР}$. При $n^1_{К\ ПР} = 85\%$ температуры $T^*_{Г\ ТВД}$ и $T^*_{Г\ ТНД}$ имеют существенно более высокие значения (примерно 1550°К и 1100°К), что отрицательно повлияет на ресурс двигателя.

При управлении клапаном по температуре $T^*_{Г\ ТВД}$, рассчитываемой в БММД, величины температур $T^*_{Г\ ТВД}$, $T^*_{Г\ ТНД}$, при которых увеличивается интенсивность охлаждения турбин, практически совпадают с их значениями на установившихся режимах работы двигателя

ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБОВ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ ЗАЩИТЫ ГТД ОТ РАСКРУТКИ РОТОРОВ

Ф.Д. Гольберг, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, fegolb@ciam.ru
Л.Г. Близнюков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bliznyukov-ctrl@ciam.ru
С.А. Зуев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zuevsa@ciam.ru
С.А. Сметанин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, smetaninsa@ciam.ru

В настоящее время для защиты авиационных ГТД от раскрутки роторов при используется комплексный подход, при котором защита предусматривается как в конструкции силовой установки, так и в её системе автоматического управления.

Такой подход, например, используется на турбовальных двигателях, где кроме электронной защиты, защита от недопустимой раскрутки свободной турбины обеспечивается за счёт «вылета» лопаток турбины. На ТРДД в качестве конструктивных мероприятий применяется посадка ТНД на сопловые аппараты.

Указанные конструктивные решения используются как на отечественных (Д-30КУ, ПС-90А/А2, ПД-14), так и на зарубежных двигателях разработки PW, GE и RR.

Автоматические системы защиты от раскрутки устанавливаются на всех современных ГТД со свободной турбиной и ряде ТРДД. При срабатывании такой системы производится быстрое выключение двигателя путём прекращения подачи топлива.

Необходимость быстрого выключения двигателя связана с тем, что в турбовальном двигателе при нарушении кинематической связи свободной турбины с нагрузкой (винтом) возникают ускорения *dn/dt* до ~ 300…400%/с и до 150..200%/с в ТРДД при разрушении вала турбокомпрессора.

Такие системы защиты целесообразно выполнять в виде отдельного модуля с автономным питанием, который воздействует на быстродействующий клапан останова двигателя, работает независимо от основной САУ и осуществляет дополнительную надсистемную защиту двигателя от раскрутки.

В качестве сигнала о нарушении связи турбины с нагрузкой могут использоваться сигналы превышения предельных допустимых величин:

частоты вращения турбины, ускорения турбины, разности частот вращения турбины и винта,а также различные комбинации этих параметров.

В большинстве современных применяемых в настоящее время систем защиты используются сигналы превышения предельного значения частоты вращения турбины (двигатели ТВ-117, МС-500, Д-30КУ-154 и др.) или комбинация сигналов превышения допустимой разности частот вращения турбины и винта в сочетании с превышением предельного значения частоты вращения турбины. При этом предельное значение частоты вращения, при котором выключается двигатель, задается постоянным.

В настоящее время системы защиты от раскрутки предполагается применять на двигателях (РД–33МК, АЛ-31Ф), в которые изначально не закладывались конструктивные условия для установки таких систем.

Построение на таких двигателях СЗР с индикацией момента обрыва по величине оборотов $n_{\text{ТНД}}$ (или по её производной $dn_{\text{ТНД}}/dt$), измеряемой специальным датчиком, устанавливаемым на турбине, потребует существенных конструктивных изменений двигателя, а также проведения большого объема доводочных испытаний по обеспечению требуемой надежности работы датчика в условиях высоких температур.

В связи с этим на этих двигателях рассматривается использование для срабатывании СЗР параметров, измеряемых в САУ двигателя, например скоростей $dn_{\text{В}}/dt$ или dS/dt изменения частоты вращения КНД или или dS/dt – скольжения роторов

Существенным недостатком таких систем является недопустимая для обеспечения эффективной защиты ТНД (в первую очередь применительно к высокотемпературным двигателям РД–33МК, АЛ-31Ф) от раскрутки задержка индикации момента обрыва вала, связанная со сложностью и длительностью измерения производных.

Таким образом, индикация момента обрыва вала РНД только по величине производной представляется недостаточно надежным способом построения системы защиты от раскрутки.

В последнее время появилось значительное количество работ, посвященных использованию в составе САУ термогазодинамических математических моделей (БММД) для целей управления, компенсации отказов, реконфигурации системы при отказах и выполнения ряда других функций [1].

Использование такой модели позволяет в реальномм масштабе времени вычислять разность $\Delta n_{\text{В}}$ (2) между расчетным n_B^P и измеренным n_B^Φ значениями частоты $n_{\text{В}}$.

Величина $\Delta n_{\text{В}}$, используемая, как правило, для идентификации встроенной модели и не превышающая на различных установившихся и переходных режимах работы 3…5%, при обрыве вала ротора РНД будет резко возрастать по времени (рис. 1).

Из графиков (рис. 1) видно, что вычисляемая практически без запаздывания скорость $d(\Delta n_{\text{В}})/dt$ изменяется после обрыва вала РНД аналогично изменению производной $dn_{\text{В}}/dt$, рассчитанному без погрешностей измерения этой величины.

Вычисление разности $\Delta n_В$ и скорости ее изменения $d(\Delta n_В)/dt$ может осуществляться с помощью бортовой модели практически мгновенно с запаздыванием не более величины шага интегрирования, меньшим 0.01с и использоваться для индикации момента обрыва вала.

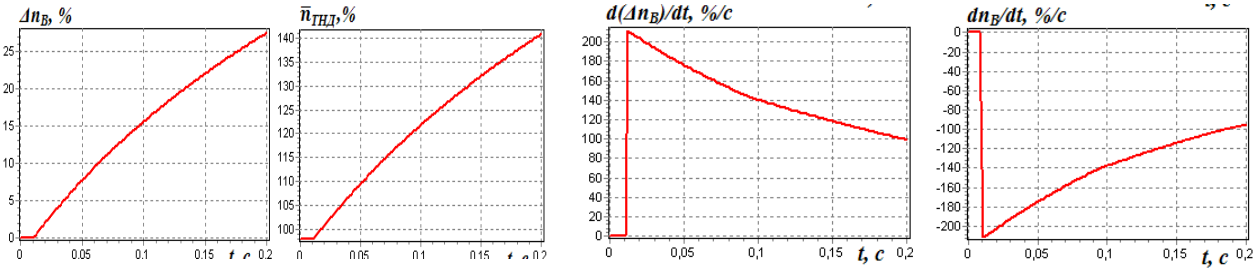


Рис. 1 – Изменение параметров ТРДД после обрыва вала. МАХ. М = 0, Н = 0

При этом, индикация по измеряемой величине производной $dn_В/dt$ может применяться в качестве резервной, что позволит повысить надежность и эффективность систем защиты от раскрутки.

Таким образом, встроенная в САУ бортовая математическая модель ТРДД позволяет построить эффективную систему защиты двигателя от раскрутки ТНД при разрыве её связи с вентилятором (КНД).

В настоящей работе проводится исследование возможности использования БММД для регистрации начала процесса раскрутки только штатными датчиками САУ (без использования специального датчика $n_{ТНД}$) по характеру изменения параметров двигателя, связанных с разрушением вала ТНД.

Список литературы

1. Ф.Д. Гольберг, О.С. Гуревич, А.А. Петухов «Бортовая математическая модель в составе САУ ГТД для повышения отказоустойчивости и качества управления». Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями/Под ред. О.С. Гуревича – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. – 264 с. ISBN 978-5-94588-090-0.

ОБЛАСТИ УСТОЙЧИВОСТИ В ПЛОСКОСТИ ДВУХ МОДУЛЕЙ ВЕКТОРОВ НАСТРОЕЧНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДЛЯ МНОГОКАНАЛЬНЫХ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

В.В. Горбатенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
gorbatenko4@yandex.ru

На примере аналитического синтеза и анализа оптимальной трехканальной астатической системы автоматической стабилизации и управления (СУС) боковым движением возвращаемого крылатого космического летательного аппарата (ККЛА) при одновременном воздействии на систему автомата боковой устойчивости (АБУ), демпфера крена (ДК) и демпфера рыскания (ДР) предложен новый метод построения областей устойчивости с линиями равных декрементов затухания ξ = const и натуральных частот ω_0 = const с помощью D-разбиения в плоскости двух модулей векторов настроечных параметров $|\mathbf{k}_\gamma|$ и $|\mathbf{k}_\omega|$ соответственно по позиционному γ_c и демпфирующим ω_x, ω_y

сигналам, в отличие от классических методов построения областей устойчивости в плоскости одного комплексного или двух действительных настроечных параметров [1, 2]. Эти области позволяют определять для многоканальной системы автоматического управления (САУ) оптимальные вектора настроек, обеспечивающие требуемое качество переходных процессов на всех атмосферных участках возвратного полета ККЛА при различной степени боковой динамической устойчивости ($\bar{\sigma}_\beta < 0$, $\bar{\sigma}_\beta > 0$, $\bar{\sigma}_\beta = 0$) и отсутствии в законах управления системы управления информации об угле скольжения. Все аналитические расчеты были подтверждены математическим моделированием.

Предложенный метод построения областей устойчивости может быть использован при разработке систем автоматического управления различными многоканальными автоматическими устройствами и объектами, в том числе авиационными и ракетными двигательными установками.

Список литературы

1. А.А. Воронов. Элементы теории автоматического регулирования. М., Военное издательство Министерства Обороны Союза ССР, 1954.
2. Е.И. Юревич. Теория автоматического управления. Л., Энергия, Ленинградское отделение, 1975.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИСПЫТАНИЯМИ ГАЗОГЕНЕРАТОРА

И.Н. Грибков, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, gribkov@avid.ru
Ю.А. Трубников, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, trubnikov@avid.ru
А.И. Полулях, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, polulah@avid.ru

Газогенератор является наиболее ответственным агрегатом газотурбинного двигателя (ГТД), непосредственно определяющим параметры и характеристики двигателя, также являясь наиболее напряженной частью двигателя в отношении прочности, теплостойкости, эксплуатационной надежности, поэтому в газогенераторе сосредоточены самые передовые и дорогостоящие технологии и материалы. На базе газогенератора целесообразно создание семейства ГТД различного значения тяги или создание ГТД другого назначения, с целью сокращения сроков создания и снижения технических и финансовых рисков [1].

Для проведения исследовательских и доводочных испытаний газогенератора необходимо обеспечение параметров воздуха на входе в испытуемый газогенератор, соответствующих параметрам проектируемого полноразмерного двигателя. Для этих целей в ОАО «Авиадвигатель» создана система подогрева и наддува воздуха (СПНВ).

СПНВ представляет собой систему, состоящую из одного модифицированного турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) без смешения потоков, с организацией отбора воздуха из наружного контура в систему подвода воздуха к испытуемому газогенератору, содержащую заслонку выхлопа и клапаны перепуска воздуха (воздуховод СПНВ), и испытуемого газогенератора (ГГ).

Основным способом изменения параметров воздуха на входе в ГГ является изменение режима работы ТРДД и процента перепуска воздуха в стендовую систему выхлопа в зависимости от требований к параметрам на входе в ГГ (требуемый режим работы). Анализ структуры СПНВ (рис. 1) показал, что СПНВ, как объект управления,

является многосвязной системой, т.к. имеется наличие перекрестных связей между отдельными каналами регулирования [2,3,5].

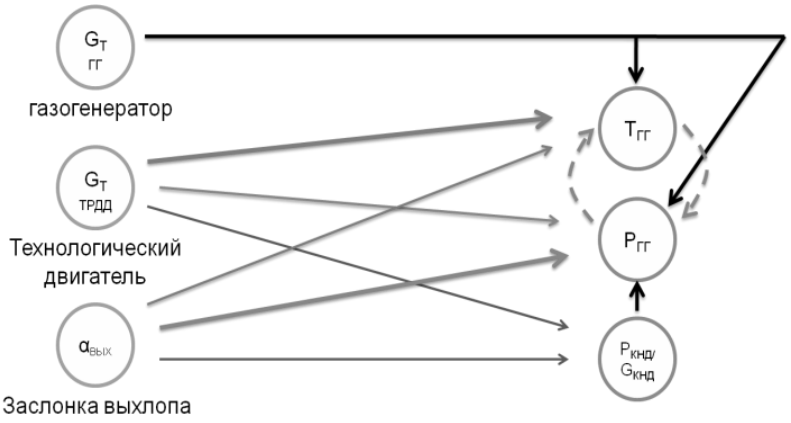


Рис. 1 – Многосвязность системы подогрева и наддува воздуха: Тгг, Ргг – температура и давление на входе в испытуемый газогенератор, Ркнд/Gкнд – характеристика газодинамической устойчивости ТРДД

Ручное управление режимом работы ГГ, ТРДД и заслонками воздуховода СПНВ для обеспечения требуемых условий на входе в ГГ, создает высокую вероятность возникновения аварийных ситуаций СПНВ, из-за необходимости обеспечения согласованной работы элементов СПНВ в условиях быстроизменяющихся и взаимовлияющих процессов.

Исходя из выше приведенных особенностей СПНВ, как объекта управления, для обеспечения безаварийного проведения доводочных, исследовательских и сертификационных испытаний ГГ, разработана система автоматического управления СПНВ (САУ СПНВ). Основным назначением САУ СПНВ, является автоматическое обеспечение требуемых параметров на входе в ГГ с сохранением безаварийной работы СПНВ. Поэтому структура САУ СПНВ включает два основных контура регулирования по требуемой температуре ($T_{трeб}$) и давлению ($P_{трeб}$) на входе в ГГ и ограничительный контур – поддержания рабочей точки КНД ТРДД в допустимом диапазоне.

Учитывая многомерность СПНВ, как объекта управления для исключения взаимного влияния контуров управления требуемой температурой и давлением, была проведена структурная декомпозиция объекта управления [2,4]. В качестве основного способа изменения температуры на входе в ГГ является изменение режима работы ТРДД, поэтому $T_{трeб} = f(\alpha_{РУД\ ТРДД})$, а управляющего сигнала в контуре регулирования давления использовать только перепуск воздуха. Т.к. в случае превышения требуемого давления в результате режима работы ТРДД соответствующего требуемой температуре, его можно компенсировать с помощью перепуска воздуха в стендовую систему выхлопа, что в свою очередь нельзя сделать для контура температуры в виду слабого влияния перепуска воздуха на изменение температуры. Отсюда получаем, что $P_{трeб} = f(\%_{выхлопа})$.

Допустимый диапазон устойчивой работы КНД ТРДД представлен зависимостью степени сжатия КНД от расхода, поэтому ограничительный контур в качестве управляющего сигнала использует перепуск воздуха, как определяющий степень сжатия КНД и является ограничивающим для контура поддержания $P_{треб}$.

Для минимизации последствий появления волнообразных явлений в воздуховоде СПНВ вызванных дискретной работой механизации ТРДД, внесены искусственные изменения в форму области устойчивой работы КНД ТРДД – рабочая точка КНД ТРДД приближаясь, к области соответствующей дискретной работе механизации ТРДД занимает положение, обеспечивающие избыточный (дефицитный) процент перепуска воздуха, тем самым компенсируя резкое изменение параметров по воздуховоду СПНВ.

Учитывая особую значимость объекта испытания, для отработки структуры и настройки коэффициентов контуров регулирования САУ СПНВ, было проведено

моделирование СПНВ и САУ СПНВ с использованием *HIL-simulation* для имитации работы в режиме реального времени. Результаты моделирования показали высокую сходимость с результатами испытаний при ручном управлении СПНВ. Дальнейшее моделирование работы СПНВ для высоких режимов работы показало необходимость доработки системы выхлопа воздуховода СПНВ для предотвращения возникновения аварийных ситуаций.

Список литературы

1. А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Машиностроение, 2008. – Т.1.– 201 с.
2. Морозовский В.Т. Многосвязные системы автоматического регулирования. – М.: Энергия, 1970. – 288 с.
3. Добрянский Г.В., Мартьянова Т.С. Динамика авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
4. Ройтенберг Я.Н., Автоматическое управление: учебное пособие, изд. 2-е. – М.: Наука, 1978. – 552 с.
5. Августинович В.Г., Акиндинов В.А., Боев Б.В. Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1984. – 200 с.

КОНЦЕПЦИЯ ЭЛЕКТРИФИКАЦИИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ

А.И. Гулиенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
gulienko-contrl@ciam.ru
О.С. Гуревич, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, gurevich_oc@ciam.ru

Отличительными особенностями ТРДДФ как объекта электрификации являются большая величина расхода топлива в двигателе на форсированных режимах (до 60000 л/ч) и диапазон его изменения (1:100), более сложные для надёжной работы САУ внешние воздействия, значительные линейные и вибрационные перегрузки.

Эти особенности при современных электрических и электронных технологиях не позволяют использовать электроприводы для вращения всех топливных насосов (при условии сохранения приемлемой массы системы) и обеспечить работу электронных блоков управления регулируемых электродвигателей и электромагнитной системы подвеса роторов во всех условиях эксплуатации. Концепция построения «электрического» ТРДДФ в настоящий период должна формироваться с учётом этих ограничений и уровня новизны принимаемых решений для обеспечения приемлемого технического риска.

Разработку «электрического» ТРДДФ целесообразно проводить в два этапа.

На 1-м этапе с использованием технологий современного уровня может быть осуществлена разработка «более электрического» ТРДДФ с электрификацией его отдельных узлов и систем. В таком двигателе могут быть применены комбинированная система топливопитания, в которой электропривод используется для подачи топлива в основную камеру сгорания, электроприводная система смазки, электрический привод органов механизации проточной части двигателя, встроенный стартёр-генератор, вспомогательная «электрическая» энергетическая силовая установка. Такой двигатель, вероятно, может быть построен к 2020…2025 г.г.

Для создания «полностью электрического» ТРДДФ (2-й этап) без системы смазки, без коробки приводов, с полностью электрической системой топливопитания необходимо совершенствование технологий в направлении существенного снижения массы электрических устройств, и это станет возможным в более поздние сроки.

При использовании электроприводной системы кондиционирования кабины и охлаждения электронной аппаратуры ТРДДФ может быть построен без отбора воздуха от компрессора и оптимизирован по основным термодинамическим параметрам.

В ближайшей перспективе одной из важных и реальных задач при электрификации ТРДДФ является обеспечение комплекса характеристик топливной системы (подогрев топлива, масса, потребляемая мощность и др.). Её решение может быть получено в комбинированных системах топливопитания с использованием электрической и механической энергии для привода насосов, подающих топливо в основную и форсажную камеры сгорания, работающих в разных диапазонах по величине расхода. Их включение в работу должно производиться по командам от САУ двигателя.

Схема комбинированной системы топливопитания показана на рис.1. Здесь 1 - подкачивающий насос низкого давления, приводимый во вращение от коробки приводов 11, 2 - электропривод для вращения насоса высокого давления 4, 3 - система автоматического управления двигателем, 5 - устройство для подключения выходов насосов высокого давления 4 и 8 к дозаторам, 6 - блок дозаторов основной камеры сгорания 7, 8 - двухступенчатый центробежный насос, приводимый во вращение от коробки приводов 11, 9 - блок дозаторов форсажной камеры сгорания 10.

Эта система функционирует следующим образом. Топливо из бака поступает к насосу 1 и далее на вход насосов 4 и 8. Подача топлива насосом 4 обеспечивается путём включения его электропривода, а насоса 8 – открытием входа в насос. При величине суммарного расхода топлива в двигателе менее определённого заданного значения ($G^*_{зад}$) его подача в основную 7 и форсажную 10 камеры сгорания осуществляется насосом 4, а при большей величине расхода – насосом 8. Переключение насосов производит устройство 5 по сигналу от регулятора 3. Дозирование топлива в основную камеру сгорания 7 осуществляет блок гидромеханических дозаторов 6 по сигналам управления от регулятора 3, а в форсажную камеру сгорания 10 – блок дозаторов 9.

Современные регулируемые электроприводы могут работать в двух режимах – регулирования частоты вращения электродвигателя или же величины крутящего момента на валу электродвигателя путём поддержания заданного значения тока в его силовых обмотках. Для насоса объёмного типа при поддержании заданной частоты вращения обеспечивается постоянный расход топлива через насос, а при поддержании величины тока – постоянный перепад давления на насосе, т.к. он пропорционален крутящему моменту на валу электродвигателя. В рассматриваемой системе электропривод 3 насоса 4 управляется по величине тока в обмотках и работает в режиме поддержания перепада давлений на насосе. При этом давление за насосом 1 в рабочей области режимов изменяется незначительно и его величина достаточна для функционирования дозаторов топлива 6 и 9. При необходимости величина давления за насосом 4 может изменяться по сигналам от устройства переключения.

Выход первой ступени двухступенчатого центробежного насоса 8 с подсоединяется к входам дозаторов 9 и второй ступени насоса, с выхода которой топливо подаётся на дозаторы 6. Такая схема позволяет снизить величину потребляемой мощности.

Действительно, при допущениях, что общий к.п.д. одноступенчатого насоса и к.п.д. ступеней двухступенчатого, а также перепад давления на обеих ступенях одинаковы, имеем следующее выражение для оценки степени изменения мощности двухступенчатого насоса по отношению к одноступенчатому в рассматриваемой системе:

$$\lambda = O.5(1+Q_2/Q_1),$$

где λ - отношение мощностей двухступенчатого и одноступенчатого насосов, Q_1, Q_2 – расход топлива через первую и вторую ступени.

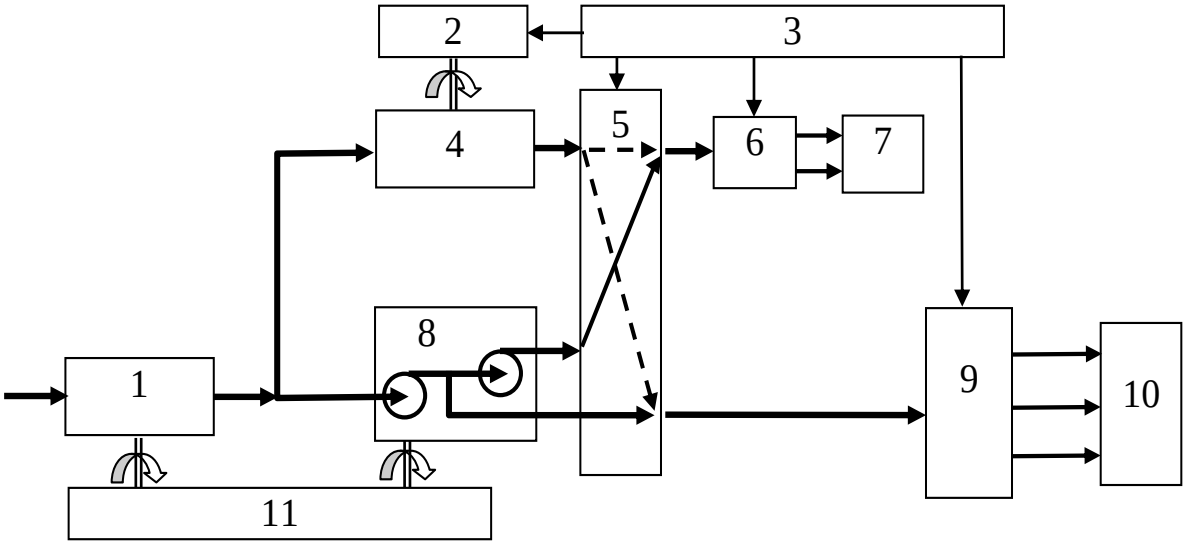


Рис. 1 – Схема комбинированной системы топливопитания ТРДДФ

Так как расход через первую ступень всегда больше чем через вторую, для двухступенчатого насоса величина отбираемой от двигателя мощности меньше. Например, при $Q_2/Q_1 = 0.2$ имеем $\lambda = 0.6$, т.е. отбираемая мощность на 40% ниже.

В системе топливопитания рассматриваемой схемы электроприводной насос обеспечивает запуск двигателя, его работу на режимах малого газа, дроссельных нефорсированных и высотных форсированных режимах с подачей топлива в первый коллектор форсажной камеры сгорания, а центробежный насос с приводом от коробки приводов агрегатов - подачу топлива в основную и форсажную камеры сгорания на всех остальных нефорсированных и форсированных режимах, где требуется большой расход топлива. Резервирование подачи от электроприводного насоса может производиться путём отбора топлива от плунжерного насоса системы привода сопла. Расчеты показывают, что подогрев топлива в электроприводном насосе находится на уровне 3 …5°С, а в двухступенчатом центробежном - 14 …20°С.

МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ СИСТЕМ ТОПЛИВОПИТАНИЯ С ЭЛЕКТРОПРИВОДНЫМИ НАСОСАМИ

А.И. Гулиенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
gulienko-contrl@ciam.ru
О.С. Гуревич, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, gurevich_oc@ciam.ru

В традиционных системах топливопитания (СТП) газотурбинных двигателей (ГТД) вращение насосов осуществляется от коробки приводов агрегатов. Отказы в СТП классифицируются как катастрофические и к её агрегатам предъявляются самые высокие требования по наработке на отказ в полёте, т.к. поломка любого из насосов приводит, как правило, к выключению двигателя.

Применение электроприводных насосов в СТП «электрического» ГТД – двигателя для «электрического» самолёта, позволяет получить ряд преимуществ, связанных с возможностью регулирования производительности насоса в соответствии с потребностями двигателя на всех режимах его работы. Однако использование регулируемых электроприводов, содержащих электродвигатель и блок управления им,

увеличивает вероятность появления дополнительных отказов. Рассмотрению методов обеспечения надёжности электроприводных СТП и способам компенсации отказов посвящена настоящая работа.

В СТП «электрического» ГТД при одном отказе необходимо обеспечить работу двигателя без изменения режима, при двух отказах - допустимо безопасное изменение режима работы ГТД при сохранении работоспособности.

Реализация этих требований может быть достигнута структурным построением системы подачи топлива, повышением надёжности электроприводов, выбором типа насосов и их характеристик.

На рис. 1для примера показана схема отказоустойчивой двухступенчатой СТП с взаимозаменяемыми электроприводными насосами. Система содержит центробежный насос низкого давления ННД с электроприводом ЭП-Н, шестерённый насос высокого давления НВД с ЭП-В, магистраль запуска-перепуска, распределитель топлива РТ, обратные клапаны ОК1 и ОК2 и другие агрегаты. Характеристики насосов ННД и НВД близки по величине максимального расхода.

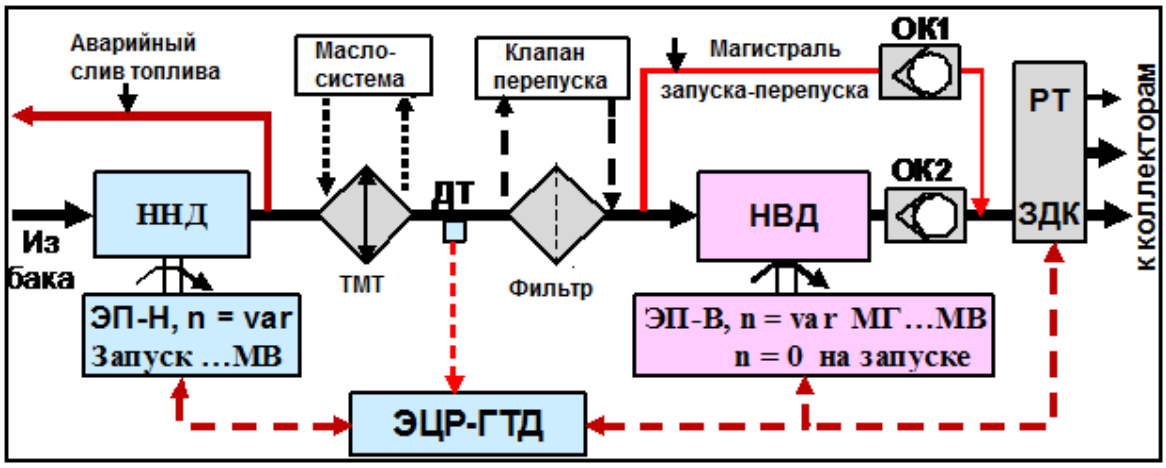


Рис. 1 – Структурная схема отказоустойчивой системы топливопитания ГТД

При запуске ГТД работает только электропривод ЭП-Н насоса низкого давления ННД. Топливо подаётся к форсункам двигателя по магистрали запуска, обеспечивающей перепуск вокруг насоса высокого давления НВД. При этом обратный клапан ОК1 автоматически открывается, а ОК2 – закрывается. После выхода на режим малого газа (МГ) включается электропривод ЭП-В насоса высокого давления НВД, что приводит к открытию обратного клапана ОК2 и закрытию ОК1. По командам от регулятора двигателя ЭЦР-ГТД работают оба насоса, обеспечивая требуемый расход топлива на всех режимах работы двигателя. Аварийный слив топлива осуществляется насосом ННД.

Управление электроприводами осуществляет электронный цифровой регулятор двигателя ЭЦР-ГТД. При нормальной работе системы подачи топлива регулятор двигателя ЭЦР-ГТД определяет необходимый для двигателя расход топлива, по величине которого формируется сигнал о необходимой частоте вращения насоса высокого давления НВД. Этот сигнал (уставка) поступает в электропривод ЭП-В насоса НВД и он обеспечивает требуемый расход топлива. Одновременно ЭЦР-ГТД формирует сигнал о требуемой величине тока в обмотках электропривода ЭП-Н насоса низкого давления для реализации давления, достаточного для нормальной работы НВД без кавитации.

При отказе насоса высокого давления регулятор ЭЦР-ГТД формирует сигнал на отключение электропривода ЭП-В и перевод электропривода ЭП-Н насоса низкого давления ННД в режим поддержания частоты его вращения, необходимой для подачи в камеру сгорания требуемого расхода топлива. При отказе насоса низкого давления подачу топлива обеспечивает насос высокого давления. Для исключения кавитации НВД регулятор ЭЦР-ГТД переводит НВД на пониженный режим работы двигателя, позволяющий продолжить полёт и выполнить посадку самолёта.

При возникновении любого из этих отказов насос становится дополнительным дросселем в магистрали подачи топлива. При этом ротор насоса может остаться неподвижным (заклинивание вала, режим дросселя) или же он будет продолжать вращаться в режиме авторотации. Экспериментальные исследования характеристик подкачивающего центробежного насоса ДЦН-44С в режиме авторотации и заклинивания вала насоса показали, что с увеличением расхода топлива в диапазоне 100 …2500 л/ч потери давления на насосе возрастают в составляют 0.15 … 0.8 МПа. При этом в режиме авторотации потери на 25…30% ниже.

Учитывая, что потери давления в центробежном насосе имеются и при его работе в режиме авторотации, при отказе в его трансмиссии необходимо переходить на режим с пониженным расходом (уменьшение расхода в два раза снизит перепад давления в четыре раза), одновременно отключая электропривод насоса.

Для электроприводного шестерённого насоса, проточная часть которого является дросселем, отключения электропривода недостаточно и необходимо предусматривать перепуск топлива вокруг насоса, включающийся при отказе. В системе топливопитания рис.1 это происходит автоматически при отключении электропривода, когда клапан ОК2 закрывается, а клапан ОК1 - открывается.

Анализ возможных схемотехнических решений, повышающих отказоустойчивость регулируемых вентильных электроприводов с постоянными магнитами на роторе, показал целесообразность применения шестифазного электродвигателя с двухканальным блоком управления. Из-за увеличенного количества фаз такие двигатели имеют низкий уровень пульсаций крутящего момента, роторных пульсаций гармоник тока. Они обладают повышенной отказоустойчивостью, так как при отказе одной фазы (короткое замыкание или обрыв в ней) и даже двух фаз, функционирование может продолжаться на остальных фазах с повышенными токами, но и с ухудшенными пульсационными характеристиками. Датчик положения ротора электродвигателя выполняется двухканальным в одном корпусе с общим валом, его резервирование обеспечивается также каналом косвенного определения положения ротора с использованием бездатчикового алгоритма управления частотой вращения электропривода К основным недостаткам многофазного привода следует отнести некоторое увеличение массы и габаритов.

Таким образом, обеспечение надёжности систем топливопитания ГТД с электроприводными насосами достигается применением двухступенчатой системы с последовательным расположением электроприводных насосов низкого и высокого давления и введением магистрали запуска (или перепуска при отказе насоса высокого давления) с обратными клапанами, что позволяет при отказе любого из насосов обеспечить их взаимозаменяемость в определённом диапазоне режимов (например, крейсерский полёт и посадка). В такой системе также достигается увеличения ресурса насосов за счёт снижения на 25…30 % перепада давлений на насосе высокого давления путём раскрутки насоса низкого давления, уменьшения подогрева топлива насосами (не более 5°С), длительной работы насосов в полётном цикле на низкой частоте вращения (30…40% от максимальной).

К ОПРЕДЕЛЕНИЮ МОЩНОСТИ ШЕСТЕРЁННЫХ НАСОСОВ ПРИ ПРОКАЧКЕ МЕЛКОДИСПЕРСНОЙ МАСЛОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В СИСТЕМАХ СМАЗКИ ГТД

А.И. Гулиенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
gulienko-contrl@ciam.ru

При исследовании характеристик демонстрационной электроприводной системы смазки (ДЭСС) было обращено внимание на то, что расчётное значение мощности электроприводных шестерённых насосов, прокачивающих мелкодисперсную двухфазную смесь, значительно ниже величины механической мощности на валу электродвигателя (ЭД), которая измерялась аттестованным прибором Fluke 41B. Например, при расчётной мощности нагнетающего насоса 174 Вт (напор 0.433МПа, объёмный расход 18 л/мин, общий коэффициент полезного действия (КПД) 0.747, из них объёмный – 0.83) величина измеренной механической мощности на валу ЭД составляла 550 Вт, т.е. имеет место превышение в 3.16 раза измеренного значения мощности по сравнению с расчётным. Этот эффект имел место и при откачке смеси из масляной полости с коэффициентом превышения 3.8 на режимах работы насоса без прохождения воздушно-масляных пузырей и без пульсаций давления, которые ещё больше увеличивали затрачиваемую мощность.

Как показано в работе [1], масловоздушная смесь представляет собой сплошную сжимаемую среду и для расчёта мощности насоса $N_н$ можно использовать соотношение:

$$N_н = \frac{\Delta P_н G_н}{\rho_{н.вх}\eta_о\eta_г\eta_м} = \frac{H_{сж.см} G_н}{\eta_о\eta_г\eta_м} = \frac{\Delta P_н Q_н}{\eta_о\eta_г\eta_м} = N_п + \Delta N_о + \Delta N_г + \Delta N_м \qquad (1)$$

где: $\Delta P_н$ - напор насоса, равный разности выходного (P_1) и входного (P_1) давлений; $G_н$, $Q_н$ - массовый и объёмный расход на выходе насоса; $\rho_{н.вх}$ – гомогенная плотность среды на входе в насос; $H_{сж.см}=\Delta P_н/\rho_{н.вх}$ - работа сжатия смеси; $\Delta N_о$, $\eta_о$, $\Delta N_г$, $\eta_г$, $\Delta N_м$, $\eta_м$ – объёмные, гидравлические и механические потери мощности и соответствующие значения КПД; $N_п$ - полезная мощность, равная произведению $H_{сж.см}G_н$ или $\Delta P_н Q_н$.

Расчёт механических потерь мощности в подшипниках $N_м$, гидравлических потерь на трение торцов шестерён и на их трение в радиальном зазоре между ротором и статором $N_г$, показал, что их величина при максимальных коэффициентах трения 0.005 составляет около 4 … 10% от полезной мощности. Величина объёмных потерь составляет 17…20%. Столь малые потери обусловлены, в основном, низкой частотой вращения насоса – 1020 об/мин. Эти величины потерь недостаточны для объяснения экспериментальных данных.

В литературе вопрос о расчёте мощности насосов при прокачке двухфазных смесей практически не освещен. Указывается, что в этом случае необходимо уменьшать величину коэффициента полезного действия насоса исходя из экспериментальных данных.

Наличие существенного расхождения расчётных и экспериментальных данных, а также анализ парциальных величин потерь мощности, показывает, что методику расчёта мощности насосов при их работе на двухфазной смеси необходимо уточнять в части механизма образования повышенного значения полезной мощности насоса $N_п$. Учитывая, что величина объёмного расхода через насос формируется геометрическими размерами шестерённой пары, причины увеличения мощности необходимо искать во влиянии свойств двухфазной смеси на величину работы сжатия, затрачиваемую при перемещении смеси из зоны всасывания насоса в зону нагнетания.

Как известно, уравнение расчёта работы сжатия рабочей среды выводится из уравнения энергии и в механической форме имеет вид:

$$H_{сж} = \int_{P_1}^{P_2} \frac{dP}{\rho_{см}(\rho_ж, \rho_г, \alpha_{см}, \ldots)} \qquad (2)$$

Для несжимаемой рабочей среды $\rho_{см}$ = const и получим используемое в уравнении (1) выражение $H_{сж.ж}= (P_2 -P_1)/\rho_{н.вх}=\Delta P_н/\rho_{н.вх}$, а для однокомпонентного сжимаемого газа – известное выражение адиабатической работы сжатия $H_{сж.г}= k/(k-1)\, RT_1(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1)$, где k – показатель адиабаты, R, T_1 –газовая постоянная и температура газа, $\pi = P_2 / P_1$.

Расчёт работы расширения двухфазной смеси при истечении через сопло выполнен в работе [2] при допущении о том, что расширению подвергается газовая фаза. В этом случае выражение для $H_{сж.см}$ имеет вид: $H_{сж.см}=[(1-\alpha_{см})(P_2-P_1)+\alpha_{см}\cdot P_1\cdot k/(k-1)\cdot(1-\pi^{(k-1)/k}]/\rho_{см.вх}$. Использование этого выражения для расчёта мощности шестерённого насоса в варианте сжатия двухфазной смеси не привело к качественному изменению результатов - дополнительное увеличение мощности составило всего 5%. Это объясняется тем, что плотность смеси при $\alpha_{см}$ = 0.2 … 0.3 изменяется незначительно и дополнительное парциальное влияние газовой фазы оказалось небольшим.

Допущение о том, что в двухфазной смеси сжатию подвергается только газовая фаза не объясняет эффект увеличения мощности, т.к. необходимо учитывать сжатие обеих фаз. Это следует также из анализа выражения (3) для скорости звука в двухфазной гомогенной смеси $a_{зв.см}$, из которого видно, что обе фазы – жидкая и газовая работают параллельно.

$$a^2_{зв.см}= \frac{\partial P}{\partial \rho} = \frac{1}{\rho_{см}\left(\frac{1-\alpha_{см}}{\rho_ж a^2_{зв.ж}} + \frac{\alpha_{см}}{\rho_г a^2_{зв.г}}\right)} \approx a^2_{зв.г}\frac{\rho_г}{\rho_ж}\frac{1}{\alpha_{см}(1-\alpha_{см})} \qquad (3)$$

Формула (3) выведена на базе уравнения состояния многокомпонентной смеси в предположении, что движение равновесной смеси описывается уравнениями однофазной сплошной среды. Пренебрежение сжимаемостью одной из фаз не даёт характерного уменьшения скорости звука ниже их парциальных значений. Например, при $\alpha_{см}$ = 0.56 и скорости звука в жидкости 1200м/с, воздухе 320 м/с, в смеси она равна 25м/с.

При описании зависимости плотности смеси от определяющих параметров потока следует иметь в виду, что из-за действия центробежных сил от вращения ротора на массу смеси в междузубовом объёме шестерён при её перемещении из зоны всасывания насоса в зону нагнетания, масса более тяжёлой жидкой фазы стремится к периферии. Эффект расслоения массы смеси по радиусу шестерён и, следовательно, снижения её плотности, может усиливаться из-за генерации шестерённой парой пульсаций давления.

В результате этих процессов, а также неполного заполнения междузубового объёма шестерён во время их пребывания в зоне всасывания, в зону нагнетания поступает двухфазная среда с плотностью $\rho_{мз}$ в междузубовом объёме, величина которой ниже плотности смеси на входе насоса.

Будем считать, что плотность $\rho_{мз}$ при сжатии от давления P1 до P2 остаётся постоянной величиной. Основанием для этого является экспериментальный факт незначительного изменения мощности насоса (2%) при изменении $\alpha_{см}$ в диапазоне 0.2 … 0.5. Тогда после интегрирования выражение (2) получим следующее приближённое выражение для работы сжатия двухфазной смеси:

$$H_{сж.см} = \int_{P_1}^{P_2} \frac{dP}{\rho(\rho_ж,\rho_г,\alpha_{см},..)} \approx \frac{P_2 - P_1}{\rho_{мз}}\,,\ \rho_{мз} = \rho_{см.вх}\,\gamma_{мз} \qquad (4)$$

где $\gamma_{мз}$ – поправочный коэффициент плотности смеси, определяемый на основе экспериментальных данных.

Тогда выражение для расчёта мощности шестерённого насоса при прокачке им мелкодисперсной двухфазной смеси принимает следующий вид:

$$N_н = \frac{\Delta P_н\, G_н}{\gamma_{мз}\,\rho_{н.вх}\,\eta_0\,\eta_г\,\eta_м}$$

Анализ экспериментальных данных по величинам мощности нагнетающего и откачивающего насосов ДЭСС, прокачивавших мелкодисперсную масловоздушную смесь при давлении на входе в насосы 0.086…0.09 МПа, частоте вращения 1000…1400 об/мин, $\alpha_{см}$ = 0.2 … 0.5, показал, что величина $\gamma_{сж}$ изменяется в пределах 0.25 … 0.33.

Изменение значения $\gamma_{сж}$ в пределах 0.25 … 0.33 приводит к увеличению мощности насоса в 3…4 раза.

Определённую величину коэффициента $\gamma_{сж}$ можно считать реперной точкой для его уточнения при исследовании эффекта увеличения мощности насоса на режимах прокачки мелкодисперсной двухфазной смеси при испытаниях других насосов.

Список литературы

1. А.И. Гулиенко, Ю.М.Щуровский. Исследование характеристик демонстрационной электроприводной системы смазки ГТД. (в настоящем сборнике).
2. Н.Д.Захаров. Явная форма зависимости расхода газа и газожидкостной смеси от статических значений определяющих параметров. В сб. Автоматическое регулирование двигателей летательных аппаратов, №16, ЦИАМ, 1976.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ САУ ГТД В РАБОТАХ ГНЦ ЦИАМ

О.С. Гуревич, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, gurevich_os@ciam.ru

Основные тенденции развития систем автоматического управления ГТД в методах управления и аппаратурной реализации связаны с поиском способов более эффективного управления рабочим процессом в двигателе, повышения надёжности и ресурса агрегатов систем, снижения стоимости их разработки и эксплуатации.

Поиск новых методов управления происходит в области активного управления узлами двигателя (компрессором, турбиной, камерой сгорания) с целью улучшения их характеристик на основных режимах эксплуатации, устранения влияния изменения теплового состояния конструкции, износа.

Другой аспект – использование в САУ встроенной (бортовой) модели двигателя для компенсации отказов и повышения качества управления путём регулирования параметров, непосредственно характеризующих рабочий процесс, но не поддающихся прямому измерению (таких как запасы газодинамической устойчивости компрессоров $\Delta K_У$, температура газа перед турбиной $T^*_Г$).

С целью реализации такого подхода разработаны принципы управления и построения САУ на базе «виртуального двигателя», представляющего собой работающую в составе САУ математическую модель двигателя. Её применение позволяет принципиально изменить способ регулирования двигателя путем управления по параметрам, непосредственно определяющим такие его характеристики, как величины тяги, удельного расхода топлива. Сформирован комплекс программ управления, использующих эти параметры наряду с традиционно применяемыми в САУ, и разработаны вопросы построения соответствующих систем управления.

Одной из проблем применения встроенных в САУ математических моделей двигателя является обеспечение их идентификации в процессе функционирования. Для её решения разработаны методы идентификации, базирующиеся на сравнении параметров, полученных расчетом в модели и измеренных датчиками САУ. Важным аспектом работы модели двигателя в составе электронной САУ типа FADEC является возможность проведения расчетов в реальном времени. Для выполнения этого условия разработаны

способы программирования модели и выполнена модификация программы расчета, позволившие осуществлять вычислительные процедуры с требуемой скоростью. Оценка времени расчета параметров рабочего процесса в двигателе с помощью модифицированной программы проведена при реализации программы в микроконтроллере современного бортового вычислителя.

В области аппаратурного построения САУ можно выделить несколько основных направлений развития.

Интенсивно разрабатываются вопросы построения электронных интеллектуальных систем управления распределённой структуры. Эти работы базируются на новейших достижениях электронной промышленности в части повышения термостойкости (выше 150°С) и степени интеграции элементной базы, совершенствования внутрисистемного информационного обмена. Открытые системы такого типа позволят повысить надёжность, эксплуатационную технологичность, снизить стоимость разработки и эксплуатации двигателя.

Другое перспективное направление работ связано с созданием «электрического» самолёта и двигателя для него, в котором гидравлические и пневматические исполнительные устройства в системах двигателя (САУ, система смазки) заменяются бесконтактными вентильными электрическими двигателями с регулируемой частотой вращения. Таким путём решается, в частности, одна из важнейших проблем – регулирование производительности топливных насосов и снижение, в результате, тепловой напряжённости системы топливопитания.

К технологическим проблемам, требующим решения при внедрении электрических технологий в авиации, относится необходимость снижения массы электрических устройств. Разработаны концепция и методика выбора характеристик электроприводов для систем авиационных ГТД, построенные на использовании перегрузочной способности вентильных электроприводов по моменту и учёте распределения их потребной мощности в типовом полётном цикле. Такой подход к проектированию позволяет в 2 раза снизить массу электродвигателя.

Тема расширения электрификации летательных аппаратов и их силовых установок получила дальнейшее развитие в работе по оценке возможностей применения электрических машин в силовых установках вертолета. Выполнена проработка на уровне эскизного проекта электроприводной трансмиссии рулевого винта силовой установки сверхлегкого вертолета. Такая силовая установка является конкурентной по массе с классической схемой трансмиссии уже при современных технологиях.

Новое направление работ, рассчитанных на более отдаленную перспективу – определение особенностей управления силовыми установками (СУ) новых типов: гибридными ГТД, распределенными СУ, электрическими СУ с источниками энергии в виде высокоёмких аккумуляторов и топливных элементов.

Начинает развиваться обещающая большие преимущества концепция беспроводных систем управления, в которых связь между отдельными устройствами САУ осуществляется с помощью радиосигналов. Особенностью беспроводных датчиков является необходимость использования автономного источника энергии для их электропитания. Разработаны несколько вариантов автономных термоэлектрических источников питания для беспроводных датчиков САУ ГТД с разными конструкциями термоэлектрических генераторов и устройств регулирования электроэнергии. Экспериментальными исследованиями показана возможность создания термоэлектрического генератора с выходным напряжением, достаточным для работы беспроводного датчика.

В институте, помимо выполнения теоретических и расчётных работ, разработаны, изготовлены и экспериментально исследованы демонстрационные образцы аппаратуры САУ (электроприводные системы управления и смазки, датчики для беспроводной САУ, адаптивная система защиты от раскрутки роторов, стартёр-генератор).

В частности, для отработки вопросов смазки «электрического» ГТД с подвесом роторов на механических подшипниках качения разработана демонстрационная электроприводная система смазки с регулируемыми по частоте вращения нагнетающим и откачивающими шестерёнными насосами. В испытаниях этой системы выявлено влияние на ее характеристики (прокачку, мощность электроприводов) двухфазности прокачиваемой рабочей смеси.

Одним из вариантов построения «электрического» ГТД является подвеска его роторов без системы смазки путем применения газовых или магнитных подшипников. Для роторов, имеющих достаточно большую массу, более приемлемым является второй способ. С целью его реализации поставлена работа по созданию новой прорывной технологии - магнитного подвеса роторов авиационного ГТД. В результате её на данном этапе создан и испытан на лабораторном стенде первый демонстрационный образец радиального активного магнитного подшипника (АМП) для двигателя с массой ротора около 60 кг. На последующих этапах работы предполагается рассмотреть применение конических радиально-упорных и пассивных магнитных подшипников на постоянных магнитах, что должно позволить существенно снизить массу системы подвеса на 30…40 %.

Продолжаются работы по совершенствованию расчётной и экспериментальной базы для исследования САУ ГТД: создана математическая модель – комплекс моделирования беспроводной САУ, новые стенды для специальных испытаний датчиков давления и систем защиты ГТД от недопустимой раскрутки.

Традиционно выполнен анализ состояния дел в области автоматического управления ГТД, а также впервые разработана база данных по системам управления авиадвигателей.

МЕТОДИКА КОРРЕКЦИИ ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ С УЧЕТОМ ДИНАМИКИ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

Е.В. Денисова, ИМех РАН, Уфа, denisova@anrb.ru
М.А. Черникова, ИМех РАН, Уфа, chernikova.marina88@mail.ru

Реалии современного мира показывают необходимость создания точного оружия, работающего безотказно при различных внешних условиях. Поэтому требуются соответствующие методики, повышающие качество управления силовой установкой (СУ) беспилотного летательного аппарата.

Динамическая характеристика (ДХ), представленная в виде зависимости $G_t = f(n, \dot{n})$, использовалась и при синтезе, и при анализе динамических процессов в системе автоматического управления (САУ) СУ. Однако, при этом не учитывалось влияние динамики в топливной системе на динамику двигателя. В случае гражданских летательных аппаратов (ЛА) этими процессами действительно можно было пренебрегать в силу того, что они были более быстрыми по сравнению с процессами в двигателе. Для короткоресурсных газотурбинных двигателей (ГТД) динамические процессы в двигателе и топливном агрегате соразмерны по времени. Это многократно доказывалось экспериментально на стендах профильных предприятий. Используя современные методы моделирования гидродинамических процессов в агрегате дозирования топлива (АДТ) данное утверждение было доказано и теоретическим методом [1]. Именно по этой причине ДХ, полученная расчетным (без учета динамики АДТ) и экспериментальным

путями (в составе СУ), не совпадают, причем это несовпадение тем больше, чем ниже частота вращения ротора турбокомпрессора.

Целью настоящей работы является разработка методики коррекции динамических параметров двигателя по динамическим параметрам АДТ для повышения качества управления СУ.

Для достижения поставленной цели предлагается при проектировании САУ СУ выделить отдельными элементами АДТ и ГТД, а также ввести в контур управления их математические модели. Такое разделение позволит вычислять рассогласования между реальным элементом и его моделью, и по полученным величинам ошибок корректировать алгоритм управления СУ.

На каждом шаге моделирования СУ с помощью ДХ проводится коррекция величины расхода топлива на разницу между реальной величиной и величиной, полученной с модели АДТ. ДХ при этом представляется совокупностью трех взаимосвязанных матриц: по расходу топлива, по ускорению ротора турбокомпрессора и по частоте вращения ротора турбокомпрессора. Матрицы являются связанными и дают возможность перехода от одной матрицы к другой.

Далее рассчитывается следующий параметр:

$$\Delta G_t^{*} = \left| (G_t^{\acute{y}\hat{e}\tilde{n}} - G_t) \right|,$$

где $G_t^{\acute{y}\hat{e}\tilde{n}} = f(\gamma)$ – расход топлива, полученный ранее экспериментальным путем на полунатурном стенде; $G_t = \varphi(\gamma)$ – действительный расход топлива; γ – управляющий сигнал. По полученной разнице корректируется рабочая линия ДХ двигателя. Далее предполагаем, что вместе с коррекцией рабочей линии корректируется и сетка линий постоянных ускорений.

На следующем шаге определяется динамический параметр как отношение ускорения к приращению по расходу топлива, полученному на предыдущем шаге. Методика расчета этого параметра изложена в работе [2], его физический смысл выражается в отношении постоянной времени к коэффициенту усиления ГТД при использовании линеаризованных моделей. В настоящей работе используются нелинейные модели, а расчет параметров проводится на каждом шаге моделирования.

Таким образом, происходит коррекция динамических параметров ГТД по динамике топливной системы, что позволяет минимизировать погрешности при синтезе алгоритмов управления СУ.

Подобный подход позволил разработать структуру САУ СУ [3] с использованием комплекса ошибок, вычисляемых в процессе управления ГТД, и применением интеллектуальных алгоритмов управления.

Использование разработанной методики коррекции динамических параметров ГТД по динамическим параметрам АДТ позволяет синтезировать алгоритмы управления и на этапе разгона двигателя с одновременным выбором характеристики автомата разгона.

Для этого плоскость ДХ условно разделяется на четыре квадранта. Первый квадрант представляет собой динамическую характеристику ГТД в виде $n = f(G_t)$ при $\dot{n} = \text{const}$ (линия постоянных ускорений). На эту характеристику наносится желаемая траектория разгона. Во втором квадранте представлена зависимость частоты вращения ротора турбокомпрессора от времени $n = f(t)$, построение этой зависимости происходит в процессе работы двигателя. Третий квадрант представляет собой промежуточную плоскость, через него значение частоты вращения ротора турбокомпрессора от второго квадранта переносится в четвертый, а сама зависимость $n = f(t)$ является зеркальным отображением функции, показанной во втором квадранте. Линия автомата запуска получается автоматически в четвертом квадранте как желаемая функция расхода топлива от частоты вращения ротора $G_t = f(n)$.

Логика работы автоматизированной системы для построения желаемой линии автомата разгона описана в [4].

Возможно также решение обратной задачи – по известной характеристике автомата разгона строится линия разгона двигателя с использованием его ДХ, на которую нанесены допустимые области режимов работы.

Работа будет продолжена с целью разработки новых методов анализа и синтеза интеллектуальных алгоритмов управления САУ данного класса.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (гранты №№ 15-08-06768-а «Методология формирования быстросчетных нелинейных моделей газогенераторов и их узлов авиационных силовых установок», 14-08-97027-р_поволжье_а «Методики коррекции динамических параметров моделей силовой установки по результатам анализа динамических процессов топливной автоматики»).

Список литературы

1. Насибуллаева Э.Ш., Денисова Е.В. Динамическая модель агрегата дозирования топлива в силовую установку // Вестник РФФИ. 2012. № 2(74). С. 44-52.
2. Проектирование систем автоматического управления ГТД. Под ред. Петрова Б.Н. М.: Машиностроение, 1981. 400 с.
3. Денисова Е.В., Даринцев О.В., Насибуллаева Э.Ш., Черникова М.А., Черников А.И. RU 2412366 C1 «Система автоматического регулирования газотурбинного двигателя».
4. Денисова Е.В., Черникова М.А. Методика согласования динамических характеристик ГТД и топливной автоматики. Труды Института механики им. Р.Р. Мавлютова Уфимского научного центра РАН. Вып. 10 / Под ред. С.Ф. Урманчеева. Уфа: Нефтегазовое дело, 2014.

ОСОБЕННОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ МГТД С РЕГЕНЕРАЦИЕЙ ТЕПЛА И ИССЛЕДОВАНИЕ ЕГО ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

С.А. Жарикова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zharikova@ciam.ru
И.К. Коваленко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, i_kovalenko@ciam.ru
И.В. Осипов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ivo30501@ciam.ru

В институте проводится работа по созданию демонстрационного МГТД сложного цикла. Одной из основных особенностей этого двигателя является использование теплообменника, который позволяет существенно снизить расход топлива [1]. На нынешнем этапе ставится задача создания двигателя-демонстратора и проведения его испытаний в стендовых условиях для подтверждения заданных характеристик.

Настоящая работа посвящена исследованию характеристик такого двигателя в варианте вертолетного ГТД на установившихся и переходных режимах и выбору методов и программ управления таким двигателем.

Разработана динамическая математическая модель демонстрационного МГТД сложного цикла с регенерацией тепла. Нестационарность процессов изменения параметров двигателя в математической модели определяется инерционностью вращающихся масс (роторов двигателя), теплообменника, нестационарностью процессов в газовых и воздушных емкостях по температуре, давлению, расходу воздуха (газа).

Математическая модель и реализующая её программа для ЭВМ позволяют осуществлять расчет основных параметров двигателя на установившихся и переходных режимах его работы в диапазоне режимов от земного малого газа до максимального режима. Погрешности расчета параметров двигателя на основных установившихся режимах работы не превышают 1% по отношению к данным термогазодинамического расчета.

МГТД имеет один регулирующий фактор – расход топлива. Каких-либо средств перепуска потоков воздуха или газа мимо теплообменника на данном этапе не предусмотрено.

Исследованы динамические свойства двигателя с регенерацией тепла и выполнен их сравнительный анализ с двигателем традиционного цикла. Показано, что динамические свойства МГТД с регенерацией тепла определяются следующими факторами:

- малой постоянной времени по частоте вращения турбокомпрессора – 0,15 с,
- обычной постоянной времени по частоте вращения свободной турбины – 1 с,
- большой постоянной времени по температуре воздуха за теплообменником – 5 с.

Из приведенных данных следует, что МГТД с регенерацией представляет собой сложный динамический объект, в котором имеются высокодинамичный турбокомпрессор, система «свободная турбина – несущий винт» с традиционными динамическими характеристиками и теплообменник с большой инерционностью.

Выбраны программы управления МГТД на установившихся и переходных режимах. Выполненные расчеты показали, что при разгоне двигателя инерционность теплообменника может быть компенсирована некоторым увеличением расхода топлива. Программа управления двигателем на режиме приемистости выбрана из условия обеспечения в стендовых условиях приемистости от режима ПМГ до взлетного режима за 5 с.

Более сложную задачу представляет быстрое снижение мощности на свободной турбине в процессе сброса режима, что связано с большой инерционностью процессов в теплообменнике. Одним из возможных способов быстрого снижения мощности двигателя может быть использование перепуска воздуха мимо теплообменника непосредственно на вход в камеру сгорания. Для этого надо предусмотреть, по крайней мере для двигателя-демонстратора, применение в его конструкции такого клапана перепуска воздуха.

Выполненная с упрощенными характеристиками турбин оценка работы автомата защиты свободной турбины от раскрутки при нарушении целостности трансмиссии показала, что при использовании традиционных алгоритмов защиты максимальная частота вращения свободной турбины может достигать 189…193%. После уточнения характеристик турбин расчеты необходимо повторить.

Для демонстрационного МГТД с учетом тенденций развития САУ [2] предполагается разработать электронную систему управления с двухканальным электронным цифровым регулятором с полной ответственностью (типа FADEC) без гидромеханического резервного регулятора с электроприводной системой подачи топлива. В состав математического обеспечения электронного регулятора ввести математическую модель двигателя, работающую в реальном масштабе времени. В системе должна обеспечиваться деградация характеристик при отказах отдельных источников информации и модулей. Для сокращения сроков выполнения работ и уменьшения их стоимости возможно построение САУ на базе электронного регулятора, разработанного для одного из существующих двигателей.

Список литературы

1. Тихонов А.М. «Регенерация тепла в авиационных ГТД». Г.Москва, Машиностроение, 1977 год.
2. Системы автоматического управления. Энциклопедический справочник. Под ред. О.С. Гуревича. М.ТОРУС ПРЕСС, 2011. ISBN 978-5-94588-096-2.

СИСТЕМА ТОПЛИВОПИТАНИЯ, УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ ПД-14 (БЕЗ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКОГО РЕЗЕРВА)

Д.И. Зверев, ОАО «СТАР», Пермь, zverev-di@ao-star.ru
Б.М. Конторович, ОАО «СТАР», Пермь, kontor-bm@ao-star.ru
А.Н. Громов, ОАО «СТАР», Пермь, gromov-an@ao-star.ru
Ю.К. Титов, ОАО «СТАР», Пермь, titov-uk@ao-star.ru

В рамках создания перспективного двигателя ПД-14 перед ОАО «СТАР» была поставлена задача создания электронно-гидромеханической системы автоматического управления двигателем САУ-14, обладающей минимальным весом, большими ресурсами, сроками службы и высокими показателями надежности.

С целью обеспечения требований по массе САУ, с учетом достигнутого технического уровня предприятия, мировых тенденций развития отрасли было принято решение о создании САУ с полной ответственностью (без гидромеханического резерва) типа FADEC. САУ такого типа для двигателя пассажирского самолета в России создается впервые.

Данное решение позволило практически в 2 раза (с 83,5 кг до 42,4 кг) снизить массу САУ-14 по сравнению с аналогом САУ-90А2, обладающей гидромеханическим резервом.

САУ-14 состоит из следующих агрегатов:

Электронный регулятор двигателя РЭД-14.

РЭД-14 обеспечивает комплексное всережимное управление двигателем, ограничение предельных параметров, оперативную диагностику и защиту двигателя, информационный обмен с системами самолета и двигателя.

Агрегат разработан полностью на отечественной элементной базе с применением современных средств автоматизации производственного процесса. Ресурс до капитального ремонта – 40 000 часов;

Блок насосов БН-14М

БН-14М обеспечивает топливопитание двигателя, средств механизации и автоматики.

Состоит из конструктивно объединенных блоков подкачивающего насоса и шестеренного насоса высокого давления. Разработан с применением высокопрочных и износостойких материалов. Ресурс до капитального ремонта – 20 000 часов.

Дозатор топлива ДТ-14М

ДТ-14М обеспечивает по командам электронного регулятора дозирование топлива в двигатель, управление средствами механизации компрессора.

Агрегат разработан с применением высокотемпературных материалов. Ресурс до капитального ремонта – 40 000 часов.

Отказ от гидромеханического резервного управления потребовал предъявления электронному регулятору двигателя РЭД-14 повышенных требований по надежности, в том числе наработку на отказ САУ, приводящему к выключению двигателя в полете не менее 1 500 000 часов.

Для обеспечения требуемых показателей надежности электронный регулятор РЭД-14 выполнен в виде функционально распределенной системы, состоящей из 4-х модулей:

- 2-х аппаратно одинаковых модулей МДИ, основной функцией которых является управление подачей топлива в камеру сгорания;
- 2-х аппаратно одинаковых модулей МВНА, основной функцией которых является управление механизацией КНД и КВД.

При этом выполнение всех функций управления двигателем обеспечивается при функционировании любого из двух модулей МДИ и любого из двух модулей МВНА.

Расчетная интенсивность отказа одновременно двух одноименных модулей РЭД-14 (при котором происходит выключение двигателя) составляет $\lambda=6,8*10^{-11}$ $ч^{-1}$, что является практически невероятным событием.

Для решения проблем, связанных с локализацией и парированием отказов в цепи датчик - линия связи - входной преобразователь в рабочем диапазоне изменения входного параметра, в РЭД-14 используется встроенная математическая модель двигателя ПД-14, которая рассчитывает модельные значения ряда параметров. Эти расчетные значения используются при выборке исправного замера при срабатывании перекрестного контроля между датчиками.

Встроенная математическая модель позволяет обнаружить отказы следующих газодинамических параметров двигателя ПД-14: $n_В$ (частота вращения ротора вентилятора), $n_{ВД}$ (частота вращения ротора компрессора высокого давления), $T_Т$ (температура газа за турбиной низкого давления), $P_К$ (давление воздуха за компрессором высокого давления), а также параметров на входе в двигатель $P_{ВХ}$ (давление воздуха), $T_{ВХ}$ (температура воздуха).

Для соответствия РЭД-14 требованиям по стойкости к внешним воздействующим факторам по КТ-160D в агрегате РЭД-14 использованы схемотехнические решения сертифицированного по этим требованиям электронного регулятора РЭД-90А2М. С целью обеспечения требований по молниестойкости в конструкцию агрегата введены стабилитроны большой мощности для защиты от контактного ввода молнии по цепям питания и по линиям взаимодействия с бортовыми системами.

Программное обеспечение РЭД-14 уровня А, квалифицируется в соответствии с требованиями КТ-178В. Аппаратная часть регулятора квалифицируется в соответствии с требованиями КТ-254.

На настоящее время проведены предварительные испытания агрегатов САУ-14 в обеспечение поставки на летающую лабораторию.

Агрегаты САУ-14 вышли на этап квалификационных испытаний.

Получение одобрительных документов на агрегаты САУ-14 запланировано на 2016 год. Начало серийного производства - 2017 год.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ И РЕГУЛЯТОРОВ НА СТЕНДЕ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

А.В. Иванов, ОАО «НПП «Аэросила», Ступино
В.В. Баранов, ОАО «НПП «Аэросила», Ступино
В.И. Хилько, ОАО «НПП «Аэросила», Ступино
А.М. Данилихин, ОАО «НПП «Аэросила», Ступино

Создание и доводка современных воздушных винтов (ВВ) и регуляторов немыслимы без стендов полунатурного моделирования (СПМ). Идея полунатурного моделирования заключается в подмене одного или нескольких натурных объектов, участвующих в испытаниях, на их модель с целью снижения себестоимости испытаний или с целью исключения влияния натурных объектов друг на друга (в случае поиска дефектов в изделии). Нередко полунатурное моделирование является единственным способом проведения испытаний в условиях отказных или аварийных ситуаций в связи с техническими проблемами их имитаций, рисками и недопустимостью по причине опасности.

Современный СПМ обеспечивает проведение различных видов испытаний: обкатка регуляторов, приемосдаточные и предъявительские испытания ВВ и регуляторов, эквивалентно-циклические испытания регуляторов, износные испытания ВВ, а также различного рода исследовательские испытания. Огромный интерес представляют исследовательские испытания, позволяющие получить ответ на интересующие разработчиков вопросы: запас устойчивости системы автоматического управления (САУ) ВВ во всем диапазоне режимов работы, поведение САУ ВВ в отказных ситуациях, отработка алгоритмов управления САУ ВВ, построение статических и динамических характеристик ВВ и регуляторов, выявление скрытых дефектов в изделиях, а также отработка алгоритмов и средств полетной диагностики.

СПМ позволяет проводить испытания в автоматическом режиме по заранее заданному алгоритму. Высокая степень автоматизации и постоянно возрастающие требования превращают СПМ в сложную многосвязную систему, состоящую из следующих основных частей (см. Рис. 1):

1 Следящий электропривод с механической трансмиссией. Привод маслонасоса регулятора ВВ. Является электромеханическим имитатором выходного звена редуктора турбовинтового двигателя (далее - двигатель).

2 Имитатор электронной системы управления ВВ и двигателем. Необходим при проведении испытаний на основном канале управления.

3 Система имитации полетной нагрузки. Воспроизводит крутящие моменты от лопастей, действующие на механизм изменения шага ВВ.

4 Гидромеханическая система. Обеспечивает работу объекта испытаний (ОИ) и структурно представлена следующими элементами:

- входная масломагистраль регулятора с управляемым маслонасосом для воспроизведения реальных расходов и давлений рабочей жидкости на входе в маслонасос регулятора из двигателя;
- система воспроизведения перетоков по кольцам редуктора и гидравлических сопротивлений по каналам редуктора на участке от регулятора до ВВ;
- система обеспечения заданной температуры рабочей жидкости, влияющей на величину утечек в гидравлической системе и параметры управления ВВ;

- система отвода и возврата в маслобаки рабочей жидкости.

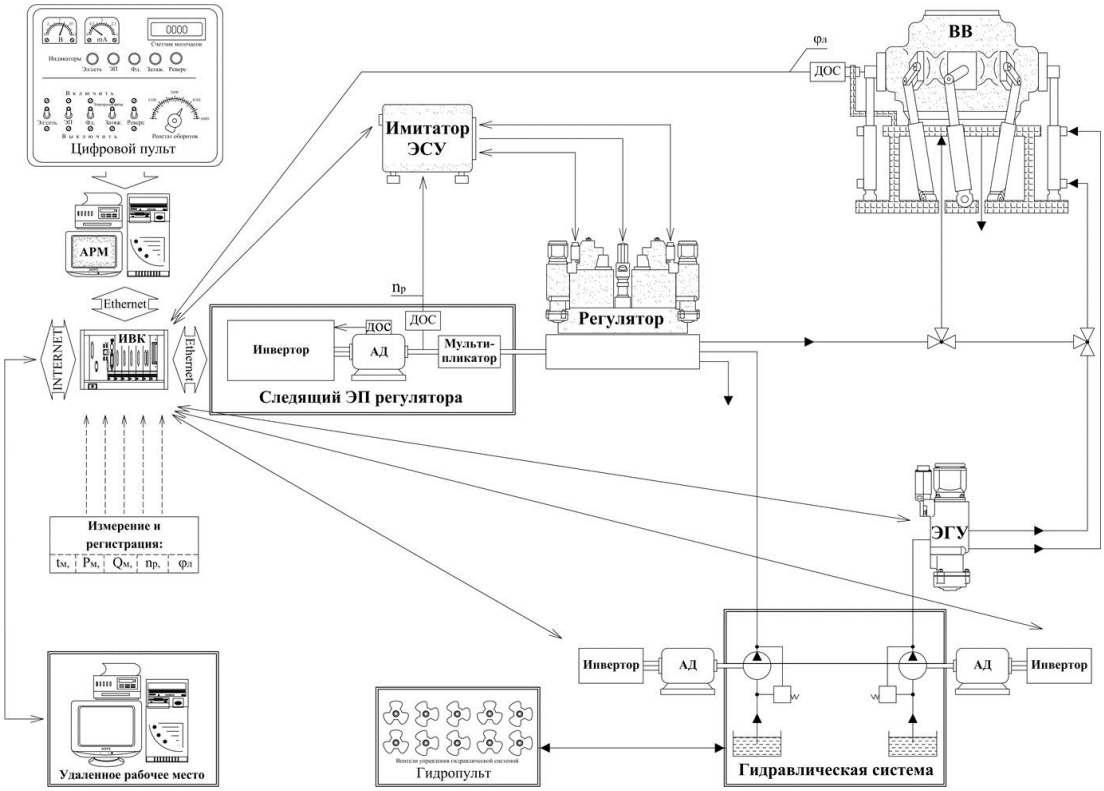


Рис. 1 – Структура современного стенда полунатурного моделирования

5 Измерительно-вычислительный комплекс (ИВК). Обеспечивает взаимодействие всех систем стенда и управление ОИ, реализован на базе оборудования National Instruments, позволяющего решать широкий спектр задач. Структуру ИВК формируют:

- математические модели (двигателя, топливо-регулирующей аппаратуры (ТРА), электронной системы управления двигателем и ВВ, регулятора, ВВ);
- измерительная система (параметры давлений, расходов, температур, частот вращения, угловых и линейных положений, уровней и дискретных величин);
- система управления (аналоговое управление электроприводами и сервоклапанами, а также дискретное управление электродвигателями, электромагнитами и реле);
- система контроля и защиты (мониторинг технического состояния ОИ, защита стендового оборудования и ОИ от непреднамеренных действий, нештатных или аварийных ситуаций, минимизация человеческого фактора);
- система регистрации (высокочастотная и низкочастотная регистрация измеряемых, управляющих и моделируемых параметров, а также логирование хода эксперимента и построение линии тренда исследуемого параметра);
- система сетевого взаимодействия (удаленная передача данных, в том числе на рабочее место конструктора, и межсетевое взаимодействие с цифровыми системами стенда).

6 Автоматизированное рабочее место оператора. Обеспечивает мониторинг за ходом испытаний и ОИ посредством сетевого взаимодействия с ИВК и позволяет:

- визуализировать параметры работы стендовых систем и состояния ОИ в режиме реального времени;
- управлять объектом и оборудованием в режиме реального времени;
- конфигурировать оборудование стенда;
- реализовать функции цифрового пульта управления;

- вести постобработку зарегистрированных данных (параметрические графики, спектральный анализ, интегрирование, дифференцирование и др.).

Достоверность испытаний, проводимых на СПМ, напрямую зависит от соответствия заложенных математических моделей (ММ) реальным объектам, а также от способности исполнительных механизмов воспроизвести параметры ММ. Современный СПМ для испытаний ВВ СВ-27 и регуляторов РСВ-27, позволяет проводить раздельные и совместные испытания ВВ и регуляторов (см. Рис. 1). В случае испытаний изолированного регулятора на СПМ задействуется имитатор ВВ, при этом в ИВК используется поэлементная ММ ВВ, состоящая из гидравлической и аэродинамической частей. В случае испытаний изолированного ВВ на СПМ задействуется имитатор РСВ, как ММ эталонного регулятора, состоящая из моделей: маслонасоса, редукционного капана, электрогидравлического преобразователя, гидромеханического регулятора и командных золотников. Стенд также позволяет проводить полностью модельные испытания (без натуры), в этом случае в ИВК активируются все заложенные ММ. Независимо от степени натурности часть ММ постоянно задействованы в испытаниях (САУ, аэродинамических характеристик ВВ, гидравлических сопротивлений каналов управления, ТРА и двигателя).

ММ двигателя представляет особый интерес, т.к. двигатель является объектом регулирования по частоте вращения и создает потребную мощность для ВВ, обеспечивающего необходимую тягу. Поэтому для достижения максимальной достоверности проводимых испытаний на СПМ необходимо обеспечить воспроизведение статических и динамических характеристик реального двигателя во всех условиях эксплуатации. С этой целью на СПМ применена поэлементная нелинейная термодинамическая ММ двигателя Д-27 (см. Рис. 2), которую можно условно разделить на две части: термодинамическая модель газогенератора (ГГ) и динамическая модель роторов.

Термодинамическая модель ГГ состоит из семи основных элементов: компрессора низкого давления, компрессора высокого давления, камеры сгорания, турбины высокого давления, турбины низкого давления, турбины винтовентилятора, выходного устройства. В основе расчета лежат фундаментальные законы сохранения энергии и массы газового потока. В термодинамической модели ГГ происходит расчет температур и давлений вдоль проточной части двигателя.

Динамическая модель состоит из трех основных элементов, описывающих динамику роторов высокого, низкого давлений и дифференциального редуктора Д-27. В основе расчета лежит второй закон Ньютона для вращательного движения из которого следует, что необходимое равновесие между компрессорами и турбинами ГГ, а также между ВВ и турбиной винтовентилятора достигается при условии баланса мощностей.

Таким образом, ММ позволяет получить температуры и давления в сечениях между основными элементами двигателя, способна качественно описывать переходные процессы в широком диапазоне режимов работы компрессоров и турбин, моделировать работу двигателя на различных высотах и скоростях полета. Однако наиболее важным преимуществом нелинейной поэлементной ММ двигателя является наличие моделируемого параметра суммарной степени повышения давления в компрессорах $\pi^*_{к\Sigma}$, т.к. закон управления расходом топлива в камеру сгорания, заложенный в САУ двигателя, использует в качестве основного регулируемого параметра $\pi^*_{к\Sigma.}$ Отсутствие данного параметра приводит к невозможности идентификации ММ двигателя. Еще одним преимуществом поэлементной модели является её универсальность: путем корректировки характеристик элементов и их количества могут быть построены ММ других двигателей.

В качестве альтернативы нелинейной ММ двигателя можно рассматривать линейную модель, основанную на статической характеристике, пересчитываемой для различных высот и скоростей полета с помощью параметров приведения. Однако такая модель работает только в окрестностях установившегося режима (линии рабочих

режимов) и не позволяет качественно воспроизводить существенно нестационарные процессы, которыми являются разгон и торможение двигателя.

Подытоживая вышеизложенное, можно с уверенностью сказать, что применение нелинейной поэлементной ММ двигателя в составе СПМ является современным прогрессивным подходом, направленным на повышение качества испытаний за счет максимального приближения модели к натурному объекту – турбовинтовому двигателю, сокращение сроков создания и доводки ВВ, а также достижение максимальной эффективности разработки.

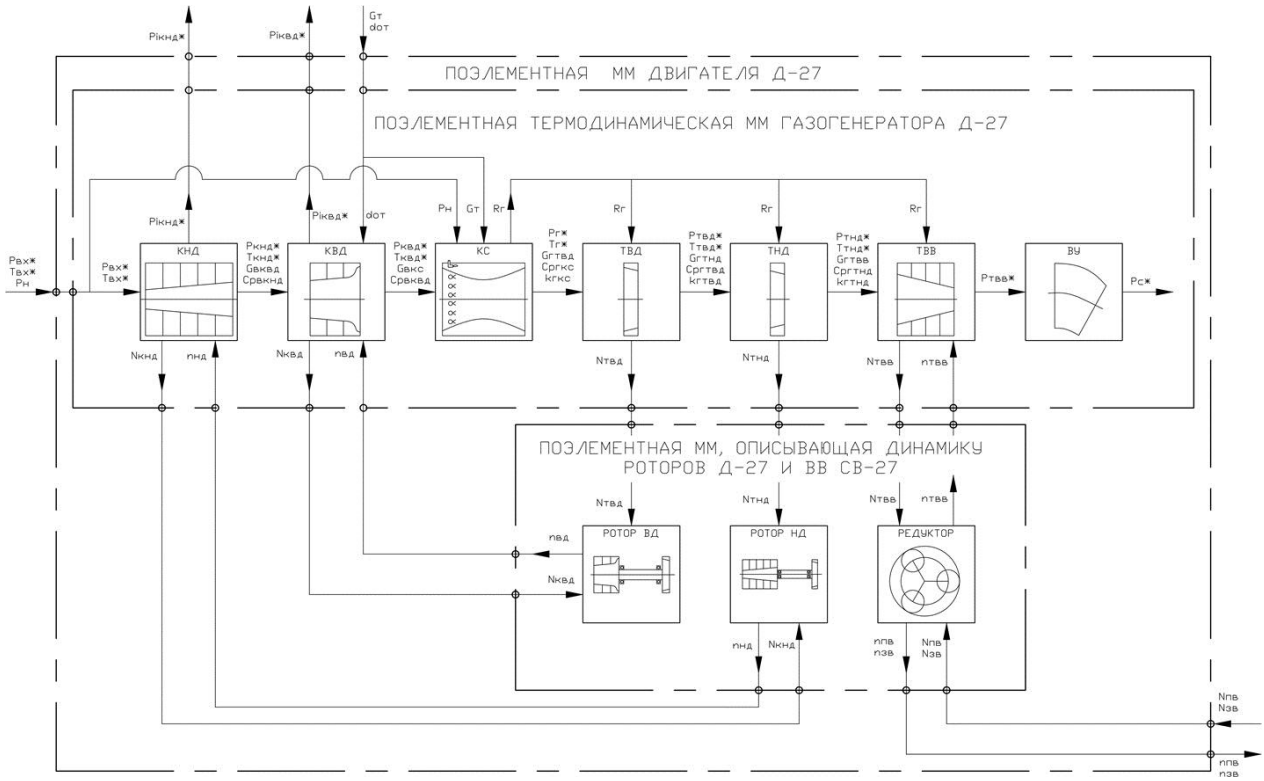


Рис. 2 – Структурная схема поэлементной нелинейной термодинамической математической модели турбовинтового двигателя Д-27

НПП «ТЕМП» ИМ. Ф.КОРОТКОВА: ВЧЕРА, СЕГОДНЯ, ЗАВТРА

Д.В. Иванов, ОАО «НПП «Темп» им. Ф. Короткова», Москва

Конец тридцатых годов прошлого века. На фоне событий в Испании 1936-1939 годов и нарастающей мощи фашисткой Германии в СССР стала очевидной необходимость ускоренной модернизации отечественной авиационной отрасли. В авиамоторостроении был создан ряд самостоятельных ОКБ, активно включившихся в создание новых типов авиационных двигателей. Однако при этом возникли серьезные трудности в обеспечении разрабатываемых моторов отечественными карбюраторами.

В 1940 году было принято решение о выделении конструкторского отдела завода 33 (ныне ОАО «МПО им. И. Румянцева») в самостоятельное предприятие – ОКБ-33. Руководителем этого ОКБ назначен Федор Амосович Коротков – блестящий инженер, прекрасный организатор, ставший впоследствии фактически создателем отечественных систем топливопитания для авиадвигателей. За короткое время ОКБ3 разработало и внедрило в производство целый ряд карбюраторов для двигателей М-71, М-90 и др.

В 1945 году начался переход отечественной авиации на реактивную тягу. ОКБ включилось в решение принципиально новой задачи – разработки систем автоматического управления газотурбинными двигателями (САУ ГТД). Для этого требовалось создать принципиально новую систему управления с применением сложных гидромеханических устройств.

В целом, 50-е годы были отмечены бурным развитием реактивной авиации, для которой был создан целый ряд двигателей в ОКБ А.М. Люльки (АЛ-5, АЛ-7), ОКБ А.А. Микулина (АМ-3, АМ-5, Р11-300), ОКБ Н.Д. Кузнецова (НК-6,НК-12), ОКБ А.Г.Ивченко (АИ-24), ОКБ В.Я.Климова (ТВ2-117). Всю топливно-регулирующую аппаратуру для этих двигателей разработали и внедрили в серийное производство специалисты предприятия.

В 60-е годы МАКБ «Темп» разработало САУ для двигателей АЛ-21, Р-27-300, НК-8-2, НК-144, РД-36-51, НК-86, НК-25, предназначенных для самолетов Су-17, Су-24, МиГ-23, Ту-22М, Ил-62, Ту-154, Ил-86.

В начале 70-х годов перед предприятием была поставлена новая задача – разработать САУ для двигателей IV поколения и ряда ракетных систем. Особенное значение предавалось созданию САУ двигателей РД-33 и АЛ-31, предназначенных для истребителей «завоевания превосходства в воздухе». Одной из поставленных задач явилась «миниатюризация» узлов, входящих в состав САУ, над решением которой параллельно работали 14 конструкторских бригад.

В результате через полтора года были разработаны агрегаты систем «59» и «31», которые оказались почти в два раза легче агрегатов предыдущего поколения. Талантливыми конструкторами были скомпонованы агрегаты основного (НР) и форсажного (РСФ) контуров, которые до настоящего времени являются вершиной отечественного агрегатостроения и успешно эксплуатируются во многих странах мира на самолетах Су-27 и МиГ-29 всех модификаций.

В 1985 году после проведения коллегии МВП на предприятии приступили к развитию электронного направления. Уже через полтора года была создана экспериментальная производственная база для разработки электронных частей САУ ГТД. Отдел электроники совместно с предприятием г. Зеленоград за сравнительно короткий период разработал 16 БМК (базовых матричных кристаллов) специально для решения задач управления ГТД. Первый электронный блок ЭЦР-10 вышел на испытания во второй половине 1990 года.

В настоящий период уникальные возможности и опыт ОАО «НПП «Темп» им. Ф.Короткова» востребованы практически во всех программах создания современной авиационной техники. По заказу ОКБ Сухого и ОКБ им. А.Люльки предприятием разработано более 15 видов агрегатов топливной автоматики для перспективного авиационного комплекса фронтовой авиации (ПАК ФА). Соответствие данных агрегатов самым высоким требованиям Заказчика подтверждается результатами проведенных испытаний на стендах предприятия, моторных стендах ОКБ им. А.Люльки и летных испытаний самолета. По заказу ОАО «Климов» завершаются совместные с ОАО «МПО им. И.Румянцева» работы по созданию агрегатов системы автоматического управления двигателя ТВ7-117, который в настоящее время проходит летные испытания на вертолете Ми-38. На предприятии разворачивается активная работа в рамках программ модернизации самолетов дальней авиации Ту-160 и Ту-22М3, созданию агрегатов топливной автоматики для перспективного авиационного комплекса дальней авиации. Рассматривается возможность применения научно-технического задела и возможностей конструкторского комплекса в работах по созданию агрегатов для судостроительной и других отраслей промышленности.

Вступление предприятия в новый 21 век ознаменовалось активным освоением, в том числе, в инициативном порядке, новых технологий, ранее не имевших широкого применения в авиационной промышленности. Одним из примеров может служить разработка подкачивающего вихревого насоса ДВН-70, предназначенного для

использования на вертолетных двигателях типа ВК-2500 и обладающего улучшенными кавитационными характеристиками в сравнении с существующим центробежным насосом ДЦН-70. Указанные характеристики позволяют повысить летные возможности вертолета, в частности, обеспечить возможность запуска и устойчивой работы на высотах до 6000 м при выключенных баковых насосах, а также возможность работы на топливно-воздушной смеси в случае повреждения трубопроводов.

Другим примером может служить разработка масляного насоса с использованием героторного качающего узла, идущего на замену традиционным шестеренным насосам ввиду высочайших требований к технологии производства шестеренных пар. Такой подход позволяет значительно улучшить не только технологичность, но и снизить весовые характеристики насоса, что является важным фактором при создании авиационной техники.

Следуя современным тенденциям по последовательной реализации концепции «электрического самолета», предприятием развернуты работы по разработке и организации производства регулируемых электрических приводов на базе вентильных электродвигателей, в том числе с внешним ротором, выполненным на базе многополюсных магнитных систем с применением редкоземельных материалов. Регулируемые электрические привода в настоящее время востребованы не только в авиации, но также во многих других отраслях промышленности.

Отмечая 75-летие своей славной истории, ОАО «НПП «Темп» им. Ф.Короткова» рассчитывает и в будущем вносить достойный вклад в развитие перспективных образцов авиационной техники, так необходимой для укрепления обороноспособности нашей Родины.

ПНЕВМАТИЧЕСКИЕ АГРЕГАТЫ УПРАВЛЕНИЯ ГЕОМЕТРИЕЙ КОМПРЕССОРА И ОТБОРАМИ ВОЗДУХА, РАЗРАБАТЫВАЕМЫЕ В ОАО «ОМКБ»

Ю.А. Канунников, ОАО «ОМКБ», Омск, sila@omsknet.ru
П.А. Иванов, ОАО «ОМКБ», Омск
Н.В. Вологодский, ОАО «ОМКБ», Омск

ОАО «ОМКБ» много лет занимается разработкой, изготовлением, доводкой и ремонтом пневматических агрегатов управления геометрией компрессора авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и вспомогательных силовых установок (ВСУ).

Разработано несколько десятков пневматических агрегатов различного назначения:

- автоматы управления клапанами перепуска воздуха (АУ КПВ) и автоматы перепуска воздуха;
- регуляторы перепуска воздуха (РПВ);
- регуляторы регулируемых направляющих аппаратов (Р РНА);
- автоматы управления регулируемыми направляющими аппаратами;
- регуляторы расхода воздуха (РРВ) отбираемого от ВСУ;
- электроуправляемые агрегаты (командные блоки, клапаны подачи воздуха).

Одной из уникальных разработок ОАО «ОМКБ» является АУ КПВ для управления клапанами перепуска воздуха из компрессора. Открытие и закрытие КПВ обеспечивается по $\pi_К$, с определенным гистерезисом. Решающая часть агрегата выполнена на элементах струйной техники. Создано 10 модификаций указанного АУ КПВ, которые обеспечивают

защиту от помпажа компрессоров низкого и высокого давления всех модификаций двигателей Д-36 (всех серий), Д-136, Д-436Т1/ТП, Д-436-148, Д-18Т.

Регуляторы перепуска воздуха из компрессора (в отличии от АУ КПВ) плавно уменьшают величину перепускаемого воздуха при увеличении $\pi_К$ например (для двигателя ТВД-20) при изменении $\pi_К$ 6.1 до 7.1.

Для двигателя Д-18Т разработан регулятор регулируемых направляющих аппаратов, обеспечивающий поворот направляющих аппаратов по закону $\alpha_{ВНА} = f(\pi_К)$. Максимальное усилие на выходном штоке агрегата при давлении рабочего воздуха 25 кгс/см^2 составляет более 900 кгс. Решающая часть Р РНА выполнена на элементах струйной техники. На базе данного Р РНА разработаны аналоги и для других двигателей.

Для двигателей АИ-222-25 и АЛ-55И разработаны агрегаты резервного управления РНА, которые входят в гидропневматическую САУ двигателя и при отказе основных каналов управления обеспечивают регулирование РНА: дискретное (двухпозиционное) для АЛ-55И и аналоговое, по закону $\alpha_{ВНА} = f(\pi_К)$, для АИ-222-25.

Регуляторы расхода воздуха для вспомогательных силовых установок ВСУ-10, ТА-18-200 и ВСУ-117 поддерживают величину расхода воздуха отбираемого от служебного компрессора ВСУ необходимую для его устойчивой (беспомпажной) работы.

Разработанные пневматические агрегаты управления геометрией компрессора двигателя имеют очень высокую надежность – за последние 25 лет у АУ КПВ не было ни одного отказа в полете. Наработка на отказ превышает 21 млн.часов.

Следует отметить одну из уникальных особенностей наших агрегатов - они могут работать при температурах рабочего воздуха и окружающей среды до 600°С.

Накопленный опыт в разработке пневматических агрегатов позволил в настоящее время разработать для двигателя ПД-14 командные блоки (КБ) работоспособные на воздухе отбираемом от КВД с температурой до 600°С, при наличии в агрегатах электрокомплектующих работоспособных при их нагреве до 290°С. На эти КБ выпущена КД, проведены предварительные испытания подтверждающие их работоспособность при повышенных температурах.

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОТОТИПА ПРОМЫШЛЕННОГО ОБРАЗЦА БЕСПРОВОДНОГО ДАТЧИКА ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ САУ ГТД

М.Г. Кессельман, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mgk_ctrl@ciam.ru
Ю.В. Афанасьев, ООО ЭПО «Сигнал», Энгельс, afanasev_juv@eposignal.ru

Разработка прототипа промышленного образца беспроводного датчика давления проведена ЭПО «Сигнал» совместно ЦИАМ с целью создания научно-технического задела для электронной системы управления авиадвигателей нового поколения, построенной с применением новых информационных технологий, базирующихся на использовании беспроводных информационных каналов передачи данных от датчиков первичной информации. Результатом разработки явилось создание адаптивного датчика давления с радиоканалом APT-ST-RC. Датчик для измерения давления на входе в двигатель имеет диапазон 0…1,6 Бар (абс.), а для измерения давления за компрессором - 0…70 Бар (абс.). Погрешность в диапазоне воздействующих факторов: температуры (-45°С…+85°С), вибрации до ±15g, термоудара 60°С/мин - не превышает ±0,05% ВПИ. Полоса пропускания рабочих частот по давлению - не менее 300 Гц. Радиоканал работает в диапазоне частот 868…870 МГц по технологии «DTS» (2CPFSK) в режимах «точка-

точка» и «звезда» с темпом передачи данных до 120 кадров/сек [1]. Имеется также аналоговый выход 0…5 V DC и технологический цифровой выход RS-232 до 1200 кадров/сек.

В датчике применена унифицированная конструкция на различные диапазоны давлений, используются унифицированные тензомодули высокостабильной технологии КНС (кремний на сапфире), выпускаемые в рамках ТУ 4212-009-18004487-2005. Обеспечивается необходимая чувствительность первичного преобразователя для различных диапазонов измерения давления при при малом рабочем ходе мембраны (4μкм) и высокой повторяемости характеристик.

В качестве измерительного тракта для тензомодулей разработан унифицированный измерительный модуль, реализующий «комплексный способ компенсации погрешностей первичного преобразователя давления» и представляющий собой интеллектуальное устройство. Комплексный способ компенсации погрешностей не имеет в настоящее время аналогов в мировой практике и обеспечивает высокие метрологические и динамические характеристики датчика в широком диапазоне ВВФ.

Радиоканал выполнен в виде отдельного модуля с выносной антенной, имеет 2 канала радиообмена (115,2 кбит/ сек.), встроенные протоколы PHY и MAC, 2-х уровневую частотную модуляцию в широком диапазоне, защиту от перехвата и т.п.

Конструкция датчика АРТ-ST–RC в сборе приведена на рис. 1.



Рис. 1 – Конструкция датчика АРТ-ST–RC в сборе

Датчик АРТ-ST–RC прошел в ЦИАМ всесторонние исследования характеристик как элемент системы автоматического управления двигателя. Вначале экспериментальные исследования проводились на специализированных лабораторных стендах, стенде полунатурного моделирования, а затем на двигателе-демонстраторе АИ-25ТЛ при испытаниях демонстрационной электроприводной САУ на двигательном стенде.

При исследовании динамических характеристик в частотной области установлено, что амплитудные искажения до частоты 400 Гц не превышают 1,4 дБ, а фазовое запаздывание до частоты 40 Гц - 10°.

Исследования работы беспроводного датчика (БД) на лабораторном стенде в условиях действия фоновых и промышленных помех проводились с использованием измерителя электромагнитных излучений. В режиме анализатора спектра исследовалось наложение на спектр сигнала БД спектров фоновых, промышленных помех и помех, создаваемых специальными имитаторами. Для исследования сбоев и отказов в работе радиоканала беспроводного датчика измеритель электромагнитных излучений работал в режиме измерения электромагнитных сигналов во временной области. Регистрация результатов измерения давления, выполненных датчиком APT-ST–RC и переданных по радиоканалу центральному радиомодулю (ЦРМ) САУ, осуществлялась с помощью ПК, соединенного с ЦРМ по интерфейсу RS-232. В результате анализа запросов, выданных ЦРМ на БД, и полученных в ответ пакетов данных с результатами измерений установлено, что в условиях фоновых помех датчик APT-ST–RC работал без сбоев и отказов. В условиях действия электромагнитных импульсных помех датчик APT-ST–RC в основном работал устойчиво без отказов, но иногда возникали шумы и редкие одиночные сбои, для компенсации которых требуется введение в САУ алгоритмических средств защиты от шумов и одиночных сбоев (см. рис. 2).

При испытаниях на двигательном стенде ЦИАМ У-7М датчик APT-ST-RC был установлен на двигателе-демонстраторе АИ-25ТЛ и осуществлял измерение давления воздуха за компрессором P_K параллельно с проводным датчиком стендовой измерительной системы на переходных и установившихся режимах работы. Проверка работоспособности беспроводного датчика показала, что в условиях электромагнитных полей высокого уровня датчик работал без отказов, однако имели место единичные сбои (1...5 сбоев на интервале 60 с). Различие средних значений измерений датчиков давления P^*_K не превышает величины 5 кПа.



Рис. 2 – Результаты измерений давления беспроводным датчиком APT-ST–RC в условиях действия импульсных помех от имитатора

Список литературы

1. Сергиенко А.Б. Цифровая обработка сигналов. – СПб.: Питер, 2002. – 608 с.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ АВТОНОМНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ДЛЯ БЕСПРОВОДНЫХ ДАТЧИКОВ САУ ГТД

М.Г. Кессельман, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mgk_ctrl@ciam.ru
А.С. Трофимов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.И. Чернышов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

При создании беспроводных систем автоматического управления для перспективных ГТД одним из наиболее проблемных вопросов является обеспечение электроснабжения беспроводных датчиков (БД) от автономных источников питания. Опыт создания в ЦИАМ макетных образцов БД основных параметров двигателя ($T_{ВХ}$, $P_{ВХ}$, $n_К$, $P_К$, $T_Т$, $\alpha_{РУД}$) для демонстрационной беспроводной САУ ГТД показывает, что различие в энергопотреблении БД определяется потребляемой мощностью первичных преобразователей. Для питания унифицированных элементов: блока измерения и преобразования сигнала и трансивера макетных образцов БД - требуется напряжение постоянного тока 2,0…3,3В с потреблением не менее 30 мА [1]. На рабочих режимах БД в целом потребляет 100…250 мВт.

Газотурбинный двигатель является генератором различных видов энергии: механического вращения, вибрации, тепловой, акустической. Целесообразно использовать энергию, выделяемую ГТД в окружающую среду, для питания БД САУ. Для получения электричества можно использовать различные генераторы: термоэлектрический генераторный модуль, вибрационный пьезоэлектрический генератор, вибрационный электромагнитный генератор, индукционный генератор и др.

В связи с многорежимностью работы авиационного двигателя помимо генератора в состав автономного источника питания должны входить устройство сбора и регулирования энергии и устройство накопления электроэнергии. Генераторы преобразуют энергию окружающей среды в электрическую. Устройство сбора и регулирования преобразует полученную от генератора электроэнергию и осуществляет ее сбор в накопитель для питания БД (см. рис. 1). Наиболее эффективным для питания БД двигателя является применение термогенераторного модуля (ТЭГМ). Модуль с размерами 40х40х2,5 мм при разности температур 100°С и температуре горячей поверхности 200°С на нагрузке 10 Ом обеспечивает напряжение 4,3…5,2 В [2].

Так как рабочее напряжение питания БД лежит внутри диапазона напряжений ТЭГМ 0…5 В, то для стабилизации и защиты от перенапряжения необходимо устройство регулирования напряжения. При запуске двигателя, имеющего низкую температуру корпуса, питание БД должно обеспечить устройство сбора и накопления энергии, в качестве которого может использоваться аккумуляторная батарея.

Устройство регулирования напряжения целесообразно создавать на базе микроэлектронных устройств мобильного назначения, с низким энергопотреблением. Использование в цепи питания БД защитного стабилитрона или традиционного параметрического стабилизатора напряжения, как показали экспериментальные исследования макетных образцов, не обеспечивает работоспособности БД.

При выборе малогабаритного аккумулятора существует проблема его работоспособности в условиях низких (-60°С) и высоких (+125…250°С) температур. В настоящее время промышленностью выпускаются никель-металл-гидридные аккумуляторы, обладающие повышенной емкостью 1400…3000 мАч, морозостойкостью до -60°С и увеличенным сроком службы (до 5 лет).



Рис. 1 – Блок-схема автономного источника для питания БД САУ ГТД

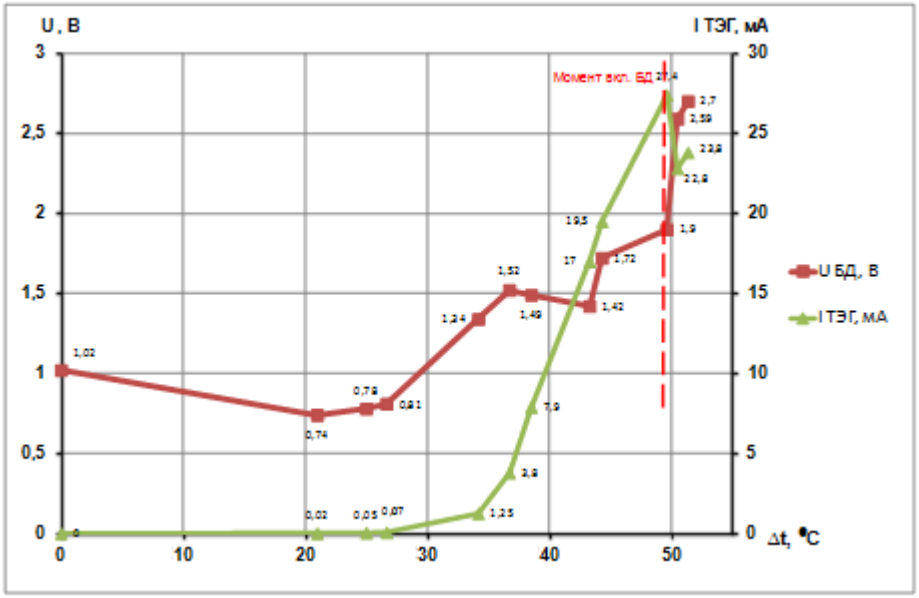


Рис. 2 – Электрические параметры в цепи питания БД с аккумулятором и микроэлектронным стабилизатором напряжения

На лабораторном стенде ЦИАМ проведены исследования нескольких вариантов автономных термоэлектрических источников питания для беспроводных датчиков САУ ГТД с использованием различных конструкции термоэлектрических генераторов и устройств регулирования электроэнергии. На рис. 2 показано изменение напряжения $U_{БД}$ и тока $I_{БД}$ в цепи питания беспроводного датчика в зависимости от перепада температур Δt на ТЭГМ. Автономный источник с микроэлектронным стабилизатором напряжения обеспечивает работу беспроводного датчика. Включение БД происходит при перепаде температур Δt = 49,6 °C и напряжении $U_{БД}$ = 2,0 В.

Список литературы

1. Трофимов А.С., Кессельман М.Г., Балашов Ф.М. Совершенствование и автономные испытания беспроводных измерительных каналов демонстрационной САУ ГТД. Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ (2011 г.)/ Под. общей научной редакцией В.И. Бабкина, В.И. Скибина, М.Я. Иванова.— М.: ЦИАМ, 2012. — 882 с.
2. Охотин А.С., Ефремов А.А., Охотин В.С., Пушкарский А.С. “Термоэлектрические генераторы” М.: Атомиздат, 1971.

СИНХРОННО-ВРЕМЕННОЙ ПРОТОКОЛ ДЛЯ РАСПРЕДЕЛЕННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

В.И. Клепиков, НПП «Дозор», ОАО «Концерн КЭМЗ», Москва,
viklepikov@npp-dozor.ru
Н.А. Захаров, НПП «Дозор», ОАО «Концерн КЭМЗ», Москва,
nazakharov@npp-dozor.ru
Д.С. Подхватилин, НПП «Дозор», ОАО «Концерн КЭМЗ», Москва,
dspodkhvatilin@npp-dozor.ru

Современная тенденция развития систем управления в робототехнике, автомобильной и авиационной технике состоит в переходе от централизованных моноблочных систем автоматического управления к распределенным системам управления. Для распределенных систем, критичных к надежности и временным характеристикам коммуникационных каналов, применение событийных (event-triggered) сетевых протоколов, таких как, например, CAN, оказывается неприемлемым.

В различных узлах РСУ могут находиться датчики и исполнительные элементы, входящие в единый контур регулирования. Коммуникационный канал оказывается в этом случае частью замкнутого динамического контура управления. Сетевой канал связи в этом случае является общим разделяемым ресурсом для множества сетевых узлов, требующих гарантированной передачи и доставки информации с заданной частотой следования и отсутствием «временного дребезга» (джиттера). Невыполнение этих требований может сказаться на качестве регулирования и на устойчивости динамической системы. Подробно влияние канала связи на устойчивость регулирования рассмотрено в монографии [1].

Для критичных к надежности и временным характеристикам коммуникационных каналов распределенных систем распространена организация межузловых связей в сетевой структуре по схеме «точка-точка», что влечет за собой повышение сложности, массы системы и снижение ее надежности. Альтернативой является применение активно развивающихся в настоящее время синхронно-временных протоколов (СВП), аналогичных Time Triggered Protocols (TTP), на основе которых строятся сихронно-временные распределенные архитектуры (Time Triggered Architecture) [2].

Рассматриваемый синхронно-временной протокол поддерживает обмен между узлами, соединенными как по схеме «звезда», так и по схеме «шина». Сетевой узел, участвующий в обмене по СВП-протоколу, состоит из процессора с памятью, подсистемы ввода-вывода, коммуникационного СВП-контроллера, операционной системы и соответствующего прикладного ПО.

Контроллер СВП может быть организован на программном уровне как часть системного программного обеспечения процессора. Такой подход реализован НПП «Дозор» при построении модуля управления силовой установкой перспективного авиационного комплекса. Блок управления содержит восемь модулей следящих систем (МСС), объединенных СВП в единую управляющую сетевую структуру, двух модулей связи и резервного модуля следящих систем. Использован микроконтроллер 1986ВЕ91 производства ЗАО «ПКК «Миландр» (г. Зеленоград).

МСС получают данные с датчиков системы и выполняют расчет и выдачу управляющих воздействий. Модули связи, построенные на микроконтроллере 1986ВЕ1, обеспечивают информационный обмен с внешними системами по каналам ARINC-429 и Mil-1553 (МКИО). Применение СВП на логическом уровне обеспечивает реализацию принципа «единого информационного пространства» для всех узлов системы, т.е. вне зависимости от того, который из узлов принимает информацию от датчиков, эта

информация в жестком реальном времени доступна всем остальным узлам, что позволяет организовать перекрестный контроль информации и диагностику системы.

На физическом уровне СВП реализован на базе стандарта RS-485, управление доступом к шине и функции защиты шины выполняются аппаратно реализованными блоками управления шиной (БУШ). БУШ последовательно предоставляют всем модулям следящих систем доступ к шине на передачу данных в соответствии с циклограммами, при этом все остальные модули принимают информацию с каждой из шин RS-485.

Для каждой шины RS-485 процессор и его передатчик получают доступ на 2,5 мс. При этом передающему процессору необходимо зарезервировать не менее 0,35 мс для начала передачи, а принимающим процессорам – не менее 0,35 мс для приема и обработки посылки, а на саму посылку отводится 1,8 мс. При частоте работы канала RS-485 1 МГц за 1,8 мс может быть передано 1800 бит информации. Длина байта в протоколе СВП составляет 10 бит (8 информационных + бит старта или стопа + бит четности). Таким образом, каждый модуль за 1,8 мс может передать 180 байт информации. Полный цикл обновления информации в сети из 8 абонентов составляет 20 мс.

Для аппаратной реализации контроллера СВП НПП «Дозор» совместно с ЗАО «ПКК «Миландр» разработана микросхема коммуникационного контроллера К5600ВГ2У. Микросхема состоит из трех основных модулей: контроллера СВП (КСВП) с блоком защиты канала, ОЗУ и контроллера шины (КШ). В качестве управляющих устройств узлов РСУ используются микропроцессоры серии 1986ВЕ9х. КШ выполняет роль арбитра обращений к ОЗУ между КСВП и управляющим микроконтроллером (МК). МК взаимодействует с микросхемой СВП по последовательной шине SPI или по параллельной шине, на него также заводится прерывание от КСВП. КСВП взаимодействует с ОЗУ через КШ по внутренней параллельной шине. На физическом уровне используется шина RS-485 (два независимых канала, скорость обмена – до 10 Мбит/с). КСВП имеет два канала физической линии – основной и резервный.

Реализация контроллера СВП на микросхеме даёт следующие преимущества:

- увеличение максимальной скорости передачи до 10 Мбит/с;
- существенно меньший джиттер: до 1 мкс;
- передача данных организована в виде пакетов с контрольной суммой CRC32, что даёт минимальные накладные расходы: 1-5% от общего времени передачи при более высокой надёжности приёмопередачи.
- меньшее количество информационных проводов: по два на канал, итого четыре;
- гибкость в настройке длин пакетов, частот передачи;
- алгоритмы поддержания согласованности узлов сети, в том числе во временном аспекте.

Для отработки РСУ, использующих СВП протокол, НПП «Дозор» разработан стенд (рисунок 1) системной интеграции, позволяющий подключать в единую управляющую сеть модули различных производителей.

Для обеспечения полноты испытаний в указанном стенде реализована автоматическая генерация тестов. Стенд имитирует различные ситуации в сети на физическом уровне, в том числе обрыв линии. В частности, на данном стенде протестирован процесс инициализации сетевого обмена при включении питания. Для ситуации включения РСУ при разорванной коммуникационной шине отработано объединение двух и более разрозненных сегментов после восстановления соединения по линии связи.

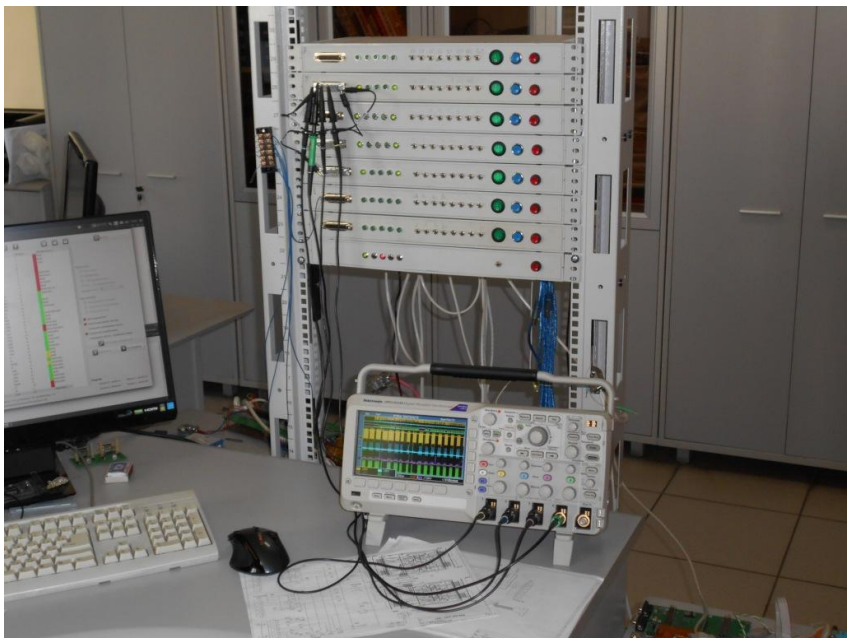


Рис. 1 – Стенд системной интеграции распределенных САУ

Список литературы

1. Клепиков В.И. Отказоустойчивость распределенных систем управления. М.: Золотое сечение, 2014.
2. Захаров Н.А., Клепиков В.И., Подхватилин Д.С., Семикин Д.В., Шепелев А.В. Протокол для распределенных систем управления ответственного применения. Control Engineering Россия – 2013. - № 2.

ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПРИВОДА РУЛЕВОГО ВИНТА В СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ ВЕРТОЛЕТА

И.К. Коваленко, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», Москва, i_kovalenko@ciam.ru
А.И. Гулиенко, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», Москва
Л.Г. Близнюков, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», Москва
В.С. Захарченко, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», Москва

Анализ практических возможностей создания вертолета с «электрической» силовой установкой выполнен в работе [1]. В ней, в частности, показано, что в настоящее время конкурентной по массе с классической схемой является схема силовой установки с электроприводом только рулевого винта для сверхлегкого вертолета.

Применение электропривода рулевого винта позволит развязать управление несущим и рулевым винтом, повысить эффективность путевого управления и, тем самым, улучшить маневренность и управляемость вертолета. Кроме того, применение электропривода РВ может позволить отказаться от необходимости изменения угла установки лопастей РВ, т.к. тягой рулевого винта можно будет управлять путем изменения его частоты вращения.

Структурная схема рассматриваемой силовой установки с электроприводом рулевого винта показана на рис. 1. В этой схеме газотурбинный или поршневой двигатель через редуктор вращает несущий винт. Выработку электроэнергии для питания

электродвигателя осуществляет электрогенератор, установленный на коробке приводных агрегатов теплового двигателя. Статический преобразователь (конвертор) преобразует переменный ток в постоянный с напряжением 270 В, которое подается на электродвигатель, вращающий рулевой винт.

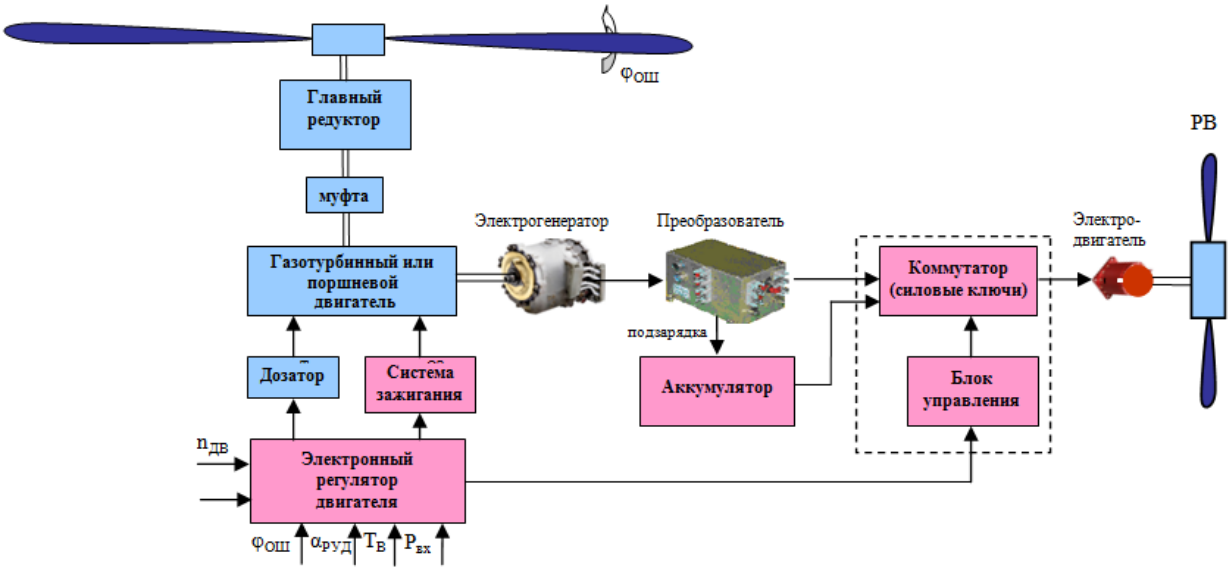


Рис. 1 – Структурная схема силовой установки вертолета с электроприводом рулевого винта

Коммутация напряжения в обмотках статора электродвигателя производится с помощью коммутатора по сигналам от блока управления. Сигнал управления электроприводом РВ формируется в электронном регуляторе двигателя и зависит от сигналов управления из кабины пилота.

В рассматриваемой силовой установке возможны три способа управления рулевым винтом.

При первом способе частота вращения рулевого винта $n_{РВ}$ поддерживается постоянной, а изменение его тяги осуществляется путем управления углом установки $\varphi_{РВ}$. Программы управления в этом случае имеют вид:

$n_{РВ}$= const, $\varphi_{РВ}$=var.

В такой системе сохраняется гидромеханическое управление шагом винта, а также коммутатор, который дает основную весовую составляющую в электронной части системы управления.

Второй способ осуществляется при программах управления вида:

$n_{РВ}$= var, $\varphi_{РВ}$= const.

При этом способе в системе нет гидромеханического управления шагом винта, что, безусловно, является его достоинством. Некоторое увеличение массы блока управления компенсируется исключением из конструкции системы управления шагом винта.

При третьем способе программы управления имеют вид:

$n_{РВ}$= var, $\varphi_{РВ}$= var.

Масса системы в этом случае будет наибольшей из-за наличия двух независимых систем управления: частотой вращения и шагом рулевого винта.

Наиболее простым для реализации является второй способ управления. Для этого способа выбраны параметры электрических агрегатов и определена масса системы.

При выборе параметров электрических устройств вертолета важно правильно оценить их потребную мощность с учетом необходимой мощности несущего и рулевого винтов в типовом полетном цикле. Анализ типовых полетных циклов ряда вертолетов и потребной мощности их двигателей на различных этапах полета показал, что взлетный режим, где требуется наибольшая мощность, является кратковременным (5…7% от времени полета), а режим максимальной продолжительной мощности используется в

течение примерно половины времени полета. Мощность, необходимая для привода рулевого винта на режиме висения, составляет 8…10% от взлетной мощности двигателя и этот режим является кратковременным (4…7% от времени полета), а на режимах разворота эта величина может увеличиваться еще на ~15%. С увеличением скорости полета мощность, потребляемая рулевым винтом, значительно снижается.

Для привода винтов целесообразно применять электродвигатели и генераторы вентильного типа. Вентильные электроприводы с постоянными магнитами допускают 3…5 кратную перегрузку по мощности в течение 2…3 минут. Кратность и время работы при перегрузке зависят от эффективности системы охлаждения привода. Генераторы, как правило, предназначены для длительной работы на режиме номинальной мощности (близкой к максимальной) и могут работать при коэффициентах перегрузки 1,1…1,3 до 5 минут и 1,5…2 – не более 5 секунд. С учетом этого номинальную мощность электродвигателей, необходимых для привода несущего и рулевого винтов, целесообразно выбирать исходя из условий их работы на максимальном продолжительном режиме. В этом случае при работе на взлетном и ряде переходных режимов будет необходимо определенное превышение номинальной мощности электродвигателя и генератора. Так, для электродвигателей несущего и рулевого винтов такое превышение на взлетном режиме составит 16…33%, длительность работы на котором не превышает 5...7 минут, а для электродвигателя рулевого винта — не более 50% при выполнении разворотов на висении и эволюций в полете длительностью не более 1 минуты. Такое увеличение мощности может быть получено путем введения кратковременных перегрузок по току (моменту), которое является допустимым.

Для сравнения массы сверхлегкого вертолета с традиционной силовой установкой и вертолета с электроприводом использована математическая модель формирования технического облика вертолета. Исходными данными для этой модели являются весовая категория и назначение вертолета, основные тактико-технические требования к вертолетам, тип и характеристики двигателей.

По сравнению с традиционной силовой установкой при использовании электропривода рулевого винта и сохранении неизменной взлетной массы, масса полезной нагрузки практически не изменится. С учетом ожидаемых преимуществ, создаваемых электрификацией силовой установки, полученный результат подтверждает целесообразность выполнения подобной разработки.

Список литературы

1. Гуревич О.С., Близнюков Л.Г., Гулиенко А.И., Коваленко И.К., Захарченко В.С., Селиванов О.Д. Электрический вертолёт. Журнал «Двигатель» №2, 2012 г.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ В СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ ВЕРТОЛЕТА

И.К. Коваленко, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», Москва, i_kovalenko@ciam.ru
О.С. Гуревич, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», Москва
А.И. Гулиенко, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», Москва
В.С. Захарченко, ФГУП «ЦИАМ им.П.И. Баранова», Москва

В качестве одного из наиболее перспективных направлений в развитии авиационной техники в настоящее время разработчиками рассматривается электрификация летательных аппаратов различных типов и назначения. Применение электрической энергии преследует ряд целей, связанных с улучшением технических, экологических, эксплуатационных и др. показателей эффективности летательных аппаратов.

Среди работ по «электрическим» летательным аппаратам одной из актуальных задач является оценка возможности применения электрического привода в составе силовой установки вертолета. Использование регулируемого по частоте вращения электрического привода позволит получить ряд преимуществ по сравнению с существующими силовыми установками:

- оптимизировать параметры силовой установки с целью обеспечения необходимой мощности при изменении частоты вращения несущего винта в широком диапазоне;
- повысить качество траекторного управления и улучшить маневренность одновинтового вертолёта вследствие возможности раздельного управления частотой вращения несущего и рулевого винтов;
- повысить надежность и увеличить ресурс силовой установки в связи с исключением ряда сложных механических устройств (редуктор, трансмиссия и др.);
- улучшить эксплуатационную технологичность (снизить эксплуатационные расходы);
- улучшить экологические характеристики (снизить выбросы, шум);
- снизить заметность (для военного применения).

Реализация этих преимуществ зависит от технологических возможностей создания источников электропитания с необходимыми характеристиками, электрических приводов, устройств управления ими.

В докладе приведены результаты анализа возможностей применения электрических технологий в силовых установках вертолетов нескольких классов: сверхлегкого (взлетная масса $G_{ВЗЛ} \leq 1500$ кг), легкого ($G_{ВЗЛ} \leq 6000$ кг) и среднего ($G_{ВЗЛ} \leq 25000$ кг). В качестве критерия выбран один из определяющих показателей – взлетная масса вертолета, при которой могут быть выполнены заданные тактико-технические требования (ТТТ) к нему. Дана оценка достижимой минимальной массы, определены требования к удельной массе электрических устройств, при которой создание подобной силовой установки становится реальным и целесообразным.

Рассмотрены варианты построения электрической силовой установки:

- с электроприводом рулевого винта;
- комбинированной схемы;
- электрической СУ (ЭСУ) с генераторным источником питания;
- электрической СУ с питанием от аккумуляторной батареи;

- электрической СУ с питанием от топливных элементов.

Для оценки влияния электрической силовой установки на взлетную массу вертолетов использовалась комплексная математическая модель формирования технического облика вертолета.

Во всех рассмотренных вариантах электрификации СУ сверхлёгкого, легкого и среднего вертолетов при современном технологическом уровне электрических устройств взлетная масса вертолётов увеличивается (рис. 1). Лишь в схеме с электроприводом рулевого винта для сверхлёгкого вертолёта масса практически не изменяется. Так как в этом случае могут быть реализованы отмеченные выше преимущества электрификации, целесообразно уже в настоящее время рассмотреть возможности применения такой силовой установки на сверхлегком или легком вертолете.

При полной электрификации СУ даже сверхлёгкого вертолета с использованием в качестве источника энергии аккумуляторов или топливных элементов с удельной массой, прогнозируемой на 2020 г., при заданных ТТТ вертолёт существовать не может, а с удельными характеристиками периода 2030 г. его масса может уменьшиться на ~20-40% по сравнению с традиционной схемой.

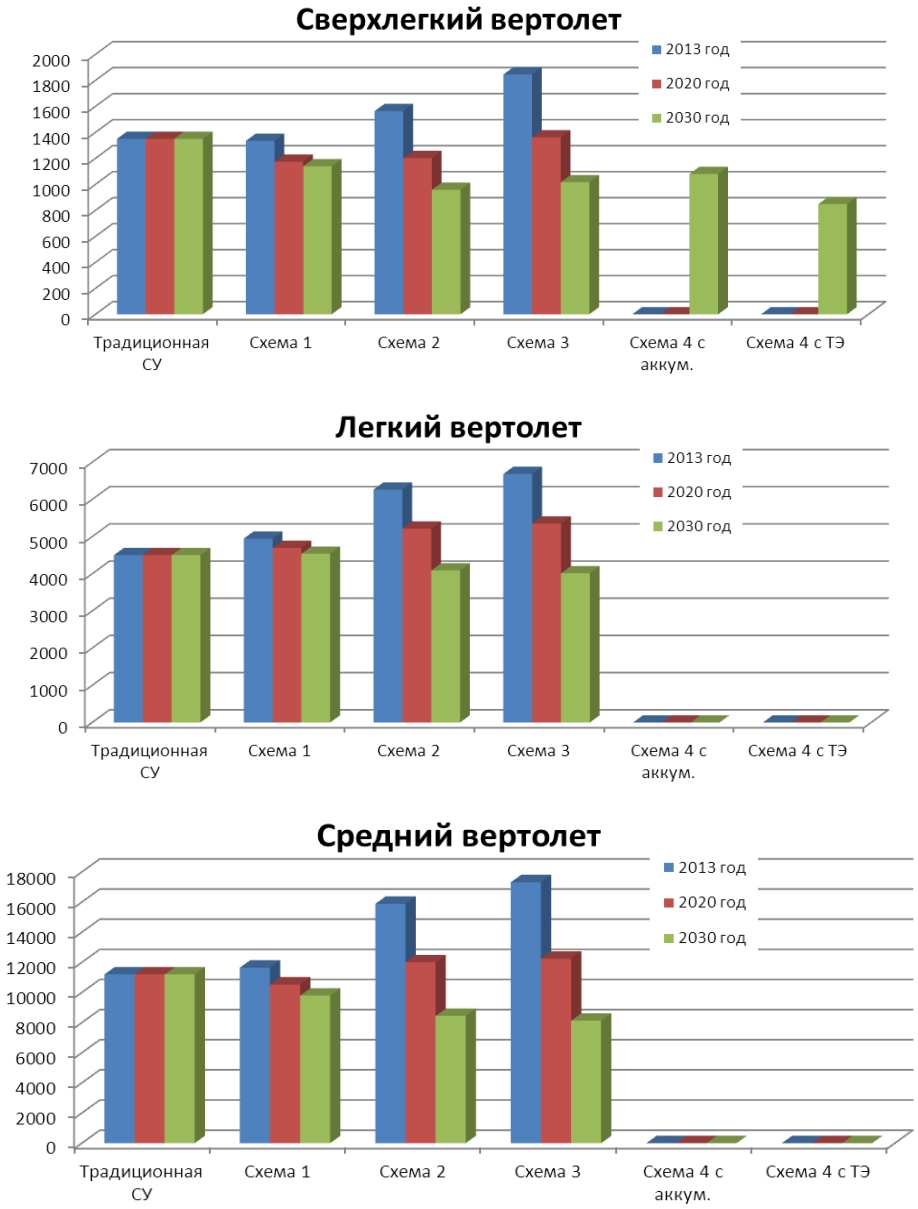


Рис. 1 – Результаты анализа возможностей применения электрических технологий в силовых установках вертолетов

РАЗРАБОТКА ДЕМОНСТРАТОРА МАГНИТНОГО ПОДВЕСА РОТОРОВ ГТД

В.В. Котунов, ООО «ЭРГА», Калуга, vvkotunov@gmail.com,
А.И. Гулиенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
gulienko-contrl@ciam.ru
М.Н. Буров, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, maxim.burov@npo-saturn.ru
С.В. Качалов, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск

Одним из аспектов в построении «электрического» ГТД без коробки приводов агрегатов является обеспечение возможности подвески его роторов без использования системы смазки. В качестве вариантов решения этой задачи рассматривается применение газовых подшипников, обычных механических подшипников с системой смазки, в которой откачивающие и нагнетающий насосы вращаются с помощью электродвигателей, и магнитных подшипников. Для роторов, имеющих достаточно большую массу, приемлемы два последних способа. И хотя в настоящее время электроприводные системы смазки лучше обеспечены технологически, использование магнитного подвеса роторов является многообещающей перспективой, одной из прорывных технологий. В связи с этим поставлена настоящая работа, выполненная с участием ООО «ЭРГА» (разработчик подшипника) и НПО «Сатурн» (разработчик стенда для испытаний с натурным ротором).

Известны два типа магнитных подшипников: активные (АМП) и пассивные (ПМП). В первом случае могут быть использованы большие мощности для создания магнитного поля и для управления им необходимо электрическое питание системы подвеса, а во втором – в этом нет необходимости в связи с использованием постоянных магнитов.

Демонстрационные образцы радиальных АМП и ПМП разработаны для авиационного ГТД, масса ротора которого составляет 57 кг, диаметр вала в местах установки 65 мм, линейные ускорения 1.5 g, максимальная частота вращения 25000 об/мин.

В настоящее время АМП применяются в стационарных энергетических установках. Известны несколько зарубежных демонстрационных разработок для подвески роторов двигателей вспомогательной силовой установки фирмы Honeywell (мощность 250 кВт, частота вращения ротора 54500 об/мин). В демонстраторе электрических технологий двигателя Trent 500 фирмы Rolls Roys АМП установлен в задней опоре ротора низкого давления. Сдерживающим фактором применения АМП в газотурбинных двигателях являются большая масса и габариты как подшипника, так и блока управления им, определяемые как технологическими возможностями, так и условиями применения (линейные и вибрационные нагрузки, температуры и др.).

АМП состоит из электромеханической части, или собственно магнитного подшипника (МП), и электронной системы управления. МП содержит ротор, статор, в пазы которого уложены обмотки электромагнитов, и датчики положения ротора (рис.1).

Используя информацию, поступающую от датчиков положения, эта система управляет положением ротора воздействует на магнитное поле в зазоре путем изменения величины тока в обмотках электромагнитов. Управление величиной тока позволяет обеспечить устойчивое положение ротора в центральном положении, а также получить желаемые значения жесткости и демпфирования подвеса

Смещение ротора от заданного равновесного положения измеряется датчиками положения, сигнал которых сравнивается с уставками регулятора и используется для коррекции положения ротора по соответствующей оси.

В таблице 1 приведены основные параметры разработанных подшипников.

Разработанный радиальный АМП выполнен из листовой электротехнической стали

марки 1311. Статор АМП – собран в виде пакета, имеющего 16 полюсов (по четыре полюса на один электромагнит). Его внешний диаметр равен 164 мм, внутренний - 91 мм. Максимальная плотность тока в обмотке 5А/мм2. Датчик АМП – индуктивный преобразователь перемещения ротора в напряжение переменного тока заданной частоты.

В конструкции ПМП применены магнитные системы из кольцевых магнитов неодим-железо-бор с энергетическим произведением BHmax 360 кДж м3 и коэрцитивной силой более1600 кА/м. Направления магнитного поля созданы таким образом ,чтобы при радиальной силе 500 Н получить минимальную осевую силу (не более 10 Н).

На рис.2 приведена фотография магнитного подвеса (МП) ротора с радиальными АМП и ПМП.

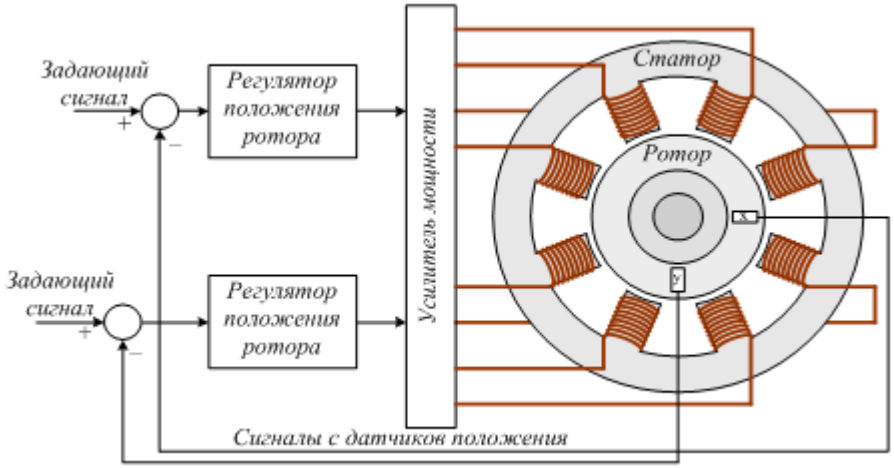


Рис. 1 – Функциональная схема активного магнитного подшипника

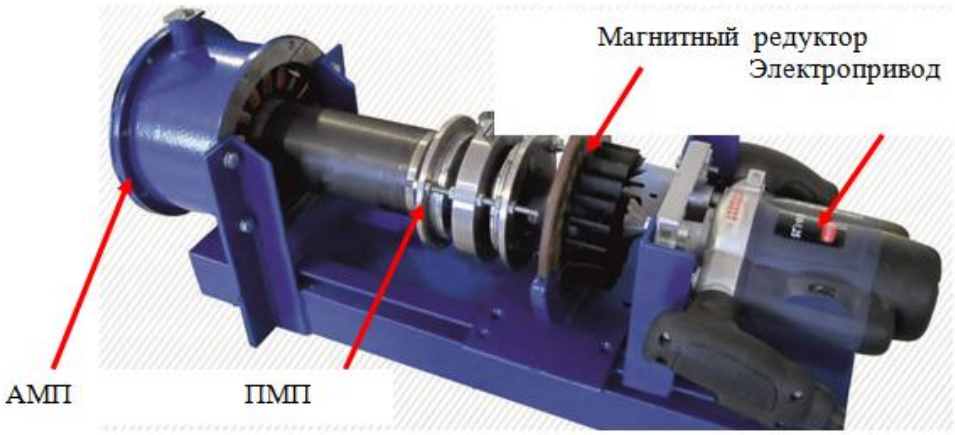


Рис. 2 – Внешний вид магнитного подвеса

Таблица 1

№	Параметр	Размерность	АМП	ПМП
1	Масса подшипника	кг	7	2
2	Несущая способность	Н	800	1000
3	Радиальный зазор	мм	0.5	2.0
4	Частота вращения	об/мин	20000	25000
5	Электрическая мощность	кВт	0.5	Не требуется
6	Блок управления: масса габариты	кг мм	5 430*170*90	Не требуется

МП испытан на лабораторном стенде. Вращение ротора производилось от асинхронного электродвигателя с редуктором. Частота вращения регулировалась при помощи преобразователя частоты FRN 7.5 E1S-4E в диапазоне 0 … 25000 об/мин.

В этих лабораторных испытаниях смещение ротора находилось в пределах рабочего зазора 0.5 мм, что свидетельствует о работоспособности подшипников.

Расчётом показано, что при применении магнитных подшипников с массой, которую имеет демонстрационный образец, весь подвес ротора высокого давления (РВД) на базе активных осевых и радиальных магнитных подшипников будет иметь массу 53.6 кг. Масса существующего подвеса РВД с маслосистемой, включая маслобак, маслонасосы, механические подшипники и все крепежные детали, меньше и составляет 37.5 кг. Применение комбинированного подвеса с активными и пассивными магнитными подшипниками снижает его массу на ~8 кг, но необходимо проведение дополнительных работ для снижения массы магнитного подвеса.

Предварительные оценки показывают, что снижение массы магнитных подшипников на 30…40% может быть достигнуто при применении конических радиально-упорных МП и магнитов с экстремальными магнитными свойствами.

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА КАЛИБРОВКИ И ИСПЫТАНИЯ ДАТЧИКОВ ДАВЛЕНИЯ

П.А. Львов, ОАО ЭОКБ «Сигнал», Энгельс, peter.lvov@gmail.com
С.А. Кузин, ОАО ЭОКБ «Сигнал», Энгельс, kuzinsa@mail.ru

Технологические процессы калибровки и испытания высокоточных датчиков давления являются длительными и очень трудоемкими, поскольку сопряжены с проведением измерений выходного сигнала датчиков в широком диапазоне температур. Так, полный цикл калибровки высокоточных датчиков давления на нашем предприятии занимает 8-15 часов (в зависимости от типа датчиков, требуемой точности и температурного диапазона), а соответствующий цикл испытаний – от 20-25 часов. Поэтому важной производственной задачей является автоматизация этих процессов, которая позволит резко снизить трудоемкость этих процедур, а также максимально исключит влияние человеческого фактора, который усугубляется тем, что эти процедуры проводятся в несколько рабочих смен.

Автоматизация процедуры испытаний с точки зрения разработчика является более простой задачей, нежели процедура калибровки. В сферу автоматизации входят: управление климатическим, задающим давление и измерительным оборудованием, контроль над выполнением алгоритма испытаний (который составляется на основе технических условий), измерения выходного сигнала датчиков или считывание выходного кода (если датчик имеет цифровой выход).

Ядром автоматизированной системы является персональный компьютер, поэтому при выборе оборудования, которое будет функционировать в этой системе, основным критерием является возможность удаленного управления. Помимо контроля над выполнением основного алгоритма программное обеспечение персонального компьютера должно решать ряд вспомогательных задач, таких как:

- обеспечение удобного интерфейса пользователя для управления системой;
- сбор и хранение всей необходимой информации о процессе испытаний в базе данных;
- обеспечение возможности восстановления программы в случае сбоев в работе оборудования или других непредвиденных обстоятельств;
- автоматическое формирование отчетов об испытаниях в требуемой форме.

Процедура автоматической калибровки датчиков давления состоит в автоматическом расчете поправок к характеристикам датчиков, которые затем автоматически заносятся в память микроконтроллера электронного блока датчиков. При этом собственно встроенное программное обеспечение контроллера является универсальным, а вносимые поправки рассчитываются индивидуально для каждого датчика исходя из измерений его выходных характеристик.

Вид корректировки определяется, в первую очередь, формой выходной характеристики чувствительного элемента (ЧЭ) датчика. На нашем предприятии в датчиках с электронным блоком используются, в основном, емкостные, пьезорезонансные и тензорезистивные ЧЭ. В ходе экспериментов было установлено, что их выходные характеристики хорошо описываются полиномиальной моделью зависимости выходного сигнала от воздействующего давления и температуры.

Эта модель описывается выражениями (1), (2):

$$X_p = \sum_{i=0}^{N} a_i \cdot P^i + \xi, \qquad a_i = \sum_{j=0}^{M} b_j \cdot {X_T}^j + \eta, \qquad (1), \quad (2)$$

где X_p – выходной сигнал чувствительного элемента датчика после первичной обработки, P – значение давления, воздействующего на ЧЭ, X_T – обобщенный сигнал температуры, который используется датчиком для компенсации температурной погрешности (частота для пьезорезонансного ЧЭ или напряжение для емкостного и тензорезистивного), a_i – коэффициенты зависимости выходного сигнала ЧЭ от давления, b_j – коэффициенты зависимости от температуры, ξ и η - случайные ошибки. Мы будем далее считать эти искажения аддитивными гауссовскими шумами с некоторой дисперсией, оцениваемой в ходе эксперимента.

Следует отметить, что производители ЧЭ (например, СКТБ «ЭлПА», г. Углич) самостоятельно производят необходимые расчеты и поставляют ЧЭ с уже рассчитанными поправками [1]. Однако в нашем случае для защиты ЧЭ от агрессивных сред применяются разделительные мембраны с жидкостным заполнением, которое существенно изменяет вид характеристик ЧЭ.

Если производить несколько измерений давления при заданной температуре, то модель (1) дает систему уравнений при наличии ошибок. Полученная система уравнений решается по методу наименьших квадратов [2] в два этапа. На первом этапе для каждого значения температуры вычисляются коэффициенты a_i из выражения (1) по формуле:

$$a_i = \left(\boldsymbol{X}^T \boldsymbol{X}\right)^{-1}\left(\boldsymbol{X}^T \boldsymbol{y}\right), \qquad (3)$$

где $\boldsymbol{X}$ – матрица плана эксперимента, столбцами которой являются значения калибровочного давления в соответствующих степенях, а $\boldsymbol{y}$ – вектор-столбец измеренных значений выходного сигнала X_p. При этом адекватность описания характеристики полиномом с заданной степенью проверяется по критерию Фишера, и увеличивается на 1, если модель оказывается неадекватной.

Аналогичным методом по формуле (3) далее оцениваются значения коэффициентов b_j. Полученные наборы этих коэффициентов для каждого a_i заносятся в память контроллера, который далее осуществляет расчет a_i по формуле (2) и решает уравнение (1) относительно неизвестного значения давления, преобразуемого далее в выходной сигнал.

Список литературы

1. [Электронный ресурс] http://sktbelpa.ru/ru/products/press/57-rkma-p.html.
2. Линник Ю.В. Метод наименьших квадратов и основы математико-статистической обработки наблюдений. — М.: Физматгиз, 1958 — 337 с.

НАСТРОЙКА БЫСТРОДЕЙСТВИЯ АГРЕГАТА УПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕПУСКОМ ВОЗДУХА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Г.М. Макарьянц, СГАУ, Самара, georgy.makaryants@gmail.com
А.Г. Гимадиев, СГАУ, Самара, gimadiev_ag@mail.ru
И.М. Дудниченко, СГАУ, Самара, rockivan@mail.ru

Обеспечение устойчивости процессов пламеобразования в малоэмиссионной камере сгорания (КС) газотурбинного двигателя (ГТД) является одной из важных задач, возникающих при его проектировании, доводке и модернизации [1]. Мероприятия не допускающие пульсации и срыв пламени в КС ГТД в основном направлены на устранение термоакустических автоколебаний. Широкое распространение получили акустические демпферы [2], резонаторы Гельмгольца [3], акустические панели [4], системы активного подавления акустических волн [5] и электрические нагреватели [6]. Однако, вопросы влияния быстропеременных газодинамических процессов в узлах ГТД, работающих совместно с КС, на её устойчивость в настоящее время остаются открытыми.

Высокое быстродействие клапанов перепуска воздуха (КПВ), используемых для повышения запаса газодинамической устойчивости компрессора, на режиме разгона двигателя вызывает ступенчатое увеличение расхода воздуха (до 10 %) в КС. Это приводит к повышению коэффициента избытка воздуха в КС, вызывая пульсации, срыв и затухание пламени. Таким образом, задача разработки мероприятий, позволяющих регулировать скорость срабатывания системы повышения газодинамической устойчивости компрессора ГТД, является актуальной.

В состав системы регулирования устойчивости компрессора двухконтурного газотурбинного двигателя с форсажной камерой сгорания входят клапаны перепуска воздуха и агрегат управления перепуском (АУП), состоящий из гидравлического привода клапанов 1, чувствительного элемента с воздушным редуктором 2 и золотника управления 3 (рис. 1).

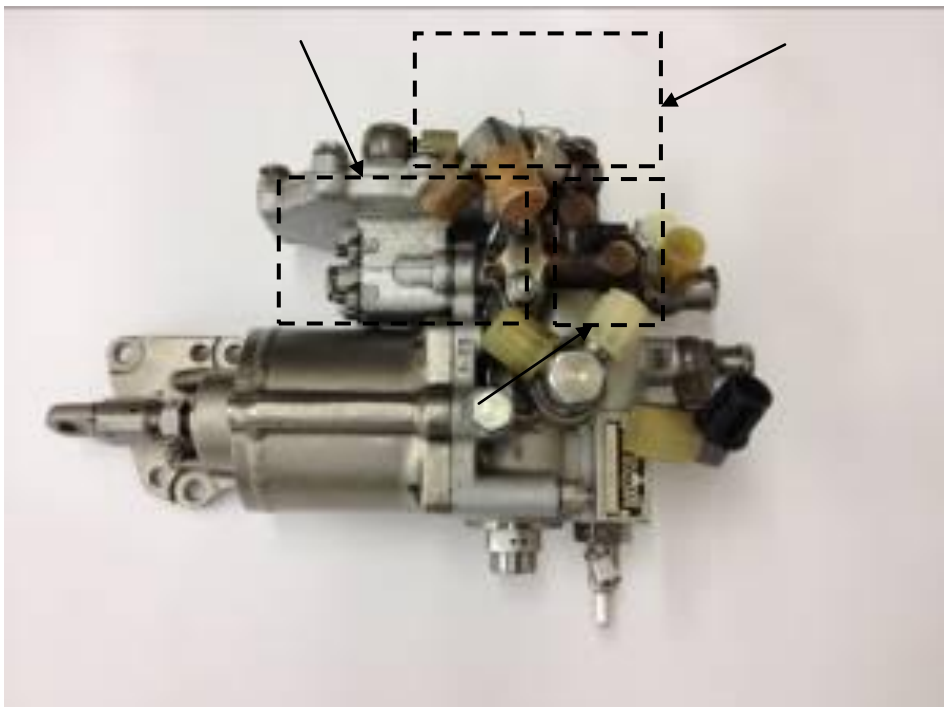


Рис. 1 – Внешний вид АУП

Как видно из анализа работы АУП возможны следующие способы воздействия на скорость перекладки клапанов перепуска, а именно: изменение формы запорно-регулирующих элементов клапанов перепуска, снижающих скорость дросселирования воздуха; изменение формы тяг; воздействие на скорость перемещения штока гидроцилиндра АУП. Ввиду высокой эффективности последнего мероприятия проводилось исследование возможности изменения быстродействия гидромеханической системы управления АУП за счёт изменения конструкции жиклёра-втулки, регулирующего скорость перемещения штока.

Теоретическое моделирование переходных процессов в АУП позволило рассчитать время переходного процесса для различных диаметров проходного сечения жиклёра-втулки. Показано, что для снижения быстродействия АУП до величины порядка 10...15 с требуется установка жиклёра втулки с диаметром 0,7 мм.

Для исследования влияния быстродействия работы АУП на стабильность процессов горения в КС выполнено экспериментальное исследование гидравлических характеристик штатного агрегата. Гидравлическая схема и внешний вид экспериментальной установки представлены на рис. 2.



Рис. 2 – Экспериментальная установка:
1 – испытываемый агрегат, 2 – нагрузочное устройство, 3 –насос,
4 – компрессор, 5 – блок контроля параметров

В результате проведения эксперимента выполнена экспериментальная проверка влияния диаметра жиклёра-втулки на быстродействие агрегата. Полученные экспериментальные данные использовались для разработки конструкции дросселирующего элемента агрегата для замены штатного. В качестве конструктивного мероприятия по настройке быстродействия АУП был разработан элемент гидравлического сопротивления на базе винтового дросселя.

Список литературы

1. Фаворский О.Н. Проблемы разработки технологий малоэмиссионного горения и создания малоэмиссионных камер сгорания в газотурбостроени // Двигатель, 2012. № 6(84). С. 6-9.
2. Gimadiev, A. G., Shakhmatov, E. V., and Shorin, V. P. On the effectiveness of operation of oscillation dampers for hydraulic circuits of control systems, Power Engineering New York, 24 (4), 136–143, (1986).
3. Kim, J., Yoon, G.H., Noh, J, Lee, J., Kim, K., Park, H., Hwang, J. and Lee, Y. Development of optimal diaphragm-based pulsation damper structure for high-pressure GDI pump systems through design of experiments // Mechatronics, 2013. № 23. P. 369–380.
4. Eldredge, J.D., Dowling, A.P. The absorption of axial acoustic wave by a perforated liner with bias flow // J. Fluid Mech. 2003. № 485. P. 307–335.
5. Rubio-Hervas, J., Zhao, D., and Reyhanoglu, M. Nonlinear feedback control of self-sustained thermoacoustic oscillations // Aerospace Science and Technology, 2015. № 41. P. 209–215.
6. Zhao, D., Ji, C., Li, X., and Li, S. Mitigation of premixed flame-sustained thermoacoustic oscillations using an electrical heater // International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015. № 86. P. 309–318.

УНИФИЦИРОВАННАЯ ЭЛЕКТРОННАЯ АППАРАТУРА УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД

А.Ш. Назаров, АО УНПП «Молния», Уфа, molniya@molniya-ufa.ru
Е.В. Распопов, АО УНПП «Молния», Уфа
Р.З. Юсупов, АО УНПП «Молния», Уфа
И.А. Каримов, АО УНПП «Молния», Уфа
И.И. Хазиев, АО УНПП «Молния», Уфа

Уфимское научно-производственное предприятие (УНПП) «Молния» более полувека специализируется на разработке и производстве электронной аппаратуры управления, контроля и защиты авиационных газотурбинных двигателей (ГТД).

Опыт работы, накопленный за многие годы, помогает предприятию успешно решать задачу создания конкурентоспособной электронной аппаратуры управления с полной ответственностью (FADEC).

За последнее десятилетие УНПП «Молния» создана электронная аппаратура управления и контроля нового поколения, которая успешно эксплуатируется совместно с двигателями различных самолетов и вертолетов:

ЭСУ-222 – для маршевого двигателя АИ-222-25 самолета Як-130;

ЭСУ-436 – для маршевого двигателя Д-436-148 самолета Ан-148;

ЭРРД-14, ЭРРД-18 – для вспомогательных двигателей ТА-14, ТА-18 (и их модификаций) вертолетов Ми-8, Ми-171, Ка-31, Ка-52, самолета Як-130.

В настоящее время предприятие ведет ОКР по созданию электронных блоков управления и контроля САУ маршевых вертолетных двигателей:

ЭСУ-117В – для двигателя ТВ3-117ВМА-СБМ1В, предназначенного для вертолетов «Ми» и «Ка»;

ЭСУ-136 – для двигателя Д-136-2 вертолета МИ-26Т2.

При создании унифицированной аппаратной части этих блоков были максимально использованы отработанные технические решения, реализованные в аппаратуре последнего поколения, разработанной УНПП «Молния».

В блоке ЭСУ-117В реализованы следующие функции управления, защиты и контроля маршевого вертолетного двигателя:

- поддержание заданной частоты вращения свободной турбины;
- защита двигателя от превышения допустимых значений предельных параметров;
- защита свободной турбины от раскрутки;
- измерение и ограничение крутящего момента и мощности двигателя;
- контроль технического состояния двигателя, включая виброконтроль;
- обнаружение и автоматический вывод двигателя из помпажа;
- подсчет наработок, прогнозирование остаточного ресурса двигателя и др.

К настоящему времени блок ЭСУ-117В успешно прошел стендовые испытания совместно с двигателем, а также лабораторные испытания на устойчивость к воздействию климатических и механических факторов.

Применение унифицированных конструктивных решений в аппаратуре последнего поколения показало высокую эффективность такого подхода. При этом за счет использования отработанных, многократно проверенных конструктивных решений, отработанной технологии производства возрастает надежность аппаратуры и двигателя в целом. Сокращение затрат времени и средств на разработку электронной аппаратуры при использовании унифицированных решений достигается за счет:

- минимизации количества уникальных для каждого изделия конструктивных решений;
- упрощения сертификации;
- сокращения времени доводки и адаптации аппаратуры к модификациям двигателя и изменениям характеристик и типов взаимодействующих изделий.

Использование унифицированных конструктивных решений, наличие возможности взаимодействия с большинством типов датчиков и исполнительных механизмов, применяемых на сегодняшний день в отечественном авиадвигателестроении, наличие резервов по входным и выходным сигналам позволяет с минимальными затратами труда и средств использовать аппаратно-программную часть блоков ЭСУ-117В и ЭСУ-136 при создании электронных блоков ЭСУ-18М (для двигателя Д-18Т серии 3М) и ЭРРД-1700 (для бортовой энергетической установки УБЭ-1700).

Это доказывает практическую возможность применения унифицированной аппаратной части для управления различными авиационными ГТД – маршевыми вертолетными, самолетными, в том числе турбовинтовыми, вспомогательными, адаптация под которые также может быть выполнена в сжатые сроки и с минимальными затратами труда и средств.

ЛОГИКО-ДИНАМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОГРАНИЧЕНИЯ ВЫХОДНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГТД И ЛА

В.И. Петунин, УГАТУ, Уфа, petunin_vi @mail.ru
А.И. Фрид, УГАТУ, Уфа

Для построения САУ с автоматами ограничений параметров газотурбинных двигателей (ГТД) и летательных аппаратов (ЛА) можно использовать логические устройства, реализующие алгоритмы алгебраического выбора каналов управления [1].

Подобные принципы широко используются при построении многомерных САУ ГТД [1, 2]. Обычно применяется принцип селективного выбора, согласно которому регулируется параметр двигателя, наиболее приблизившийся к величине, определяемой программой регулирования. Селективный выбор каналов управления реализуется с помощью алгебраических селекторов (АС). Такие системы, использующие логику упорядоченного выбора и имеющие динамическую часть в виде регуляторов и объекта управления, называются логико-динамическими САУ.

На рис. 1 представлена структурная схема адаптивной САУ ГТД, в которой вводиться контур адаптации (сигнальной самонастройки) на изменение задающего воздействия разомкнутого канала. Структура этого контура строится таким образом, чтобы задающее воздействие разомкнутого канала уменьшалось и тем самым происходило более раннее включение этого канала.

В САУ определяется разность сигналов на выходе селекторов минимального и максимального сигналов

$$\varepsilon = U_{\min} - U_{\max} = U_{\text{зам}} - U_{\text{раз}},$$

где $U_{\text{зам}}$ – выходной сигнал регулятора замкнутого канала; $U_{\text{раз}}$ – выходной сигнал регулятора разомкнутого канала.

На выходе логического устройства (ЛУ) формируется логический сигнал L, определяющий замкнутый канал САУ. Сигнал ε через блок согласования $W_{\text{с}}(p)$ и переключатель П поступает на вход соответствующего регулятора разомкнутого канала с помощью суммирующих элементов, что определяется состоянием переключателя в соответствии с сигналом L логического устройства. Так как $\varepsilon < 0$, то этот сигнал уменьшает задающее воздействие разомкнутого канала и тем самым корректирует момент переключения каналов.

Как известно, динамика ГТД при изменении расхода топлива, а следовательно и регуляторы частоты вращения ротора и температуры газа имеют разные динамические характеристики, в результате чего условие переключения селектора минимального сигнала $U_1 = U_2$ отличается от необходимого условия переключения САУ – равенства рассогласований между текущими значениями выходных координат и их задающими воздействиями $E_1 = E_2$.

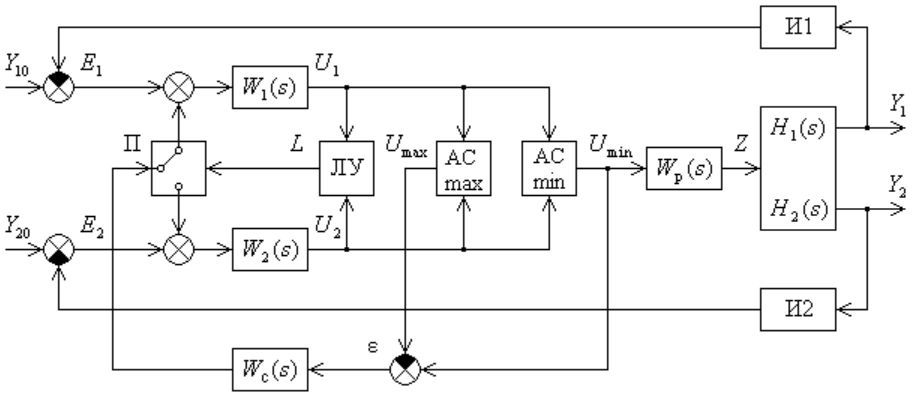


Рис. 1

Следовательно, необходимо согласование этих условий. В данном случае оно обеспечивается за счет введения контура адаптации – сигнальной самонастройки по разности сигналов ε на выходе регуляторов с воздействием на задающее воздействие разомкнутого канала системы. Это позволяет построить САУ ГТД, адаптивную к изменению ее структуры при переключении каналов селектором.

Таким образом, за счет работы контура адаптации момент переключения селектора минимального сигнала $U_1 = U_2$ приближается к условию переключения каналов по ошибкам каналов $E_1 = E_2$. Это, соответственно, позволяет ликвидировать заброс и обеспечить необходимое качество переходного процесса при замыкании и включении в работу ограничителя температуры газа.

Аналогичные задачи ограничения предельных параметров возникают и в САУ ЛА: ограничение угловых скоростей; перегрузок; угла атаки.

Структурная схема САУ углом крена ЛА с автоматом ограничения угловой скорости крена приведена на рис. 2, где ВАУК – вычислитель автопилота угла крена; ВОУС – вычислитель ограничителя угловой скорости; ДУК – датчик угла крена; ДУС – датчик угловой скорости; СПЭ – сервопривод элеронов; АС – алгебраический селектор минимального сигнала.

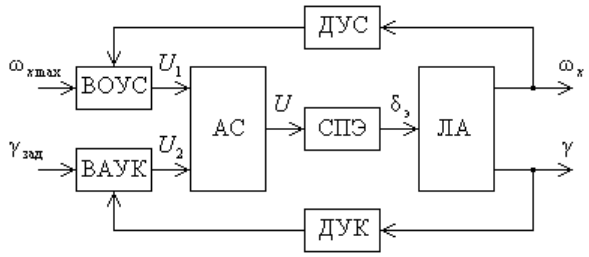


Рис. 2

Особенности построения и синтеза данной САУ ЛА рассмотрены в работах [3, 4].

Если распространить принцип построения САУ углом крена и ограничения угловой скорости крена на канал управления углом курса (рыскания) и канал управления углом тангажа, то можно реализовать САУ угловым движением с ограничением вектора угловой скорости ЛА

$$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}_x + \boldsymbol{\omega}_y + \boldsymbol{\omega}_z .$$

Таким образом, при аэродинамическом управлении ограничение параметров ЛА может быть реализовано с помощью автоматов ограничений на основе рассмотренных логических алгоритмов.

Аналогично могут быть решены задачи ограничения при управлении вектором тяги силовой установки ЛА.

Список литературы

1. Петунин В.И., Фрид А.И. Анализ и синтез логико-динамических систем автоматического управления газотурбинными двигателями // Известия РАН. Теория и системы управления. 2012. № 6. – С. 80-94.
2. Патент РФ № 2446298 на изобретение: МПК 8 F02C 9/28. Система автоматического управления газотурбинного двигателя / В. И. Петунин, А. И. Фрид, Е. В. Распопов, И. А. Каримов. Заявка № 2010147793/06; Заявл. 23.11.2010. Зарегистр. в Государственном реестре изобретений РФ 27.03.2012. Бюл. № 9.
3. Петунин В.И. Синтез систем автоматического управления летательными аппаратами с автоматами ограничений предельных параметров // Изв. вузов. Приборостроение. 2010. Том 53. № 10. – С. 18-24.
4. Патент РФ № 2430858 на изобретение: МПК 8 B64C 13/18, G05D 1/08. Система автоматического управления углом крена и ограничения угловой скорости крена летательного аппарата / В. И. Петунин, Э. Ю. Абдуллина, В. Н. Ефанов. – Заявка № 2010107596/11; Заявл. 02.03.2010; Зарегистр. в Государственном реестре изобретений РФ 10.10.2011. Бюл. № 28.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ВСТРОЕННОЙ В САУ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ГТД В ПРОЦЕССЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

А.А. Петухов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, petuhov-ctrl@ciam.ru
Ф.Д. Гольберг, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, fegolb@ciam.ru

Одной из проблем использования бортовых математических моделей (БММД) ГТД в составе цифровых САУ для управления двигателем и решения задач повышения его надежности в процессе функционирования [1] является обеспечение необходимой точности расчета параметров рабочего процесса в различных условиях эксплуатации двигателя.

В случае применения в САУ простых линейных моделей для получения приемлемых по точности результатов расчета необходима достаточно сложная процедура идентификации, требующая значительных вычислительных затрат. Если же в качестве бортовой модели двигателя использовать поузловую термогазодинамическую модель, то увеличение необходимой для ее реализации вычислительной мощности может быть скомпенсировано более простой процедурой идентификации.

В ЦИАМ в настоящее время ведутся работы по созданию и внедрению в программное обеспечение САУ ГТД всережимных термогазодинамических моделей двигателя. Для моделей такого типа разработан новый метод идентификации, основанный на применении принципа обратной связи [2]. В соответствии с ним бортовая модель рассматривается как объект регулирования, а регулирующими факторами являются характеристики ее узлов (КПД, расход воздуха и др.). В качестве параметров регулирования используются расчетные величины измеряемых параметров двигателя (n_i, P_i, T_i и т.п.), а в качестве программ регулирования – их измеряемые величины.

Метод построен на базе достаточно простого математического аппарата и может быть реализован в САУ при работе в режиме реального времени. Однако, реализующие метод алгоритмы для двигателей различных схем используют различные сочетания между

измеряемыми параметрами двигателя, используемыми как регулируемые параметры в процессе идентификации, и характеристиками узлов двигателя, используемыми как регулирующие факторы.

В докладе приведены результаты определения таких алгоритмов идентификации для различных схем ГТД:

- ТРДД средней степени двухконтурности (3…5) со смешением потоков,
- ТРДД высокой степени двухконтурности (8…10) без смешения потоков,
- ТвГТД, применяемых в вертолетных силовых установках.

Оценка эффективности разработанных алгоритмов идентификации выполнена статистическим методом. Она показывает, что применение идентификации позволяет существенно уменьшить вероятность больших погрешностей расчета. Проведена оценка качества работы разработанного метода при моделировании изменения характеристик ГТД в процессе выработки ресурса двигателя. Показано, что применение идентификации в соответствии с выбранными алгоритмами позволяют уменьшить погрешности расчета более чем в 2 раза.

Список литературы

1. Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Бортовая математическая модель двигателя в составе САУ ГТД для повышения отказоустойчивости и качества управления, Труды ЦИАМ № 1346 «Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями» / под ред. О.С. Гуревича, ЦИАМ, 2010.
2. Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Петухов А.А., Методы идентификации бортовой математической модели в САУ ГТД, Сборник тезисов «Проблемы авиационного двигателестроения» ЦИАМ, 2013.

ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ ДАТЧИКИ С МИЛИВОЛЬТОВЫМ ВЫХОДОМ И ПАССИВНОЙ СХЕМОЙ КОМПЕНСАЦИИ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ

С.Г. Савельев, ООО ЭПО «Сигнал», г. Энгельс, savelyev_sg@eposignal.ru

В докладе будут представлены два типа датчиков разработки ООО ЭПО «Сигнал», рассмотрены их основные технические характеристики и особенности, приведены достоинства в сравнении с зарубежными аналогами.

1. Датчики для авиационного применения с миливольтовым выходом ДАД-М – датчики абсолютного давления на КНС-структуре с миливольтовым унифицированным выходным сигналом и суммарной погрешностью в компенсированном диапазоне температур ±1% от ВПИ.

Особенностью этих приборов является использование пассивной резистивной схемы компенсации температурных погрешностей, что позволяет расширить диапазон рабочих температур до +150 ^{0}C и обеспечивает возможность их применения в тяжелых условиях, требующих устойчивости к высокой температуре и радиации.

Основные технические характеристики:

- Выходной сигнал – 10 мВ/В питания;
- Напряжение питания – 10 В;
- Диапазон рабочих температур – от минус 60 ^{0}C до 150 ^{0}C;
- Диапазон термокомпенсации – от 0 ^{0}C до 145 ^{0}C;

- Суммарная погрешность в термокомпенсированном диапазоне ±1% от ВПИ;
- Номинальные значения измеряемых абсолютных давлений – 2 кгс/см^2, 10 кгс/см^2, 60 кгс/см^2, 100 кгс/см^2.

Разработка датчиков ДАД-М велась согласно ТЗ ОАО «Климов», в рамках программы импортозамещения, для замены датчиков АРТ-20-1000 американской фирмы «Kulite».

2. Миниатюрные преобразователи давления ПДПМ 2108 – пьезорезистивные датчики, предназначенные для измерения и мониторинга статических, статико-динамических, быстропеременных давлений жидких и газообразных неагрессивных сред.

Главной особенностью ПДПМ 2108 являются габариты – кремниевый чувствительный элемент (1,9 мм х 1,9 мм) помещён в корпус диаметром 4 мм. Малые размеры измерительной мембраны (диаметр варьируется от 0,4 мм до 0,9 мм в зависимости от номинала измеряемого давления) позволяют измерять динамически изменяющиеся давления с частотой до 20 кГц при номинальных давлениях от 10 кПа до 10 МПа.

Основные технические характеристики:

- Выходной сигнал – 10 мВ/В питания;
- Напряжение питания – от 5 до 24 В;
- Диапазон рабочих температур – от минус 40 ^{0}C до 100 ^{0}C.

Зарубежными аналогами датчиков ПДПМ 2108 являются миниатюрные преобразователи 8510C «ENDEVCO» и CTL-190 «Kulite».

ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВ В САУ ГТД И В ТОПЛИВНЫХ СИСТЕМАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Н.М. Сахибгареев, ОАО «ОМКБ», Омск, Россия, sila@omsknet.ru.

В агрегатах гидромеханических частей САУ разработки ОАО «ОМКБ» используются специально разработанные регулируемые и нерегулируемые электроприводы углового и линейного перемещения, с питанием электроприводов от систем как постоянного, так и переменного тока.

Для двигателей с расходом топлива до 500 кг/час разработан, прошёл полный цикл испытаний, включая государственные, и изготавливается серийно насос-дозатор с регулируемым электроприводом.

В настоящее время нами разрабатывается насос-дозатор с регулируемым электроприводом для двигателей с расходом топлива до 830 кг/ч, питание силовых элементов электропривода которого осуществляется от системы постоянного тока номинальным напряжением 110 В.

Насос-дозатор обеспечивает подачу и дозирование топлива в соответствии с заданным значением, контроль собственной исправности в процессе предполётного контроля и на режимной работе, взаимодействие с комплексным регулятором двигателя по КИО.

ОАО «ОМКБ» разработаны и испытаны макетные образцы радиаторного насоса ЭУН-11 комплексной системы использования хладоресурса топлива и топливного бакового подкачивающего насоса ЭУН-80 с регулируемыми электроприводами, использование которых в составе топливной системы объекта, как ожидается, позволит

существенно уменьшить подогрев топлива во всем диапазоне расхода топлива, потребляемого силовой установкой,.

Питание обоих электроприводов осуществляется от трехфазной системы переменного тока напряжением 115/200 В частотой 400 Гц.

В составе насосного узла объекта используются два регулируемых радиаторных насоса ЭУН-11, включенные (по гидравлике) последовательно. В процессе штатной работы электропривод каждого из насосов обеспечивает необходимое значение перепада давления, создаваемого насосом, в зависимости от величины суммарного расхода топлива, потребляемого силовой установкой, за счет изменения частоты вращения ротора.

Потребляемая каждым из насосов ЭУН-11 электрическая мощность - не более 2,2 кВА, при отказе одного из насосов - не более 4 кВА.

В составе блока подкачивающих насосов топливной системы объекта используются два электроприводных подкачивающих насоса ЭУН-80, включенные (по гидравлике) параллельно. В процессе штатной работы электропривод каждого из насосов обеспечивает необходимое значение перепада давления, создаваемого насосом, в зависимости от величины суммарного расхода топлива потребляемого силовой установкой, за счет изменения частоты вращения ротора.

Потребляемая каждым из насосов ЭУН-80 электрическая мощность - не более 5,0 кВА, при отказе одного из насосов - не более 9 кВА.

Блоки управления электроприводами насосов ЭУН-11 и ЭУН-80 обеспечивают контроль исправности электропривода в процессе предстартового контроля и на режимной работе, реконфигурацию системы при отказах отдельных элементов электропривода при работе в составе насосных узлов объекта, взаимодействие с информационно-управляющей системой объекта по КИО.

Нерегулируемые электродвигатели постоянного и переменного тока применяются в качестве приводов подкачивающих топливных насосов, флюгерных насосов, насосов систем охлаждения.

Широкое применение в САУ ряда ВСУ (ТА-14, ТА-18-100, ТА18-200, ВСУ-117, ВК-100) нашли дозаторы с линейным электроприводом ЛЭП-4, имеющим встроенный датчик положения якоря.

По ТЗ ОАО «ОМКБ» предприятием АО «НПЦ «Полюс» (г. Томск) разработаны и серийно изготавливаются линейные двухканальные дифференциальные трансформаторные датчики ДЛДТ-716, ДЛДТ-615, используемые нами в агрегатах в качестве датчика положения дозирующего элемента. По своим техническим характеристикам, в том числе по величине межканального рассогласования, эти датчики являются лучшими в России, и не уступают зарубежным аналогам.

В разработанных ОАО «ОМКБ» командных блоках для пневмосистемы управления перепусками и отборами воздуха двигателя типа ПД-14 используется трёхканальный двухобмоточный электропневмоклапан МКВТ - 6323-2 разработки ОАО «КБ «Электроприбор» .

Рабочим телом для электропневмоклапана является воздух с давлением до 40 кгс/см^2 и температурой до 450 ºС.

Электропневмоклапан МКВТ - 6323-2 допускает возможность осуществлять его электропитание путем подачи напряжения в импульсном режиме.

АДАПТИВНОЕ МНОГОФАКТОРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ОРГАНАМИ МЕХАНИЗАЦИИ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ГТД ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ РЕСУРСА И ЭКОНОМИЧНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ

С.А. Сметанин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, smetaninsa@ciam.ru
Ф.Д. Гольберг, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, fegolb@ciam.ru
О.С. Гуревич, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, gurevich_os@ciam.ru
С.А. Зуев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, zuevsa@ciam.ru

В работах, посвящённых исследованию новых возможностей повышения качества управления ГТД и его надежности путем применения встроенных в САУ термогазодинамических математических моделей двигателя (БММД) [1], показано, что ряд основных характеристик двигателя можно улучшить путем использования параметров двигателя для управления органами механизации проточной части ГТД, определяемых расчетом с помощью БММД.

Рассмотрены возможности:

- управления углами установки $\varphi_к$ направляющих аппаратов КВД по величинам КПД компрессора и запасов ГДУ,
- управление клапанами $L_{КЛi}$ отбора воздуха на охлаждение турбин по расчетным значениям температуры газа перед турбиной и температуры лопатки,
- управление клапанами $VAL_{ПС}$ перепуска воздуха из подпорной ступени (ПС) КНД по расходуемым её запасам ГДУ.

Управление углами установки направляющих аппаратов КВД

Структура контура управления углами установки НА КВД, в котором формируются программы и алгоритмы регулирования на основе измеряемых параметров двигателя и параметров, рассчитываемых с помощью встроенной термогазодинамической модели двигателя (БММД), представлена на рис. 1.

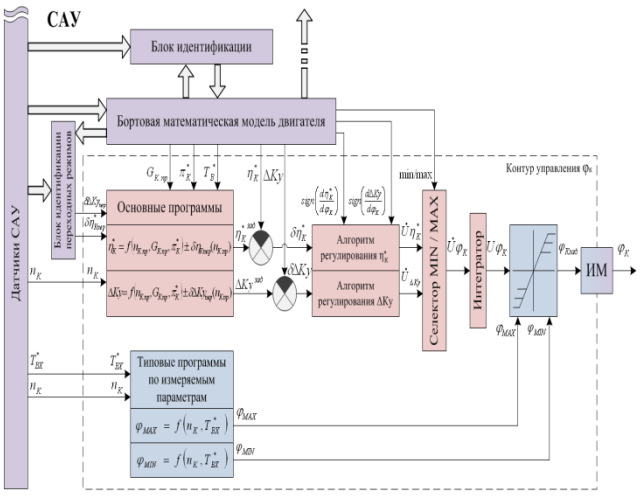


Рис.1 – Структурная схема контура управления углами φк установки НА компрессора

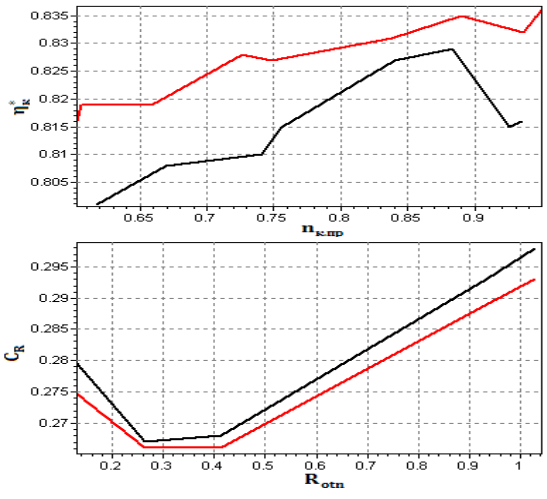


Рис.2 – Процессы изменения параметров двигателя при выработке ресурса 2000 часов:

– управление по расчетным параметрам;

– управление по типовым программам.

Оценка эффективности применения программ замкнутого управления по расчетным параметрам $\eta^*_к$ и ΔКу проведена при учете влияния на характеристики двигателя изменения условий полета, выработки ресурса и погрешности измерения угла установки $\varphi_к$.

Для примера на рис. 2 показано изменение характеристик рассматриваемого двигателя в условиях М = 0, Н = 0, МСА при выработке 2000 часов его ресурса. Видно, что применение управления углами установки НА КВД по параметрам, определяемым расчетом с помощью встроенной термогазодинамической модели двигателя, позволяет увеличить КПД компрессора на 0,5…2% и уменьшить удельный расход топлива CR на 1…2%.

Оптимизация отборов воздуха на охлаждение горячей части двигателя

Структурная схема контуров управления отбором воздуха на охлаждение турбин с использованием бортовой модели представлена на рис. 3.

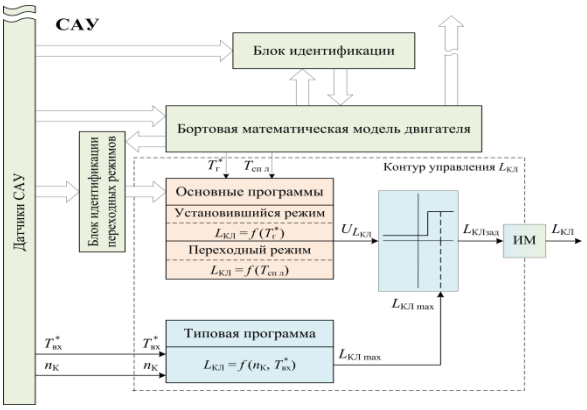


Рис.3 – Структурная схема контуров управления положением клапанов LКЛ отбора воздуха

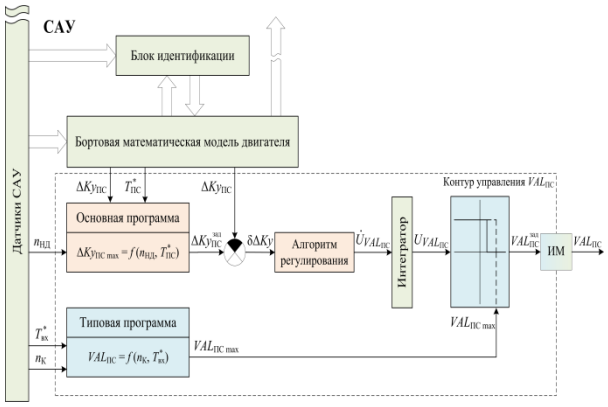


Рис.4 – Структурная схема контура управления клапанами перепуска воздуха из ПС

Для управления отбором воздуха на охлаждение турбин используется несколько селектируемых контуров управления по различным расчетным параметрам, например по температуре газа $T_Г^*$ перед турбиной и по температуре $T_{СП\ Л}$ лопатки.

Управление устройством перепуска воздуха из подпорной ступени КНД

Замкнутое непрерывное управление клапаном $VAL_{ПС}$ выполняется по программе $\Delta Ку_{ПС} = f(n_{ПС\ пр})$ вместо обычно применяемого дискретного управления в зависимости от частоты вращения КВД $n^1_{К\ пр}$, приведенной по температуре воздуха $T^*_{вх}$ на входе в двигатель.

Структурная схема контуров управления, реализующих такое управление клапанами $VAL_{ПС}$ перепуска воздуха из ПС КНД представлена на рис. 4.

Проведенные расчеты параметров ГТД при номинальных характеристиках узлов двигателя и при их ухудшении вследствие выработки ресурса показывают, что при дискретном управлении положением клапана $L_{КЛi}$ отбора воздуха по параметру $n^1_{К\ пр}$ при выработке ресурса двигателя происходит существенный перегрев (на 120º) лопатки турбины. Управление клапаном отбора воздуха по температуре газа T_{31} позволяет обеспечить практически такую же, как при номинальных характеристиках двигателя, максимальную величину температуры лопатки ~1120ºК, что способствует повышению ресурса двигателя, но ведёт к некоторому увеличению удельного расхода топлива C_R.

Показано также, что при управлении клапаном перепуска воздуха из ПС на ряде переходных режимов работы двигателя при управлении по $\Delta Ку_{ПС\ расч}$ можно на 10…15% уменьшить расходование запасов ГДУ.

Список литературы

1. Гольберг Ф.Д., Гуревич О.С., Петухов А. А. Бортовая математическая модель двигателя в составе САУ ГТД для повышения отказоустойчивости и качества управления // Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями / Под ред. О. С. Гуревича. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010.

ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС БОЛЕЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО САМОЛЁТА И СТЕНДОВАЯ БАЗА ДЛЯ ЕГО ОТРАБОТКИ И ИСПЫТАНИЙ

В.Н. Сучков, АО «НИИАО», Жуковский, suchkov@niiao.com
Ю.Г. Панов, АО «НИИАО», Жуковский, panovug@niiao.com
И.В. Потапчик, АО «НИИАО», Жуковский, potapchikiv@niiao.com
В.П. Щёлкин, АО «НИИАО», Жуковский, schelkinvp@mail.ru

В настоящее время одной из наиболее перспективных технологий, позволяющих улучшить лётно-технические и эксплуатационные характеристики самолета, является концепция «полностью электрифицированного самолёта» (ПЭС).

На более электрифицированном самолёте (БЭС) предполагается исключение, полностью или в значительной степени пневматических и гидравлических систем и перевод всех основных потребителей энергии на электропитание.

Основными отличиями ПЭС (БЭС) от традиционного самолёта являются применение:

- электрифицированной системы кондиционирования воздуха с электроприводными нагнетателями забортного воздуха (без отбора воздуха от двигателя);
- системы запуска авиадвигателей с использованием электрических стартёров-генераторов;
- электрической вспомогательной силовой установки (ВСУ), вырабатывающей только электрическую энергию;
- электрической противообледенительной системы;
- электромеханических и электрогидростатических приводов в системе управления самолёта и взлётно-посадочных устройств;
- электрифицированных систем силовой установки (топливной системы, системы смазки, направляющих аппаратов);
- цифровых систем управления электроэнергетическим комплексом.

Исключение отбора воздуха от двигателя для обеспечения кондиционирования воздуха позволяет оптимизировать (уменьшить ~ на 35 %) мощность, отбираемую от двигателя для нужд СКВ.

Основными направлениями работ по созданию систем и агрегатов электроэнергетического комплекса (ЭЭК) ПЭС (БЭС) являются:

1. Разработка системы электроснабжения ПЭС, в том числе:
   - системы генерирования и запуска авиадвигателя (СГЗ АД);
   - системы генерирования и запуска ВСУ (СГЗ ВСУ);
   - статических преобразователей напряжения первичной СЭС в напряжения вторичных СЭС ПЭС;

- распределительно-преобразовательных устройств и центров коммутации и защиты с цифровым управлением;
- бесконтактных, контактных и гибридных аппаратов защиты и коммутации;
- бортовых авиационных литий-ионных аккумуляторных батарей;
- сверхлёгких, огнестойких, особо гибких бортовых электрических проводов;
- системы управления и информационного обеспечения ЭЭК ПЭС.

2. Разработка системы кондиционирования воздуха с электроприводным компрессором для ПЭС.
3. Разработка электрической противообледенительной системы для ПЭС.
4. Создание полноразмерного комплексного стенда (КС) для отработки и испытаний ЭЭК ПЭС.

При переводе всех бортовых потребителей энергии на электропитание существенно возрастает мощность системы электроснабжения, при этом мощность электрических генераторов, устанавливаемых на двигателях, возрастает в несколько раз, по сравнению с самолётами традиционного исполнения.

Так на самолёте В 787 суммарная мощность источников электроэнергии составляет 1,45 МВт, а на европейском самолёте по проекту Акила ~ 1,9 МВт.

Особенностями систем электроснабжения БЭС являются:

- применение систем электроснабжения с повышенным напряжением:
  переменного тока переменной частоты с повышенным напряжением 230/400 В, 360-800 Гц,
  постоянного тока повышенного напряжения ± 270 (540) В,
- увеличение мощности генераторов, устанавливаемых на двигателях до 250-275 кВА,
- наличие мощных вторичных преобразователей электроэнергии – до 150 кВА,
- применение распределительных устройств с твердотельными аппаратами защиты и коммутации,
- применение сверхлёгких, особо гибких проводов,
- применение новых источников электроэнергии – литий-ионных аккумуляторных батарей, энергоустановок на основе топливных элементов.

Для отработки электроэнергетического комплекса БЭС, помимо разработки новых мощных систем электроснабжения и новых агрегатов электрифицируемых систем, требуется также создание соответствующей испытательной базы.

Для реализации работ по созданию БЭС, под руководством ОАК подготовлена «Комплексная программа по созданию «более электрического самолёта», которая в настоящее время находится на согласовании в Минпромторге. В этой программе предусмотрено создание в НИИАО полноразмерного комплексного стенда для отработки и испытаний электроэнергетического комплекса БЭС. Стенд должен обеспечивать выполнение следующих задач:

- отработка электрических систем генерирования и запуска маршевых двигателей и ВСУ при питании от бортовых и наземных источников электроэнергии.
- отработка первичной и вторичных систем электроснабжения и системы распределения электроэнергии ПЭС.
- отработка алгоритмов функционирования цифровой системы управления ЭЭК ПЭС при нормальной работе СЭС и при имитации отказов в системе генерирования и в системе распределения электроэнергии ПЭС.
- отработка взаимодействия цифровой системы управления ЭЭК с интегрированным комплексом бортового оборудования ПЭС.
- испытания СЭС ПЭС с реальными (штатными) потребителями электроэнергии при нормальной её работе и имитации различных отказов.

- испытания отдельных агрегатов ЭЭК ПЭС.

Исходя из вышеперечисленных задач, в состав стенда должны входить:

- стенды-имитаторы авиадвигателей и ВСУ, мощностью не менее 1000 кВт, каждый,
- гидравлические системы для охлаждения испытуемого оборудования,
- программируемые нагрузочные устройства:
  - переменного тока на напряжение 230 В мощностью 500 кВт/300 кВАр;
  - переменного тока на напряжение 115 В, мощностью до 125 кВА/75 кВАр,
  - постоянного тока на напряжение 270 В, мощностью до 150 кВА,
  - постоянного тока на напряжение 28 мощностью до 20 кВт.
- устройства для создания короткого замыкания в сетях переменного и постоянного тока,
- система управления испытаниями и система сбора и обработки информации.

ОЦЕНКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ОБРАЗЦОВ БЕСПРОВОДНЫХ ДАТЧИКОВ САУ НА ДВИГАТЕЛЬНОМ СТЕНДЕ С ЭЛЕКТРОПРИВОДНОЙ САУ

А.С. Трофимов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, trofimov-control@ciam.ru
В.И. Чернышов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.Г. Кессельман, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В ранее выполненных работах проведены испытания экспериментальных образцов беспроводных информационных каналов демонстрационной САУ в условиях фоновых и искусственных радиочастотных и импульсных электромагнитных помех [1]. Настоящая работа посвящена исследованию работы беспроводных датчиков и устройств в условиях двигательного стенда У-7М (ЦИАМ).

Исследование работоспособности экспериментальных образцов беспроводных датчиков, предназначенных для демонстрационной САУ ГТД, проводилось при работе на двигателе в условиях действия электромагнитных помех наиболее высокого уровня. Для работы выбран двигательный стенд У-7М, на котором установлен двигатель АИ-25ТЛ с демонстрационной электроприводной САУ. Эта САУ содержит электропривод насоса подачи топлива в основную камеру сгорания (ЭПН), электропривод регулирования угла поворота направляющих аппаратов компрессора (ЭПНА), а также электрические клапаны перепуска воздуха. Блок и пульт управления шестеренным насосом, а также пульт управления ЭПНА установлены в пультовой стенда.

Объектом исследований являлись экспериментальные образцы беспроводных датчиков и устройств, входящих в состав двух беспроводных информационно-измерительных систем. Система 1 (разработка ЦИАМ) содержит беспроводные датчики температуры газов за турбиной, частоты вращения ротора компрессора, положения РУД, давления и температуры воздуха на входе в двигатель. Система 2 (совместная разработка ЦИАМ и ЭПО «Сигнал») содержит экспериментальный образец беспроводного датчика давления воздуха за компрессором.

Датчики $T_{ВХ}$, $P_{ВХ}$, $n_К$, $T_Т$ и положения РУД обмениваются информацией по радиоканалу с центральным радиомодулем системы 1 (ЦРМ1), связанным с управляющим центральным компьютером (УЦК), а датчик Рк - с центральным

радиомодулем системы 2 (ЦРМ2). УЦК по последовательному каналу RS-485 связан с ПЭВМ. На дисплее ПЭВМ одновременно отображаются параметры беспроводных систем.

Схема установки экспериментальных образцов беспроводных датчиков и устройств на двигательном стенде приведена на рис.1.

Работоспособность экспериментальных образцов беспроводных датчиков в условиях двигательного стенда проверялась в следующих вариантах: на неработающем двигателе при выключенной демонстрационной электроприводной САУ ГТД; на неработающем двигателе при включенных электроприводах демонстрационной САУ ГТД; на работающем двигателе, управляемом с помощью демонстрационной электроприводной САУ ГТД.

Для проверки работоспособности беспроводных датчиков на установившихся и переходных режимах работы двигателя полученные с их помощью результаты измерения параметров сравнивались со стендовыми измерениями. Для этого использовалась стендовая автоматизированная система СПРУТ-ПК-У7, измерительные каналы которой включают в себя соответствующие датчики, измерители сигналов, а также линии связи. Управление работой беспроводных датчиков, регистрация и визуализация результатов измерений осуществлялись с помощью разработанного для этой цели специального программного обеспечения для ПВЭМ.

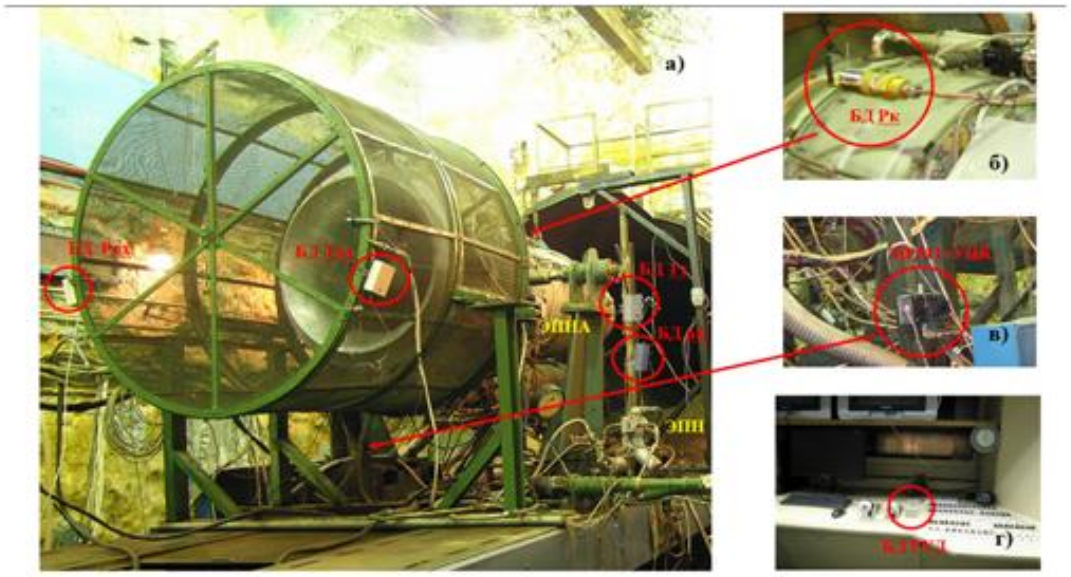


Рис. 1 – Размещение беспроводных датчиков на двигателе демонстраторе АИ-25 (стенд У-7М ЦИАМ)

Проверка работоспособности и определение характеристик экспериментальных образцов беспроводных датчиков и устройств на работающем двигателе с демонстрационной электроприводной САУ ГТД проводились на переходных и установившихся режимах по следующей программе: «Запуск» с выходом на «МГ» при работе двигателя с штатной гидромеханической системой управления, переход на управление двигателем демонстрационной электроприводной САУ, выход на режимы 78% n_K, 90% n_K и «МАХ», сброс до режима «МГ», переход на гидромеханическую систему и нормальный «Останов». При этом результаты измерений, полученные с помощью беспроводных датчиков на переходных и установившихся режимах работы двигателя АИ-25ТЛ, сравниваются с результатами измерений стендовой автоматизированной системой СПРУТ-ПК-У7. Исследования показали, что беспроводные датчики обеспечивали безотказную работу, при этом имели место единичные сбои (1...5 сбоев на интервале 60 с), на установившихся режимах наблюдалось высокая степень совпадения результатов измерений беспроводных датчиков и датчиков стендовой автоматизированной системы (различие средних значений измерений не превысило для

датчиков $P_К$ величины 5 кПа, $n_К$ - 0,1%, $T_Т$ - 0.3 К, $P_{ВХ}$ - 1 кПа, $T_{ВХ}$ - 1 К), а на переходных режимах между процессами изменений параметров, измеренных датчиками, имеется запаздывание, обусловленное инерционностью измерений в стендовой автоматизированной системе.

Проведенные исследования экспериментальных образцов беспроводных датчиков температуры газов за турбиной, частоты вращения ротора компрессора, датчика давления воздуха за компрессором, давления и температуры воздуха на входе в двигатель и положения РУД, разработанных в ЦИАМ, показали, что они работоспособны при работе на двигателе АИ-25ТЛ, управляемом электроприводной САУ, в условиях электромагнитной обстановки двигательного стенда У-7М ЦИАМ. При использовании беспроводных датчиков в демонстрационной САУ ГТД для подавления импульсных и фоновых помех, повышения точности измерений и защиты от единичных сбоев необходимо разработать специальные алгоритмы обработки и защиты информационно-вычислительного процесса в системе.

Список литературы

1. Трофимов А.С., Кессельман М.Г., Чернышов В.И. и др. Разработка беспроводной демонстрационной системы автоматического управления газотурбинного двигателя. - Научно-технический конгресс по двигателестроению НТКД-2012 (в рамках 12-го Международного Салона «Двигатели – 2012»), 2012.

ПРИНЦИПЫ РЕАЛИЗАЦИИ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБМЕНА МЕЖДУ БЛОКОМ УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ И КОНТРОЛЬНО-ПРОВЕРОЧНОЙ АППАРАТУРОЙ ПО БЕСПРОВОДНОМУ КАНАЛУ СВЯЗИ

А.Н. Удодов, ОАО «Климов», Санкт – Петербург, a.n.udodov@yandex.ru
А.Н. Белевич, ОАО «Климов», Санкт – Петербург, belevitch_an@mail.ru
А.Г. Яблонский, ОАО «Климов», Санкт – Петербург, artomas2007@yandex.ru

Рассматриваются вопросы, связанные с обменом информации между блоком управления двигателем летального аппарата и наземной контрольно-проверочной аппаратурой. Для улучшения эксплуатационных характеристик предлагается выполнять передачу данных не через электрический кабель или оптоволоконную линию связи, а через радиоканал связи, соответствующий стандарту 802.11* (Wi-Fi).

Выполнен обзор вариантов стандарта 802.11, сделан выбор варианта, наиболее приемлемого для применения в указанной области с учетом обеспечения заданных параметров помехоустойчивости, достоверности и безопасности передачи информации. Предложено при подготовке к практическому внедрению предварительно оценить помеховую обстановку, выполнив в условиях приближенных к условиям в эксплуатации сбор статистики и/или измерение отношения «сигнал/шум». Рассмотрена структура известного устройства измерения отношения «сигнал/шум», даны предложения по его усовершенствованию.

На основе результатов оценки помеховой обстановки, полученных при натурных испытаниях, можно будет, выполнив математическое моделирование процесса передачи с применением используемого в стандарте корректирующего кода, определить

необходимость введения в передаваемую информацию дополнительной избыточности с целью обеспечения заданных параметров достоверности, а также параметры корректирующего кода верхнего уровня.

Список литературы:

1. Кузнецова. Т. А, Репп П.В - Помехоустойчивость систем беспроводной электросвязи в условиях канальной интерференции.
2. Barclay L.W. - Propagation of Radiowaves, – London: IEEE, 2003.
3. Matthew Gast - 802.11 Wireless Networks: The Definitive Guide.
4. А.Н. Белевич, О.А.Смирнова. Устройство для измерения отношения «Сигнал-Шум». — А.с. СССР №721773.

ПРОБЛЕМА ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СОВМЕСТИМОСТИ В ДВУХКАНАЛЬНОЙ БЕСПРОВОДНОЙ СЕНСОРНОЙ СЕТИ САУ ГТД

В.И. Чернышов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.С Трофимов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
trofimov-control@ciam.ru
М.Г. Кессельман, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.А. Семин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В двухканальной информационно-измерительной беспроводной сенсорной сети, предназначенной для демонстрационной САУ ГТД, может возникнуть проблема электромагнитной совместимости каналов, обусловленная взаимным расположением элементов сенсорной сети.

Поэтому, до установки двухканальной информационно-измерительной беспроводной сенсорной сети на двигательном стенде было проведено исследование совместной работы каналов в условиях лабораторного стенда с целью исследования ограничений на взаимное размещение беспроводных устройств. показана на рис. 1. Форма и уровень сигналов от беспроводных устройств сенсорной сети контролировались с помощью измерителя электромагнитных излучений, работающего в режиме селективного вольтметра. Информация о работоспособности каналов 1 и 2 отображалась на мониторе специальной ПЭВМ. Канал 1 работал на частоте 870.15 МГц с тактовым периодом 34 мс, а 2 - на частоте 868.2 МГц с тактовым периодом 32 мс. ,

На первом этапе лабораторных исследований была автономно проверена работа каналов 1 и 2. Размещение элементов беспроводной сенсорной сети и логарифмической антенны измерителя электромагнитных излучений показано на рис. 1. Автономная проверка центрального радиомодуля (ЦРМ) и беспроводных датчиков (БД) канала 1, с помощью селективного вольтметра, работающего на частоте 870.15 МГц, показала, что ЦРМ1 формирует стабильно сигналы запроса с циклом 34 мс, ответы БД относительно сигнала запроса также формируются через стабильные интервалы времени. Соответствующая осциллограмма сигналов приведена на рис. 2а, где видна периодичность сигналов запроса от ЦРМ1 и сигналов ответов от беспроводных датчиков Рвх, Твх, Тт, положения РУД и резервного датчика Твх2. Видно, что канал 1 имеет резерв времени в цикле для подключения дополнительных беспроводных устройств. Увеличение

расстояния между ЦРМ1 и БД до 10 м показало, что все каналы работают устойчиво без сбоев.

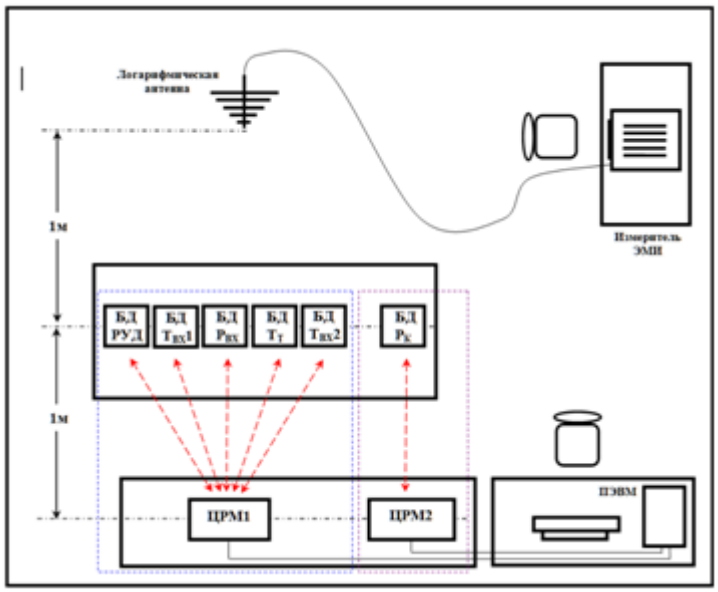


Рис. 1 – Схема размещения каналов беспроводной сенсорной сети демонстрационной САУ ГТД на лабораторном стенде

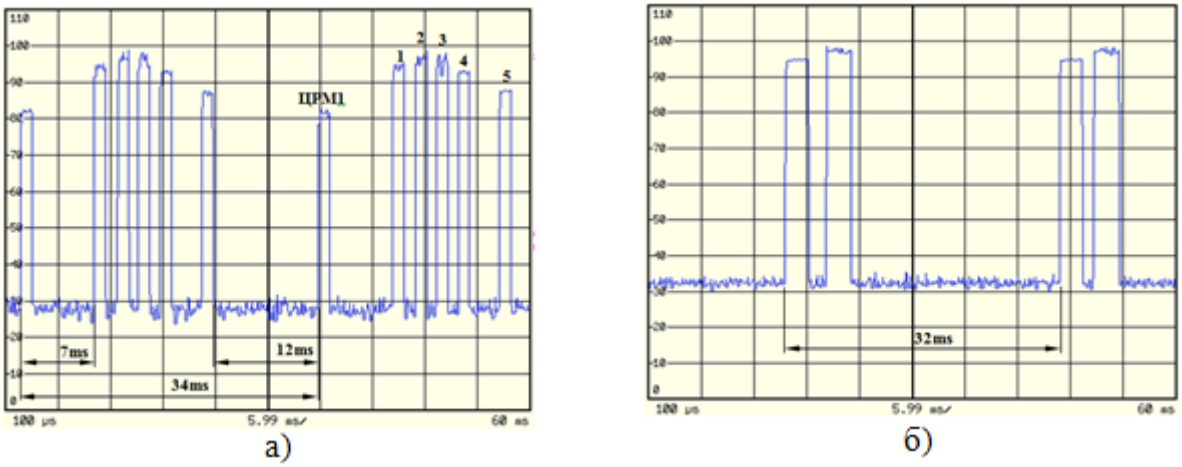


Рис. 2 – Осциллограммы сигналов центральных радиомодулей и беспроводных датчиков при автономных проверках: а) - ЦРМ1 и пять беспроводных датчиков (1–РУД, 2–Твх, 3–Рвх, 4–Тт, 5–Твх2); б) - ЦРМ2 и беспроводного датчика Рк

Автономная проверка канала 2, с помощью селективного вольтметра, работающего на частоте 868.2 МГц, показала (см. рис. 2б), что ЦРМ2 формирует стабильно сигналы запроса с циклом 32 мс, ответы от БД Рк также формируются через стабильные интервалы времени. Этот канал работал устойчиво без сбоев на расстоянии до 30 м.

На втором этапе лабораторных исследований была проверена совместная работа каналов беспроводной сенсорной сети. Схема совместного расположения каналов на лабораторном стенде показана на рис. 1. Осциллограммы сигналов при совместной работе каналов 1 и 2 приведены на рис. 3а и рис. 3б. На этих рисунках видно расположение сигналов запросов и ответов каналов. Рис. 3а соответствует работе селективного вольтметра на частоте 870.15 МГц, а рис. 3б - на частоте 868.2 МГц. В ходе исследований определено минимальные расстояния между беспроводными устройствами, при которых устройства указанных систем не оказывают взаимного влияния (системы электромагнитно совместимы).

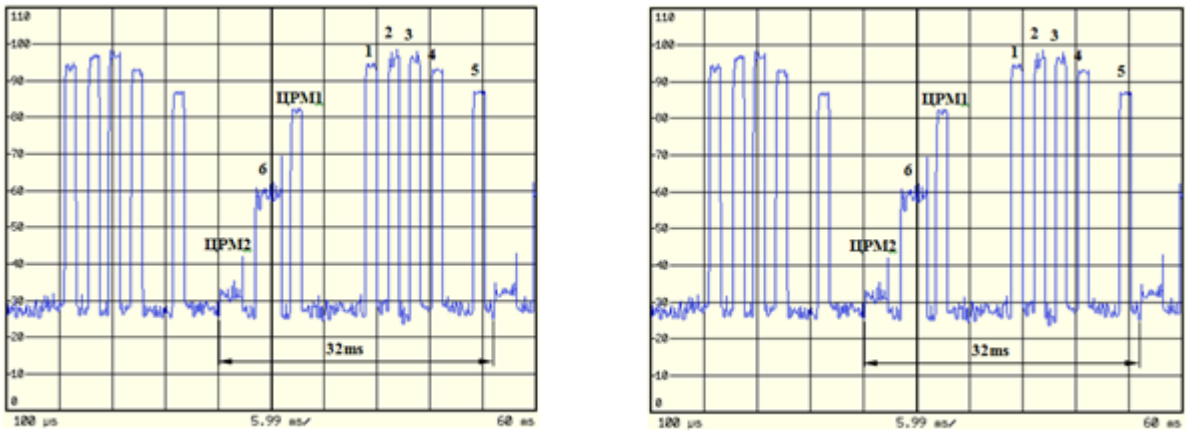


Рис. 3 – Осциллограммы сигналов центральных радиомодулей и беспроводных датчиков при совместной работе ЦРМ1, ЦРМ2 и шести БД (1– РУД, 2 – Твх, 3 – Рвх, 4 – Тт, 5 – Твх2, 6 – Рк): а) - частота 870.15 МГц; б) - частота 868.2 МГц

Проведенные исследования показали, что для исключения взаимного влияния каналов между ЦРМ1 и ЦРМ2 необходимо иметь расстояние более 40 см, а между БД Рк и остальными беспроводными датчиками более – 20 см. Дополнительное варьирование положения беспроводных устройств каналов 1 и 2 показало, что указанные требования по размещению устройств являются достаточно жесткими. Эти требования являются ориентировочными для размещения беспроводных устройств на двигательном стенде.

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ ТЕСТИРОВАНИЯ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭЛЕКТРОННОЙ САУ ГТД И ОБРАБОТКИ МАТЕРИАЛОВ ИСПЫТАНИЙ В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

Е.В. Чичерова, ОАО «Климов», Санкт-Петербург, proffgrand@mail.ru
В.С. Блохин, ОАО «Климов», Санкт-Петербург
С.А. Конашков, ОАО «Климов», Санкт-Петербург

Применение методов математического моделирования является важной частью в процессе разработки, тестирования и отладки программного обеспечения (ПО) электронной части системы автоматического управления (САУ) современного авиационного двигателя. Использование математических моделей позволяет своевременно выявлять алгоритмические и программные ошибки до начала стендовых и лётных испытаний, быстро адаптировать алгоритмы управления и контроля, сократить сроки на разработку и доводку ПО, что повышает надёжность электронной САУ во время эксплуатации и сокращает затраты на её разработку.

Предлагаемый процесс разработки и доводки ПО электронной части САУ включает следующие этапы:

1) создание поузловой и на её основе упрощённой линейной математической модели двигателя с учётом заранее сформулированных требований и критериев оценки соответствия модели этим требованиям;

2) на основе разработанной математической модели создание компьютерной модели с включением в неё реального ПО электронной части САУ;

3) использование компьютерной модели для решения следующих задач:

- синтез алгоритмов управления и диагностики электронной части САУ;
- тестирование ПО электронной части САУ;
- применение в смежных областях, например, в бортовой математической модели для управления и диагностики двигателя и САУ [1] – [2], для проверки аппаратуры на динамических стендах, для использования инженерами-испытателями при проведении стендовых и лётных испытаний.

Более подробно эти этапы описаны в статьях [3] – [4]. Важным элементом в процессе разработки и отладки ПО электронной части САУ является программа тестирования ПО на модели с автоматической генерацией протокола (отчёта). Программа содержит алгоритмы анализа результатов моделирования при работе цифрового регулятора САУ в штатном режиме и при отказах. При анализе работы регулятора в штатном режиме проводится проверка выполнения программ регулирования в соответствии с техническим заданием. Например, анализируется время запуска, величина температуры газа между турбинами, достижение требуемой частоты вращения компрессора за заданное время, статические ошибки, величины и длительность забросов параметров двигателя, определяется тип переходного процесса (колебательный или апериодический). В случае обнаружения неустойчивого колебательного процесса по какому-либо параметру двигателя, проводится его цифровой спектральный анализ.

При анализе работы системы управления при отказах проводится оценка соответствия её работы техническому заданию. Например, при отказе какого-либо датчика, цифровой регулятор должен произвести обнаружение и фиксацию отказа, осуществить реконфигурацию системы управления, либо передать управление резервной гидромеханической системе, а также отправить информацию об отказе в бортовой управляющий компьютер. Результат тестирования фиксируется в виде отчёта, создаваемого автоматически.

Указанная программа может быть использована для анализа материалов испытаний (оценки времени и качества переходных процессов параметров двигателя при работе на стенде или в полёте, а также корректности работы системы управления). По окончании процедуры обработки и анализа данных программа в автоматическом режиме генерирует отчёт с заключением о соответствии параметров техническому заданию.

Фрагменты отчёта, сгенерированного программой по материалам стендовых испытаний двигателя, приведены в таблицах 1 – 2, а по результатам моделирования – в таблице 3.

Таблица 1. Анализ данных стендовых испытаний двигателя в процессе запуска

Анализируемое событие	***Время, с***	***Соответствие ТЗ***
Момент нажатия кнопки «Запуск»	*29.75*	*Да*
Момент фактического поджига	*42.35*	*Да*
Полный останов	*456.05*	*Да*
Время запуска	*29.8*	*Да*

Таблица 2. Анализ параметров двигателя на установившемся режиме и в процессе приемистости

Параметр	***Установившийся режим***				***Приёмистость***	
	Настройка регулятора	*Ср. абс. знач. ошибки*	*Ср. отн. знач. ошибки, %*	*Работающий канал*	*Заброс*	*Провал*
Ne, л.с.	*2825.00*	*-120.52*	*-4.26*	—	—	—
$G_т$, *кг/ч*	*572.07*	*7.04*	*1.23*	—	*41.52*	*-6.876*
$n_{ТК}$, *%*	*98.06*	*0.0178*	*0.0178*	+	*0.1794*	*-0.090*
$n_{СТ}$, *%*	*102.50*	*-6.46*	*-6.46*	—	—	—
$M_{кр}$, *кгс·м*	*124.00*	*-8.74*	*-7.05*	—	—	—
$T_г$, *K*	*805.00*	*-84.19*	*-10.45*	—	—	—

Таблица 3. Анализ параметров двигателя на установившемся режиме по результатам моделирования

Параметр	**$n_{ТК}$, %**	**$n_{СТ}$, %**	**$T_г$, K**	**$M_{кр}$, кгс·м**	**$G_т$, кг/ч**	**Ne, л.с.**	**Работающий канал**
Расчёт	77.69	69.917	442.06	21.77	165.35	371.94	
Настройка регулятора	77.69	105.5	805.00	125.00	165.85	2825.00	$n_{ТК}$
Ошибка	0.00677	-33.72	-45.085	-82.57	-0.30	-86.83	

В таблице 1 приведена оценка работы системы управления на запуске, в таблице 2 – точность поддержания параметров двигателя на установившемся режиме и перерегулирования параметров в процессе приёмистости, в таблице 3 – оценка установившегося режима по результатам моделирования.

Таким образом, одна и та же компьютерная модель и одни и те же алгоритмы автоматической обработки и анализа данных могут быть использованы как для разработки, отладки и тестирования ПО, так и для автоматической обработки материалов испытаний и диагностики работы САУ двигателя.

Список литературы

1. Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями / под ред. О.С. Гуревича. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. – 264 с.: ил. – ISBN 978-5-94588-090-0.
2. Системы автоматического управления авиационными ГТД / под ред. д.т.н., проф. О.С. Гуревича. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2011. – 208 с.: ил. – ISBN 5-06-003860-2.
3. Чичерова, Е.В. Применение математических моделей для разработки и доводки электронной части системы управления авиационного двигателя / Е.В. Чичерова, В.С. Блохин, С.А. Конашков // Наука и технологии. Материалы XXXV Всероссийской конференции, посвящённой 70-летию Победы. – Том 4. – М.: РАН. – 2015. – 144 с. С 43 – 54.
4. Чичерова, Е.В. Некоторые аспекты применения математических моделей при разработке системы управления авиационных двигателей [Текст] / Е.В. Чичерова, В.С. Блохин, В.С. Кузьмин // тез. докл. межд. науч.-техн. конф. «Климовские чтения-2014: перспективные направления развития предприятий авиадвигателестроения». - СПб.: В 2-х т. Т. 2. - СПб.: Изд-во «Скифия-принт». -2014. - 348. - С. 200-210.

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕМОНСТРАЦИОННОЙ ЭЛЕКТРОПРИВОДНОЙ СИСТЕМЫ СМАЗКИ ГТД

Ю.М. Щуровский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.И. Гулиенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
gulienko-contrl@ciam.ru

Необходимость разработки систем смазки газотурбинного двигателя с электроприводными агрегатами связана с перспективами создания «электрического самолета» и двигателя для него — «электрического» газотурбинного двигателя (ГТД), который может быть выполнен без механической коробки приводов агрегатов двигателя и самолета (насосов, приводов постоянных оборотов и т.д.). Возможны варианты подвеса роторов двигателя с обычными подшипниками качения и системой смазки и с магнитными подшипниками, для которых смазка не нужна. Второй вариант относится к более отдаленной перспективе в связи трудностями получения приемлемой массы магнитных подшипников при современных технологиях.

Система смазки, содержащая в магистралях нагнетания, откачивания и суфлирования насосы с регулируемыми электроприводами, является более близкой к реализации. Ее применение позволит повысить качество смазки и ресурс подшипников, повысить надежность запуска при минусовой температуре воздуха и после останова двигателя, снизить потери масла и др.

Для исследования вопросов применения электроприводов в системах смазки и экспериментальной отработки способов управления режимом работы насосов в ЦИАМ разработана демонстрационная электроприводная система смазки (ДЭСС). Она содержит 4 шестерённых насоса промышленного исполнения (3 НМШ2-40-1.6/16 и НМШ5-25-2.5), каждый из которых приводится во вращение от асинхронного электродвигателя с управлением от преобразователей частоты (ПЧ), и систему управления БУСС (рис. 1).

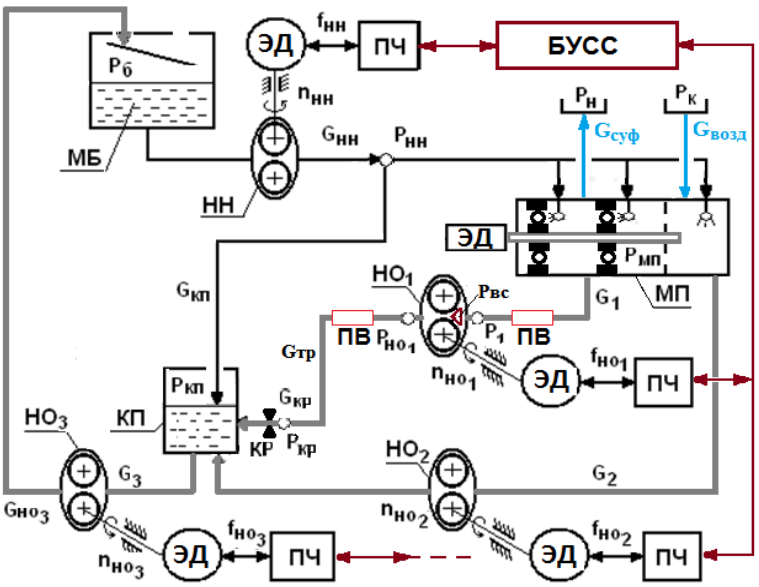


Рис. 1 – Схема демонстрационной системы смазки на стенде с имитатором масляной полости

Нагнетающий насос НН подает масло в масляную полость МП с подшипниками, вращающихся стендовым электродвигателем. На выходе откачивающих насосов $НО_1$ и $НО_2$ масло объединяется в один поток и поступает в коробку приводов КП, из которой насос $НО_3$ подает масловоздушную смесь в маслобак МБ. Масляная полость наддувается

воздухом ($G_{возд}$) от компрессора с давлением Рк, а магистраль суфлирования ($G_{суф}$) соединена с атмосферой (давление Рн).

Экспериментальные исследования ДЭСС показали, что свойства рабочей среды (плотность, вязкость, газосодержание и др.) существенно отличаются по тракту прокачки. Это связано с изменением содержания в масле воздуха, а также с неполным заполнением междузубового объёма шестерён в зоне всасывания. На вход НН из маслобака поступает практически чистое масло (без газовых включений или с их минимальным количеством). Насос подаёт масло в опору с подшипниками, на выходе которой образуется распылённое масло. Это масло перемешивается с поступающим в масляную полость воздухом и образует двухфазную масловоздушную смесь, которая откачивается насосами в маслобак.

Анализ результатов экспериментальных исследований ДЭСС показал, что:

- величина гидравлической мощности насоса существенно зависит от величины объёмного газосодержания прокачиваемой двухфазной смеси и в 3…4 раза превышает величину мощности, рассчитанную по известным соотношениям для несжимаемой среды,
- время переходных процессов в системе по гидравлическим и тепловым параметрам может исчисляться десятками секунд,
- на выходе откачивающего насоса могут возникать локальные колебания давления с частотами 3 …90 Гц и амплитудами 10…50% от среднего значения, а также колебания во всём замкнутом контуре прокачки рабочей среды с частотой 0.4…0.6 Гц.

Процессы по давлению на выходе нагнетающего насоса, как при увеличении, так и уменьшении его производительности (подачи) близки к апериодическим. Время переходных процессов в тракте нагнетания составляет около 1.1 сек и определяется, в основном, инерционностью ротора электродвигателя.

При изменении производительности откачивающего насоса переходные процессы в тракте прокачки смеси существенно отличаются от процессов при изменении подачи нагнетающего насоса. Переходный процесс является колебательным и имеется значительный заброс давления. Колебания передаются по потоку рабочей среды из тракта нагнетания чистого масла в тракт откачки двухфазной смеси из масляных полостей, но не передаются в направлении против потока - из тракта откачки в тракт нагнетания.

Визуально-спектральный анализ течения смеси в гидравлическом тракте ДЭСС, выполненный при температурах рабочей среды 20…70°С, истинном объёмном газосодержании смеси в тракте откачки $\alpha_н = 0.2 \ldots 0.5$ показал, что:

- движущаяся в трубопроводах дисперсная масловоздушная смесь обладает свойствами упругой сплошной среды, имеющей скорость звука 23…25 м/с, которая характерна для гомогенной модели двухфазной смеси,
- в нижней части масляной полости образуется устойчивая мелкодисперсная масловоздушная смесь, которая характеризуется временем выхода пузырьков ~5 мин, при этом из-за нахождения масловоздушной смеси в трубопроводном контуре системы смазки в течение 5–12 секунд коалесценции (слияния) пузырьков воздуха не наблюдается,
- в верхней части масляной полости образуется воздушно-масляная среда типа «масляная пена», в которой из-за действия гравитационных сил на масляную плёнку пузыри склонны к разрыву с последующим укрупнением; при попадании пузырей в контуре откачки они загромождают проходное сечение трубопровода и движутся с небольшой скоростью относительно масловоздушной смеси без массообмена с ней;
- структура течения дисперсной масловоздушной смеси формируется пропускной способностью шестерённого насоса; при этом на режимах опорожнения его входного патрубка может реализоваться расслоенное течение, а на режимах динамического запирания – пульсационное течение с

образованием волн плотности в контуре прокачки от масляной полости до маслобака с возбуждением полигармонических колебаний.

Проведенные расчётно-экспериментальные исследования ДЭСС позволили определить целесообразные законы управления электроприводами насосов, при которых;

- управление нагнетающим насосом осуществляется по программе поддержания давления нагнетания с коррекцией по режимам двигателя и полёта,
- частоту вращения откачивающих насосов целесообразно поддерживать пропорциональной частоте вращения нагнетающего насоса при соотношении частот вращения 1 : 2 … 1 : 3,
- частота вращения центробежного суфлёра может изменяться пропорционально частоте вращения ротора компрессора высокого давления (КВД),
- система управления насосами должна иметь алгоритмы защиты от несанкционированного отключения электропривода насосов по превышению тока в силовых обмотках при повышенном объёмном газосодержании масловоздушной смеси.

Перечисленные свойства и характеристики демонстрационной системы смазки обусловлены, в основном, прокачкой насосами сжимаемой двухфазной масловоздушной смеси. Влияние сжимаемости проявляется в виде увеличения гидравлической мощности насосов, потерь давления в трубопроводах и длительности переходных процессов.

ОСОБЕННОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ СИСТЕМ СМАЗКИ ГТД

Ю.М. Щуровский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
gulienko-contrl@ciam.ru
А.И. Гулиенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В цикле работ ЦИАМ по созданию «электрического» газотурбинного двигателя (ГТД) для «полностью электрического» самолёта разработана демонстрационная система смазки с электроприводными откачивающими и нагнетающим шестерёнными насосами. Проведенные испытания системы показали, что в обеспечении её эффективной работы имеется ряд проблем, требующих проведения детальных расчётов с учётом специфики явлений, возникающих при работе системы. Это напорное течение сжимаемой масловоздушной смеси, смешение потоков жидкости и газа, заполнение междузубовых впадин в зоне всасывания шестерённых насосов двухфазной средой, наличие в потоке акустических волн давления, распространяющихся с низкой скоростью звука 23…25 м/с, и волн плотности, распространяющихся со скоростью потока 2…10 м/с, и др.

Перечисленные особенности процессов показывают сложность происходящих в системы смазки гидро-, газодинамических процессов и необходимость разработки динамической математической модели системы. В литературе, как правило, для описания систем смазки предлагаются математические модели, основанные на статических соотношениях гидравлики без учёта динамических явлений в системе, изменения объёмного газосодержания по тракту прокачки двухфазной смеси и др.

Система смазки представляет собой комплекс взаимосвязанных трубопроводами гидравлических и пневматических агрегатов. Её математическая модель разработана как совокупность конечных элементов (КЭ), описывающих процессы в её типовых узлах. Для этого газовая и гидравлическая сети разбиты на отдельные участки (трубопроводы) течения рабочей среды, связь между которыми образуется сосредоточенными объемами.

Масляные полости (МП) и насосы выделяются отдельными элементами. При этом насосы представляются расходной характеристикой, отражающей зависимость расхода на выходе насоса от частоты вращения ротора с расслоением по перепаду давлений на насосе.

Трубопровод, масляная полость, объём и насос являются основными КЭ системы смазки. Назначение их математических моделей. Трубопровод - расчёт массового расхода двухфазной смеси при действии перепада давлений на концах трубопровода с сосредоточенными гидравлическим и инерционным сопротивлениями; масляная полость и объём - расчёт давления, температуры и массового газосодержания смеси в объёме, в который поступают и вытекают двухфазные потоки; насос – расчёт подачи (расхода) и температуры двухфазной смеси на выходе из насоса, а также потребляемой им мощности.

Математическое описание гидравлических процессов в системе проведено при допущении о том, что движущаяся дисперсная масловоздушная смесь обладает свойствами упругой сплошной среды, о чём свидетельствуют отсутствие коалесценции (слияния) воздушных пузырьков, гомогенная скорость звука в смеси 24.5 м/с и обратимое изменение цвета смеси из-за уменьшения /увеличения размеров газовых пузырьков при повышении / снижении давления в тракте прокачки, что отражает факт наличия упругих деформаций в масловоздушной смеси. При этом с увеличением давления смесь темнеет из-за уменьшения размеров пузырьков и большего влияния тёмного цвета масла, а уменьшении давления – светлеет из-за расширения пузырьков.

Данное утверждение о свойствах масловоздушной смеси получено на основе визуально-спектрального анализа экспериментальных данных при напорном её течении с локальными расширениями и сжатиями потока и анализа переходных процессов в системе. Исходя из этого, для описания течения масловоздушной смеси использована гомогенная модель, в которой скорости движения фаз, температура и давление смеси одинаковы по сечению трубопровода. Двухфазная смесь рассматривается как однородная однофазная среда, термодинамические характеристики которой (плотность, вязкость, удельная теплоёмкость, скорость звука и др.) зависят от величины объёмного газосодержания и от индивидуальных характеристик жидкой и газовой фаз.

Трубопровод идеализируется как система с гидравлическим сопротивлением на входе в виде сужения / расширения потока и его поворота, которое формирует местные потери давления, и цилиндрическим участком с распределёнными потерями на трение по длине. На выходе трубопровода может быть местное сопротивление (диафрагма). Потери давления на сопротивлениях рассчитываются с учётом влияния сжимаемости смеси и объёмного газосодержания. В пределах длины трубопровода давление и температура рабочей среды, а также её плотность и вязкость, постоянны и изменяются во времени.

В масляную полость поступает разнородная среда - воздух и жидкое масло, а вытекают в системы суфлирования и откачки двухфазные потоки с разной плотностью. Анализ спектров давлений в верхней и нижней части МП показал, что вверху формируется воздушно-масляная смесь, а внизу – масловоздушная. Для учёта этой особенности процесса в математической модели полости принято, что давление и температура в верхней части МП рассчитывается по балансу входящих и выходящих газовых потоков, а в нижней – как сумма давления в верхней части плюс величина гидростатического напора масловоздушной смеси. Занимаемый масловоздушной смесью объём рассчитывается по балансу входящих и выходящих жидкостных потоков МП.

В стыкующих объёмах происходит слияние потоков с разными значениями плотности. Конструктивно этот КЭ можно представить как короткий трубопровод, в котором можно пренебречь потерями давления на трение и инерцией столба жидкости. Для расчётов использована модель полного перемешивания потоков, в которой давление, температура и газосодержание одинаковы по всему объёму и изменяются во времени.

В математической модели насоса необходимо описывать процессы наполнения междузубовых впадин шестерён во время их пребывания в зоне всасывания. При неполном наполнении газовая фаза смеси расширяется до полного заполнения объёма и

плотность смеси уменьшается, давление во впадинах падает, что приводит к увеличению перепада давлений на насосе и, следовательно, к увеличению его мощности. В результате заполнения с расширением массовая производительность насоса уменьшается.

В уравнениях определения мощности насоса необходимо учитывать затраты энергии на сжатие рабочей среды и рассчитывать фактические потери мощности на трение, а не задавать их в виде значения коэффициента полезного действия.

Уравнения КЭ образуют систему дифференциальных, интегральных и алгебраических уравнений, отражающую взаимосвязь протекающих гидравлических, газовых и тепловых процессов с учётом расходных и мощностных характеристик насосов и электроприводов. Система уравнений решается методом прямого расчёта без итераций, что существенно уменьшает время счёта на ЭВМ. Для численного интегрирования использовался метод Эйлера с шагом 0.001 сек. Установившиеся значения параметров в системе после окончания переходного процесса отражают их статические величины. В качестве примера на рис.1 приведены расчётные и экспериментальные процессы изменения давления за откачивающим насосом Рно при увеличении его подачи.

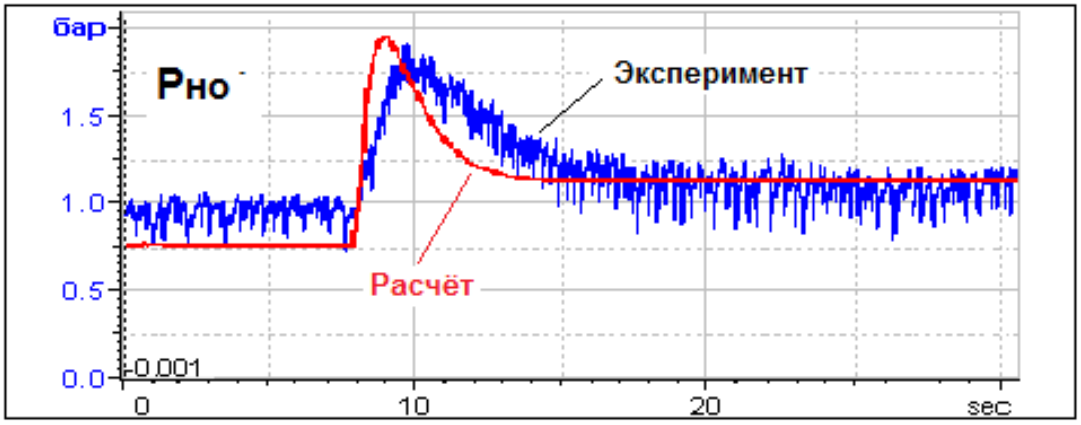


Рис. 1 – Изменение давления за насосом при увеличении подачи рабочей среды

Причиной возникновения заброса давления является медленное изменение объёмного газосодержания в системе – за 4.5 сек. После возмущения сначала идёт смесь с высокой плотностью, которая формирует передний фронт давлений, а затем через 2 сек значение плотности падает и реализуется задний фронт изменения параметров.

РАЗРАБОТКА БОРТОВОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ САУ ГТД

А.П. Якушев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, yakushev-ap@avid.ru

С целью повышения надежности САУ ГТД в настоящее время в системы управления встраивается математическая модель двигателя, позволяющая выполнять не только функции определения отказов информационных каналов, но и замещения информации отказавших каналов. Такая модель двигателя принадлежит к особому классу моделей в силу специфических требований к ней: надежная работа в реальном масштабе времени, ограниченный объем памяти при сохранении достаточно высоких требований к точности отображения параметров двигателя в большом диапазоне режимов работы, полетных условий и состояний двигателя. Очевидно, что обеспечить удовлетворение всех этих требований в модели двигателя крайне сложно. Компромисс достигается в основном за счет точности модели, так как требования компактности и быстродействия являются безусловными [1].

В связи с этим возникает проблема выбора уровня модели для решения поставленной задачи. Необходимо отметить, что на сегодня имеется опыт применения как линейных, так и нелинейных поузловых моделей в системах моделирования.

Повышение уровня модели не приводит к повышению надежности системы [2]. С другой стороны, очевидно, что нелинейные поузловые модели обладают более высокой точностью отображения объекта. Однако это достигается за счет большего объема исходной информации и большей сложности эксплуатации модели в процессе работы, требующей высокой квалификации для анализа, что в свою очередь снижает надежность системы человек-двигатель-САУ.

Также при реализации идеи резервирования с помощью модели возникают определенные трудности. Размерность пространства состояний двигателя как правило существенно превосходит размерность вектора измеряемых параметров на борту, в силу чего установить детерминированное однозначное соответствие между ними затруднительно. В результате возникает проблема как идентификации отказа датчика, так и распознавания изменения конфигурации двигателя.

Таким образом, при выполнении функции идентификации неисправного информационного канала в САУ с помощью бортовой модели одним из ее важнейших свойств следует признать адаптивность к упомянутым выше изменениям состояния объекта.

С учетом всего вышесказанного, была разработана линейная адаптивная бортовая модель двигателя, предназначенная для работы совместно с системой управления авиационным двигателем в реальной среде и удовлетворяющая предъявляемым требованиям. В качестве основы статической модели двигателя используется дроссельная характеристика индивидуального двигателя, полученная на сдаточных испытаниях или на «гонке» в эксплуатации после проведения обслуживания.

Виртуальные изменения состояния объекта (двигателя), могут быть условно классифицированы следующим образом:

- Детерминированные, априорно известные изменения под влиянием контролируемых факторов (условия полета, величины отборов воздуха на самолетные нужды и т.п.).
- Стохастические изменения, обусловленные, например, различным начальным тепловым состоянием роторов и статоров, неконтролирумыми отборами воздуха и мощности на самолетные нужды, и т.д.
- Случайные изменения, вызванные неконтролируемым изменением конфигурации двигателя (повреждения лопаток турбокомпрессора, изменение характеристик вентилятора при сильном боковом ветре и т.д.).

Соответственно в модели применены три вида поправок для адаптации к возможному изменению состояния двигателя условно обозначенные как детерминированные, стохастические и случайные.

Оценка погрешности модели, полученная посредством сравнения результатов моделирования на поузловой нелинейной модели, дала следующие результаты для основных режимов эксплуатации двигателя (взлет, набор высоты, крейсерский полет, режим реверсирования тяги, в том числе с отборами мощности и воздуха на самолетные нужды): по частоте вращения ротора низкого давления 1,5%, по частоте вращения ротора высокого давления 0,5%, по давлению за компрессором 4%, по температуре газа за турбиной 2,5%. Как и следовало ожидать, погрешность модели увеличивается с уменьшением режима из-за нелинейности характеристик, достигая двукратной величины на минимальном режиме (земного малого газа). Учитывая, что основные режимы работы составляют 90% времени эксплуатации, полученные величины погрешности модели являются приемлемыми.

Список литературы

1. Panov V. (2014) Auto-tuning of real-time dynamic gas turbine models// Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition (June 16 – 20, 2014, Düsseldorf, Germany). - GT2014-25606. - 2014. - 10 p.
2. В.Г. Августинович, Т.А. Кузнецова, А.Д. Куракин, А.И. Фатыков, А.П. Якушев Линейная адаптивная бортовая математическая модель двигателя для повышения надежности систем автоматического управления авиационным ГТД// Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2015. - № 42 – С. 47-60.

СЕКЦИЯ 6Б – КОНТРОЛЬ И ДИАГНОСТИКА

О НЕОБХОДИМОСТИ УЧЁТА АНОМАЛЬНЫХ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В ТОПЛИВНО-ОХЛАЖДАЮЩИХ И СМАЗОЧНЫХ СИСТЕМАХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГТД, ЖРД НАЗЕМНОГО, ВОЗДУШНОГО, АЭРОКОСМИЧЕСКОГО И КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ ПРИ РАЗРАБОТКЕ НОВЫХ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ

В.А. Алтунин, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань, altspacevi@yahoo.com,
К.В. Алтунин, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань
Ю.Ф. Гортышов, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань
Ф.Н. Дресвянников, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань
Е.Н. Платонов, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань
Л.А. Обухова, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань
С.Я. Коханова, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань
А.А. Терентьев, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань
М.Л. Яновская, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.П. Демиденко, МВАА, Санкт-Петербург

Анализ эксплуатации техники и результатов экспериментальных исследований показывает, что применение углеводородных горючих (УВГ) и охладителей (УВО) в двигателях и энергоустановках (ЭУ) летательных аппаратов (ЛА), космических летательных аппаратов (КЛА) приводит к опасным явлениям и аварийным ситуациям: к изменению и обнулению тяги, неуправляемости, пожарам и взрывам[1]. В существующих системах контроля и управления ЭУ и техносистем многоразового использования (ТСМИ) наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования весьма слабо учитываются позитивные и негативные особенности теплоотдачи к УВГ и УВО или не учитываются вообще [2]. Большое внимание необходимо уделять негативным процессам: процессу осадкообразования и термоакустическим автоколебаниям (ТААК) давления в топливно-охлаждающих каналах ЖРД, ВРД, ГТД; процессу осадкообразования в их системах смазки [3]. Особое значение имеют следующие датчики и системы контроля: оптико-визуализационные; электромеханические; электронные; тепловые; непрерывного, периодического, комбинированного контроля.

Проектирование и создание датчиков и систем контроля за особенностями теплоотдачи к жидким УВГ и УВО, к моторным маслам - должно происходить параллельно с проектированием и созданием двигателя, ЭУ или какой-либо ТСМИ. Нужно создавать не только датчики контроля за аномальными процессами, но и блок-схемы прохождения сигналов от ранее описанных датчиков контроля до блока выработки командных сигналов в системе управления двигателем, ЭУ, ЛА, КЛА и ТСМИ с загрузкой бортовой ЭВМ (БЦВМ)[4]. Необходимо выводить оперативные данные об осадкообразовании на информационное табло наземного оператора, летчика, космонавта (о степени закоксованности базовых и вспомогательных ЭУ, результатах сравнения с заложенной ранее в БЦВМ базой данных об осадке, т.е. о количестве возможно допустимых запусков и времени безаварийной работы двигателя, ЭУ или ТСМИ, работе блока оценки эффективности по оптимальному выбору и задействованию необходимых двигателей и ЭУ длясоздания и обеспечения необходимого суммарного (и раздельного)

импульса и направления тяги, необходимости включения в работу систем борьбы с осадкообразованием и с ТААК давления (в период молчания или работы двигателя, ЭУ или ТСМИ в наземных и космических условиях)), что значительно сокращает время на экстенсивное управление ЛА, КЛА и осуществляет экономию УВГ и УВО на борту.Также необходимо контролировать работу электростатических полей, которые выполняют всестороннюю работу по борьбе с осадкообразованием и ТААК давления, а также – по интенсификации теплоотдачи, обеспечению вынужденной конвекции и распыла (в аварийных ситуациях), по удалению пузырей в баках горючего и др. На основе экспериментальных исследований разработана методика учета особенностей теплоотдачи к жидким УВГ (УВО) и к моторным маслам - при проектировании и создании датчиков и систем контроля за негативными процессами [5-8].

Доклад сопровождается новыми запатентованными датчиками и системами контроля (патенты на изобретения РФ: №№ 2194974, 2213291, 2467195, 2289078, 2215671, 2287715, 2447362, 2388966, 2504843).

Список литературы

1. Алтунин В.А. Методика создания систем контроля аномальных процессов в аэрокосмических энергоустановках многоразового использования на углеводородных горючих и охладителях // Тез.докл. 36 научных Чтений памяти К.Э. Циолковского. Сек. № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». РАН. РАКЦ. - Калуга: Изд-во «Эйдос», 2001. - С.42-43.
2. Алтунин В.А. Разработка систем контроля и управления с учётом особенностей теплоотдачи к жидким углеводородным горючим и охладителям в наземных, воздушных, аэрокосмических и космических энергоустановках многоразового использования. // Матер. 3 Международ. научн. – практ. конф. «Авиакосмические технологии и оборудование. Казань-2006». Секция №3: «Авионика, оборудование и системы управления». - Казань: Изд-во Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева, 2006. - С.174-176.
3. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Галимов Ф.М., Гортышов Ю.Ф., Дресвянников Ф.Н., Яновский Л.С. Методика учёта тепловых процессов в углеводородных горючих и охладителях при проектировании и создании перспективных силовых установок и систем контроля для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов //. Матер.докл. 34 Академ. чтений по космонавтике «Актуальные проблемы Российской космонавтики». РАН. РАКЦ. - М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2010 г. - С. 452.
4. Алтунин В.А. Совершенствование и разработка систем контроля и управления полётами и наземной тренажёрной базы космонавтов // «Актуальные проблемы Российской космонавтики». Тез.докл. 34 Академ. чтений по космонавтике. РАН. РАКЦ. Сек. №12: «Объекты наземной инфраструктуры ракетных комплексов». - М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2010 г. - С. 333-334.
5. Алтунин В.А. Методика учёта особенностей теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям при создании систем контроля и управления энергоустановок и техносистем наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования // Тр. 44 научных Чтений памяти К.Э. Циолковского. Сек. №2: «Проблемы ракетной и космической техники». РАН. РАКЦ. (Калуга, 15-18 сентября 2009 г.). - Казань: Изд-во «Центр оперативной печати», 2010. - С. 60 – 73.

6. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Демиденко В.П., Обухова Л.А., Платонов Е.Н., Тарасевич С.Э., Яновская М.Л. О необходимости учёта особенностей тепловых процессов в энергоустановках многоразового использования на жидких углеводородных горючих и охладителях при создании систем контроля и управления авиационной, аэрокосмической и космической техники // Сб. докл. 6 Международ. научно-практ. конф. «Современные технологии, материалы, оборудование и ускоренное восстановление квалифицированного кадрового потенциала – ключевые звенья в возрождении отечественного авиа - ракетостроения». «АКТО - 2012». - Казань: Изд-во «Вертолёт», 2012. Т.4. - С.192-201.
7. Алтунин В.А., Демиденко В.П., Платонов Е.Н., Обухова Л.А., Яновская М.Л. Разработка систем контроля и управления космических летательных аппаратов с жидкими углеводородными горючими и охладителями // Тр. 37 Академ. чтений по космонавтике: «Актуальные проблемы Российской космонавтики». Сек. №17: «Системы управления космических аппаратов и комплексов». РАН. РАКЦ. - М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2013. - С. 535 – 536.
8. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Демиденко В.П., Обухова Л.А., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. О необходимости учёта особенностей тепловых процессов в энергоустановках многоразового использования на жидких углеводородных горючих и охладителях при создании систем контроля и управления авиационной, аэрокосмической и космической техники // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2013. №3.- С. 20-35.

КОМПЛЕКС ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ДЛЯ МОНИТОРИНГА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Т.П. Андреева, Молния, Москва, t-andr@yandex.ru
И.Т. Губайдуллин, Молния, Москва
А.Р. Гумеров, Молния, Москва
А.С. Пахомов, Молния, Москва
Л.Е. Иванова, Молния, Москва

В рамках выполнения национальной программы создания семейства перспективного двигателя ПД-14 [1,2] с 2010г ОАО «Авиадвигатель» совместно с ОАО УНПП «Молния» инициировали научно-исследовательские работы по созданию отечественной оптико-электронной аппаратуры для исследования наиболее теплонапряженных узлов унифицированного газогенератора семейства газотурбинных двигателей ПС-ХХ – основной камеры сгорания (ОКС) и турбины высокого давления (ТВД). Программа создания образцов оптико-электронной аппаратуры предусматривает решение комплекса научных, конструкторских, технологических задач, которые должны позволить:

- сформулировать основные технические требования, предъявляемые к оптико-электронной аппаратуре;
- определить концепцию технической реализации аппаратуры как автоматизированного рабочего места (АРМ) оператора-экспериментатора,

интегрируемого в автоматизированную информационно-измерительную систему действующего испытательного стенда;
- выработать методику применению оптико-электронной аппаратуре, включая контроль метрологических характеристик аппаратуры.

Разработка оптико-электронной аппаратуры для исследования процессов горения в основной камере сгорания (ОКС), в отличие от применения пирометрической аппаратуры для контроля температуры рабочих лопаток ТВД, имеет специфику. Она заключается в весьма ограниченных возможностях создания аэродинамической (воздушной) защиты наружной поверхности объектива. Это обусловлено тем, что расход воздуха, обдувающего объектив, не должен приводить к значительным локальным искажениям, деформациям расчетных полей температуры, скоростей, давлений, концентраций газового потока в ОКС. Кроме этого, необходимо также обеспечить более высокую термостойкость объектива из-за неизбежного подогрева деталей конструкции объектива излучением пламени. Требуется также создание инфраструктуры метрологического обеспечения, включающей образцовые и рабочие средства поверки, калибровки.

Эти особенности требуют дополнительных конструкторских, технологических усилий для создания работоспособной конструкции объектива, выдерживающего давление газового потока, циклические изменения температуры, термоудары, как с положительной, так и с отрицательной производной. Для решения этой непростой задачи потребовалось применение целого арсенала инновационных технических решений, включающих:

- использование жаростойких материалов (монокристаллов лейкосапфира, вакуумноплотной керамики, слюдокерамика, металлических сплавов с особыми свойствами);
- применение высокотехнологичных компонентов (вибропрочных, термостойких оптических волокон, сверхпрочных углеволокон, упруго-пластичных уплотнительных материалов на основе терморасширенного графита);
- применение новейших полупроводниковых фотоприемных устройств, работающих в двух и более спектральных диапазонах;
- технологии герметичного неразъемного соединения деталей, из разнородных материалов, имеющих существенно различные коэффициенты термического расширения.

В данном докладе представлен анализ достижений зарубежных фирм [3,4,5,6], основные конструкторско-технологические решения и результаты испытаний экспериментальных образцов-демонстраторов оптико-электронной аппаратуры.

Поиск возможных конструкторских решений, технологических приемов по технической реализации оптико-электронной аппаратуры показал, что наиболее проблемным звеном в конструкции системы является объектив оптического зонда. Именно это звено конструкции подвержено наиболее жестким воздействиям со стороны газового потока. Для отработки приемлемой конструкции объектива былирассмотрены, различные варианты технических решений по которым были изготовлены макетные образцы. Все образцы были подвергнуты испытаниям на стойкость к циклическим изменениям температуры, к термоударам.

В результате проведенных работ установлено, что наиболее перспективной является конструкция, реализующая схему «керамическая оболочка - кварцевая (лейкосапфировая) оптика» - неразъемное герметичное соединение керамической оболочки с металлическим корпусом зонда. На первых экспериментальных образцах была применена традиционная технология изготовления объектива, при которой в качестве термостойкой оболочки используется тонкостенная втулка из жаропрочного хромоникелевого сплава, соединяемая через промежуточный химически активный металл с лейкосапфировой оптикой посредством бесфлюсовой пайки в вакууме. Автономные

испытания таких образцов на циклические изменения температуры показали удовлетворительные технические характеристики.

Результаты испытаний образцов-демонстраторов оптико-электронной аппаратуры ОПС-2010, ОЭС-2011 показывают целесообразность штатного применения для мониторинга процессов горения в камере сгорания, для контроля температуры рабочих лопаток турбины.

Список литературы

1. Иноземцев А.А., О программе создания авиационных газотурбинных двигателей пятого поколения для семейства самолетов МС-21.//- Вестник Пермского научного центра, Пермь, 2010. №4. с. 28–46.
2. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). Под общей ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина, М., ЦИАМ, 2010, 673с.
3. More Intelligent Gas Turbine Engines. RTO Technical Report TR-AVT-128, RTO NATO, France, April, 2009,-178p.
4. RARIERE: An innovation industrial optical measurement system for scramjet flows (first phase project final status in 2002). J-P. Minard, M. Bouchez, O. Legras, I. Vallet, Ph. Harve, P. Chelin, Ph. Alcohory, B. Sarh, I. Gokalp. AIAA-2002-5156, p.1-12.
5. Optical pyrometry for gas turbine aeroengines. Kerr Clive, Ivey Paul. Sensor Rev. 2004. 24, № 4, 378-386p.
6. ТомокиТанигучи, КоджиСанбонсуги, ЙошихикоОзаки, АтсушиНоримото. Измерение температуры быстроходных вращающихся турбинных лопаток с использованием пирометра. Доклад GT2006-90247 Kawasaki-cho, AkashiCity, Japan, ASME TurboExpo 2006 8-11 мая 2006 г., Барселона, Испания.

ОПЫТ ВНЕДРЕНИЯ СИСТЕМЫ НЕПРЕРЫВНОГО КОНТРОЛЯ ЧАСТИЦ ИЗНАШИВАНИЯ METALSCAN НА ИСПЫТАТЕЛЬНОМ СТЕНДЕ ДВИГАТЕЛЕЙ СЕМЕЙСТВА ПД-14 И ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВАНИИ ДАННЫХ СИСТЕМЫ

А.В. Блинов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, blinov-av@avid.ru,
Ф.И. Мухутдинов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, muhutdinov@avid.ru

В настоящее время известны различные методы обнаружения частиц износа узлов ГТД в масле, используемые в отечественном и зарубежном двигателестроении. В общем случае они могут быть разделены на две большие группы: бортовая и наземная лабораторная трибодиагностика. Очевидно, что наземные лабораторные методы обнаружения частиц металла в масле являются более точными, позволяют обнаруживать даже мелкие частицы с размерами до 0.01 мм, обеспечивают не только выявление дефекта, но и его локализацию в двигателе и т.д. Однако существенным недостатком таких методов является их низкая оперативность и невозможность использования на работающем двигателе. Оперативное диагностирование дефектов в узлах трения в ограниченное время до момента их разрушения обеспечивают бортовые системы трибодиагностики. Описания наиболее известных способов, реализуемых в таких

системах, можно найти в публикациях [1, 2]. Там же отмечаются их основные достоинства и недостатки.

Система MetalSCAN - это встраиваемая система обнаружения и идентификации ферромагнитных и неферромагнитных частиц изнашивания в маслосистеме в режиме реального времени. Система выполняет количественную оценку, основанную на данных о наличии частиц изнашивания в маслосистеме, что позволяет определить возникновение повреждения и отследить развитие этого повреждения.

Система MetalSCAN состоит из:

- датчиков - чувствительных элементов системы, встраиваемых в соответствующий маслопровод;
- кабеля датчика - специального помехозащищённого кабеля, соединяющего выход датчика и электронный модуль;
- устройства управления - блок электронных контроллеров, обрабатывающий исходный сигнал датчика и извлекающий информацию о размерах и типах обнаруженных металлических частиц;
- блока электронных контроллеров, находящегося в корпусе, защищающем электронику от электромагнитных помех и воздействия окружающей среды;
- программного обеспечения, служит для получения компьютером диагностических данных от системы MetalSCAN, вычисления индексов состояния механизмов, а также осуществления самопроверок работоспособности системы.

Система MetalSCAN; прошла опытную отработку в составе специальной установки для испытания стружкосигнализаторов (систем непрерывного контроля частиц изнашивания в масле, фильтр-сигнализаторов, магнитных пробок, магнитных сигнализаторов разных конструкций), которая имитирует условия работы системы смазки двигателя. Получены положительные результаты, подтверждающие заявленные характеристики.

Проведенные экспериментальные исследования в процессе отработки системы MetalSCAN в составе 6 двигателей позволили:

- анализировать динамику появления частиц в маслосистеме, начиная с первых запусков двигателя;
- определять степень и начало изменения состояния узла или детали;
- выявлять начало повышения износа контролируемыхтрибосопряжений;
- отличать частицы, возникающие на разных стадиях работы двигателя;
- получать подтверждение сигнала «Стружка» со штатных сигнализаторов стружки традиционной конструкции;
- выявлять неферромагнитные частицы различных материалов (серебро, титан, алюминий);
- получать подробные сведения о хронологии появления частиц изнашивания в масле в процессе испытания двигателей;
- в отличие от характера срабатывания сигнализаторов стружки традиционной конструкции, получать заранее данные наблюдений изменения количества регистрируемых частиц;
- при испытаниях повысить уровень информативности о состоянии двигателя в процессе испытаний, получить ранее недоступную информацию об образовании частиц изнашивания на всех этапах испытания двигателя, что обеспечивает возможность объективно описать процессы изнашивания в двигателе, сравнивая полученные данные с результатами дефектации деталей и узлов после разборки двигателя.

Арбитражные методы, такие как спектральный анализ проб масла, гранулометрический анализ проб масла, анализ частиц изнашивания и фильтров при помощи электронного микроскопа подтвердили данные, полученные системой MetalSCAN. Подтверждены также данные о количестве частиц, размеру, составу.

Список литературы

1. Глава 3. Системы диагностики. [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://www.avid.ru/upload/pages/3198/3-Diagnostirovanije_raboty_maslosistemy_i_sostojanija_uzlov_GTD.pdf
2. On-line and In-line Wear Debris Detectors: What's Out There? [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://www.machinerylubrication.com/Read/521/in-line-wear-debris-detectors.

ПЕРСПЕКТИВНАЯ РАСПРЕДЕЛЕННАЯ СИСТЕМА МОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ ДВИГАТЕЛЯ НА БАЗЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

П.И. Гнусин, ООО «Нева Технолоджи», Санкт-Петербург, pavel.gnusin@nevatec.ru
П.С. Тундыков, ООО «Нева Технолоджи», Санкт-Петербург
Н.Е. Чупрунов, ООО «Нева Технолоджи», Санкт-Петербург

Современные бортовые системы мониторинга, в том числе системы анализа состояния двигателя летательного аппарата (ЛА) включают большую номенклатуру измерительных устройств разных типов. Среди основных используемых типов датчиков: датчики абсолютного и избыточного давления, перепада давления для воздушной среды и ГСМ; датчики температуры; датчики уровня; датчики виброускорения; измеритель частоты вращения ротора двигателя.

При этом разные типы датчиков, как правило, основаны на разных физических принципах и имеют свой назначенный срок службы и ресурс, что создает неудобства при эксплуатации ЛА. Вместе с тем, круг охватываемых измерительных средств не включает ряда практически важных датчиков (например, анализа деформаций и повреждений корпуса двигателя, высокотемпературных датчиков давления для предотвращения процессов, предшествующих срыву пламени, и т.д.). Наконец, датчики двигателя и прочие бортовые системы ЛА оказываются не согласованы между собой, что также может препятствовать оперативному принятию решений системой бортового контроля.

В настоящее время за рубежом активно ведется разработка новых типов датчиков для летательных аппаратов, в т.ч. датчиков, основанных на ранее не применявшихся в авиации измерительных принципах. Среди последних следует упомянуть волоконно-оптические датчики (ВОД), т.е. оптические датчики, опрашиваемые через волоконныйсветовод [1, 2, 3]. Основными преимуществами ВОД, актуальными для задач авиации, являются малый вес (в т.ч. малый вес оборудования и кабелей благодаря возможности мультиплексирования, т.е. опроса нескольких датчиков через один оптический канал измерительной системы и один волоконный световод), нечувствительность к электромагнитным наводкам (что, в частности, позволяет использовать их даже в статорах мощных электрических машин); отсутствие электропитания и подвижных частей, что способствует увеличению стойкости датчика (в

т.ч. при работе в агрессивных средах, например, внедрении датчика в структуру композита); возможность построения на одном комплексе измерительного оборудования системы с несколькими типами датчиков различных физических величин [4]. Современные коммерчески доступные системы [5] позволяют производить измерение более чем ста датчиков с применением одного измерительного прибора в настольном исполнении, что позволяет легко синхронизировать между собой и совместно проанализировать все бортовые или стендовые измерения, не прибегая к усложнению архитектуры и протоколов взаимодействия различных измерительных подсистем.

На конференции будет представлен положительный опыт апробации ВОД, накопленный коллективом «Невы Технолоджи» в т.ч. на объектах аэрокосмической отрасли. Также будет представлен анализ зарубежных работ, посвященных применению ВОД в составе ЛА, для мониторинга двигателей и аналогичных агрегатов, и приведены примеры серийно производимых датчиков, перспективных для применения в отечественном авиастроении. Наконец, будет представлена концепция бортовой измерительной системы, интегрирующей и обрабатывающей в комплексе показания волоконно-оптических датчиков различных физических величин.

Списоклитературы

1. «Real-time in-flight strain and deflection monitoring with fiber optic sensors», L. Richards идр., Space Sensors and Measurements Techniques Workshop, 2008
2. «Method for real-time structure shape-sensing», патентСША № 7,520,176 от 29.04.2009
3. I. García, J. Zubia, A. Berganza, J. Beloki, J. Mateo, C. Vazquez, «Comparison of three different configurations of an optical sensor for tip-clearance measurements in turbines»,. SPIE Proceedings 9157, 2014
4. “Fiber Bragg grating sensors: research advancements, industrial applications and market exploitation”, подред. A. Cusano идр.,изд-во Bentham science publishers, 2011 - 322 с.
5. http://www.micronoptics.com/products/sensing_solutions/instruments/

СИСТЕМА БЕСКОНТАКТНОГО КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ И СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

С.А. Гришин, ГНУ «Институт физики им. Б.И. Степанова НАН Беларуси», Минск, srbas@open.by
В.В. Климентовский, ГНУ «Институт физики им. Б.И. Степанова НАН Беларуси», Минск
Н.С. Недвецкий, ГНУ «Институт физики им. Б.И. Степанова НАН Беларуси», Минск
В.А. Селянтьев, ГНУ «Институт физики им. Б.И. Степанова НАН Беларуси», Минск
К.Ю. Желудевич, ГНУ «Институт физики им. Б.И. Степанова НАН Беларуси», Минск
А.Н. Буй, ГНУ «Институт физики им. Б.И. Степанова НАН Беларуси», Минск

Применяемые в настоящее время в системах контроля при огневых испытаниях реактивных двигателей (РД) контактные средства регистрации информативных параметров в ряде случаев не обеспечивают необходимый уровень быстродействия и достоверности. Кроме того, такие задачи, как ранняя диагностика процессов разгара внутри газового тракта, контроль динамики и оптимального режима процесса горения, создание надежных и высокоэффективных систем аварийной защиты не решаются контактными методами и техническими средствами. Для решения таких задач все большее применение находят современные бесконтактные методы и средства контроля [1]. Эти методы имеют значительные преимущества перед традиционными контактными и позволяют по характеристикам различных физических полей определить степень износа элементов конструкции РД, что очень важно для создания систем аварийной защиты, позволяющих выявить дефекты на ранних стадиях их развития и обеспечить выключение двигателей в случае возникновения аварийных ситуаций.

В докладе представлены материалы по созданию и испытаниям аппаратно-программного комплекса, предназначенного для диагностики состояния реактивных двигателей, в состав которого входят блоки регистрации информативных параметров:

- постоянных и переменных электрических и магнитных полей в диапазоне частот 0 - 50 кГц;
- спектров оптического излучения в диапазоне длин волн 250 нм -1100 нм;
- тепловых полей в диапазоне 0 – 3000 град. С;
- акустических сигналов;
- вибраций;
- видеоизображений,
- устройства автоматического позиционирования сенсорных модулей, системы сканирования зон контроля, установки для калибровки измерительных преобразователей, программное обеспечение, рабочее место оператора.

Показана перспективность применения низкочастотного электромагнитного и гиперспектрального оптического и ИК методов, позволяющих измерять пространственные и спектральные характеристики полей ближней зоны и излучений РД.

Рассмотрены математические, алгоритмические и программные средства анализа измерительных данных.

Приведены результаты разработки лабораторной установки для исследований спектров оптического излучения факела плазменного потока.

Проведена разработка и оптимизация электронных схем и конструкций магнитных преобразователей для работы в диапазоне частот от 20Гц до 50кГц с амплитудами полей до 100А/м.

Список литературы

1. Hryshyn S.A. The principles of creating hardware and software complex for rocket engine non-contact stand diagnostics / S.A. HryshynA.L., PetsiukD.A., YagodnikovY.V., Antonov / VII International Conference «Plasma Physics and Plasma Technology», Minsk, Belarus, September 17-21, 2012, PP. 267-269.

НОВЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ И ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ РЕШЕНИЯ ПРИ РАЗРАБОТКЕ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА БАЗЕ БЛОКА МОНИТОРИНГА БМ-14

А.С. Данилович, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, danilovich@avid.ru
Ю.Л. Соболев, ЗАО «АБРИС», Санкт-Петербург, yury.sobolev@zaoabris.ru
А.С. Смыслов-Алексеев, ЗАО «АБРИС», Санкт-Петербург,
alexander.smyslov@zaoabris.ru

Для контроля технического состояния авиационного двигателя при эксплуатации на самолете МС-21 разработана и сертифицируется бортовая система контроля на базе автономного блока мониторинга БМ-14, разработанного ЗАО «АБРИС» в кооперации с фирмой MeggittSA (Швейцария) по ТЗ ОАО «Авиадвигатель» [1]. При разработке бортовой системы контроля учитывался опыт разработки, внедрения и эксплуатации современных бортовых блоков мониторинга систем контроля и диагностики отечественных и зарубежных двигателей, в том числе принцип построения бортовых систем контроля западных двигателей Trent 900, Trent 1000, GP7200, GEnx, TrentXWB, а также проектируемого двигателя PW1400G.За счет схемотехнических и функциональных решений существенно оптимизирована и упрощена структура бортовой системы контроля авиационного двигателя в сравнении с двигателями ПС-90А, ПС-90А2, наработка на неисправность блока БМ-14 составит 50 000 часов на этапе эксплуатации в сравнении с 30 000 часов для блока GEMU122-5, 15 000 часов для блока БППД2-1М, 25 000 часов для блока ЦВМ80-401М. Назначенный ресурс БМ-14 составляет 80 000 часов в сравнении с 60 000 часов для блока GEMU122-5 и 25 000 часов для блоков контроля на двигателе ПС-90А. Масса БМ-14 не более 4,7 кг в сравнении с 14 кг для блока БППД2-1М на двигателе ПС-90А и 5 кг для блока GEMU122-5 на борту самолета Ту-204СМ с двигателями ПС-90А2.

Блок мониторинга БМ-14 представляет собой специализированный 4-х процессорный вычислительный блок, работающий в реальном масштабе времени с многослойными и гибкими печатными платами. В своем составе блок имеет устройства сопряжения с датчиками, сигнализаторами, электронным регулятором РЭД-14, самолетной системой технического обслуживания (БСТО), вычислительные модули,

модули вывода информации, модули электропитания. Блок имеет отдельный измерительный канал (встроенную плату БУСП-14) из состава системы сигнализации о положении механизации компрессора и турбины от бесконтактных емкостных сигнализаторов СП-14, расположенных в пневмоклапанах и пневмоцилиндрах. Данная система, включая встроенную в БМ-14 плату БУСП-14, разработана фирмой АО «Электропривод» (г. Киров) по отдельному ТЗ [2]. Блок имеет отдельную плату VPM, разработанную фирмой MeggittSA (г.Фрибург, Швейцария), обеспечивающую измерение и обработку следящих по частотам вентилятора и КВД и широкополосных вибраций от трех вибродатчиков в зонах передней и задней подвесок двигателя и в зоне опоры вентилятора. Электропитание БМ-14 осуществляется постоянным напряжением +28В (+32В) от блока БПК-14, переключающим через диодную развязку напряжение питания от автономного генератора на двигателе (+32В), либо от бортсети самолета (+28В). Блок БМ-14 имеет встроенную систему подогрева, которая автоматически включается при включении электропитания блока и при температуре внутри блока ниже минус 40 ^{0}С (только в наземных условиях). Блок устанавливается на амортизаторах непосредственно на корпусе двигателя и не требует охлаждения.

При разработке бортовой системы контроляавиационного двигателя реализованы новые конструктивные и функциональные решения, уменьшающие массу системы контроля, её характеристики и функциональные возможности.

Конструкция двигателя и блок мониторинга БМ-14 обеспечивают реализацию функции подбалансировки ротора вентилятора с обеспечением при стендовых испытаниях и эксплуатации измерения фазы и величины дисбаланса ротора вентилятора, выдачи рекомендаций по подбалансировке с целью уменьшения уровня вибраций ротора вентилятора;

Контроль засорения топливного и масляного фильтров осуществляется датчиками перепада (вместо ранее применявшихся дискретных сигнализаторов типа СП), что позволяет диагностировать более раннее засорение фильтра и тенденцию засорения, а также контроль по давлению включения перепускных клапанов на фильтрах, когда «грязное» топливо или масло начинает поступать в двигатель;

Контроль стружки в масле осуществляется по фактическому сопротивлению фильтров сигнализаторов (ФС и МСС) (вместо факта засорения по дискретному сигналу),что позволяет диагностировать более раннее появление стружки (до срабатывания аварийного сигнала);

Разработаны комбинированные датчики, конструктивно обеспечивающие измерение нескольких параметров:

- датчик фирмы Kulite (США) АРТЕ/Т-16-1000-16кгс/см^2 – давления и температуры масла на входе в двигатель [3];
- датчик ОАО «КПКБ» (г.Казань) П-116М2 – полной температуры воздуха на входе в двигатель объединенный с приемником полного давления воздуха на входе в двигатель [4];

Разработана система сигнализации пневмоцилиндров ССП –14 (АО «Электропривод», г.Киров), включающая высокотемпературные (до 550 ^{0}С) бесконтактные емкостные сигнализаторы СП, высокотемпературные кабели и плату измерения и обработки БУСП-14, устанавливаемую в блок мониторинга БМ-14. Сигнализаторы СП устанавливаются непосредственно в пневмоклапана и пневмоцилиндры и обеспечивают прямой контроль работы механизации двигателя(КПВ КВД, САУРЗ КВД, САУРЗ ТВД, САУРЗ ТНД, КПВЗ и др.) в отличие от косвенного контроля командного давления сигнализаторами давления типа МСТ, СИД на двигателях ПС-90А и ПС-90А2. Данное мероприятие существенно повышает эффективность и достоверность контроля работы механизации двигателя;

Разработан датчик массового расхода топлива ДРТ5-8А (ПАО «Техприбор», г.Санкт-Петербург) с расширенным диапазоном измерения на запуске (80…7000 кг/час),

обеспечивающий контроль броска расхода топлива на запуске (на розжиге) (вместо используемого ранее контроля броска давления топлива), при этом масса датчика уменьшена на 0,6 кг по сравнению с датчиком ДРТ5-3М на двигателях ПС-90А и ПС-90А2 [5];

Установлен датчик вибрации СА-281 (144-281-000-111) фирмы MeggittSA (Швейцария) на опоре вентилятора для реализации в блоке мониторинга функции измерения фазы дисбаланса ротора вентилятора и его подбалансировки;

Для контроля положения ВНА и перепуска изза подпорных ступеней используются встроенные в гидроцилиндры управления датчики линейного перемещения (LVDT) 2.50Д32 и 40Д16(фирмы ОАО «ПМЗ «Восход», г.Павлово), что исключило сложную кинематическую цепь на двигателе для привода данных датчиков;

Для повышения эффективности и надежности контроля несанкционированной раскрутки воздушного стартера СТВ в его конструкции предусмотрен встроенный датчик частоты вращения ДЧВ-16М1 вместо ранее используемого неконтролируемого СВК САУ центробежного выключателя (ЦВ);

Разработаны термопары ТК-99, ТК-99М-1, ТК-99-1 повышенного ресурса с единым чувствительным элементом ТЭП (термоэлектрическим преобразователем) вместо ранее применяемого спая Хромель – Алюмель (Х-А) из двух отдельных термоэлектродных проводников [6];

Разработаны датчики частоты вращения уменьшенных габаритов и массы [7]:

- ДЧВ-16 – частоты вращения КВД на коробке приводов и в центральном приводе;
- ДЧВ-16М – частоты вращения вентилятора на опоре вентилятора;
- ДЧВ-16М1 – частоты вращения СТВ в воздушном стартере.

Список литературы

1. ТЗ на разработку блока мониторинга силовой установки для авиационного двигателя, 2013г.
2. ТЗ на разработку системы сигнализации пневмоцилиндров механизации двигателя, 2013 г.
3. ТЗ на разработку датчиков давления для авиационного двигателя, 2013 г.
4. ТЗ на разработку датчика температуры воздуха на входе в двигатель, объединенного сприемником давления, 2013 г.
5. ТЗ на разработку датчика расхода топлива ДРТ5-8А, 2013 г.
6. ТЗ на разработку двухканального с повышенным ресурсом малоинерционного термоэлектрического датчика температуры газа ТК-99 для авиационного двигателя, 2013 г.
7. ТЗ на разработку датчиков частоты вращения в конструктивных вариантах: встроеннымв корпус датчика электрическим соединителем и выводным жгутом, 2014 г.

СОСТОЯНИЕ И ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТРИБОДИАГНОСТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ УЗЛОВ ТРЕНИЯ ГТД

В.Г. Дроков, НИИ прикладной физики «ИГУ», Иркутск, dtech@api.isu.ru

Согласно статистическим данным наибольшее количество авиационных происшествий (до 40 %) связано с проблемами, имеющимися у авиационных двигателей, как российских, так и зарубежных компаний [1]. При этом данная проблема чаще всего связана с наличием металлических частиц изнашивания в системе смазки двигателя.

Для выявления такого рода частиц и установления влияния их на техническое состояние узлов, омываемых смазочным маслом, нашли распространение спектральные методы анализа. По результатам измерения параметров частиц изнашивания отслеживается тренд их изменения с наработкой двигателя. По достижению заранее определенной величины параметра (ов) принимается решение о возможности дальнейшей эксплуатации двигателя.

Многолетний опыт использования в России рентгенофлуоресцентных анализаторов «БАРС» для диагностирования ГТД, в частности Д-30КП/КУ/КУ-154, показал, что достоверная оценка технического состояния по результатам анализа пробы масла для данного типа двигателей не превышает 7 % [2]. Применение современных рентгенофлуоресцентных анализаторов не улучшило результатов оценки технического состояния узлов трения авиационных ГТД. Поэтому были начаты работы и найдено более эффективное использование данного класса анализаторов – измерение элементного состава отдельных частиц размером более 500 мкм ивыявление изнашиваемого узлапо полученным данным [3].

Недостаточная достоверность диагностирования по результатам анализа проб масел при использованиирентгенофлуоресцентных анализаторов, связана, вероятнее всего, с несовершенством технологии подготовки проб к анализу. При осаждении пробы на мембранный фильтр часть частиц уходит в слив. При этом массовая доля таких частиц может быть существенной [4]. Сказываются и седиментационные явления – первыми на фильтр осаждаются крупные частицы, которые затем покрываются мелкими частицами, чем вносится погрешность в измерение содержания металлической примеси в пробе масла.

Вследствие указанных причин, по-видимому, за рубежом не нашел распространение рентгенофлуоресцентный метод анализа для диагностики авиадвигателей по результатам анализа пробы масла. В рамках программы JOAP диагностирование проводится с помощью атомно-эмиссионного метода с подачей пробы в разряд вращающимся электродом, который также имеет существенный недостаток. При размерах частиц более 10мкм измеренная величина массовой доли не коррелирует с техническим состоянием двигателя. Тем не менее, при использовании атомно-эмиссионного метода и периодичности отбора пробы на анализ через 10 часов достоверность диагностирования для двигателей J52P408 составила 35 % [5].Значительная разница в результатах достоверности диагностики между флуоресцентными и эмиссионными измерениями можно объяснить влиянием способа пробоподготовки и частотой отбора пробы на анализ. Чем меньше временной промежуток между отборами проб на анализ, тем меньше вероятность (до определенной величины) пропуска дефекта.

Анализ российских и зарубежных литературных источников показал, что по результатам рентгенофлуоресцентных измерений и результатам атомной эмиссии практически не выявлялись дефекты узлов трансмиссионной части двигателей.

Привлечение дополнительных методов (феррография, микрорентгеноспектральный метод, различные счетчики частиц и т.д.) для увеличения числа измеряемых параметров при анализе пробы масла не улучшило достоверности диагностирования [6]. Очевидно, что в таких случаях проба масла не несет достаточной информации об износных процессах в двигателе.

Достоверность диагностирования была значительно улучшена при оценке технического состояния ГТД по результатам анализа пробы смыва с основного маслофильтра. Так, по результатам сцинтилляционных измерений параметров частиц, смытых с маслофильтра, достигнута достоверность диагностики 90 % с точностью до узла [7]. При этом была решена одна из главных проблем – установлены корреляционные связи между измеряемыми относительными параметрами частиц износа в пробе смыва с маслофильтра и техническим состоянием двигателя.

За рубежом применение системы FilterCHECK (счетчик MetallScanдля измерения количества частиц размером более 100 мкм, рентгенофлуоресцентный анализатор для измерения содержания элементов) при анализе пробы смыва достигнута достоверность 98% при выявлении дефекта на ранней стадии развития трансмиссионного подшипника $4^{1/2}$ двигателя J52P408. При этом измерялись абсолютные значения количества, размеров и массовой доли частиц. Ранее по результатам анализа пробы масла дефект данного подшипника не выявлялся.

Следует сказать, что успехи, достигнутые при анализе пробы смыва с маслофильтра справедливы для случаев, когда наблюдается изменение тренда параметров частиц с наработкой двигателя. Опыт диагностирования по результатам сцинтилляционных измерений показал, что имеется тип дефекта(ов), когда частицы изнашивания поступают в систему смази не непрерывно, а импульсно, с нарастающим их количеством и размерами. Здесь встает проблема своевременного отбора пробы смыва на анализ с целью исключения пропуска дефекта. Понятно, что при регламентированном отборе проб смыва на анализ через большие временные промежутки такой тип дефекта может быть пропущен. Решение проблемы важно и с экономической точки зрения – отбор проб смыва производитькак можно реже, по внешним признакам проявления дефекта. Rolls-Royceэту проблему решает следующим образом – проба смыва с фильтроэлемента направляется на анализ после обнаружения стружки на магнитных детекторах стружки (МДС) [8].Однако, при таком подходе не всегда можно выявить дефект на ранней стадии развития. Это подтверждают российские источники – около половины двигателей снимается с эксплуатации после первого обнаружения стружки на МДС. Поэтому исследования в направлении поиска эффективных признаковпо периодичности отбора проб смыва на анализ должны быть продолжены.

Современные фильтроэлементы, установленные в двигателях для очистки масла улавливают до 95 % частиц, генерируемых в системе смазки. Опыт разработки технологии диагностирования по результатам сцинтилляционных измерений показал, что для гарантированного выявления дефекта должны учитываться параметры частиц изнашивания во всем диапазоне их размеров. Поскольку наперед неизвестен тип развития дефекта, а применяемое в настоящее время оборудование позволяет измерять параметры частиц изнашивания в достаточно узком диапазоне их размеров, то должны быть разработаны технологии, учитывающие или устраняющие влияние размеров частиц на достоверность принятия диагностического решения.

Резюмируя краткое изложение основных проблем спектральнойтрибодиагностики ГТД можно отметить несколько главных моментов:

- максимальная достоверность, которая была достигнута по результатам анализа пробы масла, не превышает 35%. Дальнейшее повышение достоверности диагностических результатов связывается с анализом проб с маслофильтра (фильтроэлемента). Так, например, применение в России сцинтилляционного спектрометра, а за рубежом системы FilterCHECKпозволило достичь достоверности диагностирования более 90%;

- вид функции распределения частиц изнашивания по размерам зависит от типа развития дефекта. В случае измерения параметров частиц в сравнительно небольшом диапазоне изменения их размеров велика вероятность пропуска дефекта. Для исключения пропуска дефектов параметры частиц изнашивания должны измеряться во всем диапазоне их изменения. Аппаратура для проведения таких измерений отсутствует. Поэтому необходимо предложить и обосновать рабочий комплект аппаратуры для экспресс-измерения параметров частиц при любом виде функции распределения частиц по размерам;
- достоверность диагностики выявления дефекта на ранней стадии развития во многом определяется частотой отбора пробы на анализ. Для разных типов двигателей периодичность отбора пробы на анализ регламентирована и может изменяться от 10 часов до 500 часов. Время развития дефекта в зависимости от его типа может быть различным. В этой связи должен быть проведен цикл теоретических и экспериментальных исследований по созданию технологии периодичности отбора проб на анализ с учетом типа развития дефекта.

Список литературы

1. Анализ влияния надежности на безопасность полетов по типу ВС. Госцентр безопасности полетов. М.б 2009, 148 с
2. Анализ съемов двигателей Д-30КП/КУ/КУ-154 за период 2000-2004гг. по неисправностям узлов, омываемых смазочным маслом // Техническая справка № 44-596168. Рыбинск. НПО «Сатурн». 2005. 27 с.
3. Дасковский М.И. Обобщение опыта трибодиагностики авиационных ГТД и разработка мер по повышению ее эффективности. Автореферат на соискание уч. степ.канд. техн. наук м., 2012, 21с.
4. Юдин А.А.,Степанов В.А. Рекомендации по нормированию критериев оценки технического состояния узлов трансмиссии ГТД по результатам спектрального анализа масел. Конверсиявмашиностроении. 2002. № 2. С.35-41
5. Humphrey G., Rojas I., Churehill D, Cross D. Prototipe Instruments Built for PRAM. Proc. 2002, JOAP International Condition Monitoring.Conference, Humphrey, G., JOAP-TSC, Pensacola, Fl, Apr, 2002.
6. Дроков В.Г. Повышение достоверности результатов диагностирования ГТД сцинтилляционным методом с целью снижения рисков возникновения чрезвычайных ситуаций при эксплуатации ВС. Автореф. на соиск. уч. степ.д.т.н. М., 2009, 42 с.
7. Техническая справка № 44-517141 по двигателям Д-30КП/КУ/КУ-154, имевшим неисправности узлов и агрегатов при контроле сцинтилляционным методом за период 2000 – 2007гг. Рыбинск, 2008, 20 с.
8. N. Harrop, D. Monttagu. Early detection of transmission failures through oil system debris assessment. RollsRoyce.VCOM 4838, Issue 1, December 2001

ФАЗОВЫЙ СВЧ-ДАТЧИК ДИНАМИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ ОТКЛОНЕНИЙ, ВИБРАЦИЙ И БИЕНИЙ ТУРБИННЫХ ЛОПАТОК ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

С.Ю. Дудников, СПбГЭТУ «ЛЭТИ», Санкт-Петербург, sdudnikov@etu.ru
В.Н. Осадчий, СПбГЭТУ «ЛЭТИ», Санкт-Петербург
И.М. Косьмин, СПбГЭТУ «ЛЭТИ», Санкт-Петербург
В.В. Медведева, СПбГЭТУ «ЛЭТИ», Санкт-Петербург
А.К. Михайлов, СПбГЭТУ «ЛЭТИ», Санкт-Петербург
А.Б. Козырев, СПбГЭТУ «ЛЭТИ», Санкт-Петербург

Непрерывный мониторинг состояния подвижных элементов турбинных установок является основой их безопасной эксплуатации. Поэтому разработка устройств, обеспечивающих динамический контроль поведения движущихся (вращающихся) с высокой скоростью (до 10^5 оборотов в минуту) элементов турбин, является, несомненно, актуальной задачей. Для решения этой задачи необходимы системы датчиков, регистрирующие в режиме реального времени появление паразитных вибраций и их измерение в широком спектре частот, а также измеряющие в динамическом режиме нештатные отклонения движущихся частей турбины.

Эффективным способом динамического контроля эксплуатационных параметров турбин является использование бесконтактных СВЧ датчиков, которые позволят увеличить разрешающую способность измерений благодаря использованию фазового метода обработки СВЧ сигнала.

Система обеспечивает в режиме реального времени бесконтактные измерения спектра частот и амплитуд колебаний турбинных лопаток и волновых колебательных процессов турбинного колеса. Система может также применяться на предприятиях энергетического комплекса на стадии изготовления и отладки турбин (балансировка валов, лопаток турбин и контроля их вращения, включая юстировку при нулевых и малых скоростях вращения).

Система построена на основе ряда независимых измерительных каналов, содержащих быстродействующие АЦП устройства и термо- влагозащищенные бесконтактные СВЧ-датчики, расположенные в различных точках статора турбины.

Метод основан на принципе измерения фазового сдвига СВЧ сигнала отраженного от движущихся элементов турбины. Изменение фазового сдвига СВЧ сигнала фиксирует изменение емкости, определяемое изменением расстояния между неподвижными элементами датчика и подвижными элементами турбины. Сигнал от датчика поступает в канал обработки, содержащий быстродействующий АЦП, что в результате позволяет наблюдать в реальном времени частотный спектр и амплитуды колебаний. Расположение датчиков в различных частях статора турбины позволяет создание ряда независимых каналов, что позволяет получить обобщенную информацию о волновых механических колебаниях турбины.

Особенности системы:

1. Система обеспечивает измерение мгновенных значений (масштаб 10 нс) расстояний до вращающихся элементов турбины, амплитуд их радиальных и осевых виброперемещений (рис. 1) в диапазоне (0.1 – 20) мм с высокой разрешающей способностью (до 50 мкм). Система обеспечивает фиксацию перемещений как металлических, так и диэлектрических (керамических) объектов.

2. Система обеспечивает измерения спектра частот вибраций турбинных лопаток и турбинного колеса в диапазоне частот (0 – 100) кГц (диапазон практически не ограничен для механических явлений в турбине).

3. Диапазон рабочих температур:

- для СВЧ-датчика до 500 С°
- для электроники вне турбины от –50 С° до +50 С° .

4. Система позволяет отладочные и калибровочные измерения при нулевых и малых скоростях вращения турбины; сравнение калибровочных данных с поведением элементов турбины в период её разгона и в штатном динамическом режиме.

5. Мониторинг в режиме реального времени позволяет по изменению спектра колебаний и их амплитуд обнаруживать дефекты на ранней стадии зарождения и наблюдать динамику их развития.

6. Малые габариты датчиков позволяют их стационарную установку в тело статора, а также на подвижных штангах, обеспечивающих перемещение датчика по радиусу турбины, что даёт возможность определять степень вибрации лопаток на различных дистанциях от оси турбины.

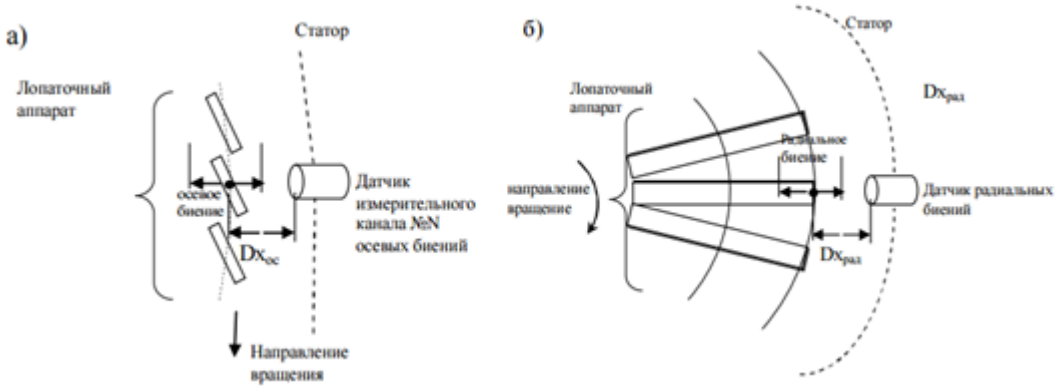


Рис.1 – (а) – осевое расположение датчика, (б) –расположение датчика в радиальном направлении

РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТКИ АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ АВИАЦИОННЫХ ЗУБЧАТЫХ ПЕРЕДАЧ И РЕДУКТОРОВ ДЛЯ ВСЕХ ЭТАПОВ ИХ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА

А.А. Земсков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, andrey@ciam.ru

Авиастроение и, в частности, вертолётостроение в настоящее время неэффективно без специальных средств диагностики, предотвращающих воздушное судно от лётных происшествий разной степени тяжести и катастроф. На вертолётах несущий и рулевой винты, а также главный редуктор и хвостовая трансмиссия являются нерезервируемыми системами. В результате, как свидетельствуют статистические данные, выход агрегатов трансмиссии вертолётов из стДаниловичроя является одной из основных причин аварий.

В докладе представлена информация о разработанных и применяемых в ЦИАМ методах и средствах диагностики зубчатых передач и редукторов. Аппаратные средства обеспечивают сбор и предварительную обработку диагностической информации, представляющий собой комплекс сигналов вибраций, кинематической погрешности, температуры, синхросигналов и т.д. Алгоритмы обработки накопленной информации

интегрированы в специальные разработанные программные средства, позволяющие оценить ряд диагностических параметров, определяющий состояние каждого зубчатого колеса, а значит и редуктора в целом.

Таким образом, разрабатываемые системы диагностики представляют собой сочетание сложных аппаратно-программных комплексов и специальных алгоритмов обработки, предназначены для оценки и контроля технического состояния агрегатов летательного аппарата. Системы могут использоваться как при доводке и испытаниях зубчатых передач и редукторов, так и в эксплуатации в составе летательного аппарата, т.е. на всех этапах их жизненного цикла.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОМПЛЕКСНОЙ МЕТОДИКИ ВИБРОДИАГНОСТИКИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ РОТОРНЫХ СИСТЕМ ГТД

А.И. Зубко, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва
Г.К. Герман, ОКБ им. А.Люльки – филиал ОАО «УМПО», Москва

Вибродиагностика позволяет определять состояние ГТД по параметрам быстропеременных колебательных процессов, определяемых их внутренними не скомпенсированными силовыми взаимодействиями и внешними динамическими воздействиями. Все эти процессы находят отражение в вибрации двигателя. Анализируя сигналы, полученные с датчиков вибрации установленных на различных деталях конструкции, можно получить диагноз технического состояния ГТД, а на основе тренда параметров вибрации составить прогноз на заданный период времени.

ГТД представляет из себя сложную систему, составленную из более простых подконструкций, механически соединенных между собой различными способами и взаимодействующих друг с другом в процессе совместных колебаний. Это значительно усложняет задачу его диагностирования как экспериментальными, так и расчетными методами. На практике для решения данной задачи используется выделение отдельных подсистем и элементов из общей структуры ГТД и проведение анализа изменения их состояния в процессе изменения влияния внешних факторов и внутренних взаимосвязей системы.

Многофакторная зависимость параметров колебательных процессов от внешних и внутренних условий диктует необходимость поочередного исследования реакции отдельного элемента системы на воздействие каждого из них, а для воссоздания полной картины интегрального воздействия всех или главных причин определяющих вибрационное состояние исследуемого звена необходимо выполнить синтез полученных результатов. Данный подход реализуется в методе орбитального анализа вибрации.

Визуальное одновременное представление двух сигналов с ортогонально установленных датчиков вибрации позволяет построить траекторию перемещения условного центра масс двигателя из-за воздействия ротора или роторов. Так энергия вибрации ротора проходит по элементам конструкции корпуса ГТД – изменения их упругих и демпфирующих свойств вызовут изменения формы орбиты, что является диагностическим признаком при оценке состояния двигателя.

Из-за сложности и нелинейности вибрационных процессов, происходящих в ГТД, диагностика технического состояния его опор по анализу высокочастотных составляющих спектра на начальных стадиях повреждения деталей подшипников опор является наиболее

информативной, поскольку при возникновении не единичных, не системных дефектов дорожек и тел качения (пар трения), в первую очередь возникает высокочастотная вибрация. Данное явление может объясняться выделением при взаимодействии контактирующих поверхностей значительного количества энергии, вызывающее вибрации почти периодического характера, преобладающие по амплитуде над остальными источниками, в то время как их диагностические признаки, подробно описанные в технической литературе, не могут быть устойчиво выделены из шумовой подложки.

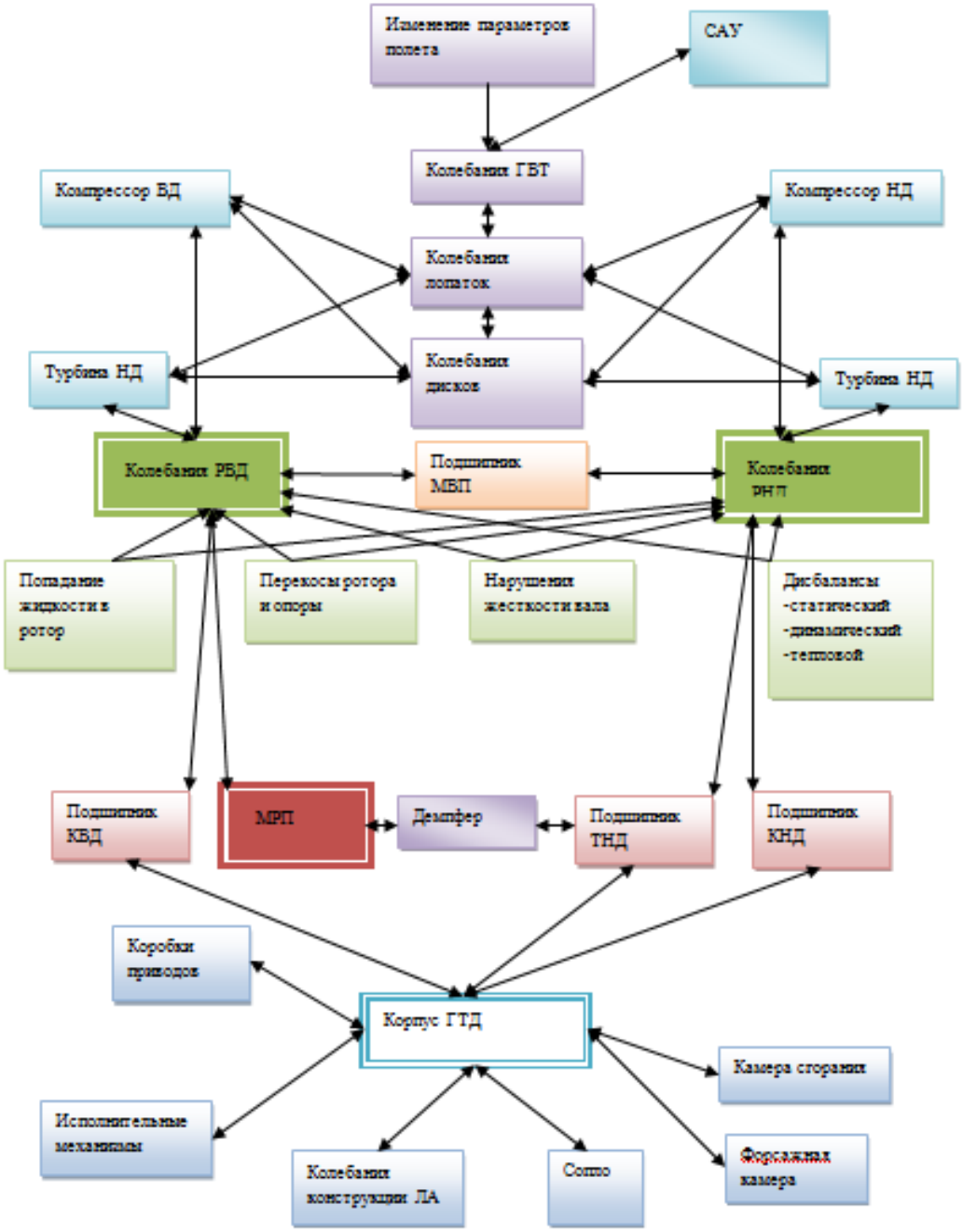


Рис. 1 – Схема взаимовлияния различных источников вибрации на корпус ГТД

Появление зон с увеличивающейся интенсивностью в высокочастотной области спектра вибрации свидетельствует о начале и развитии процессов деградации взаимодействующих поверхностей подшипников опор, уплотнений и т.д. Дальнейшее развитие этих процессов приведет к увеличению виброактивности двигателя в средне и низкочастотных диапазонах. В этом случае, орбитальный анализ вибрации позволяет

диагностировать такое состояние подшипников опор роторных систем и анализировать отдельные причины вызывающие повышенные нагрузки и износ деталей, узлов.

Для увеличения вероятности диагностирования и уточнения диагноза состояния подшипниковой опоры необходимо использовать комплексную методику, состоящую из нескольких методов. На первом этапе с помощью анализа спектра вибрации во всем частотном диапазоне определить наличие зон с повышенной вибрацией в высокочастотном диапазоне и выделить наиболее критические сечения. На втором этапе, используя метод орбитального анализа вибраций, позволяющий оценить характер перемещения ротора и его изменения при ухудшении технического состояния подшипника опоры. На третьем этапе, для подтверждения результатов предварительного прогноза полученного с использованием ранее рассмотренных методов, используется способ вибрационной диагностики с применением приспособления ДП-02. Данное устройство позволяет определять наличие повреждений на беговых дорожках подшипников опоры ротора турбины высокого давления при выполнении ручных прокруток двигателя.

Список литературы

1. Зубко А.И. Оценка возможности использование орбитального анализа вибрации для исследования роторных систем ГТД. Журнал «Турбины. Насосы. Системы» №1(14), 2015 г. Стр.97 – 109.

ВИБРОДИАГНОСТИКА И ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ПОДШИПНИКОВ КАЧЕНИЯ В АВИАДВИГАТЕЛЯХ: ПРОБЛЕМЫ И ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ

В.А. Карасев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vibrokar@ciam.ru
Н.И. Петров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, petnic@ciam.ru
Г.М. Назаренко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vibrokar@ciam.ru
Ю.Л. Лаврентьев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, lavrentev@ciam.ru
С.М. Николаев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
nikolaev.box@gmail.com

Несмотря на достигнутые определенные успехи в вибродиагностике состояния подшипников в авиадвигателях в условиях эксплуатации обнаружение повреждений подшипников на ранних стадиях развития и прогнозирование безопасного развития повреждений остаются недостаточно эффективными.

Это требует более углубленного и детального исследования вибрации, возбуждаемой кондиционными и поврежденными подшипниками, и ее изменения в процессе наработки подшипника.

С целью углубленного исследования вибродиагностических признаков состояния подшипников качения в ЦИАМ проводятся ускоренные ресурсные испытания подшипников на установках до появления и безопасного развития повреждений и аналогичные испытания искусственно поврежденных подшипников. Накапливается банк вибросигналов, измеренных непосредственно на подшипниках и на корпусах подшипников в условиях различных скоростей вращения и нагрузок, и результатов обработки сигналов.

Выявлено, что во многих случаях изменение вибродиагностических признаков в процессе наработки подшипника имеет «нетрендовый» характер. Это затрудняет прогнозирование технического состояния подшипника по вибродиагностическим параметрам.

Проводится имитационное моделирование вибросигналов подшипников. Предлагается использовать простые модели генерирования вибрационных сигналов подшипников, когда не доступна информация, требуемая для известных развитых динамических моделей. В моделях используются нагрузка, параметры подшипника и размеры повреждения. Моделирование ориентировано на выявление изменений сил, возбуждающих вибрацию, и соответствующих спектров. Показывается, что моделирование помогает понять изменения в вибрационных сигналах при развитии повреждений.

Выполненные исследования показали важные для диагностики особенности вибрации, измеряемой на непосредственно подшипнике и его корпусе. В случае многих видов локальных повреждений вибросигнал является откликом на импульсное возмущение, возникающее при контактировании поврежденных элементов подшипника. Импульсный характер вибросигнала от локально повреждённого подшипника сохраняется при низких и высоких скоростях вращения и проявляется при высокой и малой нагрузках сильнее в диапазоне высоких частот. С повышением скорости вращения сильнее возбуждаются отклики на все более высоких частотах – несколько кГц и выше.

Обращается внимание на то, что испытания кондиционных подшипников под высокой нагрузкой с наработкой до появления значительных повреждений показывают на преимущественно импульсный характер вибросигнала, возбуждаемого поврежденными подшипниками.

На базе выполненных исследований разработаны методические рекомендации для технологий углубленной вибродиагностики и прогнозирования технического состояния подшипников опор роторов авиадвигателей, включаярекомендации

- по применению вибродиагностики для оценки технического состояния неразборных подшипников качения повторного применения,
- по контролю радиального зазора в условиях осевой нагрузки подшипника,
- по диагностике пограничных локальных повреждений подшипников,
- по диагностике и прогнозированию изменения технического состояния подшипников в процессе наработки.

Проанализированы критерии оценки допустимых размеров повреждений подшипников для длительной наработки и соответствующие требования к диагностике.

С целью оценки перспектив вибродиагностики подшипников авиадвигателей рассмотрены тенденции развития контроля состояния подшипников двигателей в полетных условиях, а также результаты зарубежных исследований возможностей беспроводных микросистем для измерения вибрации и диагностики состояния подшипников.

УСТРОЙСТВО КОНТРОЛЯ ЧИСТОТЫ РАБОЧИХ ЖИДКОСТЕЙ ГИДРОСИСТЕМ С РАСШИРЕННЫМ ДИАПАЗОНОМ РАЗМЕРНЫХ ГРУПП ЧАСТИЦ

Д.В. Корнилин, СГАУ, Самара, kornilin@ssau.ru
И.А. Кудрявцев, СГАУ, Самара

Надежность современных триботехнических систем, в том числе гидросистем и маслосистем двигателей летательных аппаратов во многом определяется качеством и своевременностью диагностики их технического состояния. Одним из наиболее эффективных методов такой диагностики является оценка параметров частиц износа гидроагрегатов, генерируемых ими в процессе работы[1]. При этом количество, размер и форма частиц загрязнения гидрожидкости являются основными информационными параметрами для оценки технического состояния[1].

С целью определения параметров частиц износа наиболее широко используются автоматические счетчики частиц, принцип работы большинства которых основан на использовании фотоэлектрического метода. При этом частица пересекает пространство между источником и приемником оптического излучения, а по величине соответствующего изменения фототока судят о размере частицы. Существующие приборы определяют наличие частиц согласно ГОСТ17216-2001, при этом различают несколько диапазонов размерных групп частиц от 0,5 до 200 мкм (например, 5-10 мкм, 10-25 мкм, 25-50 мкм и т.д.), по количеству частиц в которых определяют класс чистоты как интегральная мера степени пригодности жидкости к дальнейшей эксплуатации. Однако, данной информации зачастую оказывается недостаточно для целей диагностики текущего технического состояния гидроагрегата или гидросистемы, поскольку невозможно определить конкретный размер генерируемых частиц.

В настоящей работе предлагается для этих целей использовать разработанный в ОНИЛ-16 СГАУ автоматический счетчик частиц на основе цифровой обработки сигналов [2,3], позволяющий автоматически строить гистограмму частиц загрязнений в диапазоне от 2 до 200 мкм с шагом в 1 мкм. Указанных параметров удалось добиться путем использования высокоскоростных прецизионных аналого-цифровых преобразователей и процессора цифровой обработки сигналов. Также устройство имеет цифровую систему поддержания постоянной освещенности в канале преобразователя, что повышает стабильность работы и чувствительность устройства. Цифровой интерфейс RS-485 на выходе датчика относительно легко позволяет интегрировать его в современные системы АСУТП, а также осуществлять многоточечный контроль путем объединения датчиков в сеть.

На рис. 1 представлен результат работы датчика в виде графика, построенного после проливки через датчик нефраса и проброса частиц размерной группы 25 мкм. При этом использовались эталонные частицы из латуни размером 25 мкм, СКО 2,4 мкм (свидетельство об аттестации №4506-14 от 01.04.14.). По оси ординат отложено количество частиц в пробе жидкости 50 мл, по оси абсцисс соответствующий диаметр частиц. При этом для исключения влияния частиц, уже находящихся в жидкости, сначала проливалась непосредственно жидкость, затем жидкость из той же тары и пробрасывались частицы 25 мкм. Итоговый график получали путем вычитания.

Из рис.1, видно, что средний размер частиц, определяемый экспериментально с помощью датчика соответствует среднему размеру пробрасываемых частиц с учетом СКО. Датчик может быть рекомендован для использования в научных исследованиях,

посвященных изучению взаимосвязи между генерацией частиц определенного размерного диапазона и состоянием гидросистемы или конкретного гидроагрегата в целом.

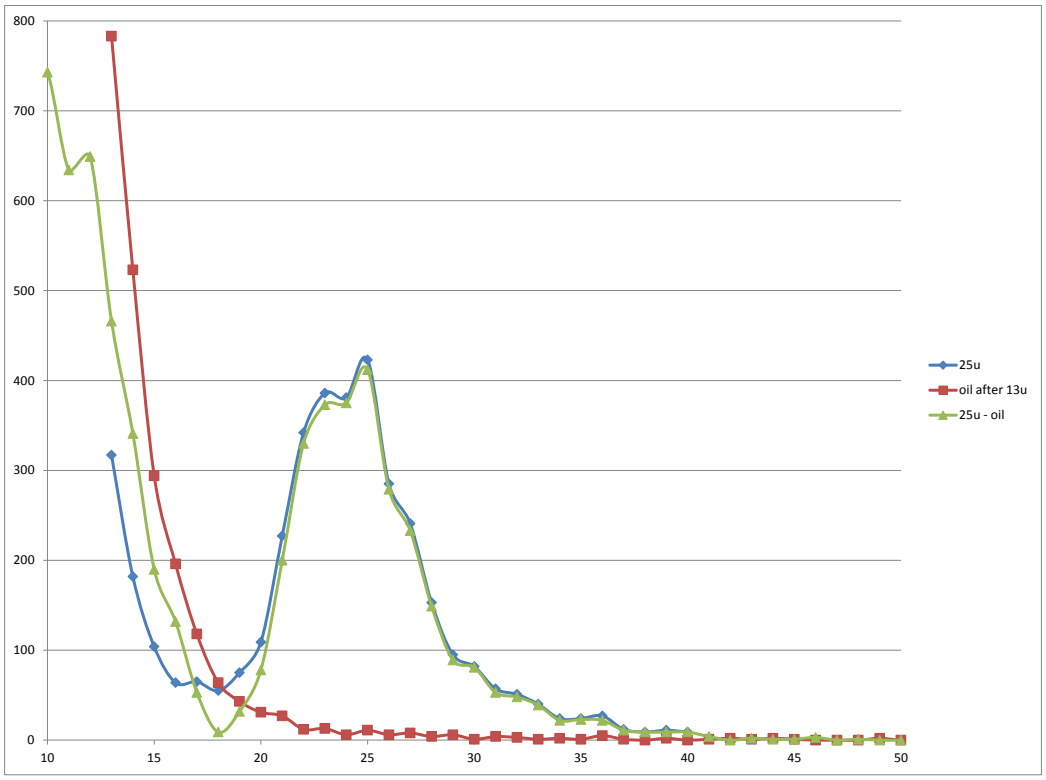


Рис.1 – Результаты проливки через датчик жидкости и проброса частиц средним размером 25 мкм

Список литературы

1. Логвинов Л. М. Техническая диагностика жидкостных систем технологического оборудования по параметрам рабочей жидкости. - М.: ЦНТИ “Поиск”, 1992. – 91 с.
2. Кудрявцев И. А. Повышение разрешающей способности и чувствительности фотоэлектрических преобразователей встроенного контроля дисперсной фазы для систем управления: Дис. на соиск. учен.ст. канд. тех. наук. - Самара, 1999. – 140 с.
3. Корнилин, Д.В. Автоматический счетчик частиц загрязнений жидкости гидравлического оборудования с цифровой обработкой сигнала/ Д.В. Корнилин, И.А. Кудрявцев, Л.М. Логвинов //Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева, № 1(12) . – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 260 с; с. 178-181.

МИКРОМЕХАНИЧЕСКИЕ ДАТЧИКИ ДЛЯ ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

В.В. Лучинин, СПбГЭТУ «ЛЭТИ», Санкт-Петербург, cmid_leti@mail.ru
А.В. Корляков, СПбГЭТУ «ЛЭТИ», Санкт-Петербург
А.Н. Сергушичев, СПбГЭТУ «ЛЭТИ», Санкт-Петербург

Для нужд авиационного двигателестроения актуальной является проблема измерения пульсаций давления при экстремально высоких температурах до 1000 °С и при воздействии электромагнитных помех. Создание электрических датчиков для таких условий эксплуатации проблематично.

Ранее разработанные тензорезистивные микромеханические преобразователи давления [1, 2] на основе пленок карбида кремния позволяют проводить измерения в диапазоне 0…1600 кПа при температурах значительно превышающих предельные значения (80…125 °С) для диффузионных кремниевых тензорезисторов. Особенность реализации микромеханических тензорезистивных преобразователей на основе композиции «карбид кремния на изоляторе» позволяет минимизировать токи утечки, типичные для изоляции измерительной мостовой схемы p-n переходом, при повышении температуры. Испытания показали работоспособность тензорезистивных преобразователей на основе пленок SiC до температур 450 °С и после радиационного облучения ($4 \cdot 10^{15}$ нейтронов/см^2).

Волоконно-оптические датчики давления с внешним микромеханическим высокотемпературным первичным преобразователем обеспечивают высокую устойчивость к электромагнитным помехам и способны работать при более высоких температурах, что обуславливает их потенциальные преимущества по сравнению с электрическими датчиками.

Разработана лабораторная интегрально-групповая технология высокочувствительных микромеханических мембранных элементов различной конструкции из кремния и его соединений с чувствительностью до 10 мкм/Па для датчиков давления. Реализован миниатюрный микромембранный первичный преобразователь переменного давления на основе торцевого оптического интерферометра, способный работать при повышенной температуре внешней среды до 200 °С. Разработан унифицированный интерферометрический оптико-электронный блок для регистрации смещения микромембран, и экспериментально показано, что он обеспечивает случайную погрешность измерения не хуже 0,025 нм и автоматическую стабилизацию характеристик датчика в широком диапазоне изменения температуры среды [3–5].

Основным направлением дальнейшей работы является создание первичного преобразователя давления, обеспечивающего работоспособность при температурах более 500 °С, на основе высокотемпературных оптических волокон и материалов.

Список литературы

1. Корляков А.В., Субботин О.В., Никифоров А.Ю., Первышев А.А. Тензорезистивный датчик давления: эволюция в высокотемпературную область // Петербургский журнал электроники. –2000. №3-4. –С. 21-33.
2. Патент РФ № 2170993 / Микромеханический прибор и способ его изготовления / В.В. Лучинин, А.В. Корляков, О.В. Субботин / Дата публикации 20.07.2001, Бюл. № 20 (2001)
3. Ветров А.А., Сергушичев А.Н.,. Ширшов А.А. Волоконно-оптические виброакустические датчики. СПб, Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2010.
4. Адаптивная система управления интерференционным волоконно-оптическим датчиком /А.А. Ветров, А.Н. Сергушичев, Т.Д. Коцюбинский // Оптический журнал, Т. 79, № 1 (2012), С.29-37.
5. Патент РФ № 2498226 / Волоконно-оптическая сенсорная система / А.А. Ветров, Т.Д. Коцюбинский, А.Н. Сергушичев /Дата публикации 10.11.2013, Бюл. № 31 (2013)

ПЕРСПЕКТИВЫ МИКРОВОЛНОВЫХ СИСТЕМ ИЗМЕРЕНИЯ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В ГОРЯЧЕЙ ЧАСТИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.В. Масловский, ООО «Радарные технологии-2Т», Москва, maslovskiyav@gmail.com
М.Г. Бакулин, ООО «Радарные технологии-2Т», Москва, m.g.bakulin@gmail.com

Как указывается в [1], в системах современного самолета используется от 52 до 88 датчиков давления, причем около 10% из них входят в состав двигателя. Особый интерес представляет измерение быстропеременных давлений газа в горячей части газотурбинного двигателя (ГТД). Измерение давления газа в КВД, камере сгорания, ТВД и ТНД необходимо производить при температуре до 2000^0С в частотном диапазоне до 200 кГц в условиях воздействия термоударов, вибраций и акустических шумов высокой интенсивности.

В конструкции подавляющего большинства датчиков давления содержится подвижный элемент (мембрана, сильфон и пр.), перемещение которого пропорционально давлению, и преобразователь (тензорезистор, пъезоэлемент, конденсатор и др.), с помощью которого перемещение преобразуется в электрический сигнал. Наличие подвижного элемента снижает ресурс датчиков, а ограниченный рабочий температурный диапазон первичного преобразователя не позволяет размещать его в горячей части, что приводит к необходимости использования воздуховодов, которые ограничивают частотный диапазон измерителя давления. В силу указанных причин возможность применения традиционных методов для высокочастотных высокотемпературных измерений пульсации давления на ГТД существенно ограничена.

В докладе предлагается новый принцип реализации датчиков измерения давления, основанный на зависимости диэлектрической проницаемости газа от давления. Так, например, при температуре 20 ^{0}С воздух имеет диэлектрическую проницаемость равную 1,00058 при давлении 0,1МПа и 1,0549 при давлении 10 МПа [2]. Поскольку, длина волны в волноводе зависит от диэлектрической проницаемости, то при фиксированной длине пути распространения волны в волноводе набег фазы сигнала будет зависеть от

диэлектрической проницаемости и, следовательно, от давления. Таким образом, измеряя разность фаз сигналов, распространяемых по идентичным волноводам, отличающихся только давлением внутри этих волноводов, можно измерить разность давлений.

Конструкция микроволнового датчика измерения давления может быть различной, она оптимизируется для конкретных условий применения.

Один, из возможных вариантов реализации датчика измерения давления, основанного на этом принципе, приведён на рис. 1. Датчик выполнен в виде спирали из волноводов, формирующих цилиндр с полостью. Датчик устанавливается с внешней стороны корпуса газогенератора таким образом, что внутренняя полость связана с проточной частью, а внешняя поверхность с окружающей средой. Один волновод наполняется газом через отверстия, выходящие в полость датчика, а второй - через отверстия, выходящие в атмосферу. Множество отверстий, выходящих в полость для одного волновода или в атмосферу для второго, обеспечивают параллельное наполнение волноводов газом, что в сочетании с малым объемом волноводов снижает инерционность измерительной системы и позволяет измерить быстропеременные давления

В состав датчика может входить третий полностью герметичный волновод. Наличие этого волновода позволяет компенсировать влияние температуры и изменения геометрии волноводов на результаты измерении давления. При диаметре датчика 30 мм и высоте 35 мм длина волноводов составляет около 1000 мм, что обеспечивает высокую чувствительность датчика.

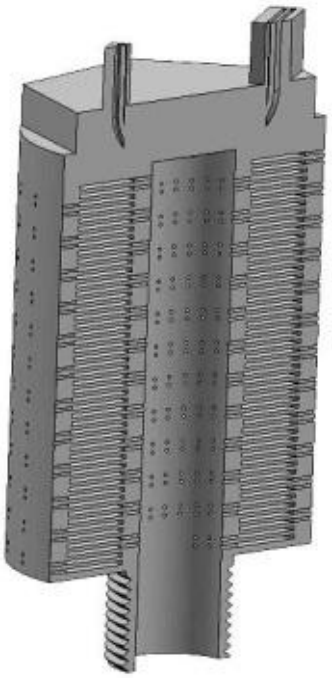


Рис. 1 – Конструкция монтируемого микроволнового датчика давления

Другой вариант построения микроволновых датчиков давления газа – три соединенных вместе волновода, жестко зафиксированные внутри корпуса, например, камеры сгорания или турбины (три кольца). Такой датчик будет определять не только интегральное давление (пульсации давления) по периметру, но также температуру и расширение корпуса.

Возможна также интеграция микроволнового измерителя давления газа с микроволновым измерителем радиальных зазоров. В этом случае в корпусе турбины не требуется выполнять дополнительные отверстия.

Для оценки реализуемых метрологических характеристик микроволновых высокочастотных датчиков давления и отработки технологии их изготовления требуется проведение дополнительных экспериментальных исследований в различных условиях.

Списоклитературы

1. Буряченко А.Г., Волошина Н.П., Ранченко Г.С., Деклама Ж. Критерии и результаты оценки надежности датчиков давления для авиационных двигателей. Авиационно-космическая техника и технология, 2004, №7, стр. 158-160.
2. Справочник по электротехническим материалам. Т.1 / Под ред. Ю.В.Корицкого. – М.: Энергоатомиздат, 1986.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ КРИПТОГРАФИИ ДЛЯ ЗАЩИТЫ ДАННЫХ В СИСТЕМЕ УДАЛЕННОГО ДИАГНОСТИЧЕСКОГО ЦЕНТРА

А.В. Мигачев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, diagnost@ciam.ru

С развитием удаленных средств обработки полетных данных важным становится вопрос их безопасной передачи и хранения в центрах данных. В данной работе рассмотрены методы защиты информации на всех циклах ее существования: сбор, передача, обработка, хранение. Учитывая существование подобных систем у ряда зарубежных производителей, таких как GeneralElectric, Rolls-Royce, Pratt&Whitney и др., разработка и совершенствование аналогичной отечественной системы является актуальным.

Передача шифрованных данных через открытые сети (интернет) осуществляется посредством протокола HTTPS. Перечислены его достоинства и недостатки. Описаны протоколы шифрования DES и AES, применяемые на стороне клиента. Проведены работы с целью оптимизации средств шифрования с учетом специфики существующих технических средств у эксплуатирующих организаций (низкая скорость интернета, маломощные компьютеры и др.).

Показана возможность применения программно-аппаратных средств шифрования HASP для идентификации пользователя и использования индивидуальных ключей шифрования. Разработана технология взаимодействия между сотрудниками одной организации с разным уровнем доступа к информации, а также их взаимодействие с сотрудниками сторонних предприятий.

Показано, что внедрение данной концепции информационного обмена в эксплуатирующие организации позволит ускорить внедрение удаленного диагностического центра за счет минимизации вероятности утечки конфиденциальных данных. Централизованное хранение и обработка диагностических данных может способствовать своевременному обнаружению отклонений в эксплуатационных характеристиках двигателей, что позволит уменьшить затраты на обслуживание парка авиационной техники и повысит безопасность полетов.

Список литературы

1. SafeNet, inc.homepage. http://www.safenet-inc.com.
2. Алферов А. П., Зубов А. Ю., Кузьмин А. С., Черемушкин А. В. Основы криптографии. Гелиос АРВ, 2002.
3. Брюс Шнайер. Прикладная криптография. Протоколы, алгоритмы и исходные тексты на языке С, 2002.

КОМПЛЕКСНАЯ МЕТОДИКА ПОУЗЛОВОЙ ДИАГНОСТИКИ АВИАЦИОННЫХ ГТД ПО ПАРАМЕТРАМ ЧАСТИЦ ИЗНАШИВАНИЯ

В.В. Мурыщенко, НИИ прикладной физики ИГУ, Иркутск, dtech@api.isu.ru
В.В. Дроков, НИИ прикладной физики ИГУ, Иркутск
В.Г. Дроков, НИИ прикладной физики ИГУ, Иркутск
И.В. Лисун, НИИ прикладной физики ИГУ, Иркутск
Ю.Д. Скудаев, НИИ прикладной физики ИГУ, Иркутск

Опыт применения атомно-эмиссионного сцинтилляционного спектрометра САМ-ДТ втрибодиагностике авиационных двигателей различных типов показал высокую достоверность диагностирования (не менее 90%) узлов трения, при обнаружении дефектов как в трансмиссионной части двигателя (р/п ТВД, р/п МВП, КВД), так и в коробке приводов.

Согласно предписанной методике, сцинтилляционный спектрометр измеряет параметры металлических частиц изнашивания в диапазоне размеров от 0мкм (растворенные в масле элементы) до 70 - 80 мкм, в зависимости от элемента. Верхняя граница размеров частиц определяется полнотой испарения металлической частицы в воздушной плазме атмосферного давления. Неполное испарение крупных металлических частиц ведет к искажению результатов измерения параметров частиц изнашивания, поэтому возможно получение недостоверных диагностических выводов (пропуск дефекта, или неправильная его локализация).

Вероятнее всего, доля недостоверных оценок дефектов (10%) связана с наличием в анализируемой пробе частиц крупнее 80 -100 мкм.

Для повышения достоверности диагностирования предложено учитывать дополнительный фактор - долю крупных частиц в пробе, оцененную по результатам рентгенофлуоресцентных измерений. При этом, проводить полный количественный анализ не требуется, достаточно измерять интегральную интенсивность линий элементов основы сплавов (Fe, Cu), чем обеспечивается экспрессность получения информации на предварительном уровне.

Оценка технического состояния узлов трения двигателя, омываемых маслом, производится по следующей схеме.

Смыв продуктов изнашивания осуществляют с маслофильтра без его разборки, что исключает вероятность заражения пробы посторонними частицами,возникающими при демонтажеметаллического корпуса маслофильтра. Пробу смыва тщательно перемешивают и делят на 2 равные части. Первую часть пробы анализируют на сцинтилляционном спектрометре, измеряя параметры частиц изнашивания, согласно методике анализа пробы смыва, а вторую, для оценки вклада крупных частиц, просеивают через сито с размером ячеек 80 мкм.Полученные фракции пробы + 80 мкм и –80 мкм, высаживают на мембранные фильтры «Владипор» и производят анализ отпечатков, измеряяинтегральныеинтенсивности линий элементов основы (Fe, Cu),затем берут отношение измеренных интенсивностей элементов фракции + 80 мкм к интенсивностям линийсоответствующих элементов фракции – 80 мкм. По величине отношения оценивают массовый вклад фракции с крупными частицами, содержащими данный элемент по формуле:

$$k_i = \frac{J^i_{+80}}{J^i_{-80}}$$

В зависимости от величины коэффициента k,принимают диагностическое решение.

Опыт показал, что при k< 1, вклад крупных частиц не является определяющим и диагностическое решение принимают по результатам сцинтилляционных измерений. При k> 1 диагностическое решение принимают по результатам сцинтилляционных и рентгенофлуоресцентных исследований. Дополнительно, элементный состав крупных частиц может быть измерен с помощью микрорентгеновского анализатора «Фокус-2»

Совокупность использования двух приборов – сцинтилляционного спектрометра и рентгенофлуоресцентного анализатора позволилаиспользовать новые диагностические признаки для обнаружения дефекта и оценки степени его развития, исключить необоснованный съем двигателя. В табл.1, в качестве примера, приведены величина вклада крупных частиц в пробах и результаты заводских исследований 5 двигателей.

Из таблицы видно, что доля крупных частиц, содержащих медь в пробе масла, слитой с коробки приводов неисправного двигателя (протокол 5393), не превышает значения 0,56, в то время как в пробе смыва (протокол 5394) она составляет 2,44. Это еще раз подтверждает эффективность диагностирования по результатам анализа пробы смыва с основного маслофильтра и необходимость использования диагностического оборудования, работающего во всем диапазоне размеров частиц, генерируемых в маслосистеме двигателя.

Заключение:

1. Разработана высокодостоверная комплексная методика измерения параметров частиц изнашивания на атомно-эмиссионном сцинтилляционном спектрометре соценкой доли крупных частиц в анализируемой пробе с помощью рентгенофлуоресцентного анализатора.

2. Применение двух методов, работающих в разных диапазонах размеров частиц (сцинтилляционных метод – от 0 мкм до 80 мкм, рентгенофлуоресцентный от 80 мкм до 1000 мкм и более), позволяет перекрыть весь диапазон размеров частиц изнашивания, генерируемых в маслосистеме двигателей.Это исключает пропуск дефекта, даже при выкрашивании обойм и тел качения подшипников, когда число частиц мало.

Таблица 1- Отношение интенсивностей рентгеновской флуоресценции фракции +80 мкм и -80 мкм для исправных и дефектных двигателей

№ п/п	№ протокола	№ двигателя / наработка, час	k_{Fe}	k_{Cu}	Примечание
1	5016	1 ППР 2551 (смыв)	0,57	0,92	Поступил на анализ по повышенному содержанию металла в масле. Продолжил эксплуатацию. Снят с крыла по выработке ресурса.
2	6409	2 ППР 3067 (смыв)	0,56	0,66	Поступил на анализ по стружке на ЦВС (немагнитная).Продолжил эксплуатацию.Снят с крыла по выработке ресурса.
3	6381	3 ППР 2273 (смыв)	0,71	0,65	Поступил на анализ по стружке на ФСС (магнитная, серебряного цвета). Продолжил эксплуатацию. Снят с крыла по выработке ресурса.
4	5944	4 ППР 1565 (смыв)	**1,06**	**1,93**	Поступил на анализ по табло «стружка в масле». Снят с крыла по дефекту. **Выкрашивание ТВД со сколом борта**.
5	5393	5 ППР 1554 (точка отбора - ЗКП)	0,45	0,56	Поступил на анализ по табло «стружка в масле». Масло слито с холодного двигателя. Снят с крыла по дефекту. **Выкрашивание дорожки внутренней стойки ТВД со сколом борта.**
6	5394	5 ППР 1554 (точка отбора - МФС) (смыв)	**2,3**	**2,44**	Поступил на анализ по табло «стружка в масле». Снят с крыла по дефекту. **Выкрашивание дорожки внутренней стойки ТВД со сколом борта.**

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ СОСТОЯНИЯ УЗЛОВ МАСЛОСИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ ПС-90А ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЧАСТИЦ ИЗНАШИВАНИЯ С ЛЕНТЫ DIRTALERT

Ф.И. Мухутдинов, НИИ прикладной физики ИГУ, Иркутск, dtech@api.isu.ru
В.В. Дроков, НИИ прикладной физики ИГУ, Иркутск
В.Г. Дроков, НИИ прикладной физики ИГУ, Иркутск
В.В. Мурыщенко, НИИ прикладной физики ИГУ, Иркутск
Ю.Д. Скудаев, НИИ прикладной физики ИГУ, Иркутск

Для обнаружения дефектов в узлах трения авиационных ГТД нашли применение спектральные (атомно-эмиссионный, рентгенофлуоресцентный) методы анализа. Нормативная документация, согласно которой оценивается техническое состояние узлов трения двигателя, предписывает анализировать пробу масла, слитую с коробки приводов, либо маслобака. Опыт применения в эксплуатации спектральных методов для диагностики двигателей Д-30КП/КУ/КУ-154, оснащенных маслофильтром с размером ячеек 70 мкм, показали недостаточную их достоверность, всего 5% [1]. С уменьшение тонкости фильтрации масла при диагностике ПС-90А при техническом обслуживании по результатам анализа пробы масла ни разу не был выявлен на земле дефект роликоподшипника ТВД. Полученные результаты свидетельствуют о том, что в пробе масла не содержится достаточной информации об износных процессах в двигателе. Поэтому российские и зарубежные исследователи предпринимают попытки использования информации о параметрах частиц изнашивания, которые накапливаются на основном маслофильтре.

Применение для очистки масла в двигателе ПС-90А фильтроэлементаPALLQA-07930 с величиной ячеек 15 мкм поставила перед диагностами новые проблемы. ФильтроэлементPALLQA-07930 одноразовый с ресурсом работы 600 часов. Регламент обслуживания двигателя составляет порядка 150-200 часов. Очевидно, что при диагностике двигателя через 600 часов, дефект может быть пропущен, а диагностирование через 200 часов принесет эксплуатанту дополнительные издержки, поскольку каждый раз после съема фильтроэлемента нужно устанавливать новый.

Нами была разработана технология получения пробы смыва с фильтроэлементаQA-07930 без его разборки. Сцинтилляционным методом измерены параметры частиц изнашивания в пробах смыва и построена статистическая модель исправного двигателя ПС-90А по параметрам частиц изнашивания смытых с фильтроэлементовQA-07930, демонтированных с исправных двигателей, после выработки ресурса фильтроэлемента. Были установлены граничные значения по параметрам частиц изнашивания, проведена эксплуатационная проверка модели, которая позволила выявить неисправные двигатели.

В последнее время в эксплуатации начали использовать фильтроэленетыQA-07930-01 с диагностическим слоем DirtAlert - ленты, состоящей из двух частей (нижней и верхней). Деление ленты на несколько частей позволяет снимать диагностическую информацию с ленты через необходимые промежутки времени.

Для получения смыва с диагностической ленты фильтроэлементаQA-07930-01 фирмы PALL разработано специально лентопротяжное устройство [2].Измерение параметров частиц изнашивания смытых с маслофильтра проводилось на сцинтилляционном спектрометре. В качестве диагностических признаков использовались относительные параметры, поскольку фильтр является накопителем информации за весь период его работы и абсолютные значения параметров частиц в смыве использовать для

диагностики практически невозможно, ввиду сложности сохранения одинаковых условий получения смыва [3].

При отработке диагностирования ставилось две задачи:

- получение представительной пробы смыва по количеству и составу частиц изнашивания;
- оценить возможность использования ранее разработанной статистической модели исправного двигателя, построенную по пробам смыва с фильтроэлемента QA-07930, для диагностики двигателей с фильтроэлементом QA-07930-01 с диагностическим слоемDirtAlert.

Для решения поставленных задач с каждой ленты делали по 3 смыва, при этом готовилась еще суммарная проба по трем смывам.По полученным результатам было установлено, что первый смыв с диагностической ленты практически не отличается от суммарного смыва. Второй и третий смывы повторяют первый по составу сложных частиц, но зачастую содержат гораздо меньшее количество частиц изнашивания. Поэтому при измерении параметров частиц с ленты DirtAlert представительным является первый смыв, по результатам которого может приниматься диагностическое решение.

Сравнение результатов сцинтилляционного анализа смывов с лент DirtAlert с параметрами статистической модели, построенной по смывам с фильтров показали, что наблюдаются единичные превышения границы $X + 2\sigma$ параметров, при этом эти параметры не выходят за границы значений $X + 3\sigma$ статистической модели. Это позволило сделать вывод, что для диагностирования двигателей ПС-90А с фильтроэлементомQA-07930-01 PALL с диагностическим слоем DirtAlert можно использовать ранее разработанную статистическую модель исправного двигателя, построенную по параметрам частиц износа, смытых с фильтроэлементаQA-07930PALL без диагностического слоя.

Эксплуатационная проверка разработанной методики диагностирования по результатам анализа проб смыва с фильтроэлемента позволила одинаково успешно выявить дефект как узлов коробки приводов, центрального привода, так и дефект узлов трансмиссионной части двигателя. В то время как результаты анализа проб масел не давали повода для беспокойства.

Выводы:

- разработана методика получения смыва с диагностической ленты DirtAlertфильтроэлементаQA-07930-01 фирмы PALL;
- показана возможность использования ранее разработанной статистической модели исправного двигателя, по параметрам частиц, смытых с фильтроэлементаQA-07930 фирмы PALLбез диагностического слоя, для диагностирования двигателя ПС-90А, комплектуемого фильтроэлементомQA-07930-01 фирмы PALL с диагностической лентой – слоем DirtAlert;
- разработана технология диагностирования двигателей ПС-90А по результатам измерения параметров частиц изнашивания смытых с диагностической ленты DirtAlertфильтроэлементаQA-07930-01 фирмы PALL;
- разделение диагностической ленты DirtAlert на несколько вертикальных полос позволяет производить диагностику двигателя через необходимые промежутки времени без замены основного фильтроэлементаQA-07930-01;
- в дальнейшем, при наборе достаточной статистики, имеется возможность полностью отказаться от анализа пробы масла.

Список литературы

1. Анализ съемов двигателей Д-30КП/КУ/КУ-154 за период 2000-2004гг по неисправностям узлов, омываемых смазочным маслом. Техническая справка № 44-596168. Рыбинск, ОАО «НПО «Сатурн», 2005, 27 с.
2. Дроков В.В. Разработка технологии диагностирования авиадвигателей, оснащенных фильтроэлементом с диагностическим слоем/. В.В. Дроков, В.Г. Дроков, В.В. Мурыщенко, Ф.И.Мухутдинов, В.Ф. Халиуллин// Проблемы и перспективы развития в двигателестроении: Материалы междунар. науч.-технич. конф. июнь2014г. – Самара.
3. Патент №2194973. Способ определения технического состояния двигателей и других машин и механизмов по характеристикам микропримесей металлов, обнаруженных в смазочных маслах, топливах и специальных жидкостях. Приоритет от 11.05.99, выдан 2002г.

КОМПЛЕКСНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ ДИАГНОСТИКА ПОТОКОВ В АВИАДВИГАТЕЛЕ И НА ВЫХОДЕ ИЗ НЕГО

Н.М. Скорнякова, МЭИ, Москва, SkorniakovaNM@mpei.ru
В.А. Паршин, МЭИ, Москва, parshinvasa@gmail.com
Д.Г. Сычев, МЭИ, Москва, sychdmitrij@yandex.ru

Разработка новых типов авиадвигателей и улучшение характеристик уже существующих невозможно без развитых экспериментальных методов диагностики. Однако, применение контактных методов диагностики не всегда возможно. В этом случае на первый план выходят оптические методы диагностики [1]. Основными их достоинствами являются дистанционность и бесконтактность.

В настоящее время разработано большое количество оптико-электронных методов, позволяющих производить диагностику как конструкции летательных аппаратов, так и потоков воздуха и газа около них. В докладе будут представлены принципы нескольких методов (теневой фоновый метод, анемометрия по изображениям частиц, лазерная индуцированная флюоресценция), их совместное применение позволит получить полную информацию о параметрах потоков, существующих внутри авиадвигателя и на выходе из сопла. Будут показаны примеры их применения к задачам диагностики авиадвигателей.

Принципы теневого фонового метода и теневой фоновой оптической томографии были предложены Мейером в 1999 г. как дальнейшее упрощение оптической теневой системы и переход к использованию компьютерной обработки изображения.

Теневой фоновый метод использует искаженное изображение структурированных фоновых экранов. Чтобы выполнить такую визуализацию картин теневого фонового метода, обычно берутся два снимка фонового экрана с достаточным оптическим контрастом и структурой. Одно из этих изображений регистрируется, когда в канале передачи нет возмущений. На другом снимке среда в канале передачи возмущена (включает изменение концентрации вещества). Таким образом, существуют две картины для сравнения, из различий между которыми можно получить информацию об исследуемом объекте. Эти различия, главным образом смещения деталей изображения, пропорциональны изменениям в канале передачи в том же направлении. Теневой фоновый метод позволяет получить распределение градиентов показателя преломления, и,

соответственно, после нормировки, параметров, влияющих на него (давление, температура, концентрация и т.п.). В частности, с помощью теневого фонового метода [2] возможно выполнять температурную диагностику потоков из модели сопла авиадвигателя (рис. 1).

Анемометрия по изображениям частиц (PIV) [3] – это бесконтактный метод измерений, используемый для получения пространственного поля распределения мгновенных скоростей потока по сдвинутым во времени изображениям этого потока. Он возник и стремительно развился за последние три десятка лет. Этот метод позволяет построить поле скоростей в сечении потока, выделенном лазерной плоскостью. Получение поля скоростей данным методом можно условно разделить на два этапа. Во-первых, производится запись разнесенных на малый промежуток времени изображений потока, засеянного светорассеивающими частицами-трассерами, во-вторых, производится обработка этих изображений, с целью определить взаимное смещения частиц на изображениях и получить векторное поле скоростей потока. На рис. 2 приведен пример диагностики лабораторно сгенерированного свободного концентрированного вихря [4].

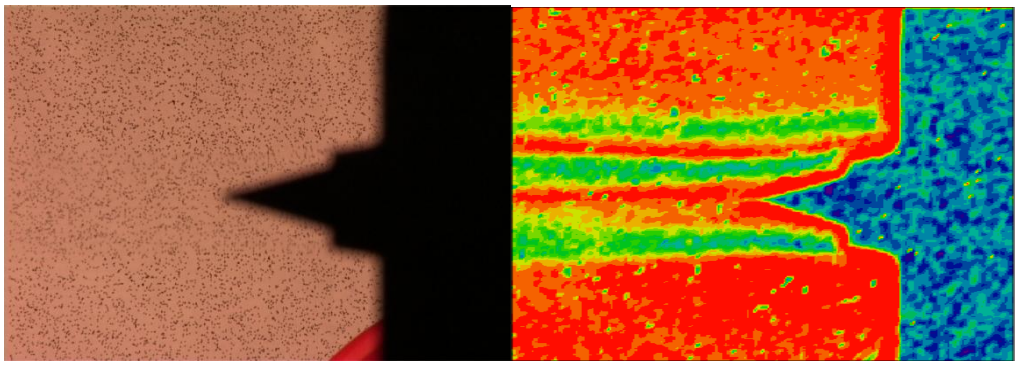
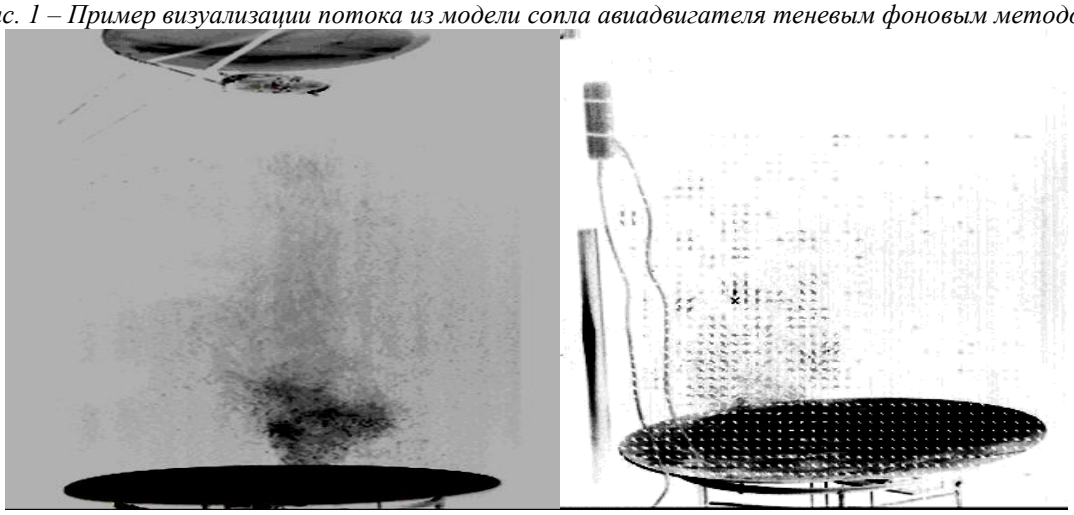


Рис. 1 – Пример визуализации потока из модели сопла авиадвигателя теневым фоновым методом



а) *б)*

Рис. 2 – Результаты прямой видеорегистрации (а) и векторного поля свободного концентрированного вихря (б), полученного с помощью анемометрии по изображениям частиц (инвертированные изображения)

Измерительный комплекс LaVisionFlameMaster позволяет проводить всестороннее исследование процессов горения. Комплекс FlameMaster основан на оптической диагностике пламени с помощью лазеров и видеокамер и использует следующие методы анализа и измерений:

- LIF — лазерно-индуцированная флуоресценция;
- LII — лазерно-индуцированная инкандесценция;
- Рэлеевское рассеяние.
- В результате исследований возможно получить следующие данные:
- LIF-визуализация топлива и смесей;

- визуализация фронта пламени;
- распределение радикалов (OH, NO, CH, …);
- структура и стабильность пламени;
- температура пламени и продуктов горения;
- концентрация продуктов горения и размер твердых частиц.

Будут представлены двумерные поля: температуры, скорости и концентрации продуктов сгорания для пламени газовой горелки.

Работа частично выполнена при поддержке РФФИ (грант № 13-07-00929 А).

Список литературы

1. Современные оптические методы исследования потоков: Коллективная монография. Под ред. Б.С. Ринкевичюса. М. Оверлей 2011.
2. Скорнякова Н.М. Исследование микровихрей методом анемометрии изображения частиц // Труды 16-й Международной научной конференции «Лазерно-информационные технологии в медицине, биологии и геоэкологии». – Новороссийск, 2008.
3. Raffel M., Willert C.E., Kompenhans J. Particle image velocimetry. A practical guide. Corrected 3rd printing. Springer, Germany, Berlin. 1998.
4. SkornyakovaN.M., SychevD.G., VaraksinA.Yu., RomashM.E. Vizualizationofvortexstructuresbyparticleimagevelocimetry // Scientific Vizualisation. V. 7. No. 3. 2015. P. 15-24.

АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ ДВИГАТЕЛЕЙ В ЭКСПЛУАТАЦИИ

М.П. Соколов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, diagnost@ciam.ru

Для обеспечения безопасности полетов, надежности и экономической эффективности применения ГТД необходимо совершенствовать системы контроля и диагностики двигателей, которые позволят с высокой достоверностью проводить локализацию неисправностей и прогнозировать их опасное развитие. Анализ большого количества зарубежных и отечественных публикаций по данной теме показывает, что системы диагностики ГТД проходят развитие в направлениях расширения функций бортовых и наземных систем вибромониторинга, интеграции с системами управления, наращивания номенклатуры встроенных средств измерения, перевода аппаратного обеспечения на распределенную структуру построения, внедрения сетевых технологий для передачи данных и совершенствования методов их обработки. Поэтапное внедрение приложений диагностики в указанных направлениях, по оценкам экспертов, позволит повысить качество технического обслуживания двигателей, сократить трудоемкость, повысить надежность и ресурс двигателей.

В докладе представлены результаты работы по анализу перспектив использования новейших технологий диагностики ГТД. Рассматриваются примеры практических приложений в областях:

- перспективных средств контроля (волоконно-оптические и микроволновые датчики, акустико-эмиссионные датчики, проточные датчики концентрации частиц износа и пр.);
- распределенных систем измерения на основе интеллектуальных датчиков;
- бортовых систем вибромониторинга;
- бортовых методов идентификации неисправностей на основе моделей «виртуального» двигателя;
- подключаемых средств неразрушающего контроля для контроля повреждений деталей, характеризуемых низкой доступностью;
- наземных лабораторий диагностики в составе интегрированной информационной системы поддержки жизненного цикла.

Проведен анализ преимуществ и недостатков каждой технологии с учетом перспектив использования в системах эксплуатационной диагностики ГТД. Сформированы предложения по основным направлениям развития систем контроля и диагностики для проектируемых и перспективных ГТД.

Списоклитературы

1. More Intelligent Gas Turbine Engines, RTO technical report, tr-avt-128, North Atlantic Treaty Organisation, April 2009.
2. Егоров И.В., Карасев В.А., Скибин В.А., Информационные технологии в диагностике технического состояния ГТД, Труды ЦИАМ № 1345, М:Торус Пресс, 2011г., 359с.
3. Sensor and Actuator Needs for More Intelligent Gas Turbine Engines, NASA and Glenn Research Center technical report, GT2010–22685, July 2010.
4. Принципы построения и проблемы разработки распределенной интеллектуальной системы управления ГТД. Обзор №464. / Под ред. О. С. Гуревича. – М.: ЦИАМ, 2010.

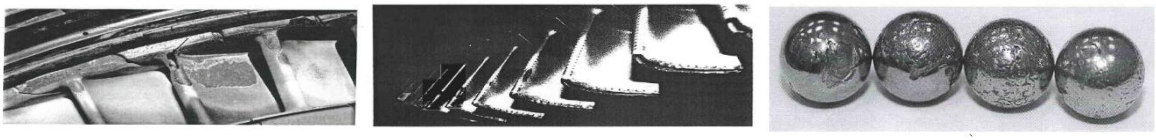
РАННЕЕ ОБНАРУЖЕНИЕ И ЛОКАЛИЗАЦИЯ СКРЫТЫХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ УЗЛОВ ГТД ПО ДАННЫМ ИЗМЕРЕНИЯ ВИБРАЦИИ НА КОРПУСЕ

А.Г. Соколова, ИМАШ РАН, Москва, agsokolova@gmail.com,
Ф.Я. Балицкий, ИМАШ РАН, Москва, fbalitsky@gmail.com,
М.А. Иванова, ИМАШ РАН, Москва, marvladsan@mail.ru

Анализ статистики отказов газотурбинных установок (ГТУ) компрессорных газоперекачивающих агрегатов показал, что скрытые повреждения вращающихся и неподвижных элементов узлов агрегата типа эрозии, коррозии, прогаров соплового и лопаточного аппарата, износа элементов подшипников часто приводят к аварийной ситуации и обнаруживаются, как правило, на поздней стадии развития при визуальном осмотре во время планового технического обслуживания или при ремонтных работах после снятия машины с эксплуатации. На рис.1 приведены фотографии нескольких типовых скрытых повреждений элементов оборудования ГТУ на базе авиационного газотурбинного двигателя ПС-90, обнаруженных разработанным в ИМАШ РАН методом.

В докладе показано, что для эффективного виброконтроля текущего технического состояния машинного оборудования, раннего обнаружения и локализации скрытых

эксплуатационных повреждений процедура вибромониторинга должна опираться на информацию, содержащуюся в характеристиках вибросигнала, чувствительных к выбросам и малым изменениям амплитуды вибрации. При выборе характеристик вибросигнала, регистрируемого в точках на корпусе ГТД в условиях недоступности диагностируемого узла и высокого уровня помех, очень важны требования высокой чувствительности к диагностируемым дефектам и монотонности роста значений диагностических признаков неисправностей при ухудшении технического состояния узла. Этим требованиям не удовлетворяют стандартные энергетические параметры сигналов виброскорости типа среднеквадратического значения амплитуды, реализуемые в штатной системе вибромониторинга (и диагностики) оборудования.



а) *б)* *в)*

Рис. 1 – Фото сквозного прогара элементов ТВД: а) лопаток соплового аппарата и б) лопаток рабочего колеса; с) питтингованных тел качения подшипника

В докладе приведена информация о результатах применения разработанного в ИМАШ РАН метода раннего обнаружения скрытых дефектов узлов ГТУ на базе авиационного ГТД ПС-90 и судового двигателя ДГ-90 по данным корпусных измерений вибрации [1]. В основе метода обнаружения скрытых дефектов лежит алгоритм вибромониторинга машинного оборудования на основе параллельного анализа трендовых характеристик многомерных S-дискриминантов клиппированных по амплитуде вибрационных сигналов в нескольких, заранее определенных полосах частот, адаптированных к рабочему диапазону частот возбуждения объекта. Приведены примеры обнаружения и локализации эксплуатационных повреждений как вращающихся деталей, так и неподвижных элементов узлов ГТД в рабочих условиях газоперекачивающего агрегата. Показано, что разработанная методика позволяет сделать сравнительную оценку чувствительности вибросигналов, измеренных в штатных корпусных точках к ухудшению технического состояния узлов двигателя, определить ориентировочное местоположение дефектного узла, диапазон частот наибольшей виброреактивности и, соответствующие ему источники возбуждения, установить временную и причинно-следственную связь развития различных неисправностей машинного оборудования.

Список литературы

1. Соколова А.Г. и др. О новой технологии вибромониторинга машин, обнаружения скрытых дефектов и их локализации / Контроль. Диагностика, № 2, 2015.

ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ В СОСТАВЕ САУ ДЛЯ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ ГТД

М.П. Соколов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, diagnost@ciam.ru
Ф.Д. Гольберг, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
С.А. Зуев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В качестве одного из перспективных направлений повышения характеристик авиаци-онных газотурбинных двигателей в настоящее время рассматривается интеллектуальное управление ГТД с помощью встроенных в САУ бортовых математических моделей двигате-ля (БММД) высокого уровня. С появлением бортовых систем контроля двигателя (БСКД) нового поколения, обладающих большими вычислительными ресурсами, появилась возможность использования БММД для решения задач бортового контроля и диагностики.

На основании информации о результатах тестирования программного обеспечения БММД на микроконтроллерном модуле с характеристиками, аналогичными применяемых в цифровых САУ, и данных об аппаратных составляющих современных БСКД (таких как БМ-14, EMU-123) проведена предварительная расчетная оценка запасов вычислительных ресурсов для работы программного обеспечения БММД. Показано, что производительность современных БСКД позволяет выполнить весь объем необходимых вычислений, расходуя при этом не более 5% процессорного времени и запаса оперативной памяти, что не препятствует выполнению основных алгоритмов контроля и диагностики и обеспечивает принципиальную возможность для реализации БММД в программном обеспечении БСКД. Возможен также вариант, при котором вычисления БММД проводятся в САУ, а затем в режиме реального времени передаются в БСКД.

Аналитические и расчетные исследования показывают, что возможности БММД могут быть использованы для выполнения нескольких функций, расширяющих возможности бортовой диагностики двигателя:

1) Диагностика и восстановление отказов датчиков регулируемых и внешних параметров. В режиме обучения для каждого измеряемого на двигателе параметра БММД формирует и периодически обновляет зависимость $\Delta X(X_{пр})$, где $X_{пр}$ – приведенное значение соответствующего параметра, ΔX - $X_{изм} – X^{mod}$– разность между измеренным и расчетным значением параметра. В том случае, если ΔX превышает установленный допуск, то диагностируется отказ датчика и вместо сигнала его измерений используется величина $X_{кор} = X_{mod} + \Delta X(X_{пр})$. Расчетные и экспериментальные исследования, проведенные в ЦИАМ, показывают высокую точность диагностики и восстановления сигналов отказавших датчиков. Наибольшие расхождения по восстановленным сигналам не превышают 2-3% на режиме малого газа.

2) Диагностика обрыва вала ротора низкого давления. Показано, что вычисляемая в БММД разность Δn_B между расчетным $n_{Bр}$ и измеренным $n_{Bф}$ значениями частоты вращения $\Delta n_B = n_{Bр} – n_{Bф}$,не превышающая на различных установившихся и переходных режимах работы двигателя 3…5%, при обрыве вала ротора низкого давления будет резко возрастать по времени. Поскольку вычисление этой разности и скорости ее изменения $d(\Delta n_B)/dt$ может осуществляться с помощью БММД практически мгновенно с запаздыванием не более величины шага интегрирования, меньшим 0.01с,то ее можно использовать в качественадежного и эффективного критерия определения момента обрыва вала.

3) Поузловая диагностика неисправностей проточной части двигателя в эксплуатации. С использованием БММД появляется возможность оперативного установления неисправных узлов без использования средств наземной дефектоскопии. В качестве диагностических критериев используются величины регулирующих факторов, вычисляемых БММД. К таким факторам относятся КПД узлов, приведенные расходы, коэффициенты восстановления давления в различных сечениях, углы установки механизации. Диагностика основана на формировании модели нормального износа, которая учитывает характер изменения факторов на начальном интервале эксплуатации двигателя, и определения отклонений от модели в процессе наработки двигателя. При регистрации отклонений по одному из факторов, формируется решение о неисправности того узла двигателя, которому соответствует данный фактор.

4) Превентивное формирование заключений о возможности помпажа двигателя. В отличие от средств и алгоритмов противопомпажной защиты, обеспечивающих ликвидацию неустойчивых режимов работы двигателя при их возникновении, БММД может позволить выполнять превентивную диагностику помпажа по изменению запасов газодинамической устойчивости на различных режимах работы двигателя в процессе его наработки. В том случае, если зарегистрированы резкие изменения параметра ΔКу или его устойчивый тренд, то формируется заключение о возможности помпажа на установленном режиме работы двигателя.

Списоклитературы

1. More Intelligent Gas Turbine Engines, RTO technicalreport, tr-avt-128, North Atlantic Treaty Organisation, April 2009.
2. Гольберг Ф.Д., Гуревич О.С., Петухов А.А. Бортовая математическая модель двигателя в составе САУ ГТД для повышения отказоустойчивости и качества управления // Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями / Под ред. О.С. Гуревича. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010.

МЕТОД КОНТРОЛЯ РАБОТЫ РВНА КСД ТРЕХВАЛЬНОГО АВИАЦИОННОГО ГТД ПО ПАРАМЕТРАМ, РЕГИСТРИРУЕМЫМ В ПОЛЕТЕ

Л.Ю. Ткаченко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, diagnost@ciam.ru

Некоторые производители авиационных ГТД, в частности Rolls-Royce, для обеспечения высоких тяговых характеристик и возможности широкой настройки эксплуатационных характеристик двигателя используют трехвальную конструктивную схему. Однако использование такой схемы двигателя сопровождается значительным усложнением процесса диагностирования технического состояния и увеличением рисков возникновения неустойчивых режимов работы двигателяпри ухудшении его параметров.

В работе по обеспечению устойчивой работы двигателей трехвальной схемы активно используются элементы механизации компрессоров, в частности регулируемый входной направляющий аппарат компрессора среднего давления (РВНА КСД). Регулированием угла установки статорных лопаток РВНА КСД добиваются изменения скорости воздушного потока на входе в компрессор среднего давления в соответствии с режимами работы двигателя. Отклонение от программы регулирования РВНА КСД может

привести к срывным явлениям к компрессоре. Поэтому весьма важно иметь возможность отслеживать опасные отклонения в работе РВНА КСД. Один из методов, обеспечивающий данную возможность, рассмотрен в представленном докладе.

Рассматриваемый метод контроля работы РВНА КСД основан на влиянии угла установки поворотных лопаток ВНА на значение приведенной к режиму частоты вращения КСД. Изменение направления скорости воздушного потока обтекающего лопатки РВНА приведет к изменению угла атаки на рабочих лопатках КСД и частоты вращения ротора КСД. Отслеживая тренд малых изменений приведенной частоты вращения, зарегистрированной в моменты перекладки лопаток, по наработке двигателя, можно проводить оценку текущего состояния системы управления РВНА, а также прогнозировать неисправности.

Рассматриваемый метод был протестирован с использованием зарегистрированных в полете параметров двигателя Д-18Т серии 3. В процессе тестирования метода для одного из двигателя были обнаружены отклонения в работе РВНА КСД. Впоследствии неисправность была подтверждена в процессе выполнения ремонтно-восстановительных работ.

Список литературы

1. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Машиностроение, 2003г., 616 с, ил.
2. Егоров И.В., Карасев В.А., Скибин В.А. Информационные технологии в диагностике технического состояния ГТД, Труды ЦИАМ №1345, М: Торус Пресс, 2011г., 359с.
3. Биргер И.А. Техническая диагностика. – М.: Машиностроение, 1978г., 240 с., ил.
4. Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П.. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам. – М.: Машиностроение, 1983г., 206 с, ил.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКСПЕРТНОГО АНАЛИЗА ТЕПЛОВИЗИОННЫХ ДАННЫХ И РЕЗУЛЬТАТЫ ЕГО ПРИМЕНЕНИЯ В ЗАДАЧАХ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ ГТД

Л.Ю. Ткаченко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, diagnost@ciam.ru
М.П. Соколов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Одним из перспективных методов оценки состояния деталей и узлов авиационных ГТД является использование термографии. Данный метод относится к категории методов неразрушающего контроля и позволяет по характеру распределения инфракрасного излучения оценивать состояние источника излучения. Для проведения оценки состояния требуется специальное программное обеспечения (ПО), способное обрабатывать зарегистрированные тепловизионные данные и представлять результаты этой обработки в удобной для восприятия форме. В представленном докладе рассмотрен один из таких видов ПО, разработанный специалистами ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» в целях контроля и диагностики ГТД. Также показаны результаты применения данного ПО.

Рассматриваемое ПО имеет следующие функциональные возможности:

- Просмотр записанных тепловизионных данных в виде термограмм;
- Просмотр значения температуры в интересующей области термограммы с учетом ранее проведенной калибровки тепловизионной аппаратуры.
- Просмотр графиков распределения излучения в различных срезах термограммы.
- Просмотр графиков распределения излучения локальной области термограммы с течением времени.
- Выполнение математических операций над термограммами.
- Просмотр калибровки тепловизионной аппаратуры.

Данное ПО служит инструментарием эксперта, анализирующего состояние деталей и узлов по тепловизионным данным. Для его тестирования были проведены эксперименты по исследованию влияния дефектов деталей из композитных материалов на характер излучаемого ими инфракрасного излучения. Было показано, что при помощи рассматриваемого ПО можно обнаруживать нарушения нанесенного на деталь термозащитного покрытия.

Список литературы

1. ГОСТ 25314-82.Контроль неразрушающий тепловой. Термины и определения
2. Сиротин Н.Н., Коровкин Ю.М. Техническая диагностика авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979 г., 271 с.
3. Елисеева И. И., Юзбашев М. М. Общая теория статистики: Учебник / Под ред. И. И. Елисеевой. - 4-е издание, переработанное и дополненное. - Москва: Финансы и Статистика, 2002., 480 с.
4. Егоров И.В., Карасев В.А., Скибин В.А., Информационные технологии в диагностике технического состояния ГТД, Труды ЦИАМ № 1345, М: Торус Пресс, 2011г., 359с.

ИССЛЕДОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА СТРУКТУРЫ ИНТЕГРИРОВАННОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЖИЗНЕННЫМ ЦИКЛОМ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Л.Ю. Ткаченко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, diagnost@ciam.ru

Авиационный двигатель является сложным техническим объектом, жизненный цикл которого имеет продолжительность в несколько десятилетий. В рамках своего жизненного цикла двигатель проходит несколько этапов, каждый из которых генерирует большое количество информации. Для эффективного использования данной информации требуется интегрированная информационная система управления жизненным циклом авиационных ГТД, позволяющая структурировать, анализировать и представлять в удобной для восприятия форме весь объем накопленной информации.

В докладе представлены основные результаты работы по исследованию и разработке структуры такой системы. Основное внимание уделено подсистеме, отвечающей за техническое сопровождение двигателей в эксплуатации, затрагивающей наиболее продолжительный этап ЖЦ авиационных ГТД и являющейся ядром всей системы. Структура данной подсистемы показана на рис. 1.

Центральным звеном данной подсистемы является математическая модель (ММ) двигателя, а также модели технического обслуживания (ТО), принятия решений и нормативные документы (НД). ММ двигателя служит для поддержания технического состояния каждого экземпляра двигателя, находящегося в эксплуатации. За ее основу берется модель, создаваемая разработчиком авиадвигателя при его проектировании. Это позволяет собирать статистическую информацию, оценивать параметры авиадвигателя, выполнять поиск причин отклонений этих параметров и принимать оптимальные решения уже начиная с этапа проектирования двигателя. Полученная информация, основанная на ММ, позволит разработчику совершенствовать конструкцию двигателя и его ТО, внести вклад в научно-технический задел, а также повысить оперативность и адекватность принятия решений, что приведет к уменьшению стоимости эксплуатации двигателя и повышению его надежности.

Обобщенная ММ двигателя, создаваемая его разработчиком, упрощается для ее использования в подсистемах контроля, диагностики и прогнозирования технического состояния (ТС), а также при принятии диагностических решений. В проведенном исследовании в качестве способа упрощения применялась линеаризация исходной ММ:

$$\delta z = d_1 \delta r_1 + d_2 \delta r_2 + \ldots + d_m \delta r_m = \sum_{j=1}^{m} d_j \delta r_j, \qquad (1)$$

где δz - относительное изменение параметра z, характеризующего ТС двигателя, d_j - коэффициент влияния параметра r_j, δr_j - относительное изменение параметра r_j.

Данный способ линеаризации значительно упрощает анализ динамики изменения ТС и при этом позволяет принимать адекватные диагностические решения.

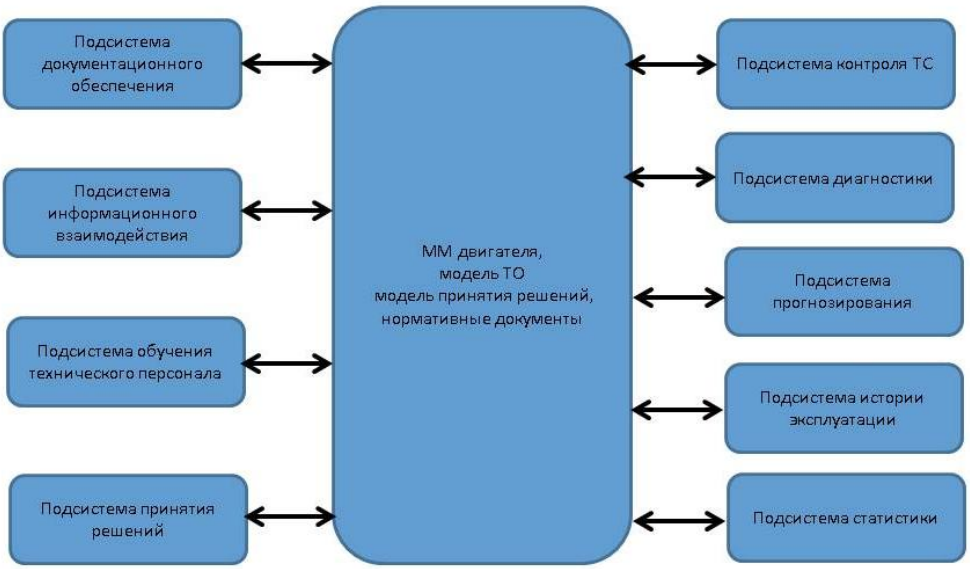


Рис. 1 – Основные компоненты подсистемы технического сопровождения авиационных ГТД в эксплуатации

Подсистема принятия решений в рассматриваемой системе основывается как на ММ двигателя, так и на вероятностных методах. Это обусловлено необходимостью оценки рисков принятия определенных решений, так как невозможно добиться абсолютной точности в оценке любого ТС. Для оценки вероятности проявления определенного состояния двигателя используется уточняемая в процессе накопления статистики диагностическая матрица вероятностей, построенная по методу Байеса. Для классификации состояний по получаемым в ходе эксплуатации двигателя данным используется обучаемая нейронная сеть, что позволяет значительно повысить распознаваемость дефектных состояний двигателя.

Для повышения оперативности принятия решений и эффективности эксплуатации авиадвигателя система имеет сетевую структуру и связывает разработчика двигателя и эксплуатирующую его организацию, а также других заинтересованных сторон. В основу организации данной структуры положены многолетние исследования и разработки ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» по направлению удаленного диагностического центра.

В ходе исследования и разработки интегрированной информационной системы управления ЖЦ ГТД было показано, что данная система должна организовываться и выполняться в рамках разработчика авиационных ГТД, однако в качестве одного из разработчиков данной системы должен выступать ЦИАМ как отраслевой институт авиационного двигателестроения, имеющий многолетний опыт в проектировании и исследовании двигателей.

Список литературы

1. Егоров И.В., Карасев В.А., Скибин В.А. Информационные технологии в диагностике технического состояния ГТД, Труды ЦИАМ №1345, М: Торус Пресс, 2011г., 359с.
2. More Intelligent Gas Turbine Engines, RTO Technical Report, tr-avt-128, North Atlantic Treaty Organisation, April 2009.
3. Колодежный Л.П., А.В. Чернодаров. Надежность и техническая диагностика, М.: Изд. ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, 2010г., 452с.
4. Биргер И.А. Техническая диагностика. – М.: Машиностроение, 1978г., 240 с., ил.
5. Богуслаев А.В., Олейник Ал.А., Олейник Ан.А., Павленко Д.В., Субботин С.А. Прогрессивные технологии моделирования, оптимизации и интеллектуальной автоматизиции этапов жизненного цикла авиационных двигателей. – Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2009г., 468 с.
6. Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П.. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам. – М.: Машиностроение, 1983г., 206 с, ил.

ДИАГНОСТИКА ФЛАТТЕРА РАБОЧИХ КОЛЕС КОМПРЕССОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Н.В. Туманов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, tumanov@rtc.ciam.ru
В.М. Сачин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.Г. Шатохин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.А. Лаврентьева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
С.А. Черкасова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Н.А. Воробьева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Флаттер (динамическая аэроупругая неустойчивость) является наиболее опасным типом аэроупругих колебаний рабочих колес (РК) компрессоров авиадвигателей. Возникновение флаттера на рабочих режимах должно быть исключено в процессе проектирования и доводки РК. Это обусловливает актуальность диагностирования флаттера при испытаниях опытных РК – как на безопасном уровне вибронапряжений, так и при разрушении РК. В последнем случае вибронапряжения достигают такой величины, что расположенные на РК тензодатчики выходят из строя, и для определения причины разрушения необходимо анализировать 1) записи виброакустических процессов в

окрестности РК (с использованием методов бесконтактной виброакустической диагностики флаттера (БВАДФ)) и 2) микрорельеф поверхности разрушения.

Методы БВАДФ базируются на закономерностях флаттера РК как волнового процесса [1-9]. В системе координат, связанной с РК, флаттер поворотно-симметричного РК при связанных колебаниях по форме с m узловыми диаметрами и круговой частотой ω_m происходит в виде волны перемещений лопаток, бегущей в направлении вращения колеса с угловой скоростью ω_m/m. Это приводит к возмущению окружного распределения статического давления потока вблизи РК в виде волны давления, которая воздействует на элементы статора (корпус компрессора, лопатки направляющих аппаратов), вызывая соответствующие волны перемещений и деформаций. В неподвижной системе координат угловая скорость указанных волн превышает угловую скорость ω_m/mфлаттерной волны в рабочем колесе на величину его угловой скорости ω_p. Поскольку число пространственных периодов волн m не изменяется при переходе от связанной с РК системы координат к неподвижной, частота генерируемых флаттером диагностических сигналов (ДС), фиксируемая установленными на статоре датчиками (пульсаций давления, вибраций или вибродеформаций корпуса и т.д.), $\omega_{*m}=m(\omega_m/m+\omega_p)=\omega_m+m\omega_p$.

При отклонении РК от поворотной симметрии флаттер по i-й форме с собственной частотой ω_i описывается не одной вперед бегущей волной, а суперпозицией вперед и назад бегущих волн. В общем случае асимметрии статорные датчики фиксируют наряду с основным ДС на частоте $\omega_{*im}=\omega_i+m\omega_p$ которая соответствует числу диаметров m превалирующей вперед бегущей волны, побочные ДС на частотах $\omega_{*ij}=\omega_i\pm j\omega_p$, где j=0, 1, 2,…, (s-1+δ)/2 (δ=1 при четном и δ=0 при нечетном числе s лопаток в РК).

Методы БВАДФ позволяют также оценивать амплитуду вибронапряженийσ_v в РК при флаттере [5-6]. Для этого необходимо измерить амплитуду ДС (например, пульсаций давления) p_v и использовать предварительно определенную калибровочную зависимость между σ_v и p_v. Такая зависимость показана на рис.1 (экспериментальные точки, полученные при флаттере РК вентилятора в процессе стендовых и летных испытаний авиадвигателя, и линия регрессии): коэффициент корреляции равен 0.99, что означает возможность надежного бесконтактного измерения и линейного прогнозирования величины σ_v по измеренным значениям амплитуды ДС.

Помимо раннего обнаружения флаттера РК при безопасном уровне вибронапряжений (см. рис.1) методы БВАДФ применяются для диагностики интенсивного флаттера с разрушающим уровнем вибронапряжений. В этом случае они могут быть дополнены методами количественной фрактодиагностики (диагностики разрушения) [8-9], которые основаны 1) на измерении шага усталостных бороздок S (характеризующего подрастание трещины в цикле нагружения) на поверхности усталостных изломов вблизи очага разрушения и 2) использовании кинетического уравнения, связывающего величину S с размахом коэффициента интенсивности напряжений ΔK, модулем Юнга и периодом возрастания нагрузки в цикле нагружения (при колебаниях этот период равен 1/f, где f– частота колебаний). После вычисления из кинетического уравнения величины ΔK определяется соответствующая амплитуда колебаний рабочей лопатки (для чего проводится конечно-элементное моделирование лопатки с трещиной в зоне измерения шага бороздок), а затем при этой амплитуде колебаний лопатки без трещины находится величина σ_v в области зарождения трещины.

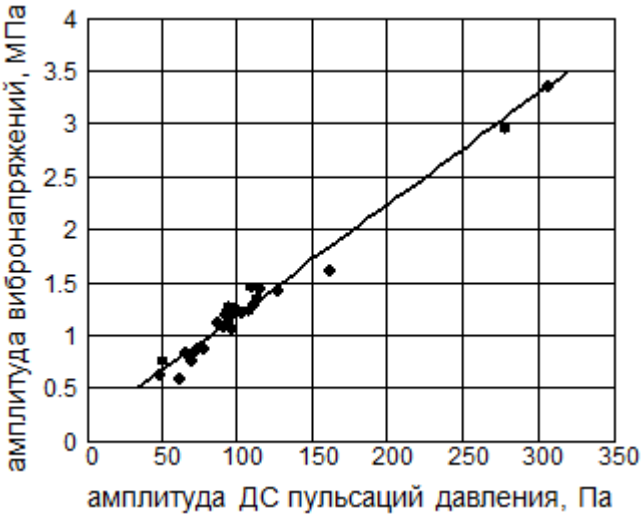


Рис. 1 – Зависимость между амплитудой вибронапряжений в лопатке РК вентилятора при флаттере и амплитудой ДС пульсаций давления перед РК

Изложенный комплекс методов, включающий БВАДФ, электронно-микроскопический анализ усталостных изломов и конечно-элементное моделирование вибрационного состояния РК, применен при фрактодиагностике РК компрессоров. Установлено, что причиной разрушения РК был флаттер, определены режимы, на которых он реализовался, идентифицированы форма (число узловых диаметров) и частота колебаний РК при флаттере, двумя методами (БВАДФ и расчетно-фрактографическим) определены уровень наиболее интенсивных вибронапряжений и продолжительность их действия.

Результаты проведенных исследований свидетельствуют об эффективности используемых методов и необходимости комплексного подхода к фрактодиагностике, обеспечивающего надежное определение причины разрушения и достоверную реконструкцию его развития.

Списоклитературы

1. Kurkov A., Dicus J. Synthesis of blade flutter vibratory patterns using stationary transducers // ASME Paper №78-GT-160. 1978г. 8р.
2. Иванов В.П., Сачин В.М. К вопросу об автоколебаниях рабочего колеса турбомашины как системы с конструктивной поворотной симметрией // Проблемы прочности. 1980. №5. С.91-96.
3. Сачин В.М. Некоторые особенности аэроупругих колебаний рабочих колес турбомашин // Аэроупругость лопаток турбомашин. Вып.1. М.: ЦИАМ, 1981. С. 267-287.
4. Сачин В.М., Шатохин А.Г. Способ обнаружения автоколебаний осевой турбомашины в рабочих условиях // Авт. свидетельство СССР №974184. 1982.
5. Сачин В.М., Туманов Н.В., Шатохин А.Г. Способ обнаружения автоколебаний осевой турбомашины в рабочих условиях // Авт. свидетельство СССР №1136593. 1984.
6. Сачин В.М., Туманов Н.В., Шатохин А.Г. Бесконтактнаявибродиагностика флаттера рабочих колес компрессоров // Аэроупругость лопаток турбомашин. Вып.4. М.: ЦИАМ, 1987. С.195-206.
7. Сачин В.М. Прогресс в раннем диагностировании флаттера рабочих колес компрессоров авиадвигателей // Современные методы обеспечения прочностной надежности деталей авиационных двигателей. Под ред. Б.Ф. Ножницкого, Б.Ф Шорра, И.Н. Долгополова. М.: Торус-Пресс, 2010. С. 215-223.

8. Сачин В.М., Туманов Н.В., Лаврентьева М.А., Черкасова С.А. Комплексная фрактодиагностика флаттера рабочего колеса вентилятора // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2011. №3(27). Часть 2. С. 185-194.
9. Сачин В.М., Туманов Н.В. Бесконтактная виброакустическая диагностика и фрактодиагностика флаттера рабочих лопаток компрессоров // Проблемы динамики взаимодействия деформируемых сред: Труды 7-й Международной конференции. Ереван: Институт механики НАН РА, 2011. С. 372-376.

ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТЬ ПРИЕМА СВЕРХШИРОКОПОЛОСНЫХ СИГНАЛОВ С ВРЕМЯПОЗИЦИОННОЙ МОДУЛЯЦИЕЙ В УСЛОВИЯХ ДЕЙСТВИЯ МОЩНЫХ СВЕРХВЫСОКОЧАСТОТНЫХ ПОМЕХ

А.Н. Удодов, ФГАОУ ВО «СПбПУ», ОАО «Климов», Санкт-Петербург,
a.n.udodov@yandex.ru
В.В. Александров, ФГАОУ ВО «СПбПУ», Санкт-Петербург

В настоящее время в сетях промышленной автоматики все большую актуальность приобретает задача повышения надежности и эксплуатационных характеристик. Статистика показывает, что до 40% отказов классических централизованных электронных систем управления в эксплуатации вызвано отказами электрических соединений[1]. Громоздкая и разветвлённая проводка затрудняет компоновку сети, ее техническое обслуживание и модернизацию. Кроме того, для сетей централизованного типа высока трудоёмкость поиска неисправностей и локализации отказов. Одним из возможных решений данной проблемы является применение беспроводных технологий для обеспечения связи управляющих контроллеров, сенсоров и исполнительных механизмов.

Объектом исследований в работе являются беспроводные сенсорные сети промышленного назначения, использующие технологию передачи данных на основе сверхширокополосных (СШП) сигналов с времяпозиционной модуляцией. Данные сети функционируют в условиях действия мощных относительно разрешенного для СШП сигналов уровня помех в различных диапазонах частот, в том числе сверхвысокочастотных.

Разработана имитационная модель приемопередающего тракта с различными параметрами системы сигналов. Проведен анализ характеристик помехоустойчивости системы передачи данных в канале с аддитивным белым гауссовским шумом и мощными сверхвысокочастотными помехами с параметрами, близкими к условиям работы в сетях промышленного назначения.

Список литературы

1. А.Н. Удодов, П.В. Туровцев «Анализ характеристик надежности беспроводной системы передачи данных в САУ газотурбинного двигателя», Сборник докладов международной научно-технической конференции «Климовские чтения-2014», Санкт-Петербург, 2014.

РАЗАРАБОТКА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО СПОСОБА ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАРКИ СПЛАВА ЧАСТИЦ ИЗНОСА УЗЛОВ ТРЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД ПО РЕЗУЛЬТАТАМ РЕНТГЕНОСПЕКТРАЛЬНОГО АНАЛИЗА

А.Ю. Ходунаев, НИИ прикладной физики ИГУ, Иркутск, dtech@api.isu.ru

Более 30 лет для оценки технического состояния узлов трения авиационных газотурбинных двигателей используются рентгенофлуоресцентные методы. Основным измеряемым параметром является содержание элемента в пробе масла, слитого с коробки приводов, либо маслобака.

Опыт применения в эксплуатации рентгенофлуоресцентных методов для диагностики двигателей Д-30КП/КУ/КУ-154, оснащенных маслофильтром с размером ячеек 70 мкм, показал недостаточную их достоверность, всего 5%[1].Применение более современной аппаратуры не улучшило данный показатель.

Дальнейшее применение рентгенофлуоресцентных методов российские и зарубежные исследователи видят в анализе элементного состава частиц износа, осажденных на основном маслофильтре двигателя. Это позволяет определить марку сплава частицы, локализовать её источник по технологической карте двигателя и действовать в зависимости от важности дефекта. Применение анализатора «Спектроскан Макс-GV» вместе с программой «Анализ стружки» в лаборатории диагностики ОАО «Аэрофлот» позволило продолжить эксплуатацию для 80% двигателей после появления стружки на контрольных элементах, по сравнению с 18% до применения программы в 2002 г. [2].

Однако,существенным ограничением является невозможность определить элементный состав частиц размером менее 500 мкм при помощи эксплуатирующейсярентгенофлуоресцентной аппаратуры.

Согласно проведенной оценке, при использовании микрорентгеноспектрального анализатора «Фокус-2» с поликапиллярнойоптикойвозможно определить элементный состав и процентное содержание элементов для частиц размером от 100 мкм (табл. 1), что позволит значительно расширить возможности диагностики, так как частицы меньших размеров появляются на основном фильтре значительно раньше.

Таблица 1. Определение элементов основных авиационных сталей при помощи анализатора «Фокус-2» в зависимости от размеров частиц.

Марка стали	Размеры частиц, мкм			
	20-50	50-80	80-110	>110
60С2А	-	-	Cr, Mn	Cr, Mn
95Х18	Cr	Cr	Cr	Cr, Mn
12Х2Н4ВА	Cr, Ni, W	Cr, Ni, W	Cr, Ni, W	Cr, Ni, W
ШХ-15Ш	Cr	Cr	Cr	Cr
ЭИ-347	Cr, W	Cr, W	Cr, W, V	Cr, Ni, W, V, Mo

Для использования анализатора «Фокус-2» в качестве диагностического инструмента, необходимо разработать автоматизированный однозначный способ определения марки сплава исследуемой частицы для локализации дефектного узла двигателя.

Было разработано ПО, позволяющее в 98% случаев определить марку сплава для частиц эталонных сплавов, предоставленных ОАО «Авиадвигатель».

В настоящий момент стоит определения сплавов для реальных частиц износа с двигателей, так как встречаются частицы с «намазыванием» нескольких сплавов один на другой. Эту проблему предлагается решить либо аналитически, составлением комбинаций из известных сплавов и подбора лучшей, либо статистически, накопив базу данных по каждому типу дефекта.

Список литературы

1. Анализ съемов двигателей Д-30КП/КУ/КУ-154 за период 2000-2004 г. по неисправностям узлов, омываемых смазочным маслом. Техническая справка № 44-596168. Рыбинск, ОАО «НПО «Сатурн», 2005, 27 с.
2. Дасковский М.И. Обобщение опыта трибодиагностики авиационных ГТД и разработка мер по повышению ее эффективности. Автореферат на соискание уч. степ.канд. техн. наук м., 2012, 21с.

ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИЕ ДАТЧИКИ И СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА ДЛЯ АВИАЦИОННЫХ ПРИМЕНЕНИЙ

И.С. Шелемба, ООО «Инверсия-Сенсор», Пермь, inform@i-sensor.ru
А.А. Оглезнев, ООО «Инверсия-Сенсор», Пермь

В настоящее время в мировой практике измерений всё большее распространение приобретает использование волоконно-оптических систем мониторинга. Многие предприятия переходят на волоконно-оптические системы контроля и измерений. Позитивные результаты применения, наряду со множеством преимуществ, характерных для данной технологии, вызывают всё большую заинтересованность заказчиков, что ведет к расширению рынка и увеличению объемов производства.

Основными отличительными особенностями и преимуществами волоконно-оптических систем являются:

- независимость первичного преобразователя от электрического питания;
- максимальный уровень пожаро- и взрывобезопасности;
- устойчивость к электромагнитным помехам и коррозии;
- малый вес системы;
- высокая надёжность и длительный срок эксплуатации благодаря свойствам оптического стекла;
- возможность интеграции с другими линиями, автоматизация объекта;
- опция разветвления по участкам и возможность дополнения системы.

Волоконно-оптические датчики не требуют подвода электропитания и опрашиваются при помощи света через оптическое волокно, что в свою очередь позволяет размещать до 30 датчиков различных типов в одной линии. К тому же такие датчики идеально подходят для внедрения в композитные материалы, из которых изготавливаются некоторые части летательных аппаратов.

Описанные выше преимущества реализованы как в точечных датчиках, где чувствительным элементом является локализованная структура в оптическом волокне, так и в распределенных датчиках, в которых каждый элемент протяженной волоконно-оптической линии является чувствительным элементом.

Одним из лидеров в области производства волоконно-оптических систем мониторинга в России является ООО «Инверсия-Сенсор». Компания имеет многолетний опыт в разработке датчиков и регистраторов, обладает набором передовых технологий на основе волоконных брэгговских решёток (ВБР) и Рамановского рассеяния. Ею успешно реализован ряд проектов по оснащению объектов волоконно-оптическими сенсорами, а также по автоматизации мониторинга. Компания уделяет повышенное внимание качеству своей продукции. Поставляемые компанией системы контроля температуры, давления и деформации соответствуют необходимым техническим требованиям заказчиков, высокотехнологичны и безопасны для применения в агрессивных и плохо предсказуемых условиях. Волоконно-оптические датчики, устройства опроса и системы на их основе проходят все необходимые сертификационные процедуры в соответствии с требованиями стандартов и регламентов Российской Федерации.

С декабря 2013 г. ООО «Инверсия-Сенсор» развивается в рамках кластера волоконно-оптических технологий «ФОТОНИКА» в г. Перми. В настоящее время компания реализует проекты для нужд авиационной промышленности такие, как мониторинг напряжённо-деформированного состояния фюзеляжа летательного аппарата, обнаружение коррозии на элементах конструкции фюзеляжа и двигателя, внедрение датчиков в композиционные материалы, измерение вибрации.

Списоклитературы

1. Бабин С. А., Власов А. А., Шелемба И. С. «Волоконно-оптические сенсоры на основе брэгговских решеток». Химия высоких энергий, 2008, том 42, № 4, с. 35-37.
2. Sergey A. Babin, Alexey G. Kuznetsov, Alexander A. Vlasov, Ivan S. Shelemba. “Comparison of Raman and Fiber Bragg Grating-Based Fiber Sensor Systems for Distributed Temperature Measurements”. KeyEngineeringMaterials, Vol. 437 (2010), pp 309-313.
3. Гуревич Э.И., Лямин А.А., Шелемба И.С., «Опыт измерения температуры обмотки статора оптоволоконными датчиками при стендовых испытаниях турбогенератора», Электрические станции, 2010, 4, с. 42-47.
4. Victor V. Shishkin; Alexey E. Churin; Denis S. Kharenko; Maria A. Zheleznova; Ivan S. Shelemba, “Structural health monitoring system of soccer arena based on optical sensors”, Proc. SPIE 9157, 23rd International Conference on Optical Fibre Sensors; doi: 10.1117/12.2071269, 2014.

СЕКЦИЯ 7 – АВИАЦИОННАЯ ХИММОТОЛОГИЯ

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПОЛНОТЫ СГОРАНИЯ В ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ РАСЧЕТАХ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

И.С. Аверьков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, averkov@ciam.ru
Л.С. Яновский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, yanovskiy@ciam.ru
А.В. Байков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, baykov@ciam.ru

Для воздушно-реактивных двигателей актуальной является задача учета полноты сгорания топлива. Точность учета полноты сгорания топлива и эффектов диссоциации продуктов сгорания становится важной для точности расчета силы тяги, удельного импульса, а также тепловых потоков в камере сгорания. Существующая методика, основанная на использовании эффективной полной энтальпии [1], не всегда является приемлемой для учета полноты сгорания топлива. Следует отметить, что в ряде случаев понятию полноты сгорания топлива не дается строгого математического определения.

В работе рассмотрен вопрос оценки и учета неполноты сгорания топлив в рамках одномерного подхода с использованием инструментов равновесной термодинамики. Особое внимание уделено вопросу оценки неполноты сгорания из-за диссоциации и физического недогорания топлива. Рассмотрены несколько методик учета полноты сгорания и дан их сравнительный анализ, а также представлены результаты по оценке потерь на диссоциацию разных топлив.

ПЕРСПЕКТИВЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ТВЕРДООКСИДНЫХ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В НАТУРНЫХ УСЛОВИЯХ

И.С. Аверьков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, averkov@ciam.ru
Л.С. Яновский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, yanovskiy@ciam.ru
А.В. Байков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, baykov@ciam.ru

Доклад посвящен вопросам организации экспериментальных исследований основных энергетических характеристик твердооксидных топливных элементов, предназначенных для работы в условиях авиационного двигателя. Показано, что при использовании современных технологий лабораторного химического эксперимента, в лабораторных условиях возможна организация работы отдельных образцов топливных элементов в условиях, по своим основным параметрам (давление, температура, состав газов) воспроизводящих натурные условия в авиационном двигателе во время полета. В докладе рассматриваются особенности проведения такого рода исследований, обусловленные малыми размерами авиационных топливных элементов и особенностями применяемых материалов. Приводятся результаты первичных исследований, показывающие, что современные технологии изготовления твердооксидных топливных

элементов делают возможным изготовление топливных элементов пригодных для использования в маршевых двигателях самолетов гражданской авиации.

РЕЗУЛЬТАТЫ ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТВЕРДЫХ ТОПЛИВ В РАКЕТНО – ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ (РПДТ) В СОСТАВЕ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА (ГЛА)

М.М. Алексеева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, alexeeva@ciam.ru
В.В. Разносчиков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, raznoschikov@ciam.ru
И.С. Аверьков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, igoraverkov@yandex.ru

Создание ГЛА на твердом топливе многодисциплинарная и сложная проблема. Одной из задач в этой проблеме является формирование объемно - массовой компоновки РПДТ в составе ГЛА. Особенностью компоновки этого двигателя является то, что баки твердого топлива (БТТ), которые, по сути, являются газогенераторами, соединены с камерой дожигания газоводами и расположены в корпусе ГЛА. Очевидно, что для выполнения продолжительного полета необходимо иметь большой запас топлива. Поэтому БТТ занимают большой объем в фюзеляже ГЛА. При выборе места расположения БТТ необходимо учитывать, что выработка топлива в баках не должна оказывать влияние на смещение положения центра тяжести ГЛА, БТТ не должны мешать размещению полезной нагрузки и другого оборудования, находятся в обводах планера с учетом его конструкции и теплозащиты. Так как топливные емкости ЛА имеют фиксированный объем, плотность топлива определяет его массу и, соответственно, влияет на летно – технические характеристики (ЛТХ). Кроме этого известно, что от топлива зависит температура и теплофизические свойства продуктов его сгорания в воздухе и это соответственно влияет на тягу и удельный расход топлива РПДТ.

Поэтому важно понять физику влияния свойств твердого топлива не только на надежность и эффективность параметров двигателя, но и на ЛТХ ГЛА. Особенности объемно-массовой компоновки РПДТ играют одну из основных ролей в оптимальной интеграции системы ГЛА-РПДТ-Топливо.

Для решения, в том числе, и таких задач, создана математическая модель формирования облика системы «ГЛА-РПДТ-Топливо». Данная модель позволяет рассчитать не только тягово-экономические и габаритно-массовые характеристики СУ, но и геометрические, аэродинамические, объемно-массовые характеристики и траекторные параметры движения ЛА.

В докладе будут представлены примеры решения формирования объемно - массовой компоновки ГЛА, а также результаты параметрических исследований оценки эффективности использования твердых топлив в РПДТ.

ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЯХ В СУЩЕСТВУЮЩИХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ И ЭНЕРГОУСТАНОВКАХ НАЗЕМНОГО, ВОЗДУШНОГО, АЭРОКОСМИЧЕСКОГО И КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

В.А. Алтунин, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань, altspacevi@yahoo.com
К.В. Алтунин, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань
Е.Н. Платонов, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань
Л.А. Обухова, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань
М.Л. Яновская, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

При эксплуатации двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического применения в их топливно-охлаждающих системах происходят аномальные эффекты, связанные с особенностями тепловых процессов в жидких углеводородных горючих и охладителях: интенсификация теплоотдачи в зоне критических давлений; процесс осадкообразования; термоакустические автоколебания (ТААК) давления [1-11].

Одним из самых негативных процессов является процесс осадкообразования [1-8]. Через несколько сот часов работы ВРД происходит частичное или (и) полное закоксовывание топливных каналов и форсунок. Частичное закоксовывание форсунок приводит к частичной потере тяги, к нерасчётному струйному распылу горючего, из-за чего происходит локальный перегрев и прогар жаровой трубы с дальнейшим возникновением пожара и взрыва. Полное закоксовывание – к полной потере тяги, к образованию течи горючего, также - к пожару и взрыву.

В ЖРД и ЖРД многоразового использования (ЖРДМИ) также происходит негативный процесс появления твёрдых углеродистых отложений. Уже через несколько минут работы двигателя слой твёрдого осадка нарушает нормальный режим работы каналов рубашки охлаждения, особенно в зоне критического сечения сопла. Происходит неожиданный и несанкционированный перегрев и прогар стенки рубашки охлаждения с дальнейшим взрывом. Кроме того, в каналах рубашки охлаждения возникают ТААК давления, которые несут в себе как позитивные, так и негативные явления.

Для всестороннего исследования этих особенностей тепловых процессов были проведены экспериментальные работы, как при естественной, так и при вынужденной конвекции жидких углеводородных горючих и охладителей [4].

Результаты исследований показали [5-9], что интенсификация теплоотдачи в зоне критических давлений осуществляется в 2-3 раза за счёт теплофизических свойств жидких углеводородных горючих и охладителей. Это можно считать одним из направлений повышения эффективности охлаждения двигателей и энергоустановок различного базирования и применения.

Процесс осадкообразования начинается при нагреве углеводородных горючих и охладителей до температуры более 373К – на любых металлических поверхностях с различной степенью обработки их поверхностей. Обнаружены эффекты затормаживания роста осадка и предотвращения осадка – без применения и с применением электростатических полей.

При возникновении ТААК давления происходит увеличение коэффициента теплоотдачи на 40% (позитивный эффект). Возникают локально-чередующиеся зоны перегрева охлаждающего канала с дальнейшим прогаром и взрывом (негативный эффект). Происходит процесс откалывания твёрдых углеродистых отложений (позитивный эффект)

с дальнейшим быстрым засорением и захолаживанием каналов и фильтров (негативный эффект). Обнаружены эффекты уничтожения ТААК давления – без влияния и с влиянием электростатических полей.

Разработаны и запатентованы новые способы и методы борьбы с осадкообразованием, с ТААК давления. Созданы алгоритмы учёта негативных и позитивных особенностей теплоотдачи к жидким углеводородным горючим и охладителям при проектировании, создании и эксплуатации отечественных двигателей и энергоустановок повышенных характеристик [9-11]. Результаты исследований использованы: при создании космических энергоустановок «Курс» и «Барьер», при разработке систем контроля и управления ВРД летательных аппаратов 5 поколения, при конверсии авиационно-космических двигателей и их использовании для добычи тяжёлых нефтей, при разработке водоподогревательных систем для обработки нефтяных скважин, в учебном и научном процессе вузов и ввузов, в работе НИИ, КБ авиационно-космической отрасли, энергомашиностроения, транспорта.

Список литературы

1. Яновский Л.С., Дубовкин Н.Ф., Галимов Ф.М., Шигабиев Т.Н., Гортышов Ю.Ф., Горячев В.В., Кондратьев В.А., Аляев В.А. Инженерные основы авиационной химмотологии. - Казань: Изд-во Казанского университета, 2005. - 714 с.
2. Большаков Г.Ф. Физико-химические основы образования осадков в реактивных топливах. – Л.: Изд-во «Химия», 1972. – 232 с.
3. Дубовкин Н.Ф., Маланичева В.Г., Фёдоров Е.П. и др. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив: Справочник. - М.: Изд-во «Химия», 1985. – 240 с.
4. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Гортышов Ю.Ф., Дресвянников Ф.Н., Обухова Л.А., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. Техника и методика экспериментальных исследований особенностей тепловых процессов в углеводородных горючих в земных и космических условиях // Тр. 47 чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Сек. №2: «Проблемы ракетной и космической техники». РАН. РАКЦ. (г. Калуга, 18-20 сентября 2012 г.). - Казань: Изд-во «Центр оперативной печати», 2013. - С. 67-87.
5. Алтунин В.А., Ягофаров О.Х., Зарифуллин М.Е., Замалтдинов Ш.Я.-С. Особенности теплоотдачи к жидким углеводородным охладителям в условиях естественной конвекции при до- и сверхкритических давлениях // Изв. вузов. Авиационная техника. 1998. №1. - С.59-67.
6. Алтунин В.А., Ягофаров О.Х., Зарифуллин М.Е., Замалтдинов Ш.Я.-С. Особенности теплоотдачи к жидким углеводородным охладителям в условиях вынужденной конвекции // Изв. вузов. Авиационная техника. 1998. №3. - С.49-56.
7. Алтунин В.А. Исследование особенностей теплоотдачи к жидким углеводородным горючим при термоакустических автоколебаниях давления // Изв. вузов. Авиационная техника. 2000. №3. - С.31-34.
8. Алтунин В.А. Особенности теплоотдачи к углеводородным горючим в энергоустановках аэрокосмических систем многоразового использования // Изв. вузов. Авиационная техника. 2001. №4. - С.38-41.
9. Алтунин В.А. Исследование особенностей теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям в энергетических установках многоразового использования. Книга первая. - Казань: Изд-во «Казанский государственный университет им. В.И. Ульянова-Ленина», 2005. - 272 с.

10. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Галимов Ф.М., Гортышов Ю.Ф., Дресвянников Ф.Н., Яновский Л.С. Проблема осадкообразования в энергетических установках многоразового использования на жидких углеводородных горючих и охладителях // Вестник Казанского государственного технологического университета. 2010. №5. - С. 96-102.
11. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Галимов Ф.М., Гортышов Ю.Ф., Дресвянников Ф.Н., Яновский Л.С. Анализ способов борьбы с термоакустическими автоколебаниями давления в топливно-охлаждающих каналах энергоустановок многоразового использования на жидких углеводородных горючих и охладителях // «Актуальные проблемы Российской космонавтики». Матер. докл. 35 Акад. чтений по космонавтике. РАН. РАКЦ. Сек. №15: «Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов». - М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2011. - С. 470-471.

ГРАНИЦЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ В УСЛОВИЯХ ЕСТЕСТВЕНОЙ И ВЫНУЖДЕННОЙ КОНВЕКЦИИ ГАЗООБРАЗНОГО МЕТАНА

В.А. Алтунин, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань, altspacevi@yahoo.com
К.В. Алтунин, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань
Е.Н. Платонов, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань
С.Я. Коханова, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань
М.Р. Абдуллин, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань
А.А. Миронов, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань
М.Л. Яновская, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Известно, что запасов нефти в РФ осталось примерно на 50 лет, а запасов природного газа – на 200 лет. В связи с этим обстоятельством руководством страны было принято решение о переводе двигателей и энергоустановок на газообразное топливо. Это касается и авиационно-космической отрасли. Однако природный газ, например, метан до конца не исследован и не изучен [1].

Авторами доклада были созданы экспериментальные установки и рабочие участки, позволяющие проводить исследования газообразного метана в условиях его естественной и вынужденной конвекции, без влияния и с влиянием магнитных и электростатических полей [2-10].

Эксперименты без полей показали [4], что при увеличении давления происходит увеличение коэффициента теплоотдачи к газообразному метану, а при температуре рабочей металлической пластины (или трубки) более 373К на поверхности образуется осадок светло-серого цвета и рыхлой структуры. Экспериментально обнаружено [4, 6-10], что магнитные поля очень слабо влияют на интенсификацию теплоотдачи к газообразному метану и вообще не влияют на предотвращение осадкообразования в нём. А электростатические поля, наоборот, оказывают значительное влияние.

Электрический ветер (разновидность электростатических полей) способен повысить коэффициент теплоотдачи к газообразному метану в условиях его естественной конвекции на (150-200) %. При вынужденной конвекции – эти значения понижаются в зависимости от скорости прокачки. Найдено граничное значение возможности влияния

электростатических полей в условиях вынужденной конвекции метана – это массовая скорость 120 кг/(м^2 с). Установлены зоны и границы возможного применения электростатических полей в условиях естественной и вынужденной конвекции газообразного метана при различных рабочих параметрах, а также – зоны насыщения, в которых дальнейшее увеличение напряжения на рабочих участках не приводит к увеличению интенсификации теплоотдачи. Экспериментально обнаружено, что электростатические поля предотвращают осадкообразование на металлической поверхности рабочей пластины (трубки) только в зоне прохождения силовых линий. Обнаружено, что светящаяся униполярная корона на отдающей игле создаёт дополнительные силовые линии, что способствует некоторому увеличению площади, предотвращённой от осадкообразования.

Разработаны методики расчёта [3, 4] влияния электростатических полей на теплоотдачу и на предотвращение осадкообразования в условиях естественной и вынужденной конвекции газообразного метана. Разработан алгоритм учёта влияния электростатических полей на тепловые процессы в газообразном метане при проектировании, создании и эксплуатации новых двигателей и энергоустановок повышенных характеристик различного базирования и применения. Доклад сопровождается иллюстрационным материалом и патентами на изобретения.

Список литературы

1. Яновский Л.С., Дубовкин Н.Ф., Галимов Ф.М., Шигабиев Т.Н., Гортышов Ю.Ф., Горячев В.В., Кондратьев В.А., Аляев В.А. Инженерные основы авиационной химмотологии. - Казань: Изд-во Казанского университета, 2005. - 714 с.
2. Алтунин В.А. Возможности электрического ветра в жидких и газообразных углеводородных средах в земных и космических условиях // Тез. докл. 26 Акад. Чтений по космонавтике. Сек. №7: «Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена». РАН. ИИЕТ РАН. РАКЦ. Росс. авиац. - косм. агентство. - М.: Изд-во «Война и мир», 2002. - С.143-144.
3. Алтунин В.А. Методика учёта особенностей теплоотдачи к газообразным углеводородным горючим и охладителям при создании аэрокосмических и космических энергоустановок многоразового использования // Тр. 38 научных Чтений, посвящ. разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. (Калуга, 16-18 сентября 2003 г.). Сек. №2: «Проблемы ракетной и космической техники». РАН. ИИЕТ РАН. РАКЦ. - Казань: Изд-во «Унипресс», 2004. - С.152-164.
4. Алтунин В.А. Исследование влияния электростатических и магнитных полей на особенности теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям. Книга вторая. - Казань: Изд-во «Казанский государственный университет им. В.И. Ульянова-Ленина», 2006. - 230 с.
5. Алтунин В.А., Галимов Ф.М., Яновский Л.С. Анализ эффективности применения электростатических полей в энергоустановках и техносистемах наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования. // Сб. матер. докл. 21-й Всеросс. межвуз. научно-техн. конф. «Электромеханические и внутрикамерные процессы в энергетических установках, струйная акустика и диагностика, приборы и методы контроля природной среды, веществ, материалов и изделий». Сек. №6: «Внутрикамерные процессы в наземных, аэрокосмических и космических энергоустановках». - Казань: Изд-во «Отечество», 2009. Ч.2. - С.3-4.

6. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Дресвянников Ф.Н., Гортышов Ю.Ф., Яновская М.Л. Анализ возможностей применения электростатических полей для повышения эффективности энергоустановок и техносистем аэрокосмического и космического базирования // Матер. 46 научных Чтений памяти К.Э. Циолковского. Сек. №2: «Проблемы ракетной и космической техники». РАН. ИИЕТ РАН. РАКЦ. (Калуга, 13-15 сентября 2011 г.). - Калуга: Изд-во «Эйдос», 2011. - С. 99-100.
7. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Гортышов Ю.Ф., Дресвянников Ф.Н., Обухова Л.А., Тарасевич С.Э., Яновская М.Л. Анализ исследований электрических полей в различных средах и условиях // Инженерно-физический журнал. Т.85, №4. 2012 г. - С. 881-896.
8. Altunin V.A., Altunin K.V., Aliev I.N., Gortyshov, Dresvyannikov F.N., Obukhova L.A., Tarasevich S.E., Yanovskaya M.L. Analysis of investigations of electric fields in different media and conditions // Journal of Engineering Physics and Thermophysics: Volume 85, Number 4 (2012), Page 959 – 976.
9. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Дресвянников Ф.Н., Гортышов Ю.Ф., Яновская М.Л. Анализ возможностей применения электростатических полей для повышения эффективности энергоустановок и техносистем аэрокосмического и космического базирования // Тр. 46 Чтений, посвящ. разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Сек. №2: «Проблемы ракетной и космической техники». (Калуга, 13-15 сентября 2011 г.). РАН. РАКЦ. - Казань: Изд-во «Центр Оперативной Печати», 2012. - С. 122-146.
10. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Щиголев А.А., Обухова Л.А., Платонов Е.Н., Демиденко В.П., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Исследование и применение электростатических полей в различных средах в земных и космических условиях // Тр. 8 школы-семинара молодых учёных и специалистов академика РАН В.Е. Алемасова «Проблемы тепломассообмена и гидродинамики в энергомашиностроении». Сек. №1: «Гидродинамика и тепломассообмен в одно- и двухфазных потоках». Национальный комитет по тепломассообмену РАН. Казанский научный центр РАН. Исследовательский центр проблем энергетики КазНЦ РАН (АКАДЕМЭНЕРГО). Институт механики и машиностроения КазНЦ РАН. Академия наук РТ. Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ (КНИТУ-КАИ). Казанский государственный энергетический университет (КГЭУ). - Казань: Изд-во КГЭУ. 2012. - С. 193-200.

ВЛИЯНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЯХ НА РАЗРАБОТКУ НОВЫХ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ ДВИГАТЕЛЕЙ, ЭНЕРГОУСТАНОВОК И ТЕХНОСИСТЕМ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ И БАЗИРОВАНИЯ

В.А. Алтунин, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань, altspacevi@yahoo.com
К.В. Алтунин, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань
Е.Н. Платонов, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань
Л.А. Обухова, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань
С.Я. Коханова, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань
А.А. Терентьев, КНИТУ-КАИ им.А.Н.Туполева, Казань
М.Л. Яновская, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Одной из главных особенностей тепловых процессов в жидких углеводородных горючих и охладителях является негативный процесс осадкообразования [1-3], из-за чего происходит частичное и полное закоксовывание топливно-охлаждающих каналов двигателей и энергоустановок, частичная и полная потеря тяги, нерасчётный струйный распыл с дальнейшим прогаром жаровой трубы, пожаром и взрывом, несанкционированный перегрев и прогар рубашек охлаждения также с дальнейшим взрывом. Другая особенность – термоакустические автоколебания (ТААК) давления, которые происходят в топливно-охлаждающих каналах ЖРД и ЖРД многоразового использования (ЖРДМИ). ТААК давления увеличивают коэффициент теплоотдачи на 40%, откалывают твёрдый слой углеродистого осадка, засоряют и захолаживают каналы и фильтры. Особенностью также является увеличение коэффициента теплоотдачи к жидким углеводородным горючим и охладителям в 2-3 раза в зоне их критических давлений.

Экспериментально обнаружены эффекты затормаживания и ограничения роста осадка. Также обнаружено, что электростатические поля не только интенсифицируют теплоотдачу к жидким углеводородным горючим и охладителям в условиях их естественной и вынужденной конвекции, но и предотвращают появление осадка на металлических поверхностях.

На основе экспериментальных исследований [4-10] были разработаны и запатентованы новые способы борьбы с осадкообразованием, с ТААК давления - без применения и с применением электростатических полей, гибридно. Созданы новые методики учёта особенностей тепловых процессов, борьбы с негативными процессами, применения позитивных процессов – при проектировании, создании и эксплуатации перспективных двигателей и энергоустановок различного назначения и базирования.

На основе проведённых экспериментальных исследований и новых методик разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы форсунок, каналов, фильтров двигателей, энергоустановок и других техносистем (эффективных рубашек охлаждения перспективной артиллерии, ложных тепловых целей многоразового использования, систем борьбы с тепловыми ударами от лазерного оружия различного базирования при защите космических и аэрокосмических летательных аппаратов, систем добычи тяжёлых нефтей конверсионными авиационными и ракетными двигателями и энергоустановками, теплообменников, датчиков и систем контроля и управления) – повышенных характеристик по ресурсу, надёжности, эффективности, безопасности, экономичности и экологичности. В докладе раскрываются патенты на изобретения РФ: №№ 2155910; 2194974; 2215671; 2213291; 2289078; 2287715; 2458305; 2452896; 2447362; 2388966; 2504676; 2482413; 2212364; 2228456; 2541022; 2541570; 2504843.

Применение результатов исследований, новых методик и патентов на изобретения позволит создавать перспективные отечественные двигатели и энергоустановки повышенных характеристик.

Список литературы

1. Яновский Л.С., Дмитренко В.П., Дубовкин Н.Ф. и др. Основы авиационной химмотологии: учеб. пособие. - М.: МАТИ, 2005. - С.85-86.
2. Яновский Л.С., Иванов В.Ф., Галимов Ф.М. и др. Коксоотложения в авиационных и ракетных двигателях. – Казань: Изд-во Казанского научного центра РАН, 1999. – 284 с.
3. Алтунин В.А. Перспективы создания новых конструктивных схем топливоподачи и охлаждения аэрокосмических и космических энергоустановок многоразового использования // Тр. 37 научных Чтений памяти К.Э. Циолковского. Сек. №2: «Проблемы ракетной и космической техники». / Под ред. В.С. Авдуевского /. РАН. РАКЦ. (Калуга, 17-19 сентября 2002 г.). - Казань: Изд-во «Унипресс», 2003. - С. 122-139.
4. Алтунин В.А., Галимов Ф.М., Гортышов Ю.Ф., Фёдоров В.В., Яновский Л.С. Некоторые пути совершенствования ЖРД многоразового использования //. Матер. докл. 34 Акад. чтений по космонавтике. РАН. РАКЦ. (Москва, 26-29 января 2010 г.). Сек. №3: «Основоположники аэрокосмического двигателестроения и проблемы теории и конструкций двигателей летательных аппаратов». - М: Изд-во «НПО машиностроения», 2010. - С.63.
5. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Галимов Ф.М., Гортышов Ю.Ф., Дресвянников Ф.Н., Яновская М.Л. Анализ способов борьбы с осадкообразованием при эксплуатации энергоустановок на жидких углеводородных горючих // Вестник Казанского государственного технологического университета. 2010. №8. - С. 96-103.
6. Алтунин К.В. Влияние осадкообразования на работоспособность ВРД на жидком углеводородном горючем // Тр. 45 Научных чтений, посвящ. разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. РАН. РАКЦ. – Казань: Центр Оперативной Печати, 2011. – С. 227-237.
7. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Обухова Л.А., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. Некоторые пути повышения ресурса и надёжности двигателей и энергоустановок на жидких и газообразных углеводородных горючих и охладителях наземного, авиационного, аэрокосмического и космического базирования // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2013. №4. - С. 29-34.
8. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Демиденко В.П., Обухова Л.А., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. Некоторые пути развития жидкостных ракетных двигателей многоразового использования (90 – летию со дня рождения академика В.Е. Алемасова – посвящается) // Сб. матер. докл. Международ. научно-техн. конф. «Шестые Уткинские чтения, посвящ. 90-летию со дня рождения академика В.Ф. Уткина». - Санкт-Петербург: Изд-во БГТУ им. Д.Ф. Устинова («ВОЕНМЕХ»), 2013. - С. 51-53.
9. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Демиденко В.П., Гуреев В.М., Обухова Л.А., Платонов Е.Н., Терентьев А.А., Яновская М.Л. Новые конструктивные схемы форсунок для силовых установок гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов // Матер. докл. 39 академ. чтений по космонавтике «Актуальные проблемы Российской космонавтики». Сек. №15: «Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов». РАН. РАКЦ. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. - С. 393-394.

10. Алтунин В.А.. Алтунин К.В., Платонов Е.Н., Обухова Л.А.. Демиденко В.П., Коханова С.Я., Терентьев А.А., Яновская М.Л. Пути повышения ресурса и надёжности двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования // Матер. докл. Всеросс. научно-технич. конф., посвящённой 70-летию основания кафедры ракетных двигателей Казанского авиационного института (КАИ). (21-22 мая 2015 г., г. Казань). - Казань: Изд-во Казанского университета, 2015. - С. 94-101.

ХИМИЧЕСКАЯ СТАБИЛЬНОСТЬ АВИАКЕРОСИНОВ И ХИММОТОЛОГИЧЕСКАЯ НАДЕЖНОСТЬ АВИАЦИОННЫХ ГТД ВВС РФ НА СОВРЕМЕННОМ ЭТАПЕ

Д.И. Анисимов, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва, denis.i.anisimov@gmail.com
В.А. Астафьев, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
Л.Н. Козинова, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
И.А. Железная, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва,

Для определения возможного снижения надежности авиатехники от разрушения резинотехнических изделий (РТИ) была проведена систематизация карточек неисправностей топливных систем силовых установок самолетов ВВС РФ за период 2004-2014 гг. Всего за этот период зафиксировано 1163 случаев неисправностей, 206 из которых (т.е. 17,7%) произошло по причине разрушения РТИ, причем 13 случаев привели к летным происшествиям. Характерными признаками разрушения РТИ являются их набухание или усадка, потеря эластичности, прочности, наличие трещин, что приводило к потере герметичности соединений и подтеканию топлива, неустойчивой работе агрегатов, самовыключению двигателей, пожарам.

Для оценки причин разрушения РТИ на авиатехнике ВВС РФ определяли зависимость количества случаев появления неисправностей от времени наработки агрегатов. Такую оценку проводили по каждой из подсистем топливных систем силовых установок. Результаты этой работы приведены на рис.1 и рис.2.

Результаты анализа карточек неисправностей свидетельствует о том, что в подсистемах топливных систем силовых установок самолетов, с повышением температуры топлива количество неисправностей повышается.

Из представленных на рис. 1 результатов также следует, что неисправности по времени работы силовых установок возникают практически равномерно, как в каждой из подсистем, так и по их суммарному количеству.

Из представленных на рисунке 2 результатов видно, что максимальное количество неисправностей, связанных с разрушением резины среди подсистем топливных систем силовых установок имеет место в самой теплонапряженной из них – топливной системе форсажной камеры (2), несколько меньшее в системах управления реактивным соплом (3) и системе распределения (4). Причем их количество практически линейно растет по времени наработки агрегатов в топливной системе форсажной камеры. Это может объясняться повышением вероятности использования недостабилизированных антиокислителем для этих температур партий топлив.

Недостабилизированность отдельных партий топлив может быть связана, например, со снижением содержания антиокислителя в процессе длительного хранения топлив. Для прямого ответа на этот вопрос необходимо оценить реальное содержание

антиокислителя в топливах после длительного хранения. Существующих химических и спектральных методов контроля антиокислителя Агидол-1 недостаточно для этого, а методы определения содержания природных антиокислителей отсутствовали. В настоящее время разработан релаксационно-кинетический метод определения содержания в топливах антиокислителей, в том числе природных, который позволит ответить на этот вопрос [1].

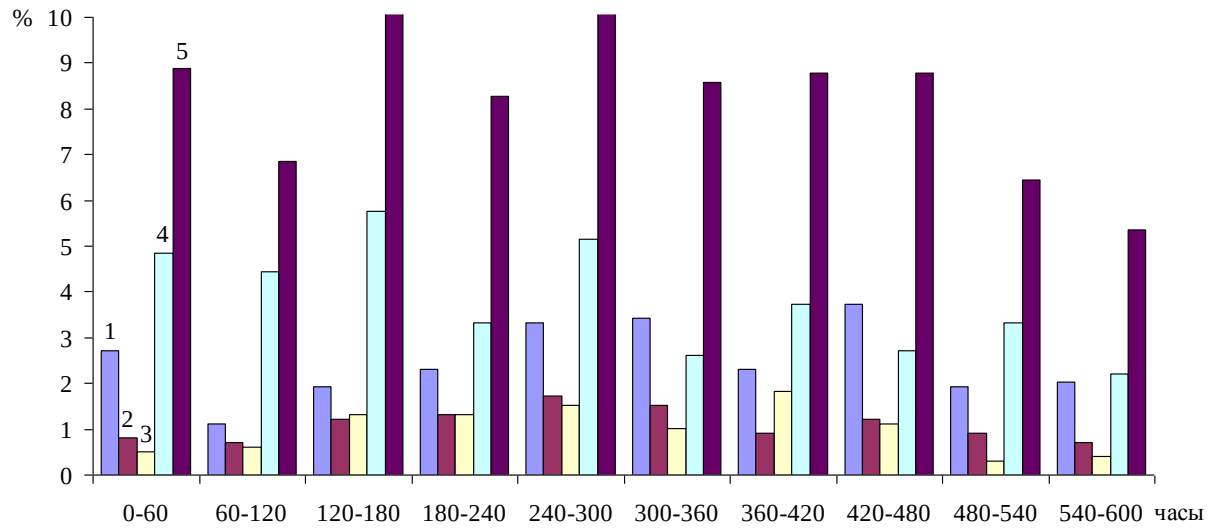


Рис. 1 - Распределение неисправностей, по времени наработки агрегатов, в подсистемах силовых установок самолетов ВВС РФ. Подсистемы: система управления – 1; топливная система форсажной камеры – 2; система управления реактивным соплом – 3; система распределения – 4; общее количество неисправностей – 5

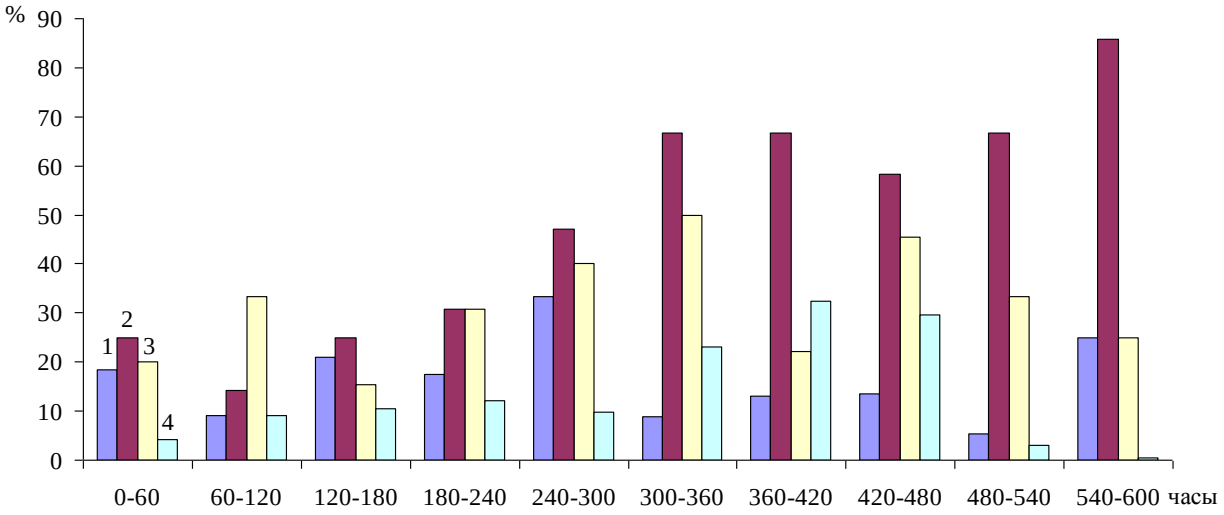


Рис. 2 - Распределение неисправностей, по времени наработки агрегатов, в подсистемах силовых установок самолетов ВВС РФ, вызванных разрушением РТИ, отнесенные ко всем неисправностям в каждой из подсистем. Подсистемы: система управления – 1; топливная система форсажной камеры – 2; система управления реактивным соплом – 3; система распределения – 4.

Список литературы

1. Астафьев В.А., Козинова Л.Н., Железная И.А. Количественный способ определения антиоксидантов в авиакеросинах // Труды 25 ГосНИИ МО РФ. Вып. 56, М.: Гралия, 2014. – с.298-304.

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ДОСТОВЕРНОСТИ ОЦЕНКИ ТЕРМООКИСЛИТЕЛЬНОЙ СТАБИЛЬНОСТИ АВИАКЕРОСИНОВ В СТАТИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

В.А. Астафьев, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва, denis.i.anisimov@gmail.com
Д.И. Анисимов, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
Л.Н. Козинова, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
И.А. Железная, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва

Об уровне достоверности методов определения термоокислительной стабильности (ТОС) может свидетельствовать корреляция между содержанием меркаптановых соединений в топливах с показателями методов и химмотологической надежностью авиадвигателей. При этом известно, что с повышением содержания меркаптановых соединений в топливах химмотологическая надежность авиадвигателей снижается [1]. Поэтому допустимые концентрации их содержания в авиакеросинах снижались от 0,01% масс в 60-тые годы прошлого века до 0,001-0,005% масс (для разных топлив) в настоящее время. Однако, при оценке ТОС авиакеросинов статическим методом по ГОСТ 11802 зависимость между содержанием меркаптанов в топливах и количеством образовавшихся при испытаниях нерастворимых соединений (НС) не является линейной [2, 3], что свидетельствует, по-видимому, о недостаточной достоверности этого метода.

Объяснение этого несоответствия искали при модернизации метода ГОСТ 11802 в исключении контакта топлива с медной пластинкой, повышении температуры испытания и количества O_2 в реакционной ёмкости [2, 3]. Однако оказалось, что и при использовании модернизированных методов взаимосвязь содержания гетероорганических соединений в авиакеросинах с количеством образующихся НС не является линейной [2, 3].

В связи с изложенным выше, предполагали, что повышение достоверности этого метода можно осуществить в том случае, если все меркаптановые и другие природные гетероорганические соединения (ПГС), содержащиеся в испытуемом образце, будут переведены в НС. Такой перевод можно обеспечить при соответствующих содержаниях кислорода в реакционной емкости, температурах и времени испытания.

На рис.1 приведены результаты исследований по оценке влияния относительного содержания кислорода ($\overline{G}_{O_2}$) в реакционной емкости прибора ТСРТ-2 на количество НС, образовавшихся в авиакеросинах за 4 часа при 200 °С без медной пластинки.

Из представленных данных следует, что количество образовавшихся НС увеличивается практически линейно с повышением $\overline{G}_{O_2}$ до некоторого его максимального значения $\overline{G}_{O_2} = 12{,}0$ мг/см^3, а при более высоких его значениях не меняется. Это свидетельствует о завершении окислительных процессов по переводу ПГС, содержащихся в испытуемых образцах в НС. Так, как в реакционной емкости прибора ТСРТ-2 по методу ГОСТ11802 $\overline{G}_{O_2}$=0,87 мг/см^3, то этого количества кислорода недостаточно для превращения всех ПГС в НС, в связи с чем и не обеспечивается линейность зависимости количества НС от содержания в топливе меркаптанов. Об этом свидетельствуют также результаты испытаний, приведенные на рис.2, где сохраняется линейность зависимости количества ПГС на количество НС, при $\overline{G}_{O_2}$=12,0 мг/см^3.

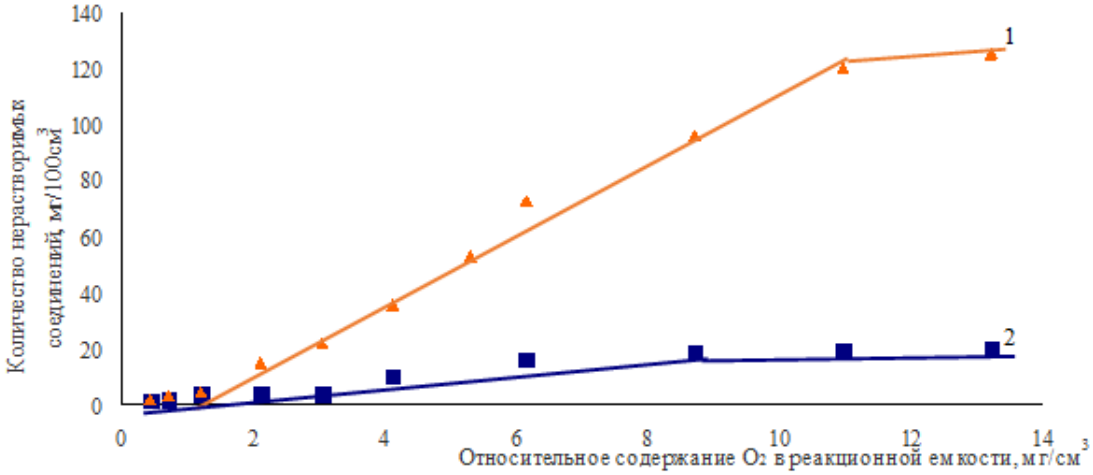


Рис.1 – Влияние относительного содержания кислорода ($\overline{G}_{O_2}$) на количество нерастворимых соединений, образовавшихся в авиакеросинах в реакционной емкости прибора ТСРТ-2 за 4 часа при $t_{ж.ф.}$=200ºС без медной пластины. 1 – прямогонная керосиновая фракция; 2 – авиакеросин марки РТ

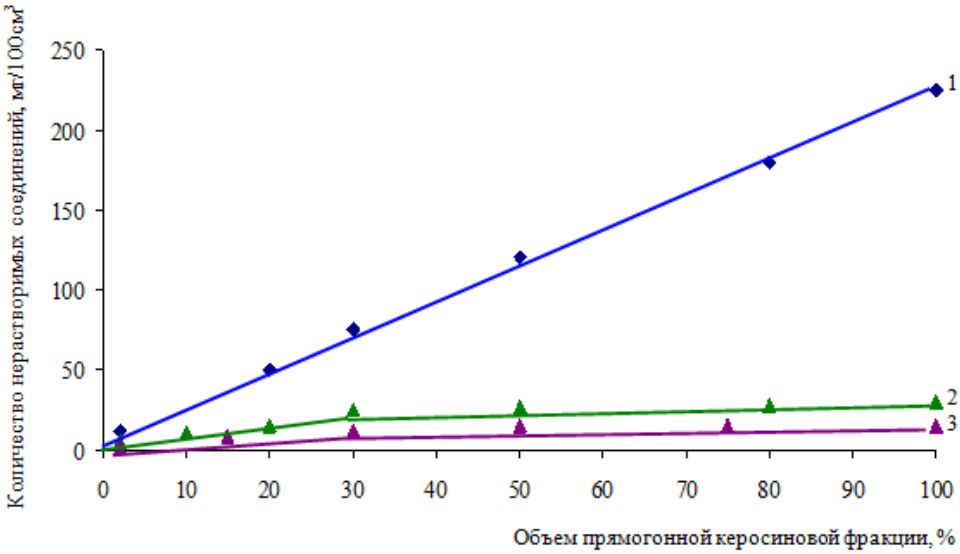


Рис.2 – Влияние соотношения количества прямогонной керосиновой фракции в смеси с гидроочищенной керосиновой фракции на образование нерастворимых соединений в реакционной емкости прибора ТСРТ-2 за 4 часа при tж.ф.=200ºС без медной пластины ТСРТ-2 1 – 12,0 мг/см3, 2 – 2,1 мг/см3, 3 – 0,87 мг/см3

Таким образом, при модернизации статических методов оценки ТОС авиакеросинов, с целью повышения их достоверности, испытания целесообразно проводить при количестве кислорода в реакционной емкости, близком к $\overline{G}_{O_2} = 12{,}0$ мг/см^3. Это позволит определить величину НС в испытуемом образце топлива, пропорциональную реальному содержанию в нем гетероорганических соединений, и, вероятно, повысит достоверность метода.

Список литературы

1. Пискунов, В.А., Зрелов, В.Н. Влияние топлив на надежность реактивных двигателей и самолетов. - М.: Машиностроение. - 1978. - 270 с.
2. Федоров, Е.П., Иванов, В.Ф., Яновский Л.С. Повышение термоокислительной стабильности топлива ТС-1// ХТТМ. -2003. - №5. - С. 19-21.
3. Кишкилев Г.Н., Астафьев В.А., Исаев А.В., Фахрутдинов М.И. Оценка термоокислительной стабильности реактивных топлив в условиях двухфазной замкнутой системы // ХТТМ. -2009. - №2. - С. 39-43.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРЕОБРАЗОВАНИЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА НА ОСНОВЕ ЦИКЛИЧЕСКИХ НИТРОАМИНОВ ПРИ ЕГО ГОРЕНИИ

А.В. Байков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, baykov@ciam.ru
В.А. Струнин, ФГБУН «Институт проблем химической физики», Черноголовка
А.В. Пешкова, ФГБУН «Институт проблем химической физики», Черноголовка
А.В. Шиховцев, ФГБУН «Институт проблем химической физики», Черноголовка

В современных РДТТ широкое распространение получили смесевые твердые топлива на основе высокоактивных окислителей, типа перхлората аммония, применяемых в смеси с металлическими горючими и циклическими нитроаминовыми соединениями. При этом в зависимости от назначения двигателя, и требуемого времени его работы, содержание отдельных компонент в топливе может изменяться в довольно широких пределах. В настоящем докладе сделана попытка создания обобщенной математической модели горения такого топлива, позволяющая определять температуру и состав продуктов горения, скорость горения топлива, показатель степени влияния давления газов, заполняющих присоединенный объем, на скорость горения, при изменении содержания основных компонент, входящих в состав твердого топлива, в широких пределах. В отличие от существующих математических моделей, построенных на использовании сложного многомерного описания процесса горения с привлечением десятков и даже сотен уравнений для описания отдельных химических реакций, протекающих при горении твердого топлива, в предлагаемой математической модели используется традиционное описание процессов горения построенное на представлении о узких зонах химических реакций, которое не требует многомерного описания процесса. Для определения тепловых потоков, поступающих в твердое топливо из газовой фазы, используется представление о определяющих химических реакциях в газовой фазе. Для топлива рассматриваемого типа дается представление о конкретных определяющих реакциях и оценивается их энергетический вклад в общий процесс горения. В модели предложены кинетические зависимости, позволяющие определить скорости протекания химических реакций в конденсированной и газовой фазах, учитывается влияние испарения отдельных компонент твердого топлива на общий процесс горения и произведен учет влияния явления дисперсии конденсированной фазы на горение топлива. Для определения состава продуктов сгорания и оценки состава продуктов разложения конденсированной фазы твердого топлива, используется представление о промежуточном равновесном состоянии газовой среды, позволяющее использовать для расчета процесса установления равновесия стандартные пакеты программ определения равновесного состава смеси газов.

С целью упрощения расчетов вводится термодинамическая характеристика топлива и дается методика ее определения.

В докладе показано, что предлагаемая методика позволяет получить удовлетворительную точность экспериментально измеренных и расчетных скоростей горения модельных образцов твердого топлива рассматриваемого типа. Показано, что рассматриваемая математическая модель позволяет давать оценку условий при которых стационарное горение твердого топлива становится невозможно.

ОЦЕНКА НЕОБХОДИМОЙ ВЕЛИЧИНЫ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ХЛАДОРЕСУРСА ПРИМЕНЯЕМОГО ТОПЛИВА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СКОРОСТИ ПОЛЕТА ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.В. Байков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, baykov@ciam.ru
Д.С. Мосеев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, dmitmoseev@yandex.ru
В.Л. Семенов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, semenov@ciam.ru

При скоростях полета с числами Маха M >4 атмосферный воздух уже не может служить эффективным охладителем для двигателя летательного аппарата (ЛА), как это имеет место в обычных воздушно – реактивных двигателях. Поэтому для достижения бальших скоростей полета становится необходимой организация вынужденного (регенеративного) охлаждения двигателя ЛА и некоторых элементов конструкции самого ЛА, используя для этой цели запас топлива, находящийся на борту.

Для оценки возможностей применяемого в ЛА топлива, как охладителя, становится важным новый показатель – величина относительного хладоресурса топлива, т. е. величина хладоресурса, определяемая по отношению к теплотворной способности топлива.

В докладе дана оценка величины необходимого относительного хладоресурса топлива в зависимости от скорости полета ЛА. Оценка производится для ЛА типа гиперзвуковой летающей лаборатории «ИГЛА», оснащенной прямоточным двигателем, адаптированным для выполнения полетов в широком диапазоне скоростей. В докладе показано, что в зависимости от скорости полета, меняется характер процессов горения, происходящих в проточном тракте ПВРД. Если при скоростях полета с числом Маха на уровне $M = 5$ в проточном тракте еще возможно дозвуковое горения топлива, то при повышении скорости полета до $M = 6-8$, становится необходимым введение режима частичного сверхзвукового горения с организацией псевдоскачка на начальном участке проточного тракта. При этом сильно изменяется величина и характер распределения удельных тепловых потоков, направленных в стенки проточного тракта.

Дальнейшее повышение скорости полета, приводит к необходимости введения сверзвукового режима горения в всем объеме проточного тракта. При этом величины удельный тепловых потоков, направленных в стенки, достигают своих максимальных значений. Соответственно для работы ПВРД в таком режиме требуется топливо с максимальной величиной относительно хладоресурса. Известно, что наибольшим относительным хладоресурсом, среди всех возможных видов топлива, обладает жидкий водород. Однако его применение связано с большими эксплуатационными проблемами. Кроме того жидкий водород - это один из наиболее дорогостоящих видов топлива. В докладе предлагается альтернативное топливо из переохлажденных жидких углеводородов типа пропана или этана. Показано, что в силу своих теплофизических особенностей, такое топливо способно обеспечить охлаждение проточного тракта гиперзвукового ПВРД при скоростях, соответствующих полету с числом Маха $M = 9$. Несмотря на то, что предлагаемое криогенное топливо значительно уступает жидкому водороду по теплотворной способности, его плотность почти в 10 раз превосходит плотность жидкого водорода, что приводит к улучшению всех летно – технических характеристик летающей лаборатории.

ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ТОПЛИВ ДЛЯ АВИАТЕХНИКИ С ГАЗОТУРБИННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

П.В. Бородако, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, borra@ciam.ru
Н.И. Варламова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
И.М. Попов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.Н. Пацина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Е.П.Федоров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Л.С. Яновский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В номенклатуру основных марок отечественных авиакеросинов входят ТС-1 и РТ (ГОСТ 10227-86), Т-6 и Т-8В(ГОСТ 12308-2013).

Топливо ТС-1 предназначено для дозвуковой авиации и сверхзвуковой с ограниченной продолжительностью сверхзвукового полета. Производится как по технологии прямой перегонки из нефтяных дистиллятов, так и смешением прямогонной и гидроочищенной керосиновой фракций с пределами выкипания 150 – 250^{0}С. Рабочая температура топлива в топливной системе двигателя - 100°С, 120°С – кратковременно.

Топлива РТ, Т-6 и Т-8В высокотермостабильные марки реактивных топлив для сверхзвуковой авиации, производятся с применением гидрогенизационных процессов (гидроочистки, гидрокрекинга) с пределами выкипания: РТ - 135–280^{0}С, Т-6 -195-315^{0}С, Т-8В - 165-280^{0}С. Эти топлива не уступают, а по ряду показателей превосходят лучшие зарубежные марки реактивных топлив аналогичного функционального назначения. Рабочие температуры топлива в топливной системе двигателя: РТ - 180^{0}С, Т-8В - 250^{0}С, Т-6 - 300^{0}С.

В настоящее время топлива Т-8В и Т-6 не производятся. Топливо РТ допущено к применению на всех отечественных дозвуковых и сверхзвуковых ЛА с ГТД. Однако оно уступает по объемной теплоте сгорания более плотным и менее летучим топливам Т-8В и Т-6. При применении топлива РТ вместо Т-6, дальность полета сверхзвукового самолета уменьшается примерно на 10%. Кроме того, топлива утяжеленного фракционного состава типа Т-8В и Т-6, более устойчивы против образования паровых пробок в каналах топливной системы двигателя при повышенной температуре топлива.

Уровень теплонапряженности перспективных авиадвигателей обуславливает переход на топливо типа Т-8В (зарубежный аналог JP-8) на самолетах и вертолетах наземного базирования, а для ЛА со сверхзвуковой скоростью полета и корабельного базирования – на топливо типа Т-6 (зарубежный аналог JP-7 и JP-5 соответственно) с браковочной нормой по температуре вспышки «не ниже 62^{0}С».

Сокращение номенклатуры основных марок отечественных реактивных топлив до двух – типа Т-8В и Т-6 и отказ от топлива ТС-1 возможно при условии широкого внедрения в технологию нефтепереработки процессов глубокой переработки нефти.

ВЫБОР ТВЕРДОГО ТОПЛИВА ДЛЯ РАКЕТНО –ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ (РПДТ) С СИСТЕМОЙ АКТИВНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

И.А. Демская, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, demskaya@ciam.ru
В.В. Разносчиков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, raznoschikov@mail.ru
И.С. Аверьков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, averkov@ciam.ru
А.В. Байков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, baykov@ciam.ru

Известно, что на гиперзвуковых скоростях (при M>6) равновесные температуры на поверхности планера и тем более на элементах двигателя в рабочем тракте достигают величин предельных для существующих металлических и неметаллических материалов. Даже если подобрать соответствующий материал конструкции требуется защитить от высоких температур отсеки с полезной нагрузкой, топливом и другой аппаратурой. Пассивная теплозащита решает вопрос при времени полета 1-2 часа. При пролете более 2 часов большие объемы и масса пассивной защиты начинают затруднять объемно-массовую компоновку самолета. В этом случае необходимо переходить на активную тепловую защиту. При использовании твердого топлива хладоагентом могут быть продукты газификации топлива. Далее газифицированное топливо сгорает в камере сгорания РПДТ.

В этом сложном вопросе не достаточно просто подобрать необходимое топливо. Важно оценить его эффективность в процессе выполнения самолетом полетного задания. При формировании облика РПДТ с системой активного охлаждения, как сложной и интегрированной системы, требуется использовать системный подход по выработке предложений и их сравнения. Для достижения этой цели создана программа авиационного химмотологического анализа «АНА». АНА позволяет формировать и оценивать систему летательный аппарат - силовая установка – топливо (ЛА-СУ-Т) по различным критериям эффективности.

В докладе представлены возможные схемы СУ с системой активного охлаждения, выбор топлива, объемно - массовая компоновка системы ЛА-СУ-Т, а так же результаты параметрических исследований, по оценки эффективности использования твердых топлив в РПДТ с системой активного охлаждения.

НОВЫЙ МЕТОД ОЦЕНКИ КОРРОЗИОННОЙ АКТИВНОСТИ ТОПЛИВ ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ДИНАМИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

М.Д. Дмитриева, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва, maridmitrieva92@mail.ru
К.В. Шаталов, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
В.В. Сузиков, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва

Достоверная оценка уровня качества топлив для реактивных двигателей является залогом обеспечения надежной эксплуатации авиационной техники. Важным эксплуатационным свойством топлив для реактивных двигателей является коррозионная активность, обусловленная наличием в них химически-активных веществ, вызывающих коррозионное поражение сплавов, из которых изготавливаются детали агрегатов топливных систем газотурбинных двигателей (ГТД), что создает предпосылки к летным происшествиям. Загрязнение топлива продуктами коррозии также отрицательно влияет на эксплуатационную надежность авиационной техники. Часть этих продуктов, нерастворимая в топливе, оседает в виде отложений в узких каналах агрегатов и на фильтрах топливной системы, нарушая их работоспособность, в то время как растворимые в топливе продукты коррозии снижают термоокислительную стабильность топлива [1].

В известном методе определения коррозионной активности топлив для реактивных двигателей при повышенных температурах по ГОСТ 18598 [2] топливо в реакционных сосудах находится в неподвижном (статическом) состоянии, что не отражает условия работы топлива в ГТД, где топливо прокачивается со значительными скоростями. Поэтому является весьма актуальным изучение процессов воздействия коррозионно-активных компонентов топлива на конструкционные сплавы в условиях их омывания топливом.

Нами был разработан метод оценки коррозионной активности топлив для реактивных двигателей в динамических условиях, реализованный на установке, принципиальная схема которой приведена на рисунке 1.По результатам исследования был выбран и обоснован следующий режим испытаний:

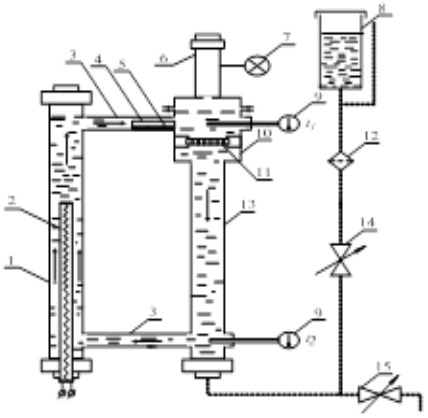
- -температура испытания - 150℃;
- -продолжительность испытания - 9 часов (3 цикла по три часа);
- -скорость циркуляции топлива в контуре установки - 2,5 $см^3$/сек

Во время испытания в контуре установки формируется циркуляционное движение топлива вследствие термосифонного эффекта, который достигается за счет нагрева топлива в одной из вертикальных труб (трубе нагрева) с помощью электронагревателя и естественном охлаждении в остальных трубах.

Коррозионную активность топлива оценивали по изменению массы пластинки за время испытания.

В качестве объектов исследования были использованы образцы топлив для реактивных двигателей марок ТС-1 и РТ (табл. 1.):

- ТС-1 (прямогонное), производства ОАО "Хабаровский НПЗ", представляющее 100 % прямогонную керосиновую фракцию;
- ТС-1 (смесевое), производства ЗАО "Рязанская нефтеперерабатывающая компания", представляющее смесь 5% прямогонной и 95% гидроочищенной керосиновых фракций.
- РТ, производства ОАО "Сызранский НПЗ", представляющее 100% гидроочищенную керосиновую фракцию.



1- труба нагрева; 2 – нагреватель; 3 – соединительная труба;
4 – стеклянная трубка;5 – пластинка из меди или бронзы;
6 – компенсационный бачок; 7 – манометр;8 – заправочный бачок;
9 – датчик температуры; 10 – стакан; 11 – контрольный фильтр;
12 – предварительный фильтр; 13 – труба охлаждения;
14 –кран заправки;15 – кран слива топлива

Рис. 1 – Принципиальная схема установки для оценки коррозионной активности топлив для реактивных двигателей в динамических условиях

Результаты испытаний по оценке коррозионной активности образцов топлив для реактивных двигателей в динамических условиях приведены в табл. 2.

Из данных, представленных в табл.2 видно, что наименьшей коррозионной активностью по отношению к меди и бронзе ВБ-23НЦ обладает топливо марки РТ, содержащее наименьшее количество серы и меркаптанов, а также имеющее в своем составе антиокислительную присадку. Наибольшей коррозионной агрессивностью обладает топливо марки ТС-1, представляющее 100% прямогонную керосиновую фракцию.

Таким образом, разработанный метод оценки коррозионной активности в динамических условиях позволяет дифференцировать топлива в зависимости от их состава и технологии производства.

Таблица 1 – Основные физико-химические свойства исследуемых образцов топлив для реактивных двигателей.

Показатель	Фактическое значение			Метод испытания
	ТС-1 (прямогонное)	ТС-1 (смесевое)	РТ	
Массовая доля общей серы, %	0,027	0,012	0,003	по ГОСТ Р 51947
Массовая доля меркаптановой серы, %	0,0024	0,0013	0,0002	по ГОСТ 17323
Кислотность, мг КОН на 100 $см^3$ топлива	0,30	0,17	0,15	по ГОСТ 5985

Таблица 2 – Результаты исследований коррозионной активности топлив для реактивных двигателей в динамических условиях.

Топливо	Коррозионные потери, $г/м^2$	
	медь	бронза ВБ-23НЦ
РТ	0,5	0,6
ТС-1(смесевое)	1,1	2,6
ТС-1(прямогонное)	4,8	3,8

Список литературы

1. Пискунов В. А., Зрелов В.Н. Влияние топлив на надежность реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1978.
2. ГОСТ 18598-73. Топливо для реактивных двигателей. Метод определения коррозионной активности при повышенных температурах. – М.: Госстандарт России: Издательство стандартов, 1981.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ФОРМИРОВАНИЯ ТВЕРДЫХ ОТЛОЖЕНИЙ НА СТЕНКАХ ГАЗОГЕНЕРАТОРА

С.О. Дорофеенко, ФГБУН «Институт проблем химической физики», Черноголовка, dorofeenko@icp.ac.ru
П.Д. Токталиев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, pavel_d_m@mail.ru
Л.С. Яновский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yanovskiy@ciam.ru

Одним из ключевых элементов РПДТ является газогенератор, в котором в результате горения сверхбогатого твердого топлива образуется большое количество газообразных и конденсированных продуктов, содержащих значительную долю горючих компонент [1]. Выделившийся газогенераторный газ с конденсированной фазой поступает через регулятор расхода либо непосредственно в камеру дожигания, либо при определенных условиях может быть предварительно использован для охлаждения элементов конструкции двигателя. Образующая при горении топлива конденсированная фаза состоит из капель и твердых частиц. Точный состав конденсированных продуктов определяется рецептурой топлива и дисперсностью его компонент и варьируется в широких пределах. В некоторых случаях продукты сгорания содержат до 50% конденсированной фазы.

Конденсированная фаза, взаимодействуя с элементами конструкции тракта двигателя, формирует на их поверхности отложения – шлаки [2]. Шлакообразование снижает энергетическую эффективность твердого топлива и работоспособность элементов конструкции двигателя, уменьшая проходные сечения регулятора расхода, сопловых отверстий, ухудшая физико-химические свойства поверхности газопроводов системы охлаждения. Таким образом, актуальной является задача моделирования геометрии отложений и скорости их роста.

В данной работе предлагается двумерная модель Эйлера-Лагранжа турбулентного двухфазного течения в сужающемся канале. В моделях такого типа сначала решают уравнения Навье-Стокса для описания поля течения газовой фазы, затем решают уравнения движения частиц конденсированной фазы, учитывая межфазный обмен импульсом. В случае, если объемная доля конденсированной фазы составляет менее 10%, её влиянием на газовую фазу можно пренебречь. Модельная конденсированная фаза состоит из инертных твердых частиц диаметром 1 мкм – 100 мкм, распределенных в соответствии с функцией Розина-Раммлера. Если траектория частицы оканчивается на стенке канала, частица с заданной вероятностью считается поглощенной поверхностью. Её масса добавляется к массе шлака, накопленного в соответствующей области канала. Далее происходит перерасчет геометрии поверхности в соответствии с локальными значениями накопленной массы шлака и заданной плотности отложений, после чего цикл повторяется. Аналогичная модель описана в [3].

Предложенная модель позволяет качественно описывать формирование отложений и их обратную связь с полем течения в зависимости от различных факторов, таких как параметры частиц, геометрия канала, свойства поверхности канала и др.

Список литературы

1. В.Н. Александров, В.М. Быцкевич, В.К. Верхоломов и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. – М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. – 343 с.
2. В.К. Верхоломов, Г.К. Котенков, В.Н. Котова и др. Шлакообразование и работоспособность ПВРД на твердых топливах // Труды ЦИАМ – 2002. – № 1317. – с. 61.
3. M.G. Pérez, E. Vakkilainen, T. Hyppänen 2D dynamic mesh model for deposit shape prediction in boiler banks of recovery boilers with different tube spacing arrangements // Fuel – 2015. – Vol. 158. – с. 139-151.

НОВЫЕ СИНТЕТИЧЕСКИЕ СМАЗОЧНЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

В.М. Ежов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ezhov@ciam.ru
Л.С. Яновский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yanovskiy@ciam.ru
А.В. Хурумова, ФГУП «НИИСУ», Москва, nio-180@inbox.ru
А.А. Молоканов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, molokanov@ciam.ru
К.В. Шаранина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ezhov@ciam.ru

Для обеспечения современных и перспективных газотурбинных двигателей (ГТД) летательных аппаратов высококачественными смазочными маслами [1] в ЦИАМ им. П.И. Баранова совместно с НИИСУ и другими НИИ были разработаны новые высокотермостабильные российские масла: АСМО-200, ВАСМО-225 (рис.).

АСМО-200 – масло с вязкостью 5 мм^2/с при 100°С для теплонапряжённых авиационных ГТД и редукторов вертолётов, обладающее повышенной несущей способностью. Масло работоспособно до 200°С и предназначено для авиационных ТВД, ТВаД и редукторов вертолётов взамен масла Б-3В.

ВАСМО-225 – масло с вязкостью 4 мм^2/с при 100°С, термостабильное до 225°С, предназначенное для теплонапряжённых ТРД, которое также может стать унифицированным для ТВД, ГТД и редукторов вертолётов.

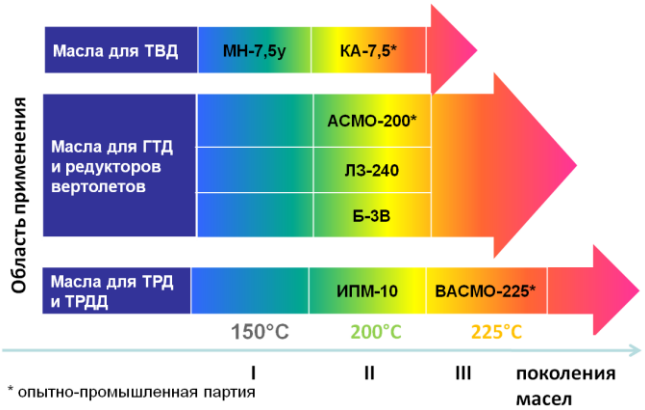


Рис. 1 – Эволюция смазочных масел для авиационных ГТД

Проведенные исследования новых российских масел в объёме программы квалификационных испытаний [2], показали их преимущества и недостатки в сравнении с существующими отечественными и зарубежными аналогами. Также были проведены испытания новых масел на соответствие зарубежным спецификациям MIL-PRF-23699 и MIL-PRF-7808.

Проведенные работы являются шагом в организации обеспечения отечественной гражданской авиации высококачественными маслами. Разработанные новые масла выдержали квалификационные испытания и рекомендованы к дальнейшим этапам испытаний.

Работа поддержана Российским Научным Фондом (проект №15-11-30012).

Список литературы

1. Яновский Л.С., Дубовкин Н.Ф., Галимов Ф.М. и др. Инженерные основы авиационной химмотологии. – Изд-во Казанск. ун-та, 2005. – 714 с.
2. Яновский Л.С., Ежов В.М., Молоканов А.А. Методология допуска авиационных масел к применению на авиатехнике в России и за рубежом // Двигатель. – № 2. – 2012. – С. 20–22.

ГАЗОМОТОРНОЕ ТОПЛИВО ДЛЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

В.П. Зайцев, ОАО «Интеравиагаз», Москва
Л.С. Яновский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yanovskiy@ciam.ru
А.В. Шустов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

В последнее время энергетические и экологические проблемы вызывают у мировой общественности и специалистов все большую тревогу в связи со стабилизацией и последующим снижением добычи нефти, а также с ростом загрязнения окружающей среды. Авиация тоже вносит свой “вклад” в усугубление этих проблем. В связи с этим в авиационном мире идет широкий поиск приемлемой альтернативы традиционному авиатопливу.

В нашей стране также исследуются различные направления решения этой задачи. Однако, учитывая, что Россия является одной из ведущих стран по запасам природного и нефтяного газа, основные свои усилия отечественная авиационная (ЦАГИ, ЦИАМ, ГосНИИ ГА) и нефтегазовая (НИПИгазпереработка) наука сосредоточила на исследованиях по внедрению в авиацию газотопливной технологии.

Газомоторные топлива обладают более высокой теплотворной способностью и хладоресурсом по сравнению с авиационными топливами, более экологичны, а некоторые и дешевле. На необходимость использования сжиженного газа, в том числе СПГ, в качестве газомоторного топлива для различных транспортных средств неоднократно указывали наши законодательные органы, включая Президента РФ, который дал Поручение Правительству РФ разработать Комплексный план мероприятий по расширению использования газа в качестве моторного топлива (11.06.2013 г. № Пр-1298). Кроме того, использование газового топлива полностью отвечает целому ряду международных документов по энергоэффективности, энергосбережению, экологии и другим, подписанным руководством России.

В ходе исследований еще в 1987-88гг. были проведены наземные и летные испытания экспериментального вертолета Ми-8Т, один из двух двигателей которого работал на сжиженном газе - АСКТ. В 1988-89гг. про-шли испытания самолета -

летающей лаборатории Ту-154ЛЛ (Ту-155), один из трех двигателей которого был испытан на жидком водороде и на СПГ. Эти исследования показали, что технически вполне реально можно говорить о возможности использования различных газов в качестве авиатоплива.

Позже в 90-х и в 2000-х годах работы по созданию воздушных судов на газомоторных топливах были включены в соответствующие ФЦП развития гражданской авиации. Однако, в связи с финансовыми проблемами эти работы не получили продолжения, хотя в ОКБ «Туполев», «Ильюшин», а также в «МВЗ им.М.Л.Миля» был рассмотрен ряд интересных и вполне реальных проектов летательных аппаратов, в которых вместо штатных авиатоплив можно было бы использовать газомоторное топливо, включая СПГ. Вышеуказанное поручение Президента дает надежду, что эта работа будет продолжена и у России появятся уникальные воздушные суда – «ГАЗОЛЕТЫ».

ПОВЫШЕНИЕ БЫСТРОДЕЙСТВИЯ ТОПЛИВНЫХ ФОРСУНОК ПОРШНЕВЫХ ДВС

С.С. Каюков, СГАУ, Самара, street999@mail.ru
В.А. Звягинцев, СГАУ, Самара, victor.vzv@yandex.ru
Ю.Д. Лысенко, СГАУ, Самара

В системах топливоподачи непосредственного впрыска топлива в цилиндр наиболее противоречивыми являются требования обеспечения заданного закона подачи топлива и обеспечение качества распыла топлива. Качественный распыл требует постоянного давления перед отверстиями в распылителе. Обеспечение закона подачи топлива по углу поворота коленвала, при разных режимах ДВС требует широкого диапазона изменения расхода. Однако быстродействие современных форсунок имеет ограничение по минимальной длительности впрыска и минимальному промежутку времени между ними. Следствием недостаточного быстродействия этих устройств является отклонение реализуемых законов подачи от оптимальных, в связи с чем в системах используется переменное давление. Для современных дизельных ДВС уровень давления впрыскивания можно считать 100...220 Мпа [1]. В связи с чем была поставлена задача добиться высокого быстродействия форсунки при её работе на постоянном давлении.

При исследовании электромагнитных форсунок с жёсткой тягой [4] был выполнен подбор тягового электромагнита по результатам согласования характеристик упругой и гидравлической сил, действующих гидравлически разгруженный клапан. В связи с этим для исследования характеристик быстродействия был выполнен подбор проточной части распылителя под заданную тяговую характеристику электромагнитного привода. В качестве электромагнитного привода был выбран привод электромагнитного клапана управления электрогидрофорсунки Bosch 0445110190 с рабочим ходом 0,06 мм. Моделирование форсунок выполнялось в программном пакете LMS Imagine.Lab AMESim [2]. Размеры проточной части распылителя определялись путём изменения диаметра линии контакта запорного элемента и седла распылителя серийной форсунки ЯЗДА 33.1112010-03 исходя из равенства площадей проходного сечения в месте контакта запорного элемента с седлом, а также равенства хода запорного элемента и якоря электромагнита. Электрогидравлические форсунки (ЭГФ) [3], используемые в настоящее время, имеют в своём составе исполнительное устройство в виде иглы с мультипликатором, представляющим собой гидроцилиндр, рабочая полость которого по диаметру превышает диаметр иглы и является полостью управления, а пружина иглы –

устройством обеспечения герметичности при отсутствии рабочего давления, и устройство управления давлением в управляющей полости мультипликатора в виде золотника или клапана с электромагнитным, пьезоэлектрическим приводом.

В ЭГФ уменьшить объём рабочей полости мультипликатора или заменить мультипликатор подобранной соответствующим образом пружиной невозможно. Однако, указанное утверждение не является корректным применительно к ЭГФ, работающей на постоянном высоком давлении. Переход на постоянное давление позволяет рассматривать несколько вариантов повышения быстродействия форсунки, например, увеличение жесткости и натяжения возвратной пружины, что придаёт ей дополнительную функцию компенсации роста открывающего иглу усилия, действующего на кончик иглы, уменьшение проходных сечений перепускного дросселя и уплотняемого сечения клапана управления с соответствующим дополнительным уменьшением тягового усилия и повышением быстродействия электромагнитного клапана.

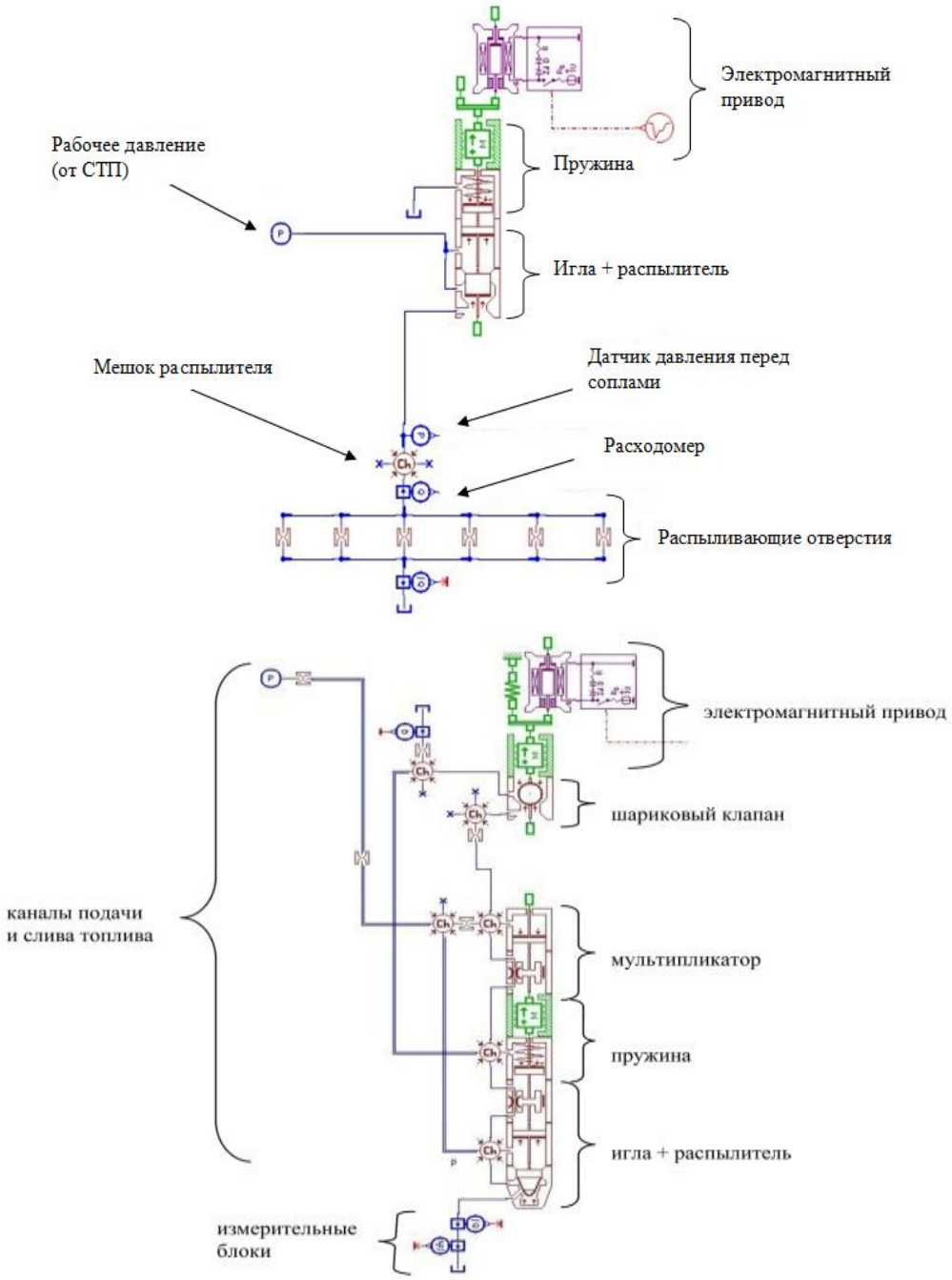


Рис. 1 – Структура моделей исследуемой электромагнитной форсунки прямого действия с жёсткой тягой и электрогидравлической форсунки

Исследования свойств ЭГФ в программном пакете LMS Imagine.Lab AMESim проводились на моделях, параметры которых соответствуют рабочему давлению на входе, равному 100 МПа и одинаковому сигналу управления. Исходной моделью является ЭГФ Bosch 0445110190 с электромагнитным управляющим клапаном (рисунок 1) с размерами седла, контактной части иглы и выпускных отверстий, соответствующими распылителю серийной форсунки ЯЗДА 33.1112010-03.

Для обеспечения возможности сравнения рассматриваемых схемных решений вышеприведенные модели были откорректированы на режим кратковременного полного открытия без удержания запорного элемента в полностью открытом состоянии. При этом для оценки величин минимальной цикловой дозы этого режима использовалась модель ЭГФ с рабочим давлением 20 МПа. Результаты представлены в виде графиков (рисунок 2).

Предлагаемый вариант форсунки обеспечивают на режимах кратковременного и полного открытия цикловые дозы меньшие, чем базовая ЭГФ на низком давлении, что подтверждает возможность перехода на высокое постоянное давление с высоким качеством распыления топлива без ухудшения существующих возможностей впрыска по обеспечению минимального объёма управляемой дозы.

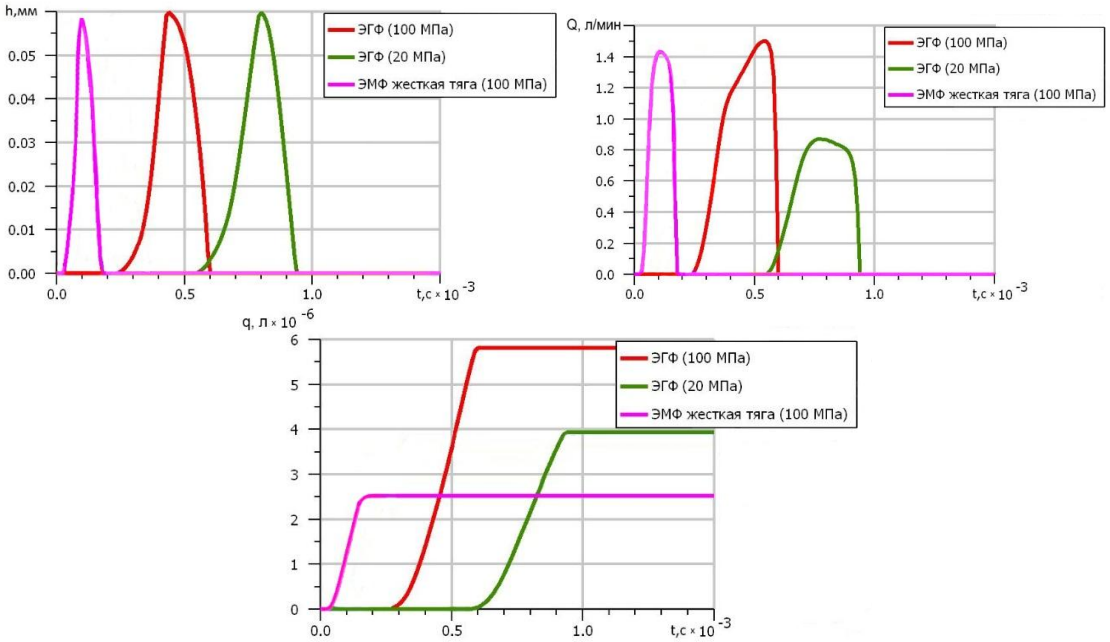


Рис. 2 – Графики зависимости положения иглы, расхода через выпускные отверстия и нарастание дозы от времени

Список литературы

1. Марков, В.А. Впрыскивание и распыливание топлива в дизелях / В.А. Марков, С.Н. Девянин, В.И. Мальчук. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 360с., ил.
2. LMS Imagine.Lab AMESim. AMESim Rev 13 Tutorial guide, November 2013 – 152 стр.
3. Reif K. (Hrsg.) Dieselmotor-Management im Überblick einschließlich Abgastechnik Vieweg+Teubner Verlag, Springer Fachmedien Wiesbaden GmbH, 2010. 210 S. 172 Abb.
4. Патент RU 2411391, МПК F02M51/06.

РАЗРАБОТКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ БЕНЗИНОВ

Н.А. Климов, ОАО «ВНИИ НП», Москва, klimovna@vniinp.ru
М.А. Ершов, ОАО «ВНИИ НП», Москва
В.Е. Емельянов, ОАО «ВНИИ НП», Москва

Авиационные бензины (авиабензины) предназначаются для использования в качестве топлив для самолетов и вертолетов, оснащенных поршневыми двигателями внутреннего сгорания. Авиабензины представляют из себя смеси определенных углеводородных компонентов, полученных в процессах переработки нефти, обладающих высокой химической стабильностью, с добавлением присадок.

В середине 70-х годов XX века объем производства авиабензинов в СССР превышал 1 млн. т. Спустя 30 лет выпуск авиабензинов в России был прекращен на последнем предприятии – Ново-Уфимском НПЗ. Основной причиной закрытия производства авиабензина стал введенный в 2003 году запрет на производство и оборот этилированного автомобильного бензина. В результате чего был остановлен выпуск тетраэтилсвинца (ТЭС) – обязательной присадки к авиабензину. В связи с прекращением производства ТЭС на территории России, возникли существенные трудности для производства отечественных авиабензинов.

В настоящее время данное топливо на территории России не производится и импортируется из-за рубежа. По различным оценкам импорт составляет от 11 до 25 тыс. т/год. Общее потребление топлива поршневой авиацией превышает объем импортируемого авиабензина за счет использования потребителями автомобильного бензина взамен авиационного (в основном АИ-95). Такая замена обусловлена значительной разницей в стоимости топлив. Если цена на автомобильный бензин составляет 33-37 руб./л, то стоимость авиабензина марки 100LL – более 100 руб./л. Однако, выигрывая в стоимости, потребитель существенно снижает уровень безопасности полета воздушного судна. Это объясняется существенными различиями физико-химических и эксплуатационных характеристик авиационного и автомобильного бензинов.

В последние несколько лет среди нефтяных и топливных компаний резко вырос интерес к возобновлению производства авиационного бензина в России. Это обусловлено, с одной стороны, высокой ожидаемой прибылью от такого производства и довольно быстрой окупаемостью, а с другой, с повышенным вниманием государства к данному вопросу.

Оценивая перспективы подобных проектов, необходимо ответить на 3 ключевых вопроса:

- Сколько требуется авиационного бензина в России?
- Какие марки авиационного бензина необходимо производить?
- Какая схема производства и технология является оптимальной?

По различным оценкам, максимальное потребление авиабензина к 2017 г. достигнет около 24 тыс. т./год, а к 2020 г – 29 тыс. т./год.

Ввиду столь небольших объёмов потребления, восстановление производства авиабензина на одном из крупных отечественных НПЗ, представляется маловероятным. Поэтому более предпочтительным вариантом является производство на НПЗ только базовых углеводородных компонентов авиационного бензина. Введение тетраэтилсвинца и других присадок, а также паспортизация товарного авиабензина в этом случае будет осуществляться на обособленном предприятии. Среди возможных марок этилированного

авиационного бензина наиболее перспективным является Avgas 100LL. Этот бензин занимает в настоящее время подавляющую долю мирового рынка топлив для поршневой авиации и может применяться практически для всех поршневых воздушных судов, эксплуатируемых в России.

В ОАО ВНИИ НП впервые разработана технология получения авиационного бензина Avgas 100LL из углеводородных компонентов отечественного производства. Получен патент RU №2554938. Одной из главных проблем производства этилированных авиационных бензинов Avgas 100LL, Б-91/115 или Б-92 заключается в необходимости использования антидетонационной присадки – тетраэтилсвинца. Во-первых, данная присадка является крайне токсичной, поэтому работа с ней связана с неординарно высокими требованиями к безопасности на производстве. Во-вторых, собственное производство тетраэтилсвинца в России отсутствует, а значит, выпуск авиационных бензинов будет зависеть от возможностей импорта этой присадки. Поэтому перспективным направлением является организация производства авиационного бензина без использования ТЭС, который будет удовлетворять требованиям отечественных и международных стандартов. В настоящее время в ОАО ВНИИ НП разрабатываются неэтилированные авиационные бензины. Разработанные образцы проходят испытания совместно с ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, ФГУП ГосНИИ ГА и разработчиками техники.

НОВЫЙ ЛАБОРАТОРНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ОЦЕНКИ ПРОТИВОИЗНОСНЫХ СВОЙСТВ ТОПЛИВ ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.В. Кондратенко, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва, vvk2516@yandex.ru
В.В. Сузиков, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
И.М. Никитин, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва

Противоизносные свойства реактивных топлив являются одним из основных факторов, определяющих эксплуатационную надежность топливных насосов авиационных газотурбинных двигателей (ГТД).

Топлива для реактивных двигателей, вырабатываемые с использованием различных процессов нефтепереработки, могут существенно различаться по уровню противоизносных свойств. Низкий уровень противоизносных свойств топлив приводит к уменьшению ресурса агрегатов топливных систем ГТД. Наиболее высоким уровнем противоизносных свойств обладают топлива на основе прямогонных керосиновых фракций, в то время как керосиновые фракции, получаемые с использованием гидрогенизационных процессов нефтепереработки, характеризуются неудовлетворительными противоизносными свойствами [1].

Косвенно о противоизносных свойствах реактивного топлива можно судить по его вязкости и кислотности. Однако более достоверны стендовые и лабораторные методы оценки смазывающей способности топлива, моделирующие трибологические процессы в парах трения насосов.

Одним из таких методов является метод оценки противоизносных свойств реактивных топлив на установке ПСТ – 2, который применяется при квалификационных испытаниях с целью допуска новых и модернизированных образов топлив для реактивных двигателей в авиационной технике. Опыт применения установки ПСТ-2 выявил ряд его

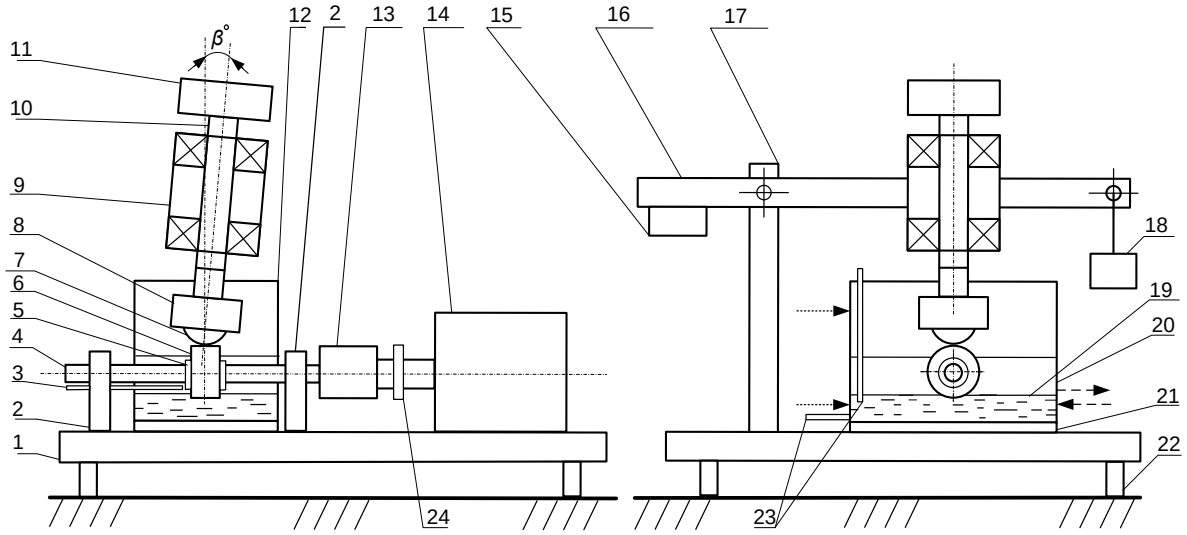
конструктивных недостатков. На основе их анализа был разработан модернизированный лабораторный стенд ПСТ-3, в котором реализован режим трения качения с проскальзыванием, а в качестве пары трения используется пара «шар-цилиндр». Принципиальная схема нового лабораторного стенда для оценки противоизносных свойств топлив для реактивных двигателей представлена на рисунке 1.

Сущность метода заключается в оценке влияния топлива на износ сферического образца при его качении с проскальзыванием по цилиндрическому образцу.

При испытании к цилиндру 6, погруженному в испытуемое топливо 19 с заданной температурой и относительной влажностью и вращающемуся вокруг горизонтальной оси, прижимается с постоянным усилием шар 7, закрепленный в оправке 8, свободно вращающейся вокруг своей оси. Оси вращения оправки с шаром 7 и цилиндром 6 лежат в одной вертикальной плоскости, причем ось вращения оправки 8 в этой плоскости имеет отклонение от вертикали на угол β. Благодаря этому создается крутящий момент, приводящий во вращение оправку и обеспечивающий качение шарика по наружной поверхности цилиндра 6. Оправка 8 периодически притормаживается с заданным тормозным моментом, благодаря чему между шаром 7 и цилиндром 6 создается режим трения качения с проскальзыванием. Оценочным показателем противоизносных свойств испытуемого топлива является площадь пятна износа шарика и изменение частоты вращения оправки с шариком при трении качения и качения с проскальзыванием.

Таким образом, конструкция стенда позволяет приблизить условия испытания (контактное напряжение, скорость качения, коэффициент проскальзывания, температура испытуемого топлива) к условиям работы плунжерных топливных насосов авиационных двигателей, в которых на переходных режимах работы двигателя перемещение плунжеров по наклонной шайбе сопровождается проскальзыванием [1,2].

Новый лабораторный стенд позволит проводить испытания в широком диапазоне изменения режимных параметров, что повысит достоверность получаемой оценки противоизносных свойств реактивных топлив.



1 – платформа; 2 –опоры; 3 – микрометр; 4 – вал; 5 –узел крепления кольца к валу; 6 – цилиндр; 7 – шар; 8 - оправка; 9 - корпус подшипников; 10 – вал оправки; 11 – система торможения оправки; 12 – крышка топливного резервуара; 13 – соединительная муфта; 14– электродвигатель; 15 - противовес; 16 – коромысло; 17 - стойка; 18 - груз; 19 – топливо; 20 – топливный резервуар; 21 – подставка; 22 – регулируемые опоры платформы; 23 - термопары; 24 – измеритель крутящего момента.

Рис. 1 – Принципиальная схема лабораторного стенда для оценки противоизносных свойств топлив для реактивных двигателей

Список литературы

1. Аксенов А.Ф. Трение и изнашивание металлов в углеводородных жидкостях. - М.: «Машиностроение», 1977. - 8 с.
2. Лозовский В.Н. Диагностика авиационных и гидравлических агрегатов. – М.: Транспорт, 1979.- 60с.

КОНВЕРСИЯ УГЛЕВОДОРОДНОГО ТОПЛИВА В ЭЛЕМЕНТАХ ТЕПЛОЗАЩИТЫ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.Л. Куранов, ОАО «Научно-исследовательское предприятие гиперзвуковых систем», Санкт-Петербург, mail@hypersonics.ru
А.В. Корабельников, ОАО «Научно-исследовательское предприятие гиперзвуковых систем», Санкт-Петербург
А.М. Михайлов, ОАО «Научно-исследовательское предприятие гиперзвуковых систем», Санкт-Петербург
А.Б. Никитенко, ОАО «Научно-исследовательское предприятие гиперзвуковых систем», Санкт-Петербург

В последнее десятилетие в ведущих странах мира при проведении исследований в области новых видов авиационно-космической техники большое внимание уделяется разработке ключевых технологий создания гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) с числом Маха полета M = 6-8 [1].

Чтобы ГЛА удовлетворяли предъявляемым к ним требованиям, разрабатываемые для них силовые установки должны обладать высокими тягово-экономическими характеристиками при относительно малой массе конструкции. В качестве основных силовых установок на современном этапе рассматриваются гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ГПВРД) со сверхзвуковой скоростью потока в камере сгорания, имеющие наибольшее значение удельного импульса в требуемом диапазоне скоростей.

Недавние полеты американского ГЛА X-51 наглядно продемонстрировал реализуемость идеи создания ГПВРД на углеводородном топливе. Активная теплозащита двигателя X-51 осуществлялась путем проведения в рубашке охлаждения реакции крекинга топлива JP-7, продукты которого направлялись затем в камеру сгорания.

Наряду с реакцией крекинга углеводородного топлива возможным кандидатом на проведение эндотермического процесса охлаждения на борту ГЛА является паровая конверсия. Эта каталитическая реакция превосходит крекинг по величине эндоэффекта и выходу водорода, что дает возможность, в конечном итоге, увеличить число Маха полета и обеспечить стабильное горение топлива в двигателе [2].

В настоящей работе в качестве углеводорода использовался метан как основной компонент газификации жидкого углеводородного топлива. Кроме того, использование метана в реакции паровой конверсии позволяет оценить предельные возможности термохимического реактора (ТХР) как элемента теплозащиты по величине утилизируемого тепла и количеству получаемого водорода. Равновесный состав паровой конверсии метана определяется двумя обратимыми реакциями:

$$CH_4 + H_2O \leftrightarrow CO + 3H_2 - 206\ kJ / mol$$
$$CO + H_2O \leftrightarrow CO_2 + H_2 + 41\ kJ / mol$$

Термохимический реактор состоял из двух каналов 1 длиной 590 mm, шириной 60 mm и высотой 4 mm, образующих рубашку охлаждения центрального канала 2, по которому проходит струя плазмы, нагревающая внутренние стенки реактора. Материал реактора – жаропрочная сталь ХН78Т.

Первая серия экспериментов была проведена в реакторе с гладкими стенками, имеющими естественную каталитическую активность. При расходе парометановой смеси G=0,7 g/s и температуре внутренних стенок реактора T_w=1050 ^oC степень конверсии метана X не превысила 6%. Уменьшение расхода смеси до 0,2 g/s привело к росту степени конверсии до 37% вследствие увеличение времени пребывания реагентов в реакторе. Однако качественное изменение ситуации произошло в серии экспериментов с каркасным никелевым катализатором в виде спрессованной проволоки, заполнившей объем реактора и имеющей хороший тепловой контакт с его стенками. В этом случае при расходе G=0,7 g/s степень конверсии метана возросла до 92%. Выход водорода при T_w=1050 ^oC составил 40% по объему, а при T_w=1250 ^oC увеличился до 65%. Таким образом определены основные факторы, влияющие на степень конверсии углеводородного топлива в ТХР: тип катализатора, расход химически реагирующей смеси и температура нагреваемой стенки.

Представленные результаты экспериментов по конверсии метана проведены при умеренных плотностях тепловых потоков $q \leq 10^5 W/m^2$.

Авторы выражают признательность сотрудникам РНЦ «Прикладная химия», участвовавшим в проведении экспериментов.

Список литературы

1. Бальмина Р.В., Губанов А.А., Иванькин М.А., Лапинский Д.А., Состояние и перспективы разработки гиперзвукового вооружения, Новости зарубежной науки и техники. Серия: авиационная и ракетная техники, Москва, ЦАГИ, 2012 выпуск 1 — 2 (1821 — 1822).
2. Куранов А.Л., Корабельников А.В., Михайлов А.М. Применение конверсии углеводородного топлива в силовых установках летательных аппаратов. Письма в Журнал технической физики, Санкт-Петербург, 2014 г. – т. 40, выпуск 2.

НАПРАВЛЕНИЯ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ ТОПЛИВ ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Н.М. Лихтерова, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
К.В. Шаталов, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва, 1499090@mail.ru
Е.П. Серегин, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва

На российские НПЗ поступает на переработку сернистая и высокосернистая нефти, и для достижения заданного уровня эксплуатационных свойств авиационных топлив, производители вынуждены применять гидрогенизационные процессы для очистки керосиновых фракций от гетероорганических соединений. В настоящее время более 55 % топлива для реактивных двигателей (6354,6 тонн) вырабатывается на основе процессов гидроочистки и гидрокрекинга, и в дальнейшем это количество будет только увеличиваться. Удаление из керосиновых фракций сераорганических и

кислородсодержащих соединений позволяет улучшить термоокислительную стабильность и коррозионные свойства топлива, но ухудшает их противоизносные свойства [1,2].

Снижение уровня противоизносных свойств отрицательно сказывается на ресурсе работы плунжерных насосов топливных агрегатов авиационных газотурбинных двигателей, где пара трения плунжер – наклонная шайба работает при высоких удельных нагрузках (до 15 МПа) и температурах (120 – 140 ^{0}С) в условиях трения качения с проскальзыванием [3]. Повышенный износ этой пары может привести к засорению форсунок продуктами износа, как следствие, нарушается подача топлива в камеру сгорания, что отражается на эксплуатационных характеристиках работы двигателя [1].

Наиболее эффективным способом улучшения противоизносных свойств керосиновых фракций является введение противоизносных присадок [1-3]. В течение длительного времени в СССР, а затем в России в качестве противоизносной присадки к авиакеросинам применялась смесь очищенных моно- и бициклических нафтеновых кислот с молекулярной массой 180 – 230, получаемых высоковакуумной дистилляцией обезмасленного асидола – продукта выщелачивания нафтеновых кислот из фракций бакинских нефтей. В качестве примесей они содержат до 5 % ароматических и до 20 % жирных кислот. Смесь нафтеновых кислот под маркой ДНК (она же К) вырабатывалась НПК «Карван-Л» (г. Баку, Азербайджан) по ГОСТ 13302-77 «Кислоты нефтяные. Технические условия».

По техническим причинам с середины 2000-ых годов отечественные нефтеперерабатывающие предприятия стали отказываться от использования присадки ДНК и стали использовать в качестве присадку HITEC 580 производства фирмы Afton Chemical (США). В условиях экономических санкций со стороны США и стран Европейского Союза зависимость производства топлив для реактивных двигателей от поставок из-за рубежа представляет потенциальную угрозу национальной безопасности России и диктует необходимость создания отечественной противоизносной присадки к авиационным топливам.

Проведенный поиск показал, что отечественная противоизносная присадка может быть получена на основе:

- *дистиллированных нафтеновых кислот (ДНК)* из российских выскосмолистых, малосернистых нефтей нафтенового и нафтеноароматического основания. Преимущества – обеспечивает высокий уровень противоизносных свойств, известны технологии производства, имеется многолетний опыт применения на авиационной технике. Недостатки – в России нет предприятий, имевших опыт производства ДНК;
- *жирных кислот таллового масла*, являющихся продуктом сульфат-целлюлозного производства. Преимущества – обеспечивает самый высокий уровень противоизносных свойств (из перечисленных компонентов), имеется промышленное производство на территории России. Недостатки – состав требует доработки, нет опыта применения на авиационной технике;
- *моноэфиров*, являющихся продуктом синтеза из дикарбоновых кислот и алифатических спиртов или высших жирных кислот. Преимущества – обеспечивает высокий уровень противоизносных свойств. Недостатки – нет технологии промышленного производства, производства в РФ нет, опыта применения на авиационной технике нет.

Анализ преимуществ и недостатков каждого направления показывает, что реальными из них являются:

- восстановление производства присадки ДНК в России на основе хорошо известных технологий;
- создание новой присадки на основе жирных кислот таллового масла.

Исследование противоизносных свойств гидроочищенных керосиновых фракций, содержащих различные присадки, проводили на аппарате BOCLE 100 по ГОСТ Р 53715

«Топлива авиационные для газотурбинных двигателей. Метод определения смазывающей способности на аппарате шар-цилиндр (BOCLE)». Установлено, что обе отечественные присадки (и ДНК, и жирные кислоты таллового масла) обладают большей эффективностью, чем американская присадка HITEC 580 (табл.1)

Таблица 1 – Влияние жирных кислот таллового масла, присадок ДНК и HITEC 580 на противоизносные свойства гидроочищенной керосиновой фракции

Количество введенной присадки, % масс.	Диаметр пятна износа, мм		
	присадка HITEC 580	жирные кислоты таллового масла	присадка ДНК
без присадки	0,86	0,86	0,86
0,0020	0,68	0,58	0,58
0,0035	0,63	0,51	0,56
0,004	0,61	0,47	0,55

Следует развивать оба указанных направления, т.к. каждое из них позволяет достичь определенных целей.

Восстановление производства ДНК позволит в кратчайшие сроки решить проблему импортозамещения и ликвидировать зависимость производства реактивного топлива от поставок противоизносной присадки из США.

В настоящее время основе жирные кислоты таллового масла являются основой всех противоизносных присадок к дизельным топливам. Создание новой противоизносной присадки к реактивным топливам на основе жирных кислот таллового масла позволит унифицировать противоизносные присадки к среднедистиллятным топливам, а в перспективе – использоваться при создании единого топлива для наземной и авиационной техники, эксплуатируемой в арктической зоне и районах Крайнего Севера.

Список литературы

1. Саблина З.А., Гуреев А.А. Присадки к моторным топливам. - Изд. 2-е, пер. и доп. М.: Химия, 1977. - 258 с.
2. Вишнякова Т.П., Голубева И.А., Крылов И.Ф., Лыков О.П. Стабилизаторы и модификаторы нефтяных дистиллятных топлив. – М.: Химия, 1990. - 192 с.
3. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив. Справочник / Дубовкин А.Ф., Маланичесва В.Г., Массур Ю.П., Федоров Е.П. – М.: Химия, 1985. - 240 с.

ТОПЛИВО ДЛЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ, ЭКСПЛУАТИРУЕМОЙ В АРКТИЧЕСКОЙ ЗОНЕ

Н.М. Лихтерова, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
К.В. Шаталов, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва, 1499090@mail.ru
Д.Ф. Баевский, ОАО «Второй Московский приборостроительный завод», Москва

Политика РФ в области освоения Арктического шельфа диктует необходимость обеспечения авиационной и наземной техники специальными марками топлив, обеспечивающими надежную эксплуатацию при экстремально низких температурах минус 60°С и кратковременно при минус 65 °С – минус 70 °С. Существующие топлива для реактивных двигателей обеспечивают эксплуатацию авиационной техники только до

температуры не ниже минус 50 °С. Поэтому разработка новых марок топлив для реактивных двигателей с улучшенными низкотемпературными свойствами при сохранении уровня качества по другим эксплуатационным свойствам является актуальной задачей.

Результаты ранее выполненных исследований показали, что отечественная нефтеперерабатывающая промышленность может производить керосиновые фракции, характеризующиеся высоким уровнем низкотемпературных свойств. К ним относятся фракции процессов гидрокрекинга вакуумных погонов, гидродепарафинизации вакуумных погонов, гидроизомеризации и глубокого гидрирования среднедистиллатных фракций, содержащие в больших количествах разветвленные алканы и циклоалканы, которые обладают наилучшими низкотемпературными свойствами и имеют более высокие значения плотности за счет более плотной упаковки молекул;

В качестве объектов исследования были выбраны керосиновые фракции 140°С – 240°С процесса гидрокрекинга вакуумных погонов Ярославского, Киришского НПЗ и Нижнекамского НХК, так как эти фракции уже используются в качестве компонентов товарных топлив для реактивных двигателей. Установлено, что исследованные фракции характеризуются ультранизким содержанием нормальных алканов (3 – 6% отн.) и высоким содержанием циклоалканов. Такой углеводородный состав керосиновых фракций позволяет получать топлива для реактивных двигателей с температурой начала кристаллизации минус 69°С, минус 77°С, минус 82°С соответственно (табл. 1).

На базе опытно-промышленных образцов керосиновых фракций 140°С – 240°С процесса гидрокрекинга вакуумных погонов нефти Ярославского, Киришского НПЗ и Нижнекамского НХК с вовлечением антиокислительной присадки Агидол-1 (0,003%) и противоизносной присадки Хайтек-580 (0,0035%) были приготовлены лабораторные образцы топлив для реактивных двигателей. Изучение физико-химических и эксплуатационных свойства приготовленных лабораторных образцов топлив для реактивных двигателей показало, что они соответствуют требованиям, предъявляемым к термостабильным топливам РТ и Т-8В типовой программой квалификационных испытаний опытно-промышленных образцов топлив для реактивных двигателей (табл. 1,2).

На основании выполненных исследований обоснован оптимальный состав и разработан СТО на топливо для авиационной техники, эксплуатируемой в Арктической зоне.

Таблица 1 – Физико-химические характеристики лабораторных образцов топлив

Наименование показателей	Требования ГОСТ 10227 на топливо РТ	Ярославский НПЗ	Киришский НПЗ	Нижнекамский НХК
Плотность при 20°С, кг/м^3	не менее 775	804,1	787,0	795,3
Кинематическая вязкость, мм^2/с - при минус 20°С - при минус 40°С	 не более 16 -	 2,96 5,33	 - 5,804	 3,375 6,214
Температура начала кристаллизации, ^{0}С	не выше минус 55	минус 69	минус77	минус 81

Таблица 2 – Результаты квалификационных испытаний лабораторных образцов топлив

Наименование квалификационного метода и определяемого показателя	Норма для топлива РТ, Т-8В	Ярославский НПЗ	Киришский НПЗ	Нижнекамский НХК	Метод испытания
1 Термоокислительная стабильность в динамических условиях на установке ДТС-2: - температура начала образования отложений, °С - индекс термостабильности, усл.ед. - средняя скорость нарастания перепада давления на контрольном фильтре, Па/мин	не ниже 150 не более 2 не более 200	175 0,8 7	173 0,335 2,8	182 0,1 1,0	СТО 08151164-014-2010
2 Определение противоизносных свойств на приборе ПСТ-2: - показатель износа, усл. ед.	не более 60	-	42	37	СТО 08151164-033-2009
3 Смазывающая способность на приборе ВОС-100: - диаметр пятна износа, мм		0,56	-	0,61	ASTM D 5001
4 Оценка коррозионной активности в условиях конденсации воды: потеря массы образца, г/м^2: - по отношению к стали Ст.3 - по отношению к бронзе ВБ-23НЦ	не более 8 не более 10	4 2,4	5,2 2,4	0,5 1,5	ГОСТ 18597
5 Коррозионная активность при повышенных температурах (150°С): потеря массы образца, г/м^2: - по отношению к меди - по отношению к бронзе ВБ-23НЦ	не более 15 не более 2,5	-	0,6 2,8	0,8 1,3	ГОСТ 18598
6 Метод определения люминометрического числа: - люминометрическое число	не ниже 50	51	74	71	ГОСТ 17750
7 Оценка характеристик сгорания на установке УНТ-1: - дымное число, ед. - световое число, ед. - массовое нагарное число, ед.	не более 97 не более 97 не более 105	61 94 67	14 82 18	38 91 15	СТО 08151164-008-2009
8 Термоокислительная стабильность при контрольной температуре 260°С: - перепад давления на фильтре, мм рт.ст. - цвет отложений на трубке, баллы по шкале колориметрического стандарта	не более 25 не более 3	0 менее 1	0 менее 1	0 менее 3	ГОСТ Р 52954
9 Удельная электрическая проводимость, пСм/м: -без антистатической присадки при температуре 20°С	не более 10	1	1	2	ASTM D 2624
10 Содержание металлов, %: - ванадия - кобальта - молибдена	не более 10^{-5}	отсутствие отсутствие отсутствие	отсутствие отсутствие отсутствие	отсутствие отсутствие отсутствие	СТО 08151164-041-2010
11 Метод 25 ГосНИИ воздействия на резины, применяемые в топливных агрегатах на приборе ЦИТО-С: - количество этапов нагрева, после которых резина сохраняет работоспособность	не менее 3	более 3	более 3	более 3	СТО 08151164-034-2009

К ВОПРОСУ О ПОСТРОЕНИИ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ СИСТЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ ПРЯМОТОЧНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЭНДОТЕРМИЧЕСКИХ ТОПЛИВАХ

С.И. Мартыненко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, martynenko@ciam.ru
П.Д. Токталиев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, pavel_d_m@mail.ru
А.В. Байков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, baykov@ciam.ru

В докладе представлена трёхмерная математическая модель сопряженного теплообмена при турбулентном течении эндотермических топлив (ЭТ) в обогреваемых криволинейных шероховатых каналах системы охлаждения авиационного прямоточного двигателя. Для описания термического разложения эндотермических топлив использована одностадийная модель, основанная на замене реального углеводородного соединения некоторым фиктивным веществом, которое разлагается без промежуточных реакций. Приведено уравнение для расчёта локальной степени разложения и члена в уравнении энергии, учитывающего эндотермический эффект разложения топлива. Показаны результаты численного исследования теплообмена в различных конструкциях системы охлаждения с использованием пентана при сверхкритическом давлении в качестве эндотермического топлива.

Целью данной работы является:

- построение математической модели трёхмерного турбулентного течения термически разлагающегося ЭТ при сверхкритическом давлении в криволинейных шероховатых каналах системы охлаждения прямоточных двигателей;
- численное исследование теплообмена в различных конструкциях системы охлаждения.

Математическая модель сопряжённого теплообмена при турбулентном течении разлагающегося ЭТ в обогреваемых шероховатых криволинейных каналах системы охлаждения камеры сгорания ГПВРД основана на следующих положениях:

Положение 1. Исходное ЭТ замещается некоторой фиктивной средой (ФС), теплофизические свойства которой (плотность, вязкость теплопроводность и теплоёмкость) зависят от давления, температуры и функции ψ, далее называемой локальной степенью разложения.

Положение 2. Математическая модель сопряжённого теплообмена при турбулентном течении разлагающегося ЭТ помимо уравнений неразрывности, движения, турбулентности, энергии (для потока) и теплопроводности (для канала), должна содержать *дополнительное уравнение* для вычисления локальной степени разложения ψ.

Положение 3. Уравнение энергии должно содержать *дополнительный источниковый член*, учитывающий эндотермический эффект при разложении ФС.

Одной из характерных трудностей моделирования теплообмена при течении разлагающего ЭТ является расчёт степени разложения, которое зависит от температуры ЭТ и времени его пребывания в канале. В докладе предложено использовать вспомогательную функцию $\widehat{\psi}$, связанную с локальной степенью разложения ЭТ ψ соотношением $\widehat{\psi} = ln(1-\psi)$. Показано, что вспомогательную функцию можно из решения начально-краевой задачи для следующего уравнения

$$\frac{\partial(\rho\widehat{\psi})}{\partial t} + \nabla\left(\rho\vec{V}\widehat{\psi}\right) = \nabla\left(D_{\widehat{\psi}}\nabla\widehat{\psi}\right) - \rho f(p,T,\widehat{\psi}),$$

где коэффициент «диффузии» $D_{\hat{\psi}}$ выражается как

$$D_{\hat{\psi}} = C_{1\hat{\psi}} + \frac{\mu_\tau}{C_{2\hat{\psi}}}.$$

Здесь $C_{1\hat{\psi}}$ и $C_{2\hat{\psi}}$ есть эмпирические константы, а $f(p,T,\hat{\psi}) \geq 0$ – некоторая неотрицательная функция давления p и температуры T, описывающая интенсивность разложения данного ЭТ.

Уравнение энергии при наличии эндотермических реакций имеет вид

$$\frac{\partial(\rho i)}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{V} i) = \nabla\left(\lambda \nabla T\right) - S,$$

где i есть энтальпия ЭТ. Источниковый член $S \geq 0$ в случае зависит от степени разложения топлива и температуры следующим образом

$$S = AB\rho exp\left(\hat{\psi} - \frac{E}{RT}\right),$$

где A и B есть эмпирические коэффициенты, зависящий от типа ЭТ [1].

В докладе приведены результаты моделирования сопряжённого теплообмена в каналах системы охлаждения высокоскоростного прямоточного воздушно – реактивного двигателя (ПВРД). Показано, что повышение температуры охладителя, при его нагревании в каналах системы охлаждения сопровождается снижением вязкости и увеличением числа Рейнольдса в поперечном сечении канала, что приводит к формированию профиля скоростей подчиняющемуся степенному закону, известному для случая течения газа с большими числами Рейнольдса в длинном шероховатом канале.

Установлено, что для удельных тепловых потоков, характерных для условий высокоскоростного ПВРД, подвод тепла к охладителю с стороны твердых стенок происходит практически равномерно по всему периметру канала, независимо от формы поперечного сечения. Аналогично напряжения сил трения на стенках канала тоже распределяются равномерно по периметру поперечного сечения.

Разработанная математическая модель позволяет моделировать физико–химические процессы в криволинейных элементах конструкции системы охлаждения, воспроизводя при этом локальные изменения в тепловых потоках и силах трения по различным азимутальным направлениям на криволинейных участках каналов в зависимости от радиуса их кривизны.

Точность рассматриваемой математической модели сильно зависит от точности используемого описания физико–химических свойств применяемого топлива – охладителя, что требует верификации расчётных данных на экспериментальных объектах – демонстраторах.

Работа поддержана грантом РНФ (проект 15-11-30012)

Список литературы

1. Эндотермические топлива и рабочие тела силовых и энергетических установок / Л.С. Яновский, Т.Н. Шигабиев, Ф.М. Галимов, В.Ф. Иванов. Изд. РАН, Казань, 1996. 264 с. 26.
2. Токталиев П.Д., Мартыненко С.И. Математическая модель системы охлаждения камер сгорания авиационных прямоточных двигателей на эндотермических топливах // Вестник МГТУ. Сер. Естественные науки. 2015. № 1. С.83–97.

РАЗРАБОТКА И ОПЫТ ЭКСПЛУАТАЦИИ МАСЛА КА-7,5 ДЛЯ АВИАЦИОННЫХ ТУРБОВИНТОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.А. Мойкин, ООО «Квалитет-Авиа», Москва, kvalitet-avia@mail.ru
В.А. Середа, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии МО РФ», Москва
Т.И. Назарова, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии МО РФ», Москва
Р.С. Мадалиев, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии МО РФ», Москва

Для самолетов, обладающих большой грузоподъемностью и длительностью полета требуются двигатели, способные развивать необходимую тягу при минимальном удельном весе. Этим требованиям удовлетворяют турбореактивные двигатели (ТРД). Однако, на небольших скоростях полета они неэкономичны по сравнению с винтомоторными двигателями. В связи с этим некоторые типы самолетов требуют установки двигателей, сочетающих в себе достоинства ТРД с преимуществами винтомоторных на малых (дозвуковых) скоростях полета. К таким двигателям относятся турбовинтовые двигатели (ТВД). Для уменьшения оборотов воздушного винта по сравнению с оборотами турбины в двигатели данного типа устанавливается редуктор, который испытывает на себе высокие поверхностные напряжения. В силу конструкции двигателя возникают противоречия в требованиях к качеству смазочных масел для ТВД. Они должны сочетать высокую смазывающую способность с хорошими вязкостно-температурными характеристиками для обеспечения надежного запуска при низких температурах.

Ранее в летательных аппаратах с турбовинтовыми двигателями применялась смесь минеральных масел МС-8п и МС-20, что было сопряжено с существенными недостатками, такими как высокая вязкость при низких температурах. Это требовало перед запуском проводить подогрев двигателя тепловыми пушками, что сказывалось на времени подготовки техники к вылету и снижению боеготовности.

Для решения этой проблемы еще в середине 60-х годов было разработано загущенное минеральное масло – МН-7,5. Оно превосходило маслосмесь по основным физико-химическим и эксплуатационным свойствам, но при эксплуатации выявились недостатки – склонность к коксообразованию и высокая испаряемость. В 70-х годах были проведены работы по созданию унифицированного всесезонного улучшенного масла – МН-7,5у, обеспечивающего запуск турбовинтового двигателя без подогрева при температуре окружающей среды до минус 35 ^{0}С, однако в 90-х годах его производство было прекращено из-за остановки производств основных компонентов.

Актуальным стал вопрос разработки нового масла с применением современных видов сырья. При разработке масла КА-7,5 был учтен весь опыт применения масла МН-7,5у, а также зарубежных масел Castrol-98 и Turbonycoil-98. Как результат, масло КА-7,5 обеспечивает запуск и надежную эксплуатацию авиационных двигателей при температурах от минус 40^{0}С до 50^{0}С без использования средств предварительного подогрева. Для военной техники это обеспечивает оперативное приведение в боевую готовность, для гражданской — снижение затрат на техническое обслуживание. При этом, в отличие от ранее разработанного МН-7,5у, масло КА-7,5 имеет благоприятные характеристики и согласно ГОСТ 12.1.007 соответствует 4 классу опасности.

В процессе постановки масла на производство был проведен полный комплекс квалификационных испытаний, стендовые испытания на полноразмерном двигателе в течение 2500 часов, а также контрольно-летные испытания на самолетах. На основании положительных результатов масло авиационное КА-7,5 допущено к применению в

военной авиационной технике и осуществлены первые поставки масла в адрес Министерства обороны РФ.

Масло КА-7,5 значительно превосходит штатные масла по термоокислительной стабильности (выдерживает испытание при 200^{0}С, в то время как минеральная смесь только при 130^{0}С), испаряемости и низкотемпературным свойствам.

Таблица 1 – Физико-химические показатели масел

Показатель	КА-7,5	МН-7,5у
Кинематическая вязкость -при 100^{0}С, не менее -при минус 40^{0}С, не более	 7,5 9000	 7,5 12000
Температура застывания, ^{0}С, не выше	55	53
Температура вспышки в открытом тигле, ^{0}С, не ниже	190	150
Испаряемость при 175^{0}С, %, не выше	2	15
Стабильность вязкости после озвучивания на УЗДН-2Т в течение 15 мин, %, не более	3	11

Эксплуатация самолетов с двигателями НК-12 подтвердила высокую эффективность разработанного масла. Это демонстрирует график изменения кинематической вязкости масла от времени наработки двигателя. Как видно из рис. 1, масло МН-7,5у достигло предельной эксплуатационной нормы при наработке 171 час, в то время как вязкость масла КА-7,5 при наработке 500 часов составила 6,8 сСт, что говорит о наличии значительного рабочего ресурса масла.

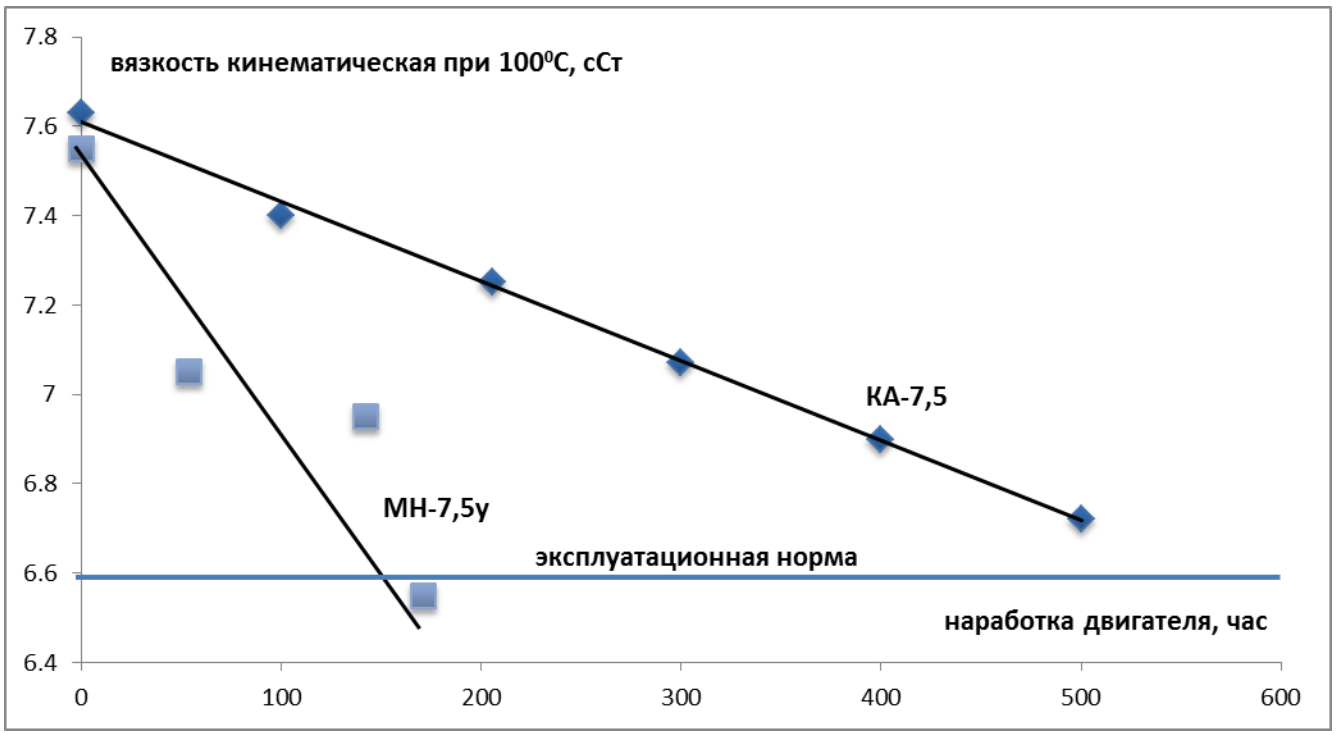


Рис.1 – График изменения кинематической вязкости масел КА-7,5 и МН-7,5у в процессе эксплуатации

По результатам исследований и проведенных эксплуатационных испытаний рекомендовано применение масла КА-7,5 в качестве основной марки взамен масла МН-7,5у для эксплуатации на турбовинтовых и турбовентиляторных двигателях самолетов. По своим характеристикам масло КА-7,5 может применяться на турбовальных двигателях и редукторах вертолетов взамен масел Б-3В и ЛЗ-240 (либо импортного аналога Turbonycoil-98) и в редукторах малых ракетных катеров и судах береговой охраны, оснащенных газотурбинными двигателями.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОТИВОИЗНОСНЫХ СВОЙСТВ ТОПЛИВ ДЛЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РАСТИТЕЛЬНО-МИНЕРАЛЬНОЙ ОСНОВЕ

А.А. Молоканов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, molokanov@ciam.ru
А.В. Яковлева, Национальный авиационный университет, Киев, pinchuk_anya@ukr.net
О.О. Вовк, Национальный авиационный университет, Киев, o.a.vovk@mail.ru
С.В. Бойченко, Национальный авиационный университет, Киев, chemmotology@ukr.net
К. Лейден, Жешувский политехнический университет им. И. Лукасевича, Жешув, klejda@prz.edu.pl
Х. Кужевский, Жешувский политехнический университет им. И. Лукасевича, Жешув, hkuszews@prz.edu.pl

В течение последних лет все больше внимания уделяется вопросу замены традиционных источников энергии их альтернативными аналогами [1]. Сегодня свойства альтернативных топлив для ВРД изучены не в полной мере. Особого внимания требует исследование эксплуатационных свойств таких топлив. Так, альтернативные топлива для ВРД, полученные ФТ-синтезом, характеризуются низкими смазочными свойствами [1], их применение может привести к преждевременному износу деталей двигателя. В то же время, есть сообщения о достаточно хороших смазывающих свойствах эстеров растительных масел [2]. Исследование их влияния на противоизносные свойства топлив для ВРД представляет значительный интерес.

Противоизносные свойства топлив для ВРД определяют надежность и ресурс работы топливных агрегатов воздушных судов (ВС), в частности, их пар трения. Эти пары работают в режимах трения качения, трения скольжения и комбинированного трения при различных нагрузках, температурах, давлениях, скоростях сдвига в условиях жидкостной и граничной смазки.

В работе была исследована смазывающая способность топлива для ВРД Jet A-1, трех биокомпонентов, а также их смесей. Биокомпоненты были представлены смесью метиловых эстеров жирных кислот (МЭЖК) рапсового масла, также метиловыми и этиловыми (ЭЭЖК) эстерами рапсового масла, модифицированными для применения в качестве компонента топлива для ВРД. Модификация проводилась вакуумным фракционированием по разработанной технологии. Образцы топливных смесей содержали указанные биокомпоненты в количестве 10%, 20%, 30%, 40% и 50%.

Противоизносные свойства образцов топлива были исследованы с помощью четырехшариковой машины Т-02U. Принцип метода заключается в определении нагрузки задирания, приложенной к паре трения. Для каждого испытуемого образца была определена нагрузка задирания, характеризующая его смазывающие свойства (рис. 1).

Традиционное топливо для ВРД марки Jet A-1 показало низкие значения нагрузки задирания – 511 Н. Максимальные значения нагрузки задирания зафиксированы для МЭЖК рапсового масла (961 Н) и для модифицированных МЭЖК рапсового масла (1154 Н). Модифицированные ЭЭЖК рапсового масла в меньшей степени способствуют увеличению смазывающих свойств топлива. В целом использование эстеров рапсового масла положительно влияет на смазывающие свойства топлива для ВРД.

Противоизносные свойства топлива для ВРД определяются: 1) вязкостью топлива, обеспечивающей гидродинамический эффект разделения поверхностей трения слоем жидкости; 2) наличием в топливе поверхностно-активных веществ (ПАВ), образующих на

поверхности трения абсорбционный слой высокой прочности, который разделяет поверхности трения и тем самым уменьшает коэффициент трения и износ деталей [3].

Топлива для ВРД характеризуются относительно низкими значениями вязкости, так как состоят из углеводородов небольшой молекулярной массы. Их молекулы имеют сравнительно малые размеры и, как следствие, небольшой дипольный момент. В результате, граничный слой имеет меньшую прочность по сравнению с более вязкими топливами.

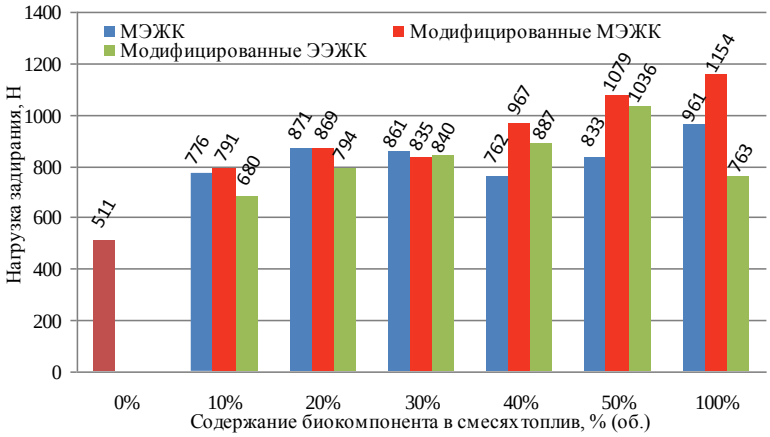


Рис. 1 – Нагрузка задирания пары трения

Углеводороды, содержащиеся в топливе, являются неполярными и почти не защищают пары трения от износа. ПАВ, которые содержатся в топливе для ВРД: смолы, органические кислоты, серо-органические и азот-органические соединения, – отрицательно влияют на термостабильность и коррозионные свойства топлива [3,4].

Молекулы биокомпонентов являются сложными эстерами, которые содержат остатки жирной кислоты и спирта. Эти молекулы содержат разное количество атомов углерода в цепи (14 – 23) и разное количество двойных связей. Это обусловливает сравнительно большой размер молекул и высокую вязкость эстеров. Радикалы жирных кислот являются неполярными, однако присутствие карбоксильной группы в молекуле сложных эстеров обусловливает их сильную полярность. Такая структура биокомпонентов обеспечивает их поверхностную активность и, таким образом, способность к образованию граничного слоя на поверхности пар трения.

Исследования смесевых топлив показали, что эстеры жирных кислот рапсового масла положительно влияют на смазывающие свойства нефтяных топлив для ВРД и могут использоваться с целью улучшения противоизносных свойств традиционных авиационных топлив. Это объясняется поверхностной активностью молекул эстеров и их высокой вязкостью.

Список литературы

1. The compatibility of potential bioderived fuels with Jet A-1 aviation kerosene / C. J. Chuck, J. Donnelly // Applied Energy. – 2014. – No. 118. – P. 83–91.
2. Техника и технологии производства и переработки растительных масел : учебное пособие / С.А. Нагорнов, Д.С. Дворецкий, С.В. Романцова, В.П. Таров. – Тамбов: Изд-во ГОУ ВПО ТГТУ, [2010]. – 96 с. – 100 экз. – ISBN 978-5-8265-0964-7.
3. Химмотология ракетных и реактивных топлив : / А.А. Братков, Е.П. Серегин, А.Ф. Горенков и др. ; под. ред. А.А. Браткова. – М. : Химия, [1987]. – 304 с.
4. Основы авиационной химмотологии: учеб. пособие / Л.С. Яновский [и др.]. – М.: Изд-во МАТИ, [2005]. – 678 с. – ISBN 5-93271-229-5.

ВЛИЯНИЕ ВСПЕНИВАЕМОСТИ МАСЕЛ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ СМАЗКИ АВИАЦИОННЫХ ГТД

А.А. Молоканов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, molokanov@ciam.ru
Л.С. Яновский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yanovskiy@ciam.ru
А.И. Гулиенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, goulienko-contrl@ciam.ru
В.М. Ежов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ezhov@ciam.ru
К.В. Шаранина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ezhov@ciam.ru
Ю.М. Щуровский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, shchurovsky@ciam.ru

К авиационным маслам предъявляются жесткие требования для обеспечения надежной эксплуатации газотурбинных двигателей (ГТД). Масла должны обладать высокой смазывающей способностью, низкой коррозионной активностью, высокими защитными свойствами, быть безопасными в эксплуатации и нетоксичными, совместимыми с конструкционными материалами, а также обладать минимальными склонностью к отложениям, испаряемостью и вспениваемостью [1–2].

Вспениваемость авиационных масел является одним из важнейших факторов, влияющих на безопасность полётов. Снижение эксплуатационных свойств масел, обладающих повышенной вспениваемостью, обусловлено повышенным содержанием воздуха в этих маслах при работе двигателей.

Экспериментальные исследования проводились как лабораторными методами, так и на демонстрационной системе смазки [3]. Объёмное газосодержание масловоздушной смеси при работе системы смазки изменяли добавлением в масло пеногасящей присадки при постоянной подаче воздуха.

Показано, что изменение газосодержания в масловоздушной смеси может приводить к нарушению штатной работы двигателя. Вследствие изменения газосодержания происходит запирание маслонасоса, что вызывает рост мощности его электропривода и появление пульсирующего течения масловоздушной смеси. Работа насоса в режиме запирания не обеспечивает необходимую прокачку масловоздушной смеси, снижает эффективность работы системы суфлирования и может приводить к дымлению двигателей вертолета. При эксплуатации вертолетов дымление двигателей наблюдалось при повышении вспениваемости масел [4].

При анализе возможных причин повышения вспениваемости масел при эксплуатации авиационных двигателей было установлено, что при работе последних в масло может попадать смазка. Исследование влияния смазки на пенообразующие свойства авиационных масел при варьировании расхода воздуха, температуры испытания, времени окисления показало, что добавление в масло 0,005 % масс. смазки приводит к значительному росту вспениваемости масел.

В работе исследовано влияние вспениваемости на характеристики течения маловоздушной смеси, мощность приводов маслонасосов и триботехнические характеристики масел. По результатам проведенных исследований были даны рекомендации по подавлению вспениваемости масел при эксплуатации авиационных двигателей.

Результаты исследований представляют интерес для разработчиков и эксплуатантов авиатехники. Работа поддержана Российским Научным Фондом (проект №15-11-30012).

Список литературы

1. Яновский Л.С., Дубовкин Н.Ф., Галимов Ф.М. и др. Инженерные основы авиационной химмотологии. Казань: Изд. Казанск. ун-та, 2005. – 714 с.
2. Wallis G.B. One-Dimensional Two-Phase Flow. McGraw-Hill Book Company. 1969. – P. 408.
3. Gurevich O., Gulienko A., Schurovskiy U. Demonstration Systems of the “Electric” Gas Turbine Engine / Congress ICAS, St. Petersburg, Russia, September 7-12, 2014, P. 6.
4. Бабкин В.И., Яновский Л.С., Ежов В.М., Молоканов А.А., Шаранина К.В., Бакулин Е.К. Пенообразующие свойства отечественных и зарубежных смазочных масел для авиационных газотурбинных двигателей // Трение и смазка в машинах и механизмах. – 2015. – № 4. – С. 33–38

ПРОИЗВОДСТВО АВИАЦИОННЫХ СМАЗОЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ В ПАО «НК «РОСНЕФТЬ» - МЗ «НЕФТЕПРОДУКТ»

В.А. Молоканов, ПАО «НК «Роснефть» - МЗ «Нефтепродукт», Москва, mz_ogt@rosneft.ru
Д.С. Колыбельский, ПАО «НК «Роснефть» - МЗ «Нефтепродукт», Москва
Я.В. Порфирьев, ПАО «НК «Роснефть» - МЗ «Нефтепродукт», Москва
А.А. Молоканов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, molokanov@ciam.ru

Дочернее предприятие нефтяной компании «Роснефть» завод ПАО «НК «Роснефть» – МЗ «Нефтепродукт» основано в 1995 году на базе ОАО МОПЗ «Нефтепродукт». Производственные мощности и территория завода имеют долгую и интересную историю. Впервые на территории современного завода «Нефепродукт» располагался завод «Нефтегаз», построенный по первому пятилетнему плану. С 19 февраля 1931 года, когда технологическая часть завода была передана дирекции завода, завод начнет вырабатывать ароматические углеводороды, антидетонационные добавки к авиационным топливам, толуол, высококалорийный газ и другие продукты нефтехимии. Во время Великой Отечественной войны завод бесперебойно работал все 1814 дней. В начале 50-х годов, в связи с новыми требованиями к специальной технике, завод освоил технологию получения пиролизного кокса марки КНПС, не имевшего аналогов в мире.

В 1956 году московский завод «Нефтегаз» был расширен за счет присоединения нефтемаслозавода. В 1968 году был создан Московский опытно-промышленный завод (МОПЗ ВНИИ НП) за счет объединения МОЗ ВНИИ НП и завода «Нефтегаз». Совместно с институтом ВНИИ НП на заводе велись работы по созданию перспективных схем

заводов будущего с целью эффективного освоения нефтяных богатств Западной Сибири. В результате большого объема исследований был разработан отечественный процесс каталитического крекинга и создана промышленная установка с применением алюмосиликатного шарикового катализатора. Разработаны комплексные схемы переработки сернистых нефтей, которые легли в основу проектов крупных топливных и масляных производств: Ново-Куйбышевского, Салаватского, Омского, Ангарского, Ново-Уфимского, Ярославского, Пермского, Рязанского, Киришского, Полоцкого и ряда других НПЗ. На основе разработок завода совместно с ВНИИ НП были построены и введены в эксплуатацию заводы в КНР, Индии, Эфиопии, Египте, Болгарии, Ираке, Северной Корее.

К настоящему времени на заводе «Нефтепродукт» проведена частичная реконструкция устаревших производственных мощностей. На сегодняшний день завод производит большой ассортимент смазочных материалов для морской, авиационной, ракетно-космической, автотракторной и бронетанковой техники, приборостроения, энергетики.

Одним из приоритетных направлений производства предприятия является выпуск смазочных материалов для авиационной техники. На заводе «Нефтепродукт» производят авиационные пластичные смазки (Атланта (ВНИИ НП-254), ВНИИ НП СТФ-1, Сапфир (ВНИИ НП-261), СЭДА, Эра (ВНИИ НП-286 М), ЦИАТИМ-201, ВНИИ НП-225), авиационные гидравлические масла (НГЖ-5У, АМГ-10), авиационные масла для газотурбинных двигателей (ВТ-301, ВНИИ НП-50-1-4у, ЛЗ-240) и масло для втулок винтов вертолётов (ВО-12), а также консервационные материалы (НГ-222АФ, ПИНСАТ). В 2013 году совместно с ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» осуществлена постановка на производство синтетического масла для газотурбинных двигателей ЛЗ-240 на основе эфира пентаэритрита и синтетических жирных кислот с отечественным пакетом присадок.

Переоснащение исследовательской лаборатории, проведенное за последние годы, позволило проводить испытания продукции на заводе по российским и международным стандартам. Наличие собственных мощных исследовательского и научного потенциалов позволяет предприятию разрабатывать и ставить на производство наукоемкие, современные и перспективные масла, смазки и прочие технические жидкости. Кадровая политика предприятия предусматривает комплектацию штата завода профильными специалистами высокого уровня. Более 30 сотрудников завода являются выпускниками РГУ нефти и газа имени И.М. Губкина.

В 2015 году предприятие ПАО «НК «Роснефть» - МЗ «Нефтепродукт» начало проводить проектно-изыскательские и строительно-монтажные работы по техническому перевооружению существующего технологического производства масел, присадок и смазок. Реализация этих работ позволит увеличить выпуск смазочных материалов высокого качества, а также сохранить производство уникальной продукции, необходимой для обеспечения обороноспособности РФ.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ПРОТИВОВОДОКРИСТАЛЛИЗАЦИОННОЙ ЖИДКОСТИ В ТОПЛИВАХ ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ВОЕННОЙ АВИАЦИИ КРИОСКОПИЧЕСКИМ МЕТОДОМ

А.П. Ощенко, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва, oschenko@mail.ru
О.А. Бурмистров, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
Е.А. Шарин, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва

Образование и накопление при отрицательных температурах кристаллов льда в топливах для реактивных двигателей могут являться предпосылками к летным проишествиям и даже привести к аварийным ситуациям. Для предотвращения этих нежелательных процессов в топливо перед заправкой (в процессе заправки) военной авиатехники вводится противоводокристаллизационная жидкость (ПВК жидкость «И» - этилцеллозольв технический по ГОСТ 8313) в количестве (0,1; 0,2; или 0,3)% масс. с учетом типа летательного аппарата, характера полета, температуры окружающего воздуха на аэродроме и продолжительности полета.

В настоящее время в ВВС России содержание ПВКЖ в топливе контролируют двумя методами: рефрактометрическим и колориметрическим [1]. Первый метод основан на определении показателя преломления водной вытяжки ПВКЖ, извлеченной из топлива водой с последующим расчетом массовой доли жидкости по соответствующей формуле. Второй метод основан на фиксировании изменения окраски раствора, содержащего водную вытяжку ПВКЖ, бихромат калия и серную кислоту. В зависимости от содержания жидкости в топливе окраска раствора изменяется от оранжевой (без ПВКЖ), до желтой (≈0,1% масс. ПВКЖ), зеленой (≈0,2% масс. ПВКЖ) или голубой (≈0,3% масс. ПВКЖ).

В течение последних 15 лет в России разработаны и прошли метрологическую аттестацию миллиосмометры-криоскопы, предназначенные для определения концентрации осмотически активных веществ (т.е. веществ, образующих молекулярные растворы) по измеренной температуре замерзания их растворов. Налажен серийный выпуск миллиосмометров-криоскопов [2], позволяющих измерять температуру замерзания водных растворов с погрешностью +/- 0,004 ^{o}C в пробе объемом не менее 0,2 см^3, что соответствует погрешности определения концентрации осмотически активных веществ в диапазоне +/- 2,0 ммоль/кг H_2O. Указанные приборы зарегистрированы в Государственном реестре средств измерений и нашли применение в различных областях. Отличительные особенности миллиосмометров-криоскопов заключаются в их высокой чувствительности, удобстве и простоте эксплуатации, высокой оперативности проведения анализа, отсутствии необходимости перекалибровки в течение рабочего дня.

Так как этилцеллозольв представляет собой простой моноэтиловый эфир этиленгликоля, являющийся осмотически активным веществом, изучена возможность использования миллиосмометра-криоскопа ОСКР-1М для определения содержания ПВКЖ в топливе для реактивных двигателей в соответствии со следующей схемой: приготовление 12 образцов (по 200 см^3 каждый) топлива ТС-1 с фактическим содержанием ПВКЖ от 0,055 %масс. до 0,311 %масс. → получение водной вытяжки ПВКЖ (встряхиванием в делительной воронке смеси 50 см^3 топлива и 5 см^3 дистиллированной воды в течение 3 минут с последующим отстаиванием в течение 1 минуты) → перенос водной вытяжки в стеклянный бюкс с притертой крышкой → помещение 0,3 см^3 водной вытяжки в измерительную ячейку прибора → снятие показаний

прибора → расчет содержания ПВКЖ в образце топлива → оценка достоверности результатов.

Массовую долю ПВКЖ (С, %) рассчитывали по формуле:

$$= \frac{(T_{з.в.} - T_{з.в.в.})*M*V_{воды}*\rho_{воды}*100}{K*V_{топлива}*\rho_{топлива}} \ \%$$

где $T_{з.в.}$ - температура замерзания дистиллированной воды, 0 ^oC

$T_{з.в.в.}$ - температура замерзания водной вытяжки, ^oC (показания прибора)

К – криоскопическая постоянная воды = 1858 г ^oC /моль

М-молекулярная масса этилцеллозольва = 90,12 г/моль

$V_{воды}$ - объем воды для экстракции = 5 $см^3$

$V_{топлива}$ - объем топлива для экстракции = 50 $см^3$

$\rho_{воды}$ - плотность воды, 1 г/$см^3$

$\rho_{топлива}$ - плотность топлива, 0,780 г/$см^3$

Результаты определения содержания ПВКЖ в образцах топлива ТС-1 криоскопическим методом и оценки их достоверности приведены в таблице.

Результаты проведенного исследования свидетельствуют о возможности определения криоскопическим методом содержания ПВКЖ в топливах для реактивных двигателей с достоверностью, удовлетворяющей предъявляемым требованиям [1].

Таблица

Фактическая массовая доля ПВКЖ в топливе, %	0,055	0,075	0,081	0,097	0,124	0,159	0,188	0,225	0,243	0,270	0,296	0,311
Результат определения массовой доли ПВКЖ криоскопическим методом, %	0,052	0,068	0,088	0,090	0,120	0,167	0,195	0,222	0,247	0,275	0,301	0,309
Отклонение экспериментального значения массовой доли ПВКЖ в топливе от фактического, %	-5,8	-10,3	8,0	-7,8	-3,3	4,8	3,6	-1,4	1,6	1,8	1,7	-0,6

Список литературы

1. Методические рекомендации по химмотологии «Лабораторный контроль качества противоводокристаллизационных жидкостей», М.: ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», №5, 2014
2. Техническое описание осмометра-криоскопа ОСКР-1 и ОСКР-1М на странице в сети интернет по адресу: http://osmometer.ru

НОВОЕ ПОКОЛЕНИЕ СМАЗОЧНЫХ МАСЕЛ ДЛЯ ТЕПЛОНАПРЯЖЕННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В КАЧЕСТВЕ ПРИВОДОВ ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ АГРЕГАТОВ

С.Ю. Поляков, ООО «Газпром ВНИИГАЗ», Развилка,
S_Polyakov@vniigaz.gazprom.ru
А.Е. Скрябина, ООО «Газпром ВНИИГАЗ», Развилка
А.А. Мухин, ООО «Газпром ВНИИГАЗ», Развилка

Разнообразие используемых в ОАО «Газпром» газотурбинных приводов обуславливает широкий ассортимент применяемых масел. С целью обеспечения потребности дочерних обществ ОАО «Газпром», занимающихся добычей и транспортировкой газа и газового конденсата в маслах, а также расширения ресурсов производства, ООО «Газпром ВНИИГАЗ» совместно с ведущими предприятиями нефтепереработки проводит работы, направленные на разработку и постановку на производство новых масел.

В системах смазки ГПА с приводами авиационного и судового типов используют смазочное авиационное масло МС-8П (ОСТ 38.01163-78). Обеспечивая в целом удовлетворительный уровень эксплуатационных свойств для маслосистем ГПА среднего уровня теплонапряженности, масло МС-8П имеет ряд недостатков. В первую очередь это связано с тем, что при использовании масла МС-8П повышается вероятность проявления сульфидной коррозии деталей ГПА.

Область применения данного масла постоянно сокращается по мере прекращения эксплуатации устаревающего парка отечественной авиационной техники, что приводит к нестабильности рынка данного продукта и, как следствие, к резкому колебанию цен на масло МС-8П. Ситуация усугубляется монополизмом в производстве базового компонента - дистиллятной минеральной основы МС-8 в ОАО «НОВОЙЛ» (г. Уфа). В условиях периодически возникающего дефицита авиационного масла МС-8П отмечены случаи появления контрафактной продукции.

Наиболее близким аналогом авиационного масла МС-8П является масло для судовых газовых турбин СГТ (ГОСТ 10289). Задача ставилась не просто получить продукт, удовлетворяющий требованиям нормативной документации, а получить масло, не уступающее по основным эксплуатационным свойствам авиационному маслу МС-8П.

Для решения поставленной задачи в ООО «Газпром ВНИИГАЗ» была проведена глубокая модернизация состава масла СГТ с использованием базовых компонентов производства ОАО «ЛУКОЙЛ». Разработанное масло получило наименование ЛУКОЙЛ ТОРНАДО GT. Производство масла освоено по СТО 79345251-001-2014 ООО «ЛЛК Интернешнл». Масло ЛУКОЙЛ ТОРНАДО GT по своим физико-химическим свойствам не уступает авиационному маслу МС-8П, практически идентичны маслу МС-8П по реологическим свойствам, температурам застывания и вспышки в закрытом тигле, уровню термоокислительной стабильности. В тоже время существенно превосходит по таким эксплуатационным показателям, как фактор нестабильности, Fn, (показатель, характеризующий скорость окисления масла и склонность к образованию высокотемпературных отложений.

Также ООО «Газпром ВНИИГАЗ» совместно с ООО «ЛЛК Интернешнл» разработано новое масло ЛУКОЙЛ МГК-8гп по СТО 79345251-041-2012 . Данное масло вырабатывается на гидрокрекинговых компонентах и предназначено для эксплуатации в

системах смазки приводов ГПА судового и авиационного типа при рабочих температурах масла на выходе из горячих узлов до 175 °С.

Масло Лукойл МГК-8гп может быть использовано взамен масел МС-8П, МС-8ГП и СГТ, а повышенный температурный интервал применения позволяет маслу ЛУКОЙЛ МГК-8гп конкурировать с синтетическим маслом Петрим при гораздо более низкой себестоимости. Масло ЛУКОЙЛ МГК-8гп по своим физико-химическим свойствам не уступает маслам-аналогам, однако существенно превосходит их по эксплуатационным показателям. Стабильность эксплуатационных свойств подтверждена эксплуатационными испытаниями на одной из компрессорных станций ОАО «Газпром» в двигателе ПС-90ГП-2. В настоящее время прорабатывается вопрос введения масла ЛУКОЙЛ МГК-8гп в эксплуатационную документацию двигателей ПС-90ГП-1, ПС-90ГП-2 ПС-90ГП-3. С этой целью организована расширенная эксплуатационная проверка масла ЛУКОЙЛ МГК-8гп на 10-15 двигателях типа ПС-90ГП.

Наиболее проблемными ГТД, с точки зрения теплового режима работы масла, являются двигатели АЛ-31СТ и НК-36СТ. С целью повышения эксплуатационной надежности этих теплонапряженных ГТД ООО «Газпром ВНИИГАЗ» совместно с ООО «Газпромнефть-СМ» разработало новое синтетическое масло Газпромнефть ИПМ-12гп (СТО 84035624-087-2012), которое характеризуется высокой (до 200 °С) термоокислительной стабильностью и пониженной склонностью к образованию высокотемпературных отложений. Данное масло разработано взамен синтетического масла Петрим. По результатам проведенных квалификационных испытаний выявлено, что масло Газпромнефть ИПМ-12гп существенно превосходит по физико-химическим и эксплуатационным показателям не только свой прототип - масло Петрим, но и авиационное масло ИПМ-10, безусловно, относящегося к маслам более высокого уровня термоокислительной стабильности. В настоящее время планируются эксплуатационные испытания масла Газпромнефть ИПМ-12гп.

В процессе эксплуатации турбинного масла Тп-22С на ряде компрессорных станций ОАО «Газпром» в системах смазки ГПА-32 «Ладога» были обнаружены отложения в виде мазеподобного осадка, забивающего фильтры очистки масла. Аналогичные отложения были обнаружены при очистке свежих масел Тп-22С передвижным стендом очистки жидкостей. Как показали исследования, причиной является факт нахождения присадки Дипроксамин Д-157 в составе масла Тп-22С в виде эмульсии с размерами капель 10 – 50 мкм в сочетании с высокими требованиями по классу чистоты масла в системе (9-й класс по ГОСТ 17216).

ООО «Газпром ВНИИГАЗ » совместно с ООО «Газпромнефть-СМ» проведена модернизация состава и технологии производства масла Тп-22С, по итогам которой решено выделить в отдельную марку турбинное масло, применяемое исключительно в газовых турбинах, где в отличие от паровых турбин нет необходимости использовать антиржавейные и деэмульгирующие присадки. Разработаны новые технические условия на турбинное масло для ГПА - ТУ 0253-160-31323949–2014 «Масла турбинные Тп-22С-гп. Технические условия».

Внедрение новых масел для ГПА повысит надежность эксплуатации газотранспортной системы России.

Список литературы

1. Шайхутдинов А.З., Сасин Д.В., Сидорычев М.Е. и др. Модернизированное смазочное масло СГТ, как альтернатива авиационному маслу МС-8П для ГПА среднего уровня теплонапряженности// Газовая промышленность. 2014. № 6. С. 94-97.
2. Мухин А.А., Поляков С.Ю., Скрябина А.Е. и др. Новое турбинное масло Тп-22С-гп для газоперекачивающих агрегатов ОАО «Газпром»// Газовая промышленность.2015. № 5. С.69-72.
3. Мухин А.А., Поляков С.Ю., Скрябина А.Е. и др. Новое поколение смазочных масел для теплонапряженных газотурбинных двигателей, используемых в качестве приводов газоперекачивающих агрегатов // Газовая промышленность. 2015. № 6. С. 42-47.

ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ТОПЛИВ ДЛЯ АВИАТЕХНИКИ С ПОРШНЕВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

И.М. Попов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, pim@ciam.ru
П.В. Бородако, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Е.П. Федоров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
М.Н. Пацина, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Н.И. Варламова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В малой авиации применяются, в основном, поршневые двигатели (АПД), где в качестве топлива используется авиационный бензин. За последние годы в России наблюдается рост использования средств малой авиации и по прогнозам использование будет увеличиваться.

В Российской федерации приняты стандарты ГОСТ 1012-2013[1] на этилированные бензины марок Б-91/115 и Б-92, а также ГОСТ Р 55493-2013 [2] на этилированный бензин марки Avgas 100LL. В настоящее время авиационные бензины в Российской федерации не производятся из-за запрета производства тетраэтилсвинца (ТЭС) [3]. Для нужд авиатехники с АПД закупается дорогой импортный авиационный бензин и частично используется автомобильный бензин марки АИ-95.

За рубежом, существует два основных стандарта для авиационного бензина - ASTM D 910 [4] и UK DEF STAN 91-90 [5], а наиболее широко используемым за рубежом авиабензином является бензин Avgas 100LL(low lead) с октановым числом по моторному методу 100, который содержит относительно малое количество ТЭС (0,3-0,5 г/л). Также в США действуют стандарты на неэтилированные авиабензины марок 82UL и 87UL по ASTM D 6227 [6] и 91UL по ASTM D 7547 [7] с октановыми числами 82, 87 и 91 соответственно.

В США работа по снижению содержания свинца в авиационном бензине ведется долгое время. Одним из последних результатов этой работы стало введение в стандарт ASTM D 910 новой марки бензина – 100VLL [4], в котором снижено максимальное содержание ТЭС на 19% по сравнению с маркой 100LL. Компания Swift Enterprises, ведущая широкие исследования по созданию неэтилированого авиационного бензина разработала стандарт ASTM D 7719 [8] на неэтилированный бензин марки 102UL с октановым числом 100 из возобновляемого растительного сырья [9,10,11].

В США за последние 15 лет проведены обширные исследования по разработке композиций неэтилированного авиационного бензина, альтернативного 100LL. Получены

композиции неэтилированного бензина с октановым числом 100, но получить композицию, которая по всем параметрам удовлетворяет нормам ASTM D 910 для марки 100LL пока не удалось.

В Российской федерации ведутся работы по возобновлению производства этилированного бензина марки Б91/115 (ГОСТ 1012-2013) и работы по созданию неэтилированного бензина эквивалентному бензину марки 100LL (ASTM D 910). В ЦИАМ были сформированы технические требования к неэтилированному авиабензину, по которым Всероссийский научно-исследовательский институт по переработке нефти (ВНИИНП) на договорной основе приступил к разработке опытного образца отечественного неэтилированного авиабензина. В 2014 году на базе отечественных углеводородных компонентов разработан лабораторный регламент и создан опытный образец неэтилированного авиационного бензина с октановым числом 95 по моторному методу, полностью отвечающий техническим требованиям ЦИАМ, но уступающий этилированному бензину марки 100LL только по показателю «октановое число по моторному методу». Необходимо продолжить исследования по разработке неэтилированного отечественного авиабензина, эквивалентного по показателям качества этилированному бензину марки 100LL.

Список литературы

1. ГОСТ 1012-2013 Бензины авиационные. Технические условия.
2. ГОСТ Р 55493-2013 Бензин авиационный Avgas 100LL. Технические условия.
3. Федеральный закон от 22.03.2003 N 34-ФЗ "О запрете производства и оборота этилированного автомобильного бензина в Российской Федерации"
4. ASTM D 910-11 Standard Specification for Aviation Gasolines.
5. DEF STAN 91-90 Issue 3, publication date 20 November 2009. Gasoline Aviation: Grades 80/87, 100/130 and 100/130LL. Joint Service Designation: AVGAS 80, AVGAS 100 and AVGAS 100LL.
6. ASTM D 6227 - 12 Standard Specification for Unleaded Aviation Gaso-line Containing a Non-hydrocarbon Component.
7. ASTM D 7547-11 Standard Specification for Unleaded Aviation Gaso-line.
8. ASTM D 7719-12 Standard Specification for High Octane Unleaded Test Fuel.
9. Jonathon David Ziulkowski. Collective Knowledge on Aviation Gasolines. In partial fulfillment of the requirements for the Degree of Master of Science in Technology. 7.10.2011
10. Патент США № US 2008168706, 17.07.2008
11. Патент США № US 2010268005, 21.10.2010

ХИМИЧЕСКИЙ СОСТАВ МОДЕЛЬНОГО БИОМАСЛА ДЛЯ РАСЧЁТА И ОПТИМИЗАЦИИ ПРОИЗВОДСТВА БИОТОПЛИВ

Г.А. Поскрёбышев, Институт Энергетических Проблем Химической Физики им. В.Л. Тальрозе, РАН, Москва, Россия, poskr@caltech.edu

Биомасла являются основными продуктами термической переработки биомассы и служат сырьём для получения химикатов и возобновляемого топлива. Технология переработки биомасел является, до сих пор, актуальным вопросом и требует, как определения конечного продукта (химикатов или топлив) и катализаторов для проведения процесса, так и его оптимизации. Одним из подходов к решению этих проблем является компьютерное моделирование. Однако оптимизация переработки биомасел не может быть осуществлена на уровне моделирования без упрощения химического состава биомасел, которые включают в себя несколько сотен индивидуальных соединений [1], а также без определения констант скорости элементарных реакций протекающих с участием этих соединений.

Как правило, в таких случаях используется суррогат, состоящий из небольшого числа соединений, реакции и свойства которых способны воспроизвести физико-химические процессы, протекающие при переработке оригинальных смесей. Существующие примеры суррогатных смесей в основном концентрируются на аутентичности физических свойств их компонентов, то есть близости к физическим свойствам компонентов биомасел [2-7]. Идентичность компонентов суррогатных и оригинальных смесей с точки зрения химической активности, как правило, не учитывается.

Попытка учесть химическую активность компонентов суррогатной смеси биомасел предпринята в настоящей работе. В качестве суррогата была предложена химическая смесь, состоящая из 11 индивидуальных соединений, каждое из которых представляет группу соединений со схожими физическими и химическими свойствами. Кроме воды и уксусной кислоты, в состав суррогатной смеси входят: 5-метил-2-фуранон, 2-фуральдегид (фурфурол), 2,4-диметилфенол (2,4-ксиленол), 2-метокси-4-метилфенол, 2-метокси-4-формилфенол, диметиловый эфир о-фталевой к-ты (репудин), 1,6-ангидро-β-D-глюкопираноза, 4-бензилфенол, декановая (каприновая) кислота.

Список литературы

1. Czernik, S; Bridgwater, AV; Energy Fuels, 2004, vol. 18, pp. 590-598
2. Piskorz, J; Scott, DS; Radlien, D.; Pyrolysis Oils from Biomass: Producing Analyzing and Upgrading; ACS: Washington, DC, 1988, pp. 167-178
3. Lee, S-H; Eom, M-S; Yoo, K-S; J. Anal. Appl. Pyrolysis, 2008, vol. 83, pp 110 – 114
4. Amen-Chen, C; Pakdel, H; Roy, C; Bioresource Technology, 2001, vol. 79, pp. 277 – 299
5. Branca, C; Giudicianni, P; Blasi, CD; Ind. Eng. Chem. Res., 2003, vol. 42, pp 3190 – 3202
6. Ba, T; Chaala, A; Garcia-Perez, M; Energy & Fuels, 2004, vol. 18, pp 188 – 210
7. Vispute, TP; Huber, GW, Green Chemistry, 2009, vol. 11, pp 1433 – 1445

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ПРАКТИЧЕСКОЙ ТРИБОДИАГНОСТИКИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.П. Прохоров, в/ч 15650-16, Московская обл., г. Щелково-10
В.А. Брусков, в/ч 15650-16, Московская обл., г. Щелково-10

Одним из самых дорогостоящих частей авиационного комплекса, от которого зависит эффективность и безопасность применения ЛА, является двигатель, надежность работы которого зависит от надежной работы всех его элементов. Исследования досрочно снятых и аварийных двигателей в организациях ВВС и промышленности показывают, что наименее надежными в их конструкции являются различные узлы и детали трения. Для современных авиационных двигателей количество таких деталей, омываемых маслами, исчисляются несколькими сотнями. Повышенный износ даже одной из них может привести к неблагоприятным последствиям.

Контроль технического состояния таких узлов и деталей, обнаружение на ранней стадии их повышенного износа, являются важным направлением решения проблемы долговечности и безотказной работы авиационных двигателей. Одним из составляющих такого контроля является трибодиагностика, т.е определение содержания химических элементов в маслах, омывающих трущиеся узлы и детали масляной системы и, на основе полученных результатов, прогнозирование технического состояния двигателя в целом.

В настоящее время в России проводится активная модернизация штатной авиационной техники, начато производство и внедрение новых ЛА усложненной конструкции с высокими энергетическими характеристиками, что требует постоянного контроля за тенденцией изменения определяющих параметров, характеризующих работоспособность отдельных их элементов. Созданные в различных министерствах и ведомствах диагностические центры призваны выполнять эти задачи.

Лаборатория трибодиагностики ГЛИЦ функционирует на протяжении более 40 лет. Под контролем находятся основные и вспомогательные двигатели, редукторы вертолетов практически всех типов ЛА военного и двойного назначения, в основном отечественного производства.

Не оглядываясь особенно далеко назад необходимо отметить, что за последнее 10 лет функционирования лаборатории выполнено более 9 тысяч анализов, по результатам которых по нашей рекомендации снято с эксплуатации 17 двигателей, поставлено на особый контроль 128 двигателей из-за повышенного содержания продуктов износа в маслах, омывающих трущиеся узлы и детали этих двигателей. Исследования проблемных двигателей, в том числе и на ремонтных предприятиях, подтвердила обоснованность их снятия.

Таким образом, в лаборатории трибодиагностики ГЛИЦ накоплен определенный опыт контроля технического состояния авиационной техники в данном направлении. Хотелось бы поделиться некоторыми соображениями в области практической трибодиагностики АТ, находящейся в постоянной эксплуатации.

По применяемым приборам контроля. В России разработано порядка десятка различных анализаторов, каждый из которых имеет свои преимущества и недостатки. Опыт применения одного из них, «Призма» разработки ОАО «Южполиметалл-Холдинг», показал надежную и устойчивую работу на протяжении 10 лет постоянной его эксплуатации. Вообще, выбор и приобретение какого-либо анализатора проблематично из-за трудности выполнения всех требований потенциальных их пользователей.

По нашему мнению разработано должно быть 2 типа анализаторов: один из них - стационарный с хорошими точностными характеристиками и разрешающей способностью, работа на котором подразумевает наличие высококвалифицированного

оператора. Такой прибор применим в научных учреждениях и организациях-изготовителях авиационной техники, где отрабатываются и внедряются нормы повышенного и предельно-допустимого содержания химических элементов в маслах для конкретного типа техники; другой - малогабаритный прибор, который должен находиться непосредственно в эксплуатирующей организации или недалеко от нее. Он должен обладать допустимой в таких условиях точностью определений, быть надежным и простым в обращении и доступен оператору со средним или специальным образованием. Такой анализатор должен быть преимущественно отечественной разработки и иметь доступную поверочную и ремонтную базу.

Для практической трибодиагностики не так важен особо низкий порог начала определения (на уровне 0,1 г/т), достаточно иметь его на уровне 0,3-0,4 г/т. Из опыта применения рентгеноспектральных анализаторов замечено, что даже при этих значениях чувствительности, если начался прогрессирующий износ трущихся узлов и деталей двигателей, такой прибор стабильно отслеживает данный процесс и позволяет давать обоснованные рекомендации по дальнейшей эксплуатации, контролируемой АТ.

В практике проведения работ используется комплексный подход к решению задач трибодиагностики. В чем он заключается? При интенсивном поступлении проб масел на анализ вначале определяется наличие продуктов износа в них. Если все укладывается в нормы, дается заключение о дальнейшей эксплуатации АТ. При повышенном содержании химических элементов проба масла подвергается дополнительной проверке в объеме физико-химических и феррографических исследований. При этом устанавливается соответствие масла требованиям НТД и определяется вид износа, что дает более полную картину износа и более четкие шаги к дальнейшим действиям.

В процессе работ также проводится трендовый анализ содержания химических элементов в пробах масел, отбираемых из отдельных, представляющих особый интерес двигателей в процессе их эксплуатации. Критерием такого анализа является оценка скорости нарастания концентрации металлов в масле в зависимости от наработки двигателя.

Для эксплуатантов двигателей в конечном счете важно знать какой узел или деталь, омываемые маслом, подвержены повышенному износу. С этой целью должен быть отработан перечень материалов, из которых изготовлены узлы и детали конкретного двигателя. Оператор, исходя из результатов анализа проб масла и указанным перечнем предварительно определяет ту деталь, которая подвержена повышенному износу. Заключение по данному вопросу доводится до эксплуатирующей организации.

Важную роль в практической трибодиагностики играет непосредственная постоянная связь с эксплуатирующими технику организациями. Это диктуется следующими обстоятельствами:

- от правильного отбора проб масел в немалой степени зависит конечный результат анализа продукта, исключение побочных ошибок. Правила отбора проб масел и направления их к месту проведения анализа должны быть отражены в ведомственном документе, утвержденном руководством эксплуатирующей организации и согласованном с ответственным лицом, в распоряжении которого находится трибодиагностическая лаборатория;
- необходимость получения от эксплуатирующих организаций постоянной информации о возможных изменениях в парке контролируемых двигателей (их снятие, установка, выработка и продление ресурса и др.);
- эксплуатирующая организация должна выполнять рекомендации специалистов лаборатории, особенно для проблемных двигателей, где обнаружены признаки повышенного износа узлов и деталей двигателей, омываемых маслом. При этом руководитель лаборатории должен обладать достаточными химмотологическими знаниями для отработки грамотного заключения и рекомендаций по результатам проведенных работ.

Необходимо отметить отсутствие в нашей стране целенаправленной программы трибодиагностики, поддержки и финансирования со стороны государственных органов, особенно для бюджетных организаций, и, как следствие, нехватка сети оснащенных современным оборудованием трибодиагностических лабораторий, подготовленных специалистов, которые не в лучшую сторону сказываются на обеспечении безопасности применения ЛА военного и гражданского назначения.

Всем организациям, так или иначе связанных с эксплуатацией авиационной техники и контролем ее технического состояния, необходимо объединить свои усилия и возможности по отработке единой системы трибодиагностики авиационной техники в масштабах всей страны, что несомненно принесет свои результаты.

КИНЕТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОЦЕНКИ ОКИСЛИТЕЛЬНОЙ СТАБИЛЬНОСТИ ГОРЮЧЕ-СМАЗОЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Б.Л. Психа, ИПХФ РАН, Черноголовка, psi@icp.ac.ru
В.В. Харитонов, ИПХФ РАН, Черноголовка
Л.В. Петров, ИПХФ РАН, Черноголовка

Качество углеводородных материалов, в том числе и ГСМ, во многом определяется их устойчивостью к окислению, поскольку при окислении ухудшаются практически все показатели качества. Однако во всех существующих в настоящее время системах стандартных испытаний качества ГСМ именно показатель их устойчивости к окислению измеряется наименее надежно, что обусловлено большой сложностью механизма окисления нефтепродуктов. Следовательно, необходим такой метод оценки окисляемости углеводородных материалов, который обеспечивал бы необходимую полноту исследования механизма процесса, с одной стороны, и оперативность, простоту получения информации, с другой.

В ИПХФ РАН разработан подход к количественному исследованию механизмов окисления углеводородных материалов и эффективности действия ингибиторов. Подход основан на экспериментальном измерении с помощью специальной манометрической установки количества кислорода, поглощенного окисляющимся веществом [1]. Разработаны теоретические основы метода количественного исследования процессов цепного окисления углеводородов в жидкой фазе – методы идентификации механизма окисления углеводородов и механизма действия антиоксидантов и определения кинетических параметров по экспериментальным данным. В соответствии с разработанными методами предложены алгоритмы и составлены программы для обработки экспериментальных данных на ЭВМ [2].

Разработанная методика хорошо зарекомендовала себя при исследовании механизмов окисления и стабилизации дизельных топлив, газойлей, авиационных керосинов, бензинов, смазочных материалов. В частности, был исследован процесс окисления двух образцов реактивного топлива Т-6, отличающихся сроками хранения в одинаковых условиях. Анализ полученных результатов позволил установить причину различной окисляемости образцов и объяснить особенности ее изменения с ростом температуры [3].

Изучены кинетические закономерности окисления базового масла на основе изопарафиновых углеводородов при 120 - 160° С. Получена кинетическая модель процесса, которая количественно описывает экспериментальные данные в широком диапазоне условий окисления, характеризует свойства исходного субстрата,

гидропероксидов, примесного ингибитора и позволяет предсказать поведение системы в условиях, отличных от условий эксперимента [4].

Проведено большое исследование процесса окисления гидравлических масел и их углеводородных основ. Результаты исследования позволили охарактеризовать окислительную стабильность образцов, прогнозировать ее изменение при изменении условий окисления, выработать рекомендации по увеличению окислительной стабильности новых гидравлических масел [5, 6].

Список литературы

1. Харитонов В.В., Станиловский А.И., Житенев Б.Н. Установка для измерения скорости химических реакций. // А.с. 582481 СССР // Б.И. 1977. № 44.
2. Психа Б.Л. Автореферат дисс. докт. хим. наук. Институт проблем химической физики РАН. Черноголовка. 2007. 56 с.
3. Попова Т.В., Психа Б.Л., Харитонов В.В. Оценка окисляемости углеводородных топлив. // Нефтехимия. 1992. Т.32. № 6. С. 538 - 545.
4. Психа Б.Л., Харитонов В.В. Кинетическое моделирование цепного окисления изопарафиновых масел при 120-160°С. // Нефтехимия. 1994. Т.34. №1. С.73 - 81.
5. Шейкина Н.А., Петров Л.В., Психа Б.Л., Харитонов В.В., Тыщенко В.А., Шабалина Т.Н. Механизм ингибирующего действия дифениламина в процессе окисления гидравлических масел. // Нефтехимия. 2006. Т. 46. № 1. С. 37 – 43.
6. Петров Л.В., Психа Б.Л., Соляников В.М., Харитонов В.В., Тыщенко В.А., Шейкина Н.А. Кинетический метод оценки окислительной стабильности новых гидравлических масел. // Высокие технологии, исследования, образование, экономика. 2012. Т.1 С. 132-135. (Труды Четырнадцатой международной научно-практической конференции «Фундаментальные и прикладные исследования, разработка и применение высоких технологий в промышленности и экономике». Санкт-Петербург. 2012 г.).

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МИКРОБИОЛОГИЧЕСКОГО ЗАГРЯЗНЕНИЯ НА КИСЛОТНОСТЬ ТРАДИЦИОННЫХ И АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ТОПЛИВ

В.В. Разносчиков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
raznoschikov@ciam.ru
И.А. Шкильнюк, Национальный авиационный университет, Киев,
i_shkilniuk@ukr.net
С.В. Бойченко, Национальный авиационный университет, Киев,
chemmotology@ukr.net

Авиационный транспорт – это главный потребитель высококачественных горюче-смазочных материалов. Эффективность и надежность топливной системы авиационной техники в значительной степени зависит от качества авиационного топлива. Большее количество отказов и неисправностей элементов топливной системы, двигателей и самолетов связанны с чистотой и качеством топлива.

В настоящее время авиационная отрасль испытывает давление экологов в связи с ростом воздушных перевозок и увеличением количества вредных выбросов в атмосферу. На сегодняшний день активно ведутся поиски альтернативных авиационных топлив [1].

Следует отметить и постоянный рост требований к качеству авиационных топлив. В 2012 году Международная организация гражданской авиации приняла директиву 9977/489 «Руководство по поставке авиационного топлива для гражданской авиации», в которой основной акцент уделен обеспечению чистоты топлива, в том числе от микробиологических загрязнений. Чистота топлив зависит от наличия механических примесей, влаги и микробиологической фазы. Как сказал Пассман, биодеструкция – это позитивное явления для решения проблем, связанных с защитой окружающей среды, и негативное явление для эксплуатации материалов и техники [2].

Сегодня известно 200 видов микроорганизмов, которые могут использовать углеводороды в качестве источника питания. К ним относятся бактерии, грибы и дрожжи. Основные условия развития микроорганизмов – температура 20–35ºС и присутствие воды. Появление и развитие микроорганизмов в авиационном топливе приводит к изменению его углеводородного состава, накоплению микробной слизи, образованию осадка и, как следствие, к ухудшению его физико-химических и эксплуатационных свойств. Засорение фильтров и трубопроводов микробной массой приводит к отказам двигателей и авиационным происшествиям [3].

Развитие микроорганизмов в топливе не происходит при отсутствии воды. Однако в условиях эксплуатации и хранения в топливе может присутствовать 0,01–0,02 % воды, этого достаточно, чтобы началось размножение микроорганизмов.

Последствия, вызываемые микробиологическим загрязнением топлив, можно классифицировать по категориям [4]:

- проблемы, вызываемые физическим присутствием разрастающихся колоний микроорганизмов;
- проблемы, вызываемые микробиологическим метаболизмом;
- проблемы, вызываемые микробиологическими метаболитами;
- проблемы, связанные со свойством микроорганизмов вызывать коррозию.
- Существует несколько методов определения микробиологического загрязнения авиационных топлив [5]:
- микробиологические методы;
- центрифугирование;
- химические методы;
- мембранные методы;
- индикаторный анализ;
- визуальный метод.

В Украинском научно-исследовательском и учебном центре химмотологии и сертификации ГСМ и ТЖ Национального авиационного университета активно проводятся исследования альтернативных компонентов авиационных топлив из биологического сырья. Вещества подвергаются различным физико-химическим, эксплуатационным и микробиологическим испытаниям. Так, были проведены исследования на биостабильность традиционных и альтернативных авиационных топлив. В качестве альтернативы этилированного авиационного бензина исследованы образцы топлива для реактивных двигателей ТС-1 и автомобильный бензин А-95 с добавлением в качестве биокомпонентов метилового эфира жирных кислот подсолнечного масла и биоэтанола (табл. 1). Биостабильность образцов исследовалась визуальным методом и путем определения кислотности согласно ГОСТ 5985. Выбор этого показателя обоснован тем, что продуктами метаболизма микроорганизмов в топливе являются органические кислоты.

Все образцы выдерживались в одинаковых условиях при температуре 22-25 °С в течение 2-х недель. Контроль изменения кислотности и визуальный осмотр проводились каждую неделю. Результаты представлены на рис.

Образцы №№ 2-4 и 9 помутнели уже в течение первой недели. В образцах 1-4, 6-9 помутнение наблюдалось после 2 недель. В конце исследований во всех образцах наблюдалось появление пузырьков воды и маслянистой пленки. Все образцы показали увеличение кислотности, более всего кислотность увеличилась у биокомпонента и топлива ТС-1 с 30%-ным содержанием биокомпонента. Образцы бензина и его смеси с биоэтанолом показали меньшее увеличение кислотности.

Результаты исследований свидетельствуют о низкой микробиологической стабильности авиационных топлив, а также о повышенной способности биокомпонента к микробиологической деструкции, которая вызывается теми же микроорганизмами, которые поражают и нефтяные топлива.

Таблица 1 – Объекты исследования

№	Состав образца
1	ТС-1
2	ТС-1 + 10% биокомпонента
3	ТС-1+20% биокомпонента
4	ТС-1+30% биокомпонента
5	А-95
6	А-95+5% биоэтанола
7	А-95+10% биоэтанола
8	А-95+15% биоэтанола
9	Биокомпонент

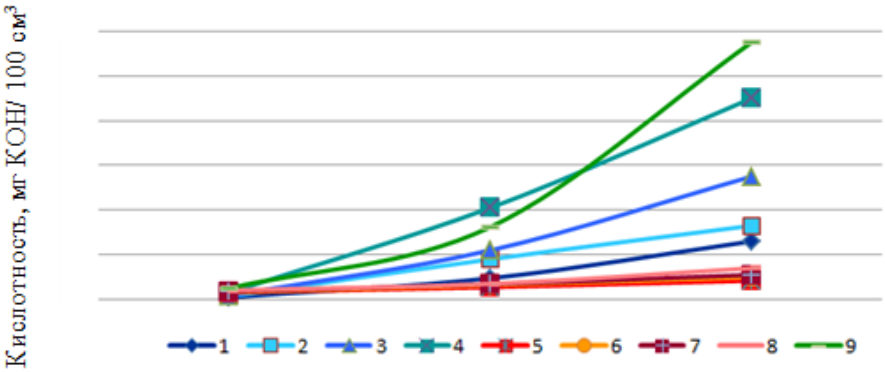


Рис. 1 – Динамика изменения кислотности

Список литературы

1. Применение биотоплив для воздушно-реактивных двигателей с целью улучшения их экологических характеристик/ Авиационно-космическая техника и технология/ Яковлева А. В., Бойченко С. В., 2012, № 7 (94).
2. Passman, F. J. 2003, ―Chapter 1 – Introduction to Fuel Microbiology.In: Passman, F. J. Ed . ―Manual 47 - Fuel and Fuel System Microbiology: Fundamentals, Diagnosis and Contamination Control.‖ ASTM International, West Conshohocken, pp: 1- 13.
3. Яновский Л.С., Дубовкин Н.Ф., Галимов Ф.М., Шигаев Т. Н., Гортышов Ю. Ф., Горячев В. В., Кондратьев В. А., Аляев В. А. Инженерные основы авиационной химмотологии. Казань: Изд-во Казанск. ун-та, 2005.
4. Vandecasteele J-P., 2008, ―Petroleum Microbiology‖ IFP Publcations, Paris: Editions technip.
5. ASTM D 6469-2012 StandardGuide for Microbial Contamination in Fuels and Fuel Systems.

МОДИФИКАЦИЯ СОСТАВА АВИАЦИОННЫХ БЕНЗИНОВ АЛИФАТИЧЕСКИМИ СПИРТАМИ

В.В. Разносчиков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, raznoschikov@ciam.ru
Л.С. Яновский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yanovskiy@ciam.ru
С.В. Бойченко, Национальный авиационный университет, Киев, chemmotology@ukr.net
К. Лейден, Жешувский политехнический университет им. Игнация Лукасевича, Жешув, klejda@prz.edu.pl
А.Г. Личманенко, Национальный авиационный университет, Киев, izabellac@mail.ru

Значительным недостатком почти всех известных марок авиационных бензинов является наличие в их составе антидетонационной присадки тетраэтилсвинца (ТЭС) - очень токсичного вещества, добавляемого для повышения детонационной стойкости [1].

Для авиационных поршневых двигателей, в соответствии с ГОСТ 1012, предусмотрено производство авиационных бензинов марок Б-95/130 и Б-91/115, которые представляют собой нефтяные фракции, выкипающие в пределах 40-180^{o}C. Сегодня известны авиационные бензины марок Б-92 (ТУ 38.401-58-47-92) и Б-70 (ТУ 38.101913-82) с пониженной концентрацией ТЭС. В DEF STAN 91-90 Issue 3 отражены требования к AVGAS 100LL, AVGAS 100, AVGAS 80. Согласно ASTM D 6227 разработан авиационный бензин 82UL, который не содержит ТЭС, однако его испытания еще не завершены. Из анализа этих документов нами составлена сравнительная таблица по содержанию ТЭС в составе авиационных бензинов. Из таблицы видны тенденции к уменьшению доли ТЭС в составе авиационных бензинов, однако практически все марки сегодня содержат токсичный ТЭС.

Поэтому нами сформулирована гипотеза - добиться повышения экологичности авиационных бензинов можно модификацией их состава, замещая токсический ТЭС оксигенатами, например, алифатическими спиртами.

Сегодня многие страны активно проводят программы внедрения биотоплива в основном путем его введения в состав традиционного нефтяного топлива. Современные требования Европейского Союза (ЕС) согласно директивы ЕС 2009/28/ЭС ставят следующие задачи: к 2020 доля возобновляемой энергии в общем балансе энергопотребления должна достичь 20%, биотоплива - как минимум 10%.

Согласно прогнозам экспертов [2], в 2050 авиаперевозки повлекут за собой до 20% вредных выбросов во всем мире, эмиссия продуктов сгорания в верхних слоях атмосферы крайне вредна. Для решения поставленных задач за рубежом интенсивно ведутся работы по снижению расхода топлива автомобилями и развитию технологий, обеспечивающих работу двигателей на топливах с высоким содержанием биокомпонентов (биоэтанола, биодизеля и др).

Главное преимущество спиртосодержащих топлив – высокие антидетонационные характеристики и улучшенные экологические свойства. При использовании спиртов уменьшается количество монооксида углерода, оксидов азота и сажи. Введение в бензины оксигенатов повышает их детонационную стойкость и приводит к увеличению концентрации кислорода в топливе. Это способствует более полному сгоранию углеводородов, однако приводит к снижению теплоты сгорания топливовоздушной смеси и максимальной температуры в камере сгорания [3,4].

Таблица – Содержание ТЭС в авиационных бензинах

№ п/п	Марка авиабензина	Нормативный документ	Содержание антидетонатора	Наименование антидетонатора
1	2	3	4	5
1	Б-95/130	ГОСТ 1012-72	3,1 г/1 кг бензина, не более	ТЭС
2	Б-91/115		2,5 г/1 кг бензина, не более	
3	Б-92	ТУ 38.401-58-47-92	2,0 г/1 кг бензина, не более	
4	Б-70	ТУ 38.101913-82	0	
5	Avgas 80	DEF STAN 91-90 Issue 3	0,14 г/л	
6	Avgas 100LL		0,56 г/л	
7	Avgas 100		0,85 г/л	
8	82UL	ASTM D6227	0	похож на автомобильный бензин, но без автомобильных добавок
9	85UL	-	0	без кислородсодержащих добавок
10	91/96	-	практически не заметно	ТЭС
11	91/96UL	ASTM D7547	0	без этанола, антиоксидантные и антистатические добавки
12	100/130	-	1,12	ТЭС
13	G100UL	-	0	ароматические соединения, такие как ксилол
14	100SF	-	0	мезитилен
15	115/145 ("Avgas 115")	-	1,29	ТЭС

Список литературы

1. Данилов А.М. Применение присадок в топливах для автомобилей: Спав. изд. М.: Химия, 2000. – 232 с.: ил.
2. Приминение алифатических спиртов в качестве экологически чистых добавок в автомобильные / С.А. Карпов, Л.Х. Кунашев [и др.] // Нефтегазовое Дело. – 2006. – № 2. – Режим доступа к журналу: http://ogbus.ru/
3. Иманкулов Н.Н. Биобутанол - альтернативная замена моторного топлива / Н.Н. Иманкулов // Научный вестник южного региона. – 2010. – № 5 – 6 (35 – 36). – С. 3-7.
4. Асяев А.Н. Исследование влияния качества спирта и состава углеводородной фракции на физико-химические и эксплуатационные показатели биоэтанольного топлива Е85 / А.Н. Асяев, В.Е. Емельянов, Е.А. Никитина // Технологии Нефти и Газа. – 2010. – № 4. – С. 24-27.

ПРОБЛЕМЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТОПЛИВ В АВИАЦИОННОЙ ЭНЕРГЕТИКЕ

В.В. Разносчиков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
raznoschikov@ciam.ru

Дальнейшее техническое совершенствование авиационной техники и повышение ее конкурентоспособности зависит от многих факторов. Одним из основных является повышение энергетических и эксплуатационных качеств авиационного топлива.

Процесс создания и внедрения в авиацию новых топлив – это единство противоречий. Противоречия в основном заключены в четырех основных направлениях деятельности: технической, экологической, экономической и законодательной. Топливо обязано предоставить максимальный уровень эксергии для силовой установки и летательного аппарата. Отвечать современным требованиям экологической безопасности от момента производства до конечного этапа использования. Быть доступным для потребителей с различным уровнем обеспеченности. Законодательные и правовые акты обязаны стимулировать и облегчать процесс производства и использования топлива.

Область энергетики, в которой осуществляется процесс создания авиационных топлив и силовых установок, надо называть – авиационной энергетикой.

Несмотря на всю сложность взаимосвязей в авиационной энергетике, в основе лежит научное обоснование технических решений по совместному и взаимосвязанному созданию топлив и силовых установок для авиационной техники.

Так как, причинно-следственные связи между силовой установкой (СУ) и летательным аппаратом (ЛА) при переходе на новое топливо невозможно рассматривать с отрывом от эксплуатационных особенностей топлив, необходимо рассматривать в целом систему «летательный аппарат – силовая установка – топливо» (ЛА-СУ-Т). Это становится весьма актуальным при переходе на нетрадиционные виды топлив, что ставит новые задачи перед конструкторами перспективных СУ и ЛА. В связи с этим очень важно достоверно и быстро давать оценку перспективным проектам СУ и ЛА. Наиболее эффективным подходом для решения этой проблемы является системный анализ.

Системное исследование базируется на трех основных этапах, суть которых состоит в том, что необходимо построить модель, т.е. дать формализованное описание изучаемого объекта, сформулировать критерий эффективности и далее, решить поставленную задачу.

Для этих целей создан и активно используется расчетно-теоретический комплекс «Авиационный химмотологический анализ». В докладе будут представлены основные возможности комплекса и выполненные на нем работы.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ СВОЙСТВ СМАЗОЧНЫХ МАСЕЛ ДЛЯ ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ АГРЕГАТОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В ОАО «ГАЗПРОМ»

А.Е. Скрябина, ООО «Газпром ВНИИГАЗ», Развилка,
A_Skryabina@vniigaz.gazprom.ru
С.Ю. Поляков, ООО «Газпром ВНИИГАЗ», Развилка
А.А. Мухин, ООО «Газпром ВНИИГАЗ», Развилка
В.К. Фадеев, ООО «Газпром ВНИИГАЗ», Развилка
Д.А. Шелепило, ООО «Газпром ВНИИГАЗ», Развилка

Постоянно растущие требования по повышению надежности и эффективности работы газоперекачивающих агрегатов вызывают потребность в высококачественных маслах и смазках. При этом на первый план выдвигаются экономические выгоды: снижение затрат на ремонт и техническое обслуживание оборудования, увеличение эксплуатационного ресурса газотурбинных двигателей и увеличение срока службы смазочных масел.

В 2008 г. прекратила функционировать централизованная система допуска горюче-смазочных материалов (ГСМ) к применению в технических объектах. Несмотря на характерные для этой системы недостатки, Госкомиссия, или позднее межведомственная комиссия, была практически единственным инструментом, обеспечивающим защиту любого потребителя от некачественной продукции и от недобросовестности ее производителя.

Действующая система подтверждения соответствия (обязательная и добровольная сертификация) не обеспечивает должного уровня контроля качества ГСМ. Это вынудило ряд крупных потребителей ГСМ, в частности Министерство обороны, Федеральное агентство воздушного транспорта, ОАО «РЖД», а также ОАО «Газпром» принять свои ведомственные системы допуска и контроля качества ГСМ, учитывающие специфику их применения.

В основе системы допуска и контроля качества ГСМ в ОАО «Газпром» лежит СТО Газпром 2-1.16-894-2014 «Масла, смазки и специальные жидкости, используемые в ОАО «Газпром». Структура системы контроля качества» [1]. Настоящий стандарт определяет организацию системы контроля качества смазочных материалов, поставляемых в ОАО «Газпром» на всех стадиях жизненного цикла (закупка, получение, хранение, эксплуатация и списание), а также порядок взаимодействия дочерних обществ и организаций ОАО «Газпром» при оформлении допуска к применению на объектах ОАО «Газпром» новых смазочных материалов, планируемых к поставке и порядок расследования нештатных ситуаций, возникающих на технологическом оборудовании компрессорных станций по причине качества ГСМ.

Для эффективного функционирования данной системы в ООО «Газпром ВНИИГАЗ» были усовершенствованы старые и разработаны новые методики оценки эксплуатационных свойств смазочных масел для газоперекачивающих агрегатов ОАО «Газпром».

К новым перспективным методикам оценки эксплуатационных свойств смазочных масел можно отнести методику определения прогнозируемого срока хранения, методику определения физико-химической стабильности методом оптической микроскопии. Наиболее актуальной с точки зрения обеспечения эксплуатационной надежности ГПА является методика определения условного эксплуатационного ресурса, оформленная в

виде нормативного документа СТО Газпром 2-1.16-968-2015 «Масла смазочные для газоперекачивающих агрегатов. Методика определения эксплуатационного ресурса» [2].

Сущность данной методики заключается в моделировании воздействия внешних факторов (высокая температура и кислород воздуха) в условиях объемного окисления смазочного масла и отборе проб через равные промежутки времени для определения начала протекания вторичных окислительно-деструкционных процессов.

Под условным эксплуатационным ресурсом понимают время испытания смазочного масла в лабораторном эксперименте, моделирующем условия его эксплуатации в газоперекачивающем агрегате, после которого начинают протекать вторичные окислительно-деструкционные процессы, приводящие к его полной деградации и потере функциональных свойств.

С использованием разработанной методики были проанализированы пробы товарных партий смазочных масел различных производителей. Условия проведения эксперимента устанавливают в зависимости от группы смазочных масел по СТО Газпром 2-1.16-777-2014 [3]: на 20-30 °С выше максимальной рабочей температуры смазочного масла.

Результаты определения условного эксплуатационного ресурса смазочных масел различных производителей приведены в таблице.

Таблица – Результаты определения условного эксплуатационного ресурса смазочных масел различных производителей

Группа по [3] (температура испытаний, °С)	Марка масел	Производитель	УЭР, час
I (170)	ТП-22с	ООО «Лукойл-Волгограднефтепереработка»	5
	ТП-22с	ООО «Газпромнефть-СМ»	18
II (195)	Петрим	ЗАО «НПЦ Спецнефтьпродукт»	12,5
	МГК-8гп	ООО «Лукойл-Интернешнл»	10
III (220)	ИПМ-10	ЗАО «НПЦ Спецнефтьпродукт»	5
	ИПМ-12гп	ООО «Газпромнефть-СМ»	более 50

В настоящее время СТО Газпром 2-1.16-968-2015 [2] используется в структурных подразделениях ОАО «Газпром» при проведении квалификационных и периодических испытаний смазочных масел, предназначенных для применения на основном технологическом оборудовании.

Внедрение данного стандарта позволит получить дополнительную информацию об условном эксплуатационном ресурсе смазочного масла в процессе оценки эксплуатационных свойств смазочных масел и выявить пути повышения показателей эксплуатационной надежности двигателей, за счет повышения качества применяемых смазочных масел.

Список литературы

1. СТО Газпром 2-1.16-894-2014 Масла, смазки и специальные жидкости, используемые в ОАО «Газпром». Структура системы контроля качества. М.: Газпром экспо, 2014. – 83 с.
2. СТО Газпром 2-1.16-968-2015 Документы нормативные для проектирования, строительства и эксплуатации объектов ОАО «Газпром». Масла смазочные для газоперекачивающих агрегатов. Методика определения эксплуатационного ресурса. М.: Газпром экспо, 2015. – 18 с.
3. СТО Газпром 2-1.16-777-2014 Документы нормативные для проектирования, строительства и эксплуатации объектов ОАО «Газпром». Масло турбинное для теплонапряженных газоперекачивающих агрегатов. Технические требования. М.: Газпром экспо, 2015. – 46 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГАЗОВОГО ПОТОКА, СОДЕРЖАЩЕГО ОКИСЛИТЕЛЬ, НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ГОРЕНИЯ ТВЕРДОГО РАКЕТНОГО ТОПЛИВА

В.А. Струнин, ФГБУН «Институт проблем химической физики РАН», Черноголовка, vastr@icp.ac.ru
Л.И. Николаева, ФГБУН «Институт проблем химической физики РАН», Черноголовка
Л.С. Яновский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, yanovskiy@ciam.ru

Механизм и закономерности горения такой комбинированной системы не исследовались в теоретическом плане. В данной работе поставлена цель разработать в простейшем варианте модель, которая позволила бы оценивать влияние газового потока на скорость горения ТРТ и ее зависимость от давления, а также параметры во фронте горения и вне его.

Предполагается, что горение топлива происходит в двух зонах – на поверхности горения и в газовой фазе. В выражениях для скорости горения в обеих фазах учтена зависимость ее от давления и температур в зонах горения. Важным условием, обеспечивающим взаимозависимость зон, является равенство скоростей горения в них. Отсюда вытекает возможность определения основных параметров горения – массовой скорости горения m_f , температур поверхности T_s и пламени T_f, потока тепла к поверхности горения q, ширины отхода пламени от поверхности X_f.

Концентрация поступающего газообразного окислителя b_f у поверхности пламени находится в результате интегрирования выражения для диффузионного потока в пределах пограничного слоя, примыкающего к поверхности топлива. Влияние газового потока на процесс горения определяется вкладом дополнительной теплоты $b_f Q_d$ в соответствующий баланс в пламени. Следует отметить, что в данном режиме горения газовая реакционная зона является управляющим фактором, а конденсированная зона подстраивается под газовую.

Рассмотрен характер массоподвода окислителя в зону пламени для случаев ламинарного и турбулентного потоков. В ламинарной области величина пограничного слоя X_b прямо пропорциональна размеру газовой области d (ширина межплоскостного пространства), деленному на критерий массобмена Нуссельта, который в этом случае является константой. В результате расчетов зависимостей характеристик от размера d получены следующие закономерности. При $d \rightarrow 0$, $b_f \rightarrow max$ (концентрация окислителя в

потоке) параметры m_f, T_s, T_f, q максимальны, а X_f и X_b минимальны, т. е. реализуется диффузионный режим. С ростом d параметры m_f, T_s, T_f, q уменьшаются, кроме X_f и X_b, которые увеличиваются. Показатель в законе горения ν при этом падает, что является следствием уменьшения T_f .В этой области значений d режим горения можно назвать кинетическим. Наконец, при достижении условия $b_f = 0$ влияние газового потока прекращается, и характеристики горения возвращаются к значениям, соответствующим исходному топливу.

В турбулентных потоках критерий массопередачи Nu является переменной величиной. Приблизительно, он прямо пропорционален числу Re. Раскрыв выражение последнего при подстановке в формулу для пограничного слоя, получим, что размер его обратно пропорционален массовой скорости газового потока M_g и не зависит от d. В результате расчетов установлены следующие закономерности. С увеличением Re и, соответственно M_g, происходит рост m_f, ν, T_f, T_s, b_f, q и уменьшение X_f, X_b, т. е. переход от кинетического режима горения к диффузионному.

Для турбулентных потоков рассчитан также критерий тепловой нестабильности горения Новожилова, обусловленной инерционностью прогретого слоя в конденсированной фазе топлива. Установлено, что степень нестабильности растет при увеличении скорости потока.

ПЕРСПЕКТИВЫ СЛОЖНЫХ ЭФИРОВ ДЛЯ БАЗОВЫХ ОСНОВ В СМАЗОЧНЫХ МАТЕРИАЛАХ И ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ЖИДКОСТЯХ

И.Р. Урмеев, ЗАО «НПЦ Спецнефтьпродукт», Москва, i.urmeev@snp-gsm.ru

Эфиры это семейство химических веществ, имеющих в общем виде следующую структуру.

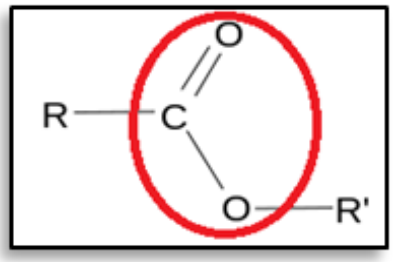


Рис.1 – Полярная функциональность

Имеющаяся полярность в эфирах приводит к наличию специфических свойств (растворимость, диспергируемость, поверхностная активность, летучесть, др.)

Эфиры изначально были обнаружены в маслах овощей и жирах животных, но также могут быть получены химическим синтезом путем взаимодействия кислот со спиртами (этерификация).

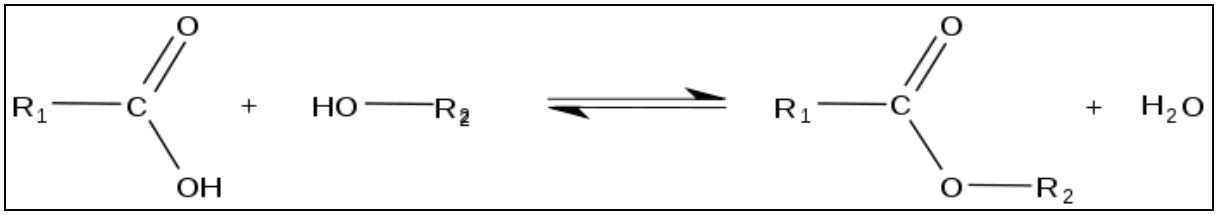


Рис.2 – Пример реакции этерификации

Виды эфиров:

- моноэфиры (MOE) - реакция монокислоты с моноспиртом;
- диэфиры двойных кислот (DIE) - реакция моноспирта и двойной кислоты;
- эфиры полиолов (POE) - реакция монокислот(ы) с полиолом;
- эфиры неополиолов (NPE) - реакция монокислот(ы) с неополиолом;
- комплексные эфиры (CXE) - реакция монокислот(ы) и дикислот(ы) с неополиолом.

Различные виды эфиров сочетают в себе очень хорошие низкотемпературные свойства, обладают прекрасным соотношением летучесть-вязкость, демонстрируют хорошие соотношения вязкости-температуры застывания.

Применение сложных эфиров в смазочных материалах.

В настоящее время от смазочных материалов требуются сложно совместимые свойства:

- меньшая вязкость при низкой летучести;
- высокий индекс вязкости при лучшей стабильности состава;
- повышенная стабильность к окислению, коксованию и образованию отложений;
- лучшие способности сохранения противозадирных и снижающих трение свойств;
- моющие свойства, растворимость добавок и совместимость с уплотнительными материалами.

В смазочных материалах:

- активные присадки, улучшающие противозадирные и антикоррозионные свойства, как правило, негативно влияют на термостабильность и тем самым срок службы масла. Для эфиров доля присадок требуется меньше из-за хороших смазывающих свойств самой базы, сохраняется высокая «естественная» термостабильность;
- при высоких давлениях большинство модификаторов трения перестают работать, хорошая смазывающая способность базы позволяет компенсировать негативный эффект за счет полярности молекул эфира;
- улучшение индекса вязкости традиционно достигается за счет присадок полимеров (стабильность вязкости наиболее актуальна в гидрожидкостях). Эфиры сами обладают высоким индексом вязкости, что снижает или исключает потребность в полимерах, более подверженных «размолу», увеличивается ресурс масла.

Таким образом, преимущества использования сложных эфиров в смазочных материалах следующие:

- уникальное сочетание высокого индекса вязкости, хороших низкотемпературных свойств с малой вязкостью и летучестью;
- хорошие смазывающие свойства;
- отличная термоокислительная стабильность;
- низкая склонность к коксованию;
- имеют хорошие моющие свойства;
- большинство эфиров совместимы с минеральными основами;
- совместимость с присадками;
- совместимость с уплотнительными материалами;
- не опасны, биологически разлагаемы и могут быть изготовлены из возобновляемых источников углерода.

Общие рекомендации для выбора эфиров в смазочных материалах и гидравлических жидкостях приведены в табл.1.

Таблица 1

Область применения	MOE	DIE	NPE	CXE
Масла для газовых турбин	-	-	+	-
Гидравлические масла	+	+	+	+
Рефрижераторные масла	-	-	+	+
Масла воздушных компрессоров	-	+	+	-
Масла для редукторов	-	-	+	+
Смазки	+	+	+	+
2-х тактные масла	-	+/-	+	+
4-х тактные масла	-	+/-	+	+
Трансмиссионные масла	+	+/-	+	+
Высокотемпературные цепные масла	-	-	+	+/-

ПОЛУСИНТЕТИЧЕСКОЕ ТРАНСМИССИОННОЕ МАСЛО

А.А. Усанов, ЗАО «Совхимтех», Нижний Новгород, sovchemtech@mail.ru
Н.Н. Шкилевич, ЗАО «Совхимтех», Нижний Новгород
О.В. Толмачева, ЗАО «Совхимтех», Нижний Новгород
М.А. Пегеева, ООО «Полиэфир», Нижний Новгород

ЗАО «Совхимтех» более 10 лет занимается производством сложных эфиров (Syntolux^{TM} L), загущающих присадок (Syntolux^{TM} V) и разработкой масел специального назначения на их основе.

Еще в прошлом веке было разработано трансмиссионное масло для гипоидных передач на минеральной основе – масло ТСгип ТУ 38.1011332-90. Однако оно имеет недостаточные эксплуатационные характеристики при отрицательных температурах, поэтому в редукторах трансмиссии вертолетов в зимний период приходится использовать маслосмеси.

Для исключения необходимости использования маслосмесей ЗАО «Совхимтех» совместно с ООО «Полиэфир» разработал полусинтетическое масло трансмиссионное для гипоидных передач и с целью идентификации состава масла ввел в ТУ 38.1011332-90 новую подмарку масла – ТСгипСХТ (изменение №3). Нормы для масел ТСгип и ТСгипСХТ приведены в табл.1.

Таблица 1

Наименование показателя	**Значение для марок**	
	ТСгип	**ТСгипСХТ**
Кинематическая вязкость, мм^2/с при 100^{o}С, не менее при минус 10^{o}С, не более	 18,0 -	 20,5 8000
Содержание ВКЩ	отсутствие	
Массовая доля мех.примесей, %, не более	0,10	
Содержание воды	отсутствие	
Массовая доля серы, %, не менее	1,5	
Температура застывания, ^{o}С, не выше	минус 18	минус 24
Коррозионное воздействие на пластинки из: стали марок 40 или 50 по ГОСТ 1050 меди марки М2К по ГОСТ 859	 отсутствие дает потемнение	

Благодаря использованию синтетических компонентов собственного производства, были достигнуты показатели, значительно превосходящие показатели масла ТСгип. Результаты приведены в табл.2.

Образец масла ТСгипСХТ ТУ 38.1011332-90 с изм. 1-3. с положительными результатами прошел испытания в ЦС авиаГСМ ФГУП ГосНИИ ГА.

Таблица 2

Наименование показателя	**ТСгипСХТ***	**ТСгип* пр-ва 2006г.**
Динамическая вязкость, мПа*с при 20°С при минус 5°С при минус 10°С при минус 15°С при минус 20°С	 200 2400 5600 12800 16500	 400 6000 15000 - -
Температура застывания, °С	минус 30	минус 18
Испаряемость в чашечках при температуре 175°С в теч. 3часов, %	2,7	10,6
Стабильность вязкости на УЗДН-1 при комнатной температуре в теч. 50мин., %	1,01	2,68
Трибологические характеристики: - критическая нагрузка ($Р_к$), Н (кгс) - показатель износа ($Д_и$), мм - нагрузка сваривания ($И_{св}$), Н	 921 (94) 0,67 5204 (531)	 784 (80) 0,59 3685 (376)

* - использованы данные Заключения № 91-11 ЦС авиаГСМ ФГУП ГосНИИ ГА.

ПРОИЗВОДСТВО РЕАКТИВНЫХ ТОПЛИВ ДЛЯ АВИАЦИИ

В.А. Хавкин, ОАО «ВНИИ НП», Москва, ushakovaos@vniinp.ru
А.И. Белоусов, ОАО «ВНИИ НП», Москва
Л.А. Гуляева, ОАО «ВНИИ НП», Москва

Объём производства реактивных топлив в России составляет ~ 4% от объёма переработки нефти. Основными марками реактивного топлива является ТС-1 (около 85%) и РТ (около 15%). Массовые отечественные реактивные топлива России (ТС-1 и РТ) не уступают по качеству зарубежному реактивному топливу Джет А-1, а по некоторым показателям (например по содержанию общей серы и температуре начала кристаллизации) превосходят его.

Единственным показателем, по которому отечественные топлива уступают зарубежному, является температура вспышки, характеризующая пожаро – и взрывобезопасность работ с топливом.

Топливо ТС-1 первоначально вырабатывалось прямой перегонкой малосернистых нефтей с выделением соответствующей керосиновой фракции.

В настоящее время распространённым способом является процесс гидроочистки с последующим смешением гидроочищенной и прямогонной фракции в соотношениях, обеспечивающих хорошие смазывающие свойства и содержание меркаптановой серы не более 0,003% масс. или применением специальных смазывающих и антиокислительных присадок.

Процесс гидроочистки керосиновых дистиллятов широко освоен в нефтеперерабатывающей промышленности России (первоначально этот процесс был направлен исключительно на производство топлива РТ).

Дополнительное количество реактивного топлива может вырабатываться путём глубокого гидрокрекинга вакуумных дистиллятов. Указанный процесс освоен на ряде НПЗ и позволяет получить базовые керосиновые дистилляты для производства топлив РТ и ТС-1.

Особое место занимают высокоплотные реактивные топлива (Т-8В и Т-6). Производство этих топлив возможно на базе имеющихся гидрогенизационных мощностей российских НПЗ. Топливо Т-8В может вырабатываться путём гидроочистки (с частичной деароматизацией) керосиновых дистиллятов ряда нефтей нафтенового основания, а топливо Т-6 – путём глубокого гидрирования газойлевых фракций каталитического крекинга или дистиллятов нефтей нафтенового основания.

МАСЛА ДЛЯ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ РОССИИ, НОВЫЕ МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ПОДХОДЫ К ОЦЕНКЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ СВОЙСТВ

О.Н. Цветков, ОАО «ВНИИ НП», Москва, paom@rambler.ru
Н.Л. Розанова, ОАО «ВНИИ НП», Москва, rozanovanl@vniinp.ru
О.В. Зверев, ОАО «ВНИИ НП», Москва, zverevov@vniinp.ru

Роль смазочного масла, являющегося функциональным элементом, обеспечивающим надежность работы двигателя, исключительно важна с точки зрения безопасности воздухоплавания. Поэтому русское масловедение всегда уделяло большое внимание качеству авиационных масел для поршневых, турбореактивных, турбовинтовых и турбовальных двигателей. Российский рынок авиационных масел оценивается в примерно 9600 тыс. т/год по потреблению, 1700 тыс. т/год по экспорту и 400 т/год – импорт. Значительную долю рынка занимает производство минеральных масел – отличительная черта эксплуатации российской авиатехники, связанная с их сравнительной дешевизной и высоким качеством. Нефтяное масло МС-20, применяемое в поршневых двигателях и в качестве компонента масел для турбовинтовых и турбовальных двигателей, получается в Дуосол-процессе очистки остаточных масел. Оно обладает трибологическими свойствами, сопоставимыми с лучшими моторными маслами. Для отечественных турбореактивных двигателей применяют в основном нефтяные масла МС-8П, и МС-8рк, синтетические ИПМ-10 и ВНИИ НП-50-4у. В некоторых типах газотурбинных двигателей, требующих более высокой вязкости смазочных материалов, наряду с маслами применяются авиационные маслосмеси: СМ-4,5 – для турбовинтовых двигателей самолетов, СМ-8 – для турбовинтовых двигателей самолетов и зимней эксплуатации турбовальных двигателей вертолетов МИ-6 и МИ-8, СМ-11,5 – для турбовинтовых двигателей самолетов и летней (до минус 10°С) эксплуатации в вертолетах МИ-6 и МИ-8. В настоящее время при участии ОАО «ВНИИ НП» разработано и допущено к применению перспективное унифицированное всесезонное авиационное масло КА-7,5для турбовинтовых двигателей самолётов с использованием синтетических базовых компонентов. Пока все синтетические масла за исключением ВНИИ НП-50-4у вырабатывают на привозных базовых компонентах и преимущественно с применением импортных присадок. Следует отметить, что гражданская авиация в основном перешла на использование зарубежной техники — примерно 95 % российского пассажиропотока

перевозится на американских и европейских турбореактивных самолетах, в которых применяются исключительно газотурбинные масла иностранных компаний.

Для турбореактивных двигателей характерны рост уровня температуры газов перед турбиной и степени сжатия воздуха в компрессоре, усложнение кинематической схемы, увеличение скорости вращения роторов, следствием чего является непрерывное повышение теплонапряженности создаваемых авиадвигателей. Одновременно с этим экономические условия требуют увеличения ресурса работы двигателей, повышение их надежности и снижения эксплуатационных расходов. Выполнение этих требований обусловлено в значительной мере работоспособностью узлов трения, которые в свою очередь зависят от качества масел, применяемых в масляных системах. Ресурс и надежность двигателя в большой степени зависит от того, в какой степени применяемое масло по всем характеристикам соответствует предъявляемым эксплуатационным требованиям. Современный ассортимент газотурбинных масел в основном удовлетворяет потребности российской авиации, однако стоят задачи дальнейшего повышения их эксплуатационных свойств в особенности в части термоокислительной стабильности (ТОС). И здесь не в последнюю очередь играет адекватная оценка этой характеристики. При исследованиях длительность испытания по ГОСТ 23797 составляет 50 часов при температуре, аналогичной температуре масла при выходе из двигателя. Для интенсификации процесса нами была использована схема испытания на ТОС, при которой образец масла в течение 5 часов испытывается при рабочей температуре, затем температура повышается на 10°С и испытания длятся еще 1 час. После этого цикла определяются показатели испытываемых образцов масла. При получении положительных результатов (показатели в пределах нормы) испытания по указанной схеме повторялись. В результате проведенных испытаний представляется возможным выбор более стойких образцов, например, экспериментальный образец после испытаний имеет кислотное число в 1,7 раза ниже, чем у образца товарного масла. Полученные таким методом результаты подтверждаются в ходе 20- и 30-часовых испытаний по ГОСТ 23797. Другой способ интенсификации определения ТОС масел был опробован при сравнении термодинамических свойств образцов экспериментального и товарного масла методом обращенной хроматографии, разработанным во ВНИИ НП [1], в ходе которых было показано, что экспериментальный образец термодинамически многократно более устойчив, чем образец товарного масла. Причем эта устойчивость определяется в основном не изменением поверхностной энергии ($\Delta G_{св.}$), а увеличением степени дисперсности системы, о чем свидетельствует значительное увеличение энтропийной составляющей $T\Delta S_{связ.}$ (915 кал/моль и 157 кал/моль для образцов экспериментального и товарного масла соответственно). Эти результаты были также подтверждены исследованием ТОС этих образцов по СТО 11605031-061-2012. В дополнение к вышеизложенному: вискозиметр-плотномер Штабингера SVM 3000 производства фирмы «Anton Paar GmbH» (Австрия) успешно прошел во ВНИИ НП межлабораторные испытания на соответствие результатов определения вязкости по ГОСТ 33 [2], основных на измерении кинематической вязкости в стеклянных капиллярных вискозиметров типа ВПЖ [3]. В результате испытаний было установлено, что точность метода определения кинематической вязкости масел с помощью автоматического вискозиметра Штабингера по ASTM D 7042 эквивалентна расчетным значениям показателей точности, установленным по ГОСТ 33 при использовании вискозиметров типа ВПЖ. Технический комитет рекомендует SVM 3000 к применению для контроля качества масел по показателю «кинематическая вязкость» по ASTM D 7042, а также рекомендует внесение метода ASTM D 7042 по модифицированной процедуре в качестве альтернативного метода в виде Приложения в ГОСТ 33. В 2015 году проект стандарта должен быть принят Евразийским советом по стандартизации, метрологии и сертификации. Таким образом, используя новые лабораторные методы, представляется возможным прогнозировать

важнейшую эксплуатационную характеристику газотурбинных масел – ТОС, применяя при этом автоматизированные системы вискозиметрии.

Список литературы

1. Зверев О.В., Розанова Н.Л., Цветков О.Н., Леонтьева С.А. Определение термодинамических свойств кремнийорганических жидкостей с металлокремнийорганическими присадками // Мир нефтепродуктов. - 2012. - № 10. – с. 22-24.
2. Цветков О.Н., Топорищева Р.И., Колесова Г.Е., Черемискин А.Л. Новые инструментальные возможности в масловедении // Мир нефтепродуктов. - 2015. - № 1. – с. 38-44.
3. Пинкевич Ю.А., Митрофанова И.А. Методика изготовления и определения вязкости эталонных масел для градуирования вискозиметров // Труды ЦИАТИМ, вып. 1. - Л.: ГОСТОПТЕХИЗДАТ. – 1937. – С. 289-294.

СОСТАВ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ТОПЛИВ ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

К.В. Шаталов, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва, 1499090@mail.ru
Е.П. Серегин, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
Н.М. Лихтерова, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва

В 2014 г. в России было произведено 11162,9 тыс. тонн топлив для реактивных двигателей марок ТС-1 и РТ [1]. Производство топлива для реактивных двигателей в России осуществляют 25 предприятий. Основными производителями топлива для реактивных двигателей являются компании Роснефть, Лукойл и Газпромнефть, выпускающие три четверти всего авиационного топлива в России. В 2014 г. прекращено производство топлива ТС-1 на Марийском НПЗ (в 2013 г. было изготовлено 1,5 тыс.т) и начат выпуск топлива ТС-1 (278,0 тыс. т) на новом комплексе по фракционированию и перевалке стабильного газового конденсата компании НОВАТЭК в незамерзающем порту Усть-Луга, Ленинградская область.

Двадцать НПЗ выпускают топливо ТС-1, а пять заводов производят топливо РТ. В общем объеме производства доля топлива ТС-1 составляет 9481,6 тыс. тонн или 85 %, топлива РТ выпускают 1681,3 тыс. тонн. Большой объем производства топлива ТС-1 связан с тем, что в настоящее время основным заказчиком авиационного топлива является гражданская авиация, которая потребляет более 80 % производимого авиакеросина.

На российские НПЗ поступает на переработку сернистая и высокосернистая нефти, что вынуждает производителей применять процессы гидроочистки керосиновых фракций и вводить противоизносную и антиокислительную присадки, т.е. переходить на технологию производства топлива РТ. При этом гражданская авиация требует топливо ТС-1, и появляется смесевое топливо ТС-1, когда в гидроочищенную фракцию с необходимыми присадками добавляется от 5 до 30 % прямогонной фракции. И такого смесевого топлива на рынке почти 43 %. То есть, наблюдая формальную унификацию, когда 83 % от объема производства занимает единая марка топлива ТС-1, на практике мы имеем иное соотношение: 59 % рынка занимают гидроочищенные топлива, т.е. топливо РТ и близкое к нему по своим эксплуатационным свойствам смесевое топливо ТС-1, и только 41 % рынка занимает классическое прямогонное топливо ТС-1. К сожалению, на

этом отечественные производители не останавливаются. В 2014 - 2015 гг. на трех НПЗ (Лукойл-Пермнефтеоргсинтез, ТАНЕКО и Хабаровский НПЗ) начался выпуск топлива ТС-1 по технологии производства топлива РТ – 100 %-ая гидроочищенная или гидрокрекинговая керосино-газойлевая фракция с введением противоизносной и антиокислительной присадок.

Производство топлива ТС-1 на основе 100 %-го содержания гидроочищенной фракции делает бессмысленным деление авиакеросинов в ГОСТ 10227 на две марки – ТС и РТ. По нашему мнению, двусмысленная ситуация с изготовлением топлива ТС-1 на основе 100 %-го содержания гидроочищенной или гидрокрекинговой керосиновой фракция может быть решена путем установления не только нижней, но и верхней границы на показатель «температура начала образования отложений» по методу оценки термоокислительной стабильности в динамических условиях на установке ДТС-2 на топливо ТС-1:

было

Оцениваемые свойства, наименование показателей	Норма
	ТС-1
Термоокислительная стабильность в динамических условиях на установке ДТС-2: - температура начала образования отложений, °С, не ниже	80

предлагается:

Оцениваемые свойства, наименование показателей	Норма
	ТС-1
Термоокислительная стабильность в динамических условиях на установке ДТС-2:- температура начала образования отложений, °С	80 - 150

Вопрос о различных технологиях производства и составах топлив ТС-1 поднят потому, что потребители должны понимать и учитывать при эксплуатации летательных аппаратов тот факт, что смесевое топливо ТС-1 при схожести физико-химических характеристик с классическим прямогонным топливом ТС-1 по своим эксплуатационным свойствам ближе к топливу РТ.

Широкое внедрение технологий производства топлив для реактивных двигателей на основе керосиновых фракций, полученных гидрогенизационными процессами, с низким уровнем противоизносных свойств диктует необходимость введения обязательного контроля за уровнем смазывающей способности товарных топлив. В настоящее время уровень противоизносных свойств топлив для реактивных двигателей является обязательным только на стадии квалификационных испытаний опытно-промышленной партии. Принято считать, что требуемый уровень противоизносных свойств гарантируется технологией производства и контроль смазывающей способности промышленных партий топлива не является обязательным. Данное положение справедливо в отношении прямогонных топлив ТС-1, а с учетом неоднозначности современных технологических подходов к производству авиакеросинов считаем, что необходимо информировать потребителя об уровне противоизносных свойств и включить в стандарты на топливо для реактивных двигателей метод оценки смазывающей способности на аппарате шар-цилиндр (BOCLE) по ГОСТ Р 53715. Предельно допустимое значение показателя «диаметр пятна износа» следует установить путем статистической обработки результатов, имеющихся в профильных НИИ и на заводах-изготовителях. Следует подчеркнуть, что большинство НПЗ имеет необходимое для этого лабораторное оборудование, поэтому внедрение в практику данного предложения не вызовет больших затруднений.

Представленный обзор свидетельствует, что для оптимизации качества вырабатываемых топлив для реактивных двигателей, требуется решить следующие задачи:

- для более четкой дифференциации топлив ТС-1 и топлив РТ пересмотреть нормы на показатель термоокислительной стабильности топлива ТС-1: температура начала образования отложений должна находиться в интервале от 80 до 150 °С;
- рост объемов производства топлив для реактивных двигателей с применением процессов гидрогенизации диктует необходимость контроля на НПЗ противоизносных свойств каждой промышленной партии, как это осуществляется для топлив Джет А-1 и ДТ Евро, для чего в ГОСТ 10227 следует включить показатель «смазывающая способность по ГОСТ Р 53715».

Список литературы

1. Сводные технологические показатели НПЗ РФ.//Нефтегазовый журнал ИнфоТЭК. 2015. № 1. С. 114-116.

ИССЛЕДОВАНИЕ КИНЕТИКИ ПОГЛОЩЕНИЯ КИСЛОРОДА АВИАКЕРОСИНОМ

К.В. Шаталов, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва, 1499090@mail.ru
Н.М. Лихтерова, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
Л.А. Власенкова, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва,

Одной из особенностей топлив для реактивных двигателей, содержащих керосиновые фракции гидрогенизационных процессов, является их легкая окисляемость, особенно в условиях повышенных температур. Накопление продуктов окисления в топливе приводит к повышению его коррозионной активности, отрицательно влияет на состояние резино-технических изделий контактирующих с топливом. Помимо важного практического значения изучение термоокислительной стабильности топлив для реактивных двигателей, уточнение механизма окисления современных керосиновых фракций гидрогенизационных процессов, особенно фракций полученных процессами гидродемеркаптанизации и гидрокрекинга представляет и теоретический интерес.

Исследование кинетики поглощения кислорода авиакеросинами проводилось на автоматизированном аппарате для определения химической стабильности АИП-20М, который состоит из термостата, способного поддерживать температуру от 90^0С до 150^0С, четырех измерительных бомб, блока управления работой установки и персонального компьютера. Для сбора, архивации и компьютерной обработки результатов испытаний была специально разработана программа AIPFW.EXE. Программа 1 раз в секунду производит регистрацию показаний датчиков давления и температуры, фиксирует полученные значения и отображает измеренные данные в виде таблицы и графической зависимости в режиме реального времени. Использование прибора АИП-20М позволило впервые в режиме реального времени наблюдать за ходом процесса поглощения кислорода топливами для реактивных двигателей.

Относительное количество (долю) поглощенного кислорода в реакционном сосуде вычисляли на основе характеристическое уравнение состояния, измеряя давление и температуру кислорода в измерительной бомбе в моменты времени: *i* и *i+1 сек*.

$$ДПК = \left(\frac{P_i T_{i+1} - P_{i+1} T_i}{P_i T_{i+1}}\right) \cdot 100, \quad \%$$

В качестве объектов исследования были выбраны товарные авиакеросины, отличающиеся по способу производства:

ТС-1 Хабаровского НПЗ, на основе 100% прямогонная керосиновой фракции;

ТС-1 Рязанского НПЗ, на основе смеси 95% гидроочищенной и 5% прямогонной керосиновых фракции с добавлением антиокислительной и противоизносной присадок;

РТ Сызранского НПЗ, на основе 100 % гидроочищенной керосиновой фракции с добавлением антиокислительной и противоизносной присадок.

Окисление проводили в течение 60 и 240 мин, при давлении Р=200 кПа, температуре 90^0С, объеме жидкой фазы V=75 мл. Охлаждение проводили на воздухе в течение ≈18 ч. Данные условия окисления имитировали нагрев топлива в период работы ГТД и последующее охлаждение топлива вместе с остывающим двигателем.

Установлено, что на этапе термостатирования пробы при повышенной температуре поглощение кислорода незначительно и составляет 0,8 – 1,8 % от общего количества кислорода поглощенного в ходе испытания. Основное поглощение кислорода происходит в течение 2 – 5 часов после охлаждения пробы до температуры близкой к температуре окружающей среды (рис.1). При этом, практически во всех опытах, максимальная скорость поглощения кислорода наблюдалась в течение первых 50 мин после прекращения нагрева испытательной бомбы (табл. 1).

По нашему мнению интенсификация процесса окисления после прекращения нагрева объясняется следующим. При повышенной температуре и давлении образующиеся углеводородные радикалы $R\bullet$ обладают высокой кинетической энергией движения и не успевают передать электрон кислороду.

В результате, на этапе термостатирования, скорость реакции взаимодействия радикалов (2) преобладает над скоростью реакции (3), когда происходит образование перекисного радикала $ROO\bullet$. При снижении температуры, на этапе охлаждения, кинетическая энергия молекул снижается, образовавшиеся в результате гомолитической диссоциации углеводородные радикалы усиливают взаимодействие с кислородом и скорость реакции (3) возрастает.

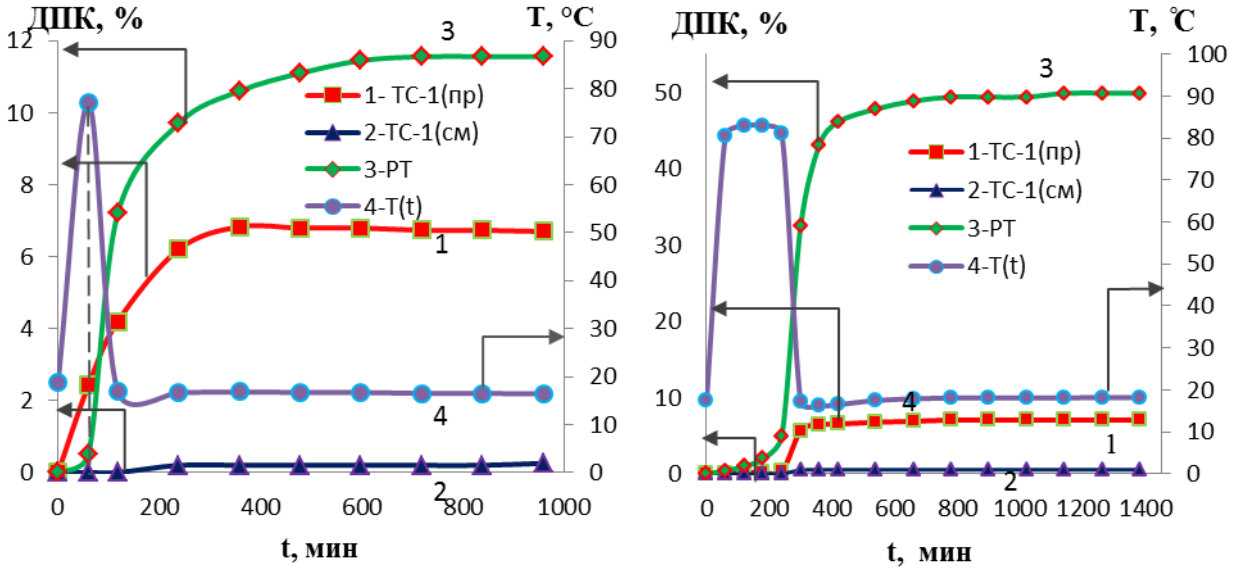
$$RH \xrightarrow{t,p} R\bullet + H\bullet \quad (1)$$

$$R\bullet + R\bullet \rightarrow R - R \quad (2)$$

$$R\bullet + O_2 \rightarrow ROO\bullet \quad (3)$$

Другим фактором, влияющим на поглощение кислорода, на этапе охлаждения является появление дисперсий (мицелл), ядрами которых являются гетероатомные соединения дифильных компонентов, присутствующих в топливе изначально, а также образовавшихся в топливе в процессе окисления. Мицеллы могут поглощать активный кислород из объема топлива в свои ядра за счет процесса солюбилизации.

Результаты исследования могут быть использованы при разработке новых методов оценки термоокислительной стабильности авиакеросинов, объяснении причин образования отложений в топливных системах ГТД.



а) τ = 60 мин *б) τ = 240 мин*

Рис. 1 - Зависимость количества поглощенного кислорода (ДПК) от времени в процессах термостатирования и охлаждения

Таблица 1 – Скорость поглощения кислорода в процессах термостатирования (1 час) и охлаждения (15 часов)

Время с момента начала термостатирования, мин	Температура, ^{0}C	Скорость поглощения кислорода, $V_{O_2} = \frac{\Delta m}{\Delta \tau}$, мг/мин		
		ТС-1 Хаб.НПЗ	ТС-1 Ряз.НПЗ	РТ Сыз.НПЗ
30	73,1	0,0078	0,0099	0,0015
40	76,9	0,0030	0,0057	0,0019
50	78,9	0,0058	0,0051	0,0054
60	80,1	0,0006	0,0009	0,0009
70	73,7	0,0183	0,0142	0,0086
80	66,1	0,0155	0,0118	0,0123
90	59,7	0,0154	0,0069	0,0072
100	54,3	0,0102	0,0058	0,0107
110	49,7	0,0085	0,0049	0,0043
120	45,8	0,0063	0,0065	0,0020

СЕКЦИЯ 8А – НЕРАВНОВЕСНЫЕ ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В ГАЗОВЫХ ПОТОКАХ И ГОРЕНИЕ 1

ФРАКЦИОННЫЙ И ХИМИЧЕСКИЙ СОСТАВ НЕЛЕТУЧИХ ЧАСТИЦ В ПРОДУКТАХ ЭМИССИИ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Т.В. Абрамчук, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, abramchuk-tv@avid.ru
А.А. Иноземцев, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
А.Н. Саженков, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
А.М. Сипатов, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
В.В. Цатиашвили, ОАО «Авиадвигатель», Пермь
А.К. Петров, ИХКГ СО РАН, Новосибирск
С.Б. Малышкин, ИХКГ им. В.В. Воеводского СО РАН, Новосибирск
Л.В. Куйбида, ИХКГ СО РАН,. Новосибирск
А.С. Козлов, ИХКГ СО РАН, Новосибирск
М.В. Панченко, ИОА СО РАН, Томск
В.С. Козлов, ИОА СО РАН, Томск

Для выполнения текущих и перспективных норм Международной организации гражданской авиации ИКАО на эмиссию вредных веществ, обеспечения энергетической и экологической безопасности РФ, сохранения конкурентоспособности продукции отечественных производителей газотурбинной техники, крайне необходимо создание перспективной технологии малоэмиссионного горения для ряда отечественных малоэмиссионных камер сгорания (МЭКС) и оснащение ими турбомашин четвертого, пятого и шестого поколений.

Текущее нормирование выбросов нелетучих частиц из авиационных газотурбинных двигателей производится по безразмерному числу дымности, отвечающего за визуальную заметность реактивной струи двигателя. С целью сокращения загрязнения воздуха вблизи аэропортов в 2016 году ИКАО планирует принять новый международный стандарт на эмиссию нелетучих частиц, к которым относятся ультрадисперсные частицы сажи, образующиеся в двигателе, с размерами от десятков нм до десятка мкм. Существующая методика определения числа дымности не подходит для целей нового стандарта т.к. по ней отсутствует информация о концентрации, массе и размере аэрозольных частиц, а также о содержании органических веществ в составе частиц, которые являются многопараметрическим «отражением» процессов, происходящих внутри камеры сгорания.

Подробное определение физико-химических характеристик аэрозоля производится путём отбора пробы от потока продуктов сгорания с помощью штатных линий отбора проб газа на испытательных стендах ОАО «Авиадвигатель» с учетом потерь частиц.

В ходе работы проводится сравнительный анализ результатов измерений, полученных при помощи отечественного и импортного оборудования. Для измерения массовой концентрации сажи задействованы фотометры AVL-415, MAAP-5012, а также многоволновой дифференциальный аэталометр МДА-2, разработки ИОА СО РАН (Томск). Размерная классификация частиц сажи осуществляется при помощи дифференциального анализатора подвижности Grimm 5.500 и Диффузионного

спектрометра сажи [1] разработки ИОА СО РАН и ИХКГ СО РАН (Томск, Новосибирск). Состав сопутствующих саже органических соединений определяется хромато-масс-спектрометрически [2].

Результаты измерений размерного состава частиц в условиях автономного высокопараметрического стенда для испытаний сектора камеры сгорания показали, что в продуктах эмиссии присутствует до нескольких десятков миллионов частиц нанометрового диапазона размеров в кубическом сантиметре (см. Рис.1). Содержание частиц падает по мере приближения режима к взлетному.

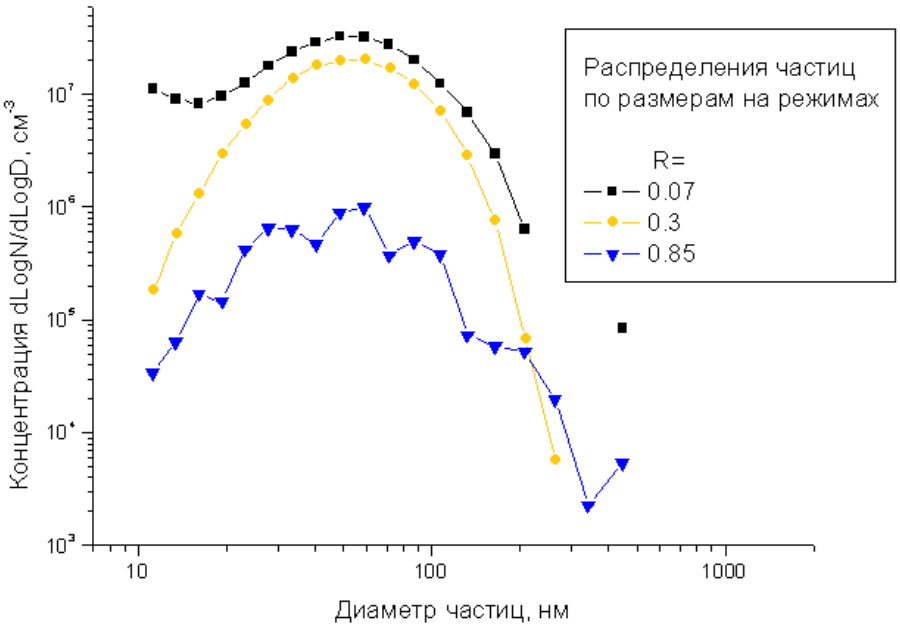


Рис. 1 – Распределения по размерам нелетучих частиц в продуктах эмиссии КС, соответствующие различным эксплуатационным режимам

В составе продуктов эмиссии установлено содержание нормальных углеводородов с количеством атомов углерода 14-27, проводится работа по количественному выделению вклада их изомеров и полиароматических соединений.

Успешная кооперация академических институтов СО РАН и ОАО «Авиадвигатель» впервые в России позволила:

- определить фракционный состав частиц сажи, включая нанометровый диапазон;
- разработать современные подходы к конструированию магистралей отбора проб нелетучих частиц (менее 5% потерь) и импортозамещающему приборному оснащению для регистрации фракционного и химического состава наноразмерных частиц сажи в продуктах эмиссии газотурбинной техники.

Список литературы

1. В.С. Козлов, В.П. Шмаргунов, М.В. Панченко, А.С. Козлов, С.Б. Малышкин, Спектрометр для измерения распределения по размерам поглощающего вещества в субмикронном аэрозоле // Приборы и техника эксперимента, 2013, № 5, с. 142–143.
2. Н.Г. Воронецкая, Г.С. Певнева, А.К. Головко, А.С. Козлов, Б.Д. Белан, Д.В. Симоненков, Г.Н. Толмачев, Углеводородный состав тропосферного аэрозоля юга Западной Сибири // Оптика Атмосферы и Океана. – 2014. – Т. 27, № 6. - С. 496–505.

РОЛЬ ЦЕПНО-ТЕПЛОВОГО ВЗРЫВА В ПЕРЕХОДЕ ДЕФЛАГРАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ В ДЕТОНАЦИЮ

В.В. Азатян, ИСМАН РАН, Черноголовка
Г.К. Ведешкин, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Т.Р. Тимербулатов, ООО «КОНТИ», Москва

Длительное время было общепринятым считать, что открытый Н.Н. Семеновым и С. Хиншельвудом разветвленно-цепной механизм горения газов играет заметную роль только при давлениях в десятки раз ниже атмосферного давления. При более высоких давлениях роль реакционных цепей отрицали и игнорировали (например, [1,2]). Химический процесс горения представляли одностадийной реакцией между и сходными молекулами. Такие работы нередко встречаются и в настоящее время (например, [3,4]). В серии работ [5–7], однако, было показано, что большие скорости горения газов реализуются только благодаря участию размножающихся активных частиц (АЧ): атомов и радикалов. Без цепной лавины воспламенение не происходит даже при 1700К. Отсюда следует, что скорость реакции горения с большой точностью ровна:

$$W = kn[B], \qquad (1)$$

где – k константа скорости, n и $[B]$ – концентрации АЧ и исходного реагента.

Поскольку АЧ участвуют в реакциях своего размножения и расходования, то вопреки прежним представлениям, уравнение кинетики изменения концентраций активных промежуточных частиц, полученное в [2] для очень низких давлений:

$$\frac{dn}{dt} = \omega_o + (f - g)n, \qquad (2)$$

применимо также к горению газов при атмосферном давлении и повышенных давлениях. В этом уравнении f и g – скорости реакций размножения и гибели АЧ, при их единичных концентрациях. В эти величины входят произведения константы скорости и концентраций исходных веществ, ω_o –скорость реакции исходных молекул между собой, в которой зарождаются АЧ, t – время.

Из выражений (1) и (2) следует, что n и W экспоненциально зависят от $f - g$ и, значит, от концентраций исходных реагентов и констант скорости. Поскольку константы скорости от температуры зависят по закону Аррениуса, то в условиях $f > g$ величина n во времени возрастает экспоненциально даже при неизменной температуре. Кроме того, экспоненциальный фактор Больцмана в выражении константы скорости, входящей в величину W, находится в положительном показателе экспоненты (двойная экспонента). Эта сильная температурная зависимость скорости, подтвержденная экспериментально, способствует выполнению условия теплового воспламенения [2]:

$$\frac{\partial q_+}{\partial T} > \frac{\partial q_-}{\partial T}, \qquad (3)$$

где q_+ и q_- скорости тепловыделения и теплоотвода, Т –температура.

Показано, что в газах без цепной лавины условие (3) не выполняется. Предсказано и экспериментально доказано, что при одновременной реализации двух лавинных процессов: цепной лавины и прогрессивно ускоряющегося саморазогрева, горение протекает в режиме взрыва с резким звуком, скачкообразным, локальным повышением давления и температуры, сверхзвуковой скоростью движения фронта взрыва по реакционной среде. Этот цепно-тепловой взрыв (ЦТВ) ингибируется, малыми присадками, например, простейших олефинов. Если объем системы не очень мал, то сильный ЦТВ и создаваемая им ударная волна, поддерживая друг друга, продвигаются по горючей смеси с постоянной скоростью как детонационная волна. Цепная природа детонации была доказана путем предотвращения перехода дефлаграции водородо-воздушной смеси в

детонацию с помощью ингибитора на испытательном стенде, ПВРД с водородом в качестве горючего [7]. Был доказан также цепной характер концентрационных пределов (КП) детонации: сближение верхнего и нижнего пределов при увеличении концентрации ингибитора до полного их слияния при 2,6% (об.). Ранее в теории детонации КП объясняли только конкуренцией тепловыделения с потерями энергии и импульса. Полученные нами результаты, не отрицая роль потерь, показывают доминирующую роль цепной лавины в формировании пределов. Показано, что задержка перехода горения в детонацию также, как и пределы, определяется конкуренцией разветвления и обрыва реакционных цепей. Ингибиторы предотвращают детонацию даже при интенсивной турбулизации потока.

Определяющую роль ЦТВ в стационарной детонации показывают эксперименты, в которых детонационная волна при вхождении в смесь с ингибитором распадается на затухающую ударную волну и все больше отстающий от нее фронт пламени, интенсивность которого также монотонно падает вследствие ингибирования ЦТВ [8]. Интенсивность ЦТВ зависит от скорости разветвления цепей сильнее, чем от теплового эффекта.

Полученные результаты нами используются для разработки эффективных химических методов управления критическими условиями возникновения детонации и характеристиками детонационной волны с помощью малых примесей химически активных присадок. Методы реализованы для предотвращения перехода горения смесей водорода, синтез газа и метана с воздухом при различных способах инициирования процесса: искрой, падающей детонационной волной гремучей смеси, а также взрывом гексогена. Испытания успешно проведены также в присутствии межведомственных комиссий в больших объемах $4м^3$, $7м^3$ и $29м^3$, в том числе, в испытательном штреке.

Исследование поддержано грантами Президиума РАН (№ 26П и РФФИ (11–03 01119а).

Список литературы

1. Lewis B., Von Elbe G. Combustion, explosions and flame in gases. N.Y.-L.: Acad.Press, 1987. 592 p.
2. Семенов Н.Н. Избранные труды. М. Наука .2005. Т. 3. 499 с.
3. Лаевский Ю.М., Бабкин В.С.// Физика горения и взрыва. 2008. Т. 44. № 5. С.8.
4. Кукин П. П., Юшин В. В., Емельянов С.Г. // Теория горения и взрыва. 2012. М.; Изд–во «Юрайт». 435 с.
5. Петрова Л.Д., Азатян В.В. , Баратов А.Н. и др. // Сб. Горение и взрыв. М.; Наука. 1977. С. 526–528.
6. Азатян В.В., Павлов В.А., Шаталов О.П.// Кинетика и катализ.2006. Т.40. №6. С.835.
7. Azatyan V.V., Wagner G. Gg., Vedeshkin G.K.// Gaseous and Heterogeneous Detonations. 1999. ENAS Publishers. Moscow. P. 331.
8. Азатян В.В., Абрамов С.К., Прокопенко В.М., Ратников В.И., Туник Ю.В. // Кинетика и катализ. 2013. Т. 54. № 5. С.

ВОСПЛАМЕНЕНИЕ УГЛЕВОДОРОДО-ВОЗДУШНЫХ СМЕСЕЙ С ПОМОЩЬЮ НАНОСЕКУНДНОГО ПОВЕРХНОСТНОГО БАРЬЕРНОГО РАЗРЯДА

Е.М. Анохин, МФТИ, Долгопрудный, anjohn@mail.ru
В.Р. Соловьев, МФТИ, Долгопрудный, vic__sol@mail.ru
Д.Н. Кузьменко, Институт электросварки им. Е.О.Патона НАН Украины, Киев, dn.kuzmenko@mail.ru
Н.Л. Александров, МФТИ, Долгопрудный, nick_aleksandrov@mail.ru

Высоковольтные наносекундные разряды отличаются большими приведенными электрическими полями и высокой степенью однородности плазмы при атмосферном давлении. Данное обстоятельство делает такие разряды привлекательными для использования в различных приложениях, связанных с воспламенением и горением топливно-воздушных смесей. Наносекундный поверхностный барьерный разряд в основном исследовался применительно к задаче управления аэродинамическими потоками. Однако вызывает интерес и возможность его использования для эффективного воспламенения топливно-воздушных смесей.

Экспериментальное исследование воспламенения углеводородо-воздушных смесей проводилось на примере этано- и ацетилено-воздушных газовых смесей комнатной температуры в коаксиальной геометрии разрядных электродов. Схема эксперимента подробно описана в [1, 2]. Давление газовой смеси варьировалось от 0.6 до 1 атм, а амплитуда высоковольтных импульсов на разрядном промежутке от 18 до 26 кВ. Ширина импульса на полувысоте составляла 35 нс, скорость нарастания фронта – 5 нс.

Процесс воспламенения и распространения пламени регистрировался с помощью скоростной камеры LaVision UltraSpeedStar, которая позволяла делать до 8 фотографий в течение всего процесса воспламенения (рис. 1). Воспламенение топливно-воздушной смеси происходило на границе высоковольтного электрода. С помощью полученных фотографий были определены скорость распространения фронта пламени и время индукции воспламенения.

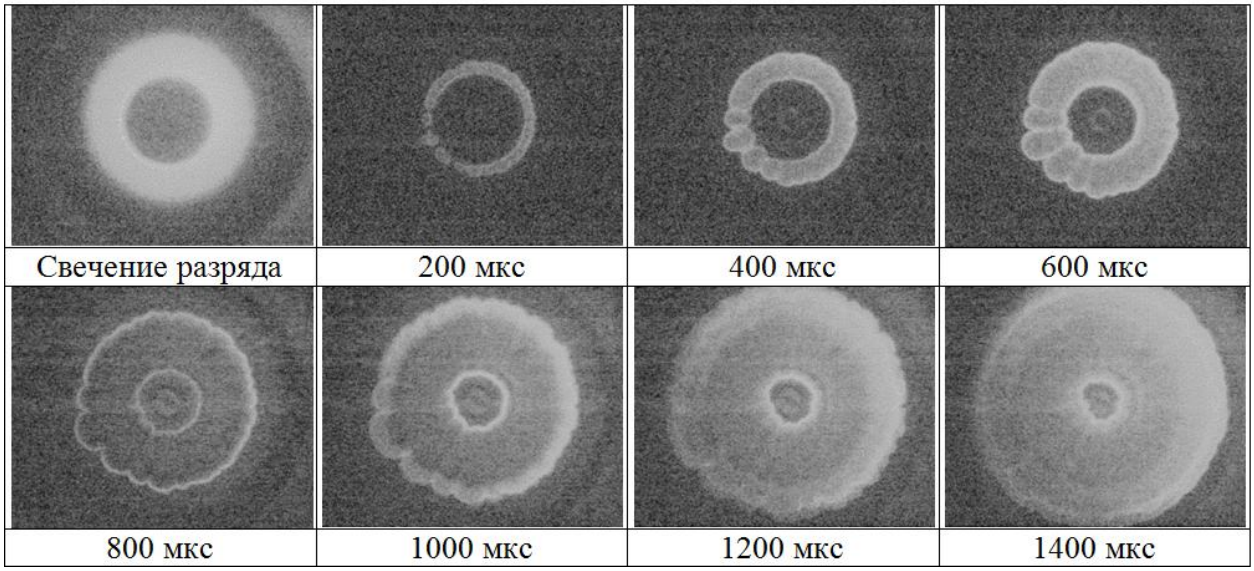


Рис.1 – Фотографии развития воспламенения ацетилено-воздушной смеси при нормальных условиях (вид сверху). U= –26 кВ

Проведенные исследования показали, что при использовании импульса отрицательной полярности пороговая амплитуда, при которой происходит

воспламенение, значительно ниже, чем при использовании импульса положительной полярности. Данное обстоятельство объясняется более высокой плотностью энерговклада на границе высоковольтного электрода при отрицательной полярности, что следует из более высокой интенсивности излучения возле кромки электрода при импульсе отрицательной полярности.

Для анализа наблюдаемых закономерностей было проведено 2D численное моделирование развития наносекундного поверхностного барьерного разряда. Входные параметры для численного расчета брались близкими к экспериментальным условиям. В ходе расчета определялась пространственная структура разряда и количество нарабатываемых в разряде активных частиц. Основными активными частицами являлись атомы O, образующиеся в результате диссоциации молекулы O_2 при столкновении с электронами и тушения электронно-возбужденных состояний N_2 на молекуле O_2.

Проведенные расчеты показали, что при положительной полярности импульса разряд распространяется в форме стримера. При отрицательной полярности импульса зона энерговклада, как и зона наработки активных частиц, находится возле высоковольтного электрода в прикатодном слое. Ширина этой зоны, в соответствии с результатами расчета, приблизительно на 2 порядка величины меньше аналогичной зоны энерговклада для случая импульсов положительной полярности (см. рис. 2). Это обстоятельство приводит к более высокому нагреву газа и более эффективной наработке активных частиц в зоне основного энерговыделения в случае импульсов отрицательной полярности.

Таким образом, результаты численного расчета подтверждают более высокую эффективность импульсов отрицательной полярности для процессов воспламенения углеводородных смесей при нормальных условиях под действием поверхностного наносекундного барьерного разряда.

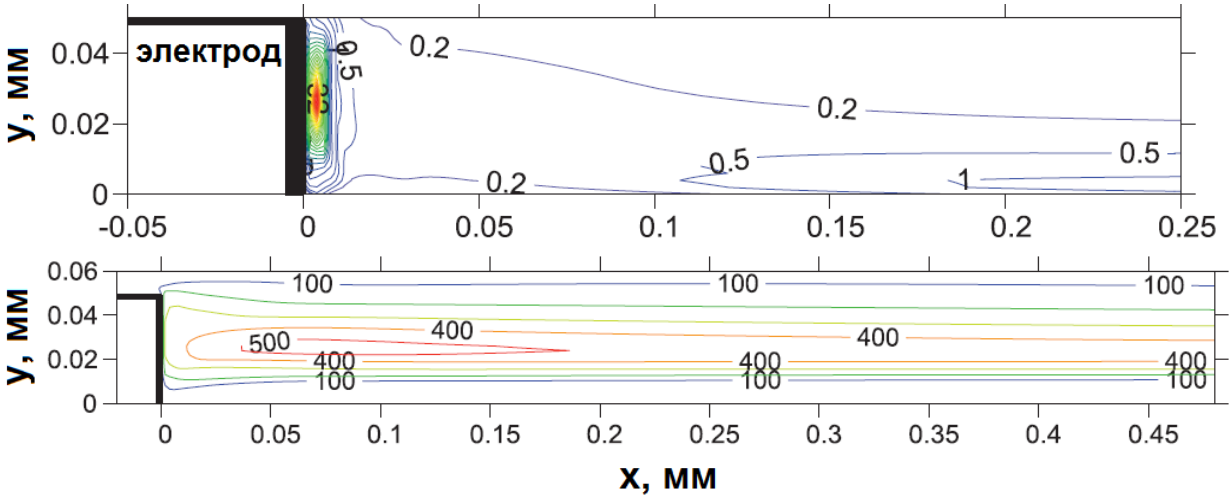


Рис.2 – Пространственное распределение энерговклада (мДж/см3) при импульсе отрицательной полярности (верхний рисунок) и импульсе положительной полярности (нижний рисунок)

Список литературы

1. Kosarev I.N., Khorunzhenko V.I., Mintoussov E.I., Sagulenko P.N., Popov N.A. and Starikovskaia S.M. Plasma Sources Sci. Technol. — 2012. — T. 21. — 15 c.
2. Anokhin E.M., Kuzmenko D.N., Kindysheva S.V., Soloviev V.R., and Aleksandrov N.L. Plasma Sources Sci. Technol. — 2015. — T. 24. — 13 c.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ В ПВРД ВИХРЕВЫМ АКУСТИЧЕСКИМ ГЕНЕРАТОРОМ

И.М. Верещагин, РГАТУ, Рыбинск, ivan_ver89@mail.ru
Ш.А. Пиралишвили, РГАТУ, Рыбинск, piral@list.ru,

Применение сверх- и гиперзвуковых двигателей для военной авиации и для беспилотных летательных аппаратов обусловлено не только возможностью увеличения скорости полёта, повышенной манёвренностью, но и относительной простотой конструкции, т.к. они имеют не много или совсем лишены подвижных элементов.

Разработка новых моделей ПВРД связана с созданием сверхзвуковых камер сгорания. Одной из главных задач при их проектировании является разработка системы стабилизации процесса горения. Устойчивое горение при скоростях течения топливно-воздушной смеси M=2…2,5 является пока не решённой до конца задачей. Сложность состоит в том, что скорость набегающего потока выше скорости фронта пламени и поэтому происходит его срыв.

Существующие методы стабилизации пламени в камере сгорания ПВРД основываются на использовании плохообтекаемых тел (V-образные желобы), создающих зону обратных токов, что предотвращает срыв пламени. При реализации подобной схемы стабилизации наблюдаются значительные гидравлические потери, что неминуемо приводит к уменьшению тяги двигателя в целом как силовой установки.

Наиболее перспективным и эффективным является стабилизация пламени с помощью акустических возмущений, генерирующих пульсации в звуковом и ультразвуковом диапазонах [1]. Их воздействие кроме увеличения пределов стабильного горения на различных режимах работы двигателя, обеспечивает повышение удельных тяговых характеристик.

Проведённые ранее экспериментальные исследования [2-3] показали, что при организации ограниченного закрученного течения в горелочном устройстве образуется нестационарные прецессирующие вихревые структуры, которые являются источником акустических возмущений (рис.1).

Наиболее существенным проявлением неустойчивости закрученного потока является наличие низкочастотных (1-6 кГц) и высокочастотных (12-18 кГц) пульсаций давления и связанных с ними прецессионного движения вихревого ядра и образование вторичных вихревых структур типа вихревых спиралевидных жгутов, распространяющихся по периферии [3].

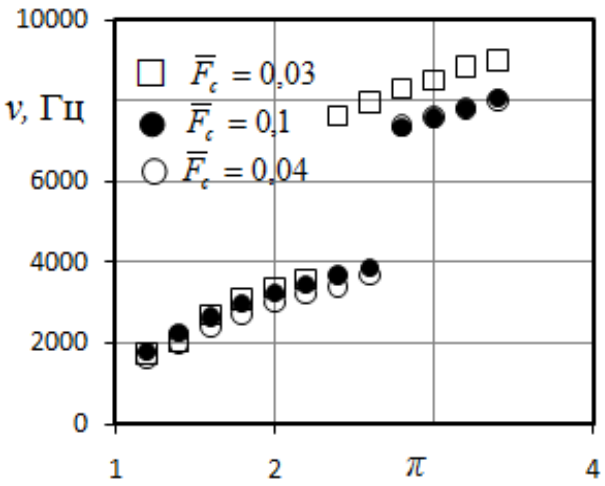


Рис. 1 – Зависимость частоты акустических колебаний от перепада давления [2]

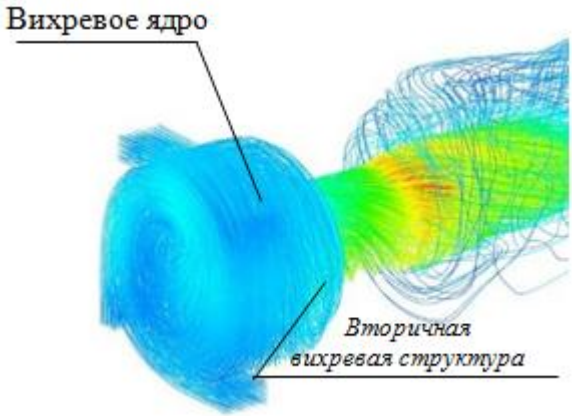


Рис. 2 – Распределение линий тока в проточной части вихревого генератора акустических колебаний

Список литературы

1. Ларионов, В.М. «Автоколебания газа в установках с горением» [Текст] / В.М. Ларионов, Р.Г. Зарипов // Казань: Изл-во Казан, гос. техн. ун-та, 2003. 227 с.
2. Иванов, Р.И. Экспериментальное исследование акустических колебаний в вихревом эжекторе [Текст] / Р.И. Иванов, Ш.А. Пираишвили, М.Н. Сергеев // Вестник РГАТУ имени П.А. Соловьёва. – 2011. – №2(20). – с. 201-204.
3. Пиралишвили, Ш.А. Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения [Текст] / Ш.А. Пиралишвили, В.М. Поляев, М.Н. Сергеев; под ред. Леонтьева А.И. – М.: УНПЦ «Энергомаш», 2000. – 412 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ И ПОЛНОМ ТРАКТЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛА В 2.5-МЕРНОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

В.В. Власенко, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, vlasenko.vv@yandex.ru
О.В. Волощенко, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.А. Талызин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.А. Ширяева, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Для повышения точности и информативности приближенных параметрических расчетов на стадии проектирования силовых установок в работе [1] был предложен новый 2.5-мерный подход. Реальное трехмерное течение заменяется течением, параметры которого постоянны вдоль оси *z*. Это можно трактовать как результат осреднения трехмерного течения вдоль *z*. Расчеты проводятся в плоскости (*x*;*y*), но при этом учитывается переменная ширина канала в *z*-направлении. Если трехмерные уравнения Рейнольдса представить в виде

$$\frac{\partial \vec{u}}{\partial t}+\frac{\partial \vec{F}_x}{\partial x}+\frac{\partial \vec{F}_y}{\partial y}+\frac{\partial \vec{F}_z}{\partial z}=\vec{W},$$

то уравнения 2.5-мерного аналога трехмерного течения имеют следующую структуру:

$$\frac{\partial}{\partial t}\left(\vec{u}h_z\right)+\frac{\partial}{\partial x}\left(\vec{F}_x h_z\right)+\frac{\partial}{\partial y}\left(\vec{F}_y h_z\right)+\vec{F}_x^{-}\frac{\partial z_{\min}}{\partial x}-\vec{F}_x^{+}\frac{\partial z_{\max}}{\partial x}+\vec{F}_y^{-}\frac{\partial z_{\min}}{\partial y}-\vec{F}_y^{+}\frac{\partial z_{\max}}{\partial y}+\vec{F}_z^{+}-\vec{F}_z^{-}=\vec{W}h_z,$$

где $z_{\max}(x,y)$, $z_{\min}(x,y)$ - z-координаты стенок канала, $h_z(x,y)=z_{\max}(x,y)-z_{\min}(x,y)$, $\vec{F}_i^{+}$ - значение вектора потоков на стенке канала с координатой $z_{\max}$, $\vec{F}_i^{-}$ - значение этого вектора на стенке с координатой $z_{\min}$. Потоки $\vec{F}_i^{+}$ и $\vec{F}_i^{-}$ рассчитываются по специальной процедуре. Давление на стенках принимается равным осредненному по z давлению; вязкие силы интерполируются между верхней и нижней стенками канала.

В данной работе 2.5-мерный подход применен к исследованию течения в тракте прямоточного двигателя на водородном топливе для высокоскоростного гражданского самолета (ВГС), рассчитанного на крейсерский полет со значениями числа Маха $M=6...8$ [2-5]. В АДТ Т-131Б ЦАГИ на присоединенном воздуховоде были проведены испытания модели камеры сгорания ВГС, спроектированной и изготовленной в ЦИАМ [6]. Канал камеры сгорания ВГС имеет эллиптические поперечные сечения.

Камера содержит два пояса подачи топлива. В первом поясе водород инжектируется вертикально, по нормали к потоку, а во втором – в горизонтальной плоскости. Число Маха в невязком ядре потока M=2.4...3.2. Температура невязкого ядра на входе – 800-1000 К, но в инжектируемых струйках водорода она равна лишь 163 К. Стенки считались теплоизолированными, на них ставилось условие “wall functions”.

Предварительные трехмерные расчеты без горения показали, что поперечные сечения струек топлива вытянуты в вертикальном направлении. Таким образом, параметры течения меняются вдоль оси y слабее, чем вдоль оси z. Поэтому основные 2.5-мерные расчеты течения в модели камеры сгорания проводились не в плоскости $(x;y)$, а в плоскости (x,z).

Выполнено моделирование экспериментов в АДТ Т-131Б ЦАГИ. Для получения профиля параметров на входе в камеру проведены 2.5-мерные расчеты течения в переходном сопле, соединяющем огневой подогреватель с модельной камерой сгорания. Рассмотрены режимы, соответствующие числам Маха полета $M_\infty=7.4$, $M_\infty=7$ и $M_\infty=6$, с интегральным коэффициентом избытка окислителя α = 0.8…2.7. Для большей части режимов 2.5-мерные расчеты хорошо согласуются с экспериментом – см. рис.1.

В отличие от экспериментальной модели камеры сгорания ВГС, течение на входе в камеру сгорания натурной силовой установки сильно неравномерно из-за особенностей трехмерного течения в воздухозаборнике. Расчет камеры сгорания от входа с использованием входного профиля, взятого из трехмерных расчетов воздухозаборника (для воздуха), невозможен, т.к. отрывная зона, возникающая перед инжекторами, при подаче водорода и горении увеличивается в размерах и нефизично взаимодействует с жестким граничным условием на входе в камеру. Этот результат был получен и в трехмерных, и в 2.5-мерных расчетах течения в камере.

Поэтому была построена 2.5-мерная модель конвергентного воздухозаборника ВГС. Хотя геометрия воздухозаборника существенно трехмерна, ее моделирование в 2.5-мерном приближении в плоскости $(x;y)$ оказалось возможным. В такой постановке выполнены 2.5-мерные расчеты течения в полном тракте силовой установки ВГС. Потоки массы и импульса на входе в камеру сгорания, полученные в 2.5-мерных расчетах без подачи топлива, оказались близкими к данным трехмерных расчетов воздухозаборника. Расчеты показали, что после подачи топлива отрывная зона выходит в воздухозаборник. В камере сгорания в большинстве режимов реализуется сверхзвуковое горение.

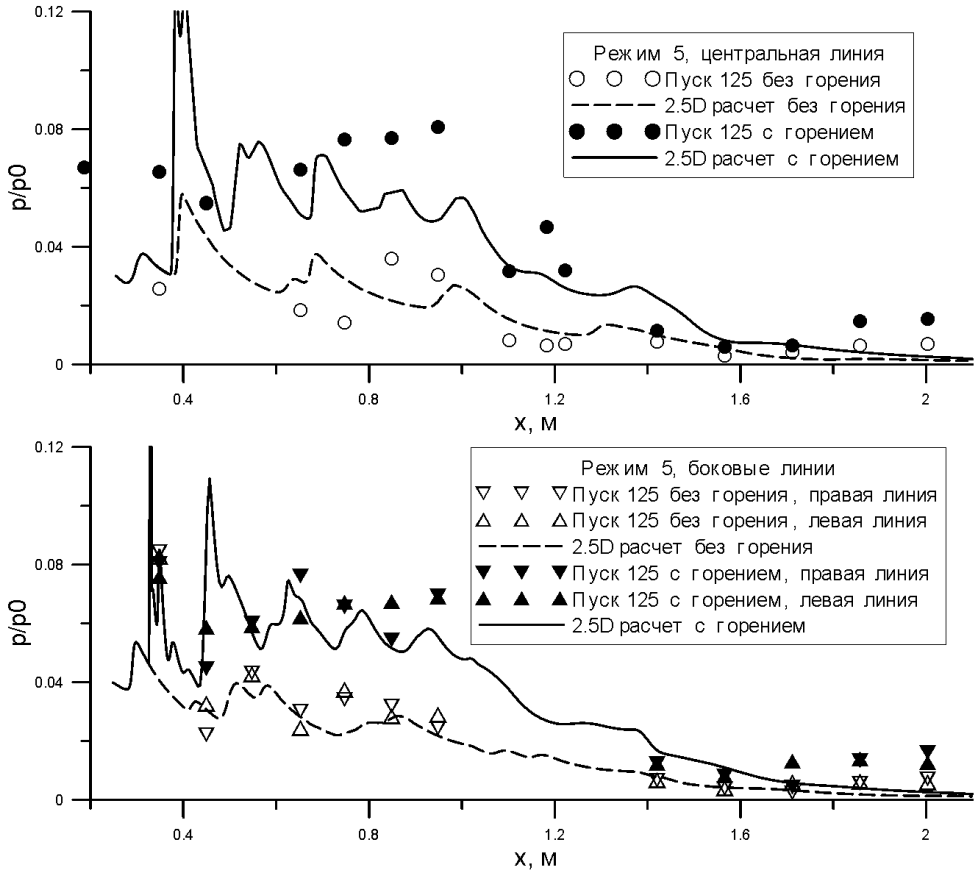


Рис. 1 – Сравнение продольных распределений давления, полученных в расчете и в эксперименте

Работа выполнена в рамках скоординированного международного проекта HEXAFLY-INT 7-й рамочной программы ЕС (контракт: ACP3-GA-2014-620327) при поддержке Минпромторга РФ. Дополнительную информацию можно найти на сайте http://www.esa.int/techresources/hexafly_int .

Список литературы

1. V.V. Vlasenko, A.A. Shiryaeva. 2.5D approximation for numerical simulation of flows in engine ducts. — Proceedings of 6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2015. — 13 с.
2. Langener T., Steelant J., Roncioni P., Natale P., Marini M. Preliminary performance analysis of the LAPCAT-MR2 by means of nose-to-tail computations. — AIAA 2012-5872, 2012. — pp.1-16.
3. Langener T., Steelant J., Karl S., Hannemann K. Layout and Design Verification of a Small Scale Scramjet Combustion Chamber. — ISABE 2013-1655. — pp.9-13.
4. Hannemann K., Martinez-Schramm J., Laurence S., Karl S., Langener T., Steelant J. Experimental and numerical analysis of the small scale LAPCAT II scramjet flow path in high enthalpy shock tunnel conditions. — Space Propulsion, Vol.19, 2014.
5. Langener T., Steelant J., Karl S., Hannemann K. Numerical Validation of a Free-Flying Scramjet Powered Vehicle at Realistic Wind Tunnel Conditions. — Space Propulsion SP2014-2971766, 2014.
6. Ivankin M., Nikolaev A., Talyzin V., Voloschenko O. Experimental Investigations of the Hydrogen Combustion Chamber for High-Speed Vehicle. – AIAA Paper 2015-3617, 2015.

ГЕНЕРАЦИЯ МОЛЕКУЛ СИНГЛЕТНОГО КИСЛОРОДА $O_2(^1\Delta)$ ПОСРЕДСТВОМ ОПТИЧЕСКОЙ НАКАЧКИ АТОМОВ ЙОДА

М.В. Загидуллин, СФ ФИАН, СГАУ, Самара, marsel@fian.smr.ru
М.С. Малышев, СГАУ, Самара, ningen256@gmail.com

Получение молекул синглетного кислорода $O_2(^1\Delta)$ представляет практический интерес для инициирования реакций горения [1,2]. В настоящей работе рассматривается следующий метод генерации молекул синглетного кислорода $O_2(^1\Delta)$ в газовой фазе. Исходный газовый поток содержит молекулы кислорода и молекулы йода. Данный поток первоначально облучается непрерывным «зеленым» излучением на длине волны около 500 нм, под действием которого осуществляется предварительная фотодиссоциация молекул йода: $I_2+h\nu_1=>2I$. Затем газ облучается ИК-излучением диодных лазеров на длине волны 1315 нм, под действием которого происходит возбуждение атомов йода $I+h\nu_2=>I^*$. Далее происходит ряд хорошо известных энергообменных процессов. Возбужденные атомы йода отдают энергию молекулам кислорода в обратимой реакции $O_2(^3\Sigma)+I^*<=>O_2(^1\Delta)+I$, затем образуются молекулы $O_2(^1\Sigma)$ в реакции $O_2(^1\Delta)+I^*=>O_2(^1\Sigma)+I$. За образованием I^*, $O_2(^1\Delta)$, $O_2(^1\Sigma)$ происходит инициирование химической диссоциации молекул йода в реакции $I_2+O_2(^1\Sigma) =>2I+O_2(^3\Sigma)$ или в каскаде реакций: $I^*+I_2=>I+I_2(v)$, $I_2(v>20)+O_2(^1\Delta)=>2I+O_2(^3\Sigma)$. Образование атомов йода в этих реакциях усиливает поглощение ИК–излучения и образование $O_2(^1\Delta)$. Константы скоростей реакций в кислородно-йодной среде известны достаточно хорошо. Это позволяет произвести надежные расчеты концентрации молекул $O_2(^1\Delta)$, генерируемы таким способом. В расчетах следует учесть процессы рекомбинации атомов и дезактивации возбужденных частиц. Расчеты проведены для конкретных условий газовой среды. Рассмотрена генерация синглетного кислорода в смеси состава $N_2:O_2:H_2O:I_2= 1:0.2:2\cdot10^{-3}: 2\cdot10^{-4}$ при давлении 1 атм и температуре 300 К, интенсивностях «зеленого» излучения 60 Вт/см^2, ИК- излучения 12 кВт/см^2. Согласно расчетам, через 1 мс диссоциирует примерно 10% молекулярного йода под действием только «зеленого» излучения. После включения ИК - излучения через время 10 мс 25% молекул йода диссоциирует и достигается примерно 2%-ое содержание синглетного кислорода ($O_2(^1\Delta)+O_2(^1\Sigma)$) по отношению ко всему кислороду.

Список литературы

1. Popov N.A. // Plasma Sources Sci. Technol. 2011. V. 20. 045002
2. Starik A.M., Loukhovitdk B.I. i, Chernucho A.P. // Plasma Sources Sci. Technol. 2012. V. 21. 035015.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ПОРИСТОСТИ И ИЗМЕНЕНИЕ СВОЙСТВ МАТЕРИАЛОВ

Г.И. Змиевская, ИПМех РАН, Москва, zmig@mail.ru
А.Л. Бондарева, ИПМех РАН, Москва, bal310775@yandex.ru

Среди процессов образования кластеров и их наноструктур важную роль играют фазовые переходы 1-го рода, такие как конденсация паров в объеме плазмы разряда [1] или на поверхности субстрата, образование вакансионно-газовых пор в кристаллической решетке материалов при имплантации ионов инертного газа [2,3], или изменяющая функциональные свойства поверхности кристаллизация пленки, а также многие другие физико-химические явления взаимодействия плазмы с поверхностью [4] в приборах, в природных условиях или в технологических установках и др. Методами численного моделирования [2,5-7] исследуется неравновесная начальная стадия фазового перехода, когда формируются зародыши новой фазы в условиях физической «открытой системы», параметрами которой являются, например, технологические параметры процесса синтеза кластеров, или при имплантации ионов, приводящих к образованию вакансионно-газовых пор и процессам аморфизации кристаллической решетки [8,9] и/или, напротив, к поддержанию или улучшению прочностных характеристик материала в том числе факторами лазерного излучения [10]. Численные модели применимы для оптимизации уже существующих технологических процессов, например, для создания пленок карбида кремния, SiC, являющегося термостойким материалом электроники и/или упрочняющим покрытием [1], а роль карбидов металлов в качестве катализаторов при получении углеродных нанотрубок и фуллеренов только начинает исследоваться. Особый интерес представляют свойства композитных материалов, включающих примеси нанозерен SiC, размеры и свойства которых могут меняться при отжиге, при воздействии радиационных потоков и др.

Изучение механизмов флуктуационной неустойчивости появления зародышей новой фазы [2] для фазовых переходов «пар-жидкость», «кристаллическая решетка без дефектов- и аморфизованное порами ее состояние» и др. представлено моделями винеровских случайных процессов и стохастическими дифференциальными уравнениями /СДУ/ Ито-Стратоновича, асимптотически эквивалентными кинетическим уравнениям в частных производных, сформулированных для плотностей вероятности этих процессов, или для функций распределения кластеров зародышей по размерам и декартовым координатам в кристаллической решетке [6, 3]. В качестве перспективных материалов электроники и лр. приложений следующего десятилетия рассматриваются алмазоподобные материалы [4], исключительной стабильности в экстремальных условиях (температур, радиации). Радиационные дефекты в материалах [11] (в том числе и алмазе) образуются при внедрении водорода, дейтерия и гелия, происходит аморфизация кристаллической решетки. На этот процесс влияет отжиг образца и доза газа. И если в случае блистеринга на материалах ТЯР [8] речь идет об охрупчивании и разрушении материалов [2], то при взаимодействии ионов с технологическими металлическими зеркалами, состоящими из бислоев наномасштабных размеров состоящих из металла и диэлектрика (Mo/Si) в измерительных приборах [4,9] сталкиваются с необходимостью поддержания их рабочих характеристик при передаче оптического сигнала. С аналогичными повреждениями столкнутся технологии рентгеновской литографии, источник излучения для которой пока еще окончательно не выбран. При изучении роли возможного использования блистеринга при производстве новых материалов электроники важно установить температурный режим, при котором происходит образование под поверхностью образца слоя графитизации алмаза для создания

внутреннего проводящего слоя [5]. Возможны приложения численных моделей в задачах модификации свойств поверхности и создания структур с заданными наномасштабными размерами. Структуры нанопокрытий и условия их формирования можно моделировать с помощью программного комплекса[5, 10], реализующего кинетические модели газа и плазмоподобных сред [6, 2, 7]. Исследование механизмов процессов фазового перехода на неравновесной быстропротекающей стадии [2, 9] является сложной задачей, успешное решение которой возможно только в результате объединения теоретических, расчетных и экспериментальных исследований. Физико-химические процессы зародышеобразования связаны во-первых с исследованием условий деградации свойств поверхности под воздействием радиационных и др. воздействий, так и во-вторых позволяет развить направление, связанное с синтезом композитных нанопокрытий материалов космической техники, планирование которых в настоящее время требует изучения всех факторов влияния на возникновение структур радиационных дефектов в твердом теле, которые приводят к разрушениям или аморфизации поверхности, а также то, что наномасштабные структуры формируются на начальной стадии фазового перехода в результате воздействия на кластеры самосогласованных потенциалов косвенного упругого взаимодействия дефектов решетки через возмущение ими колебаний акустических фононов, учет потенциалов такого взаимодействия возможен только в моделях на основе кинетических уравнений в частных производных и их стохастических аналогов- систем СДУ [7,10]. Размеры и расположение кластеров вакансионно-газовых пор или капель конденсата, возникающих на начальной стадии фазового перехода, сказываются на линейной стадии процессов фазового перехода, определяющей аморфизацию и потерю планируемых прочностных свойств поверхностей, граничащих с потоками плазмы (например, с потоком Xe++ в случае взаимодействия со стенками плазменных двигателей).

Работа частично поддержана грантами РФФИ 14-01-00787 и 15-01-05052.

Список литературы

1. Змиевская Г.И., Бондарева А.Л. // Физика плазмы, 2011 – Т. 37, № 1, с. 93-102
2. Змиевская Г.И. // Энциклопедия низкотемпературной плазмы под.ред.В.Е. Фортова (Сер. Б). Т. VII. Математическое моделирование в низкотемпературной плазме. Ред. Ю.П. Попов Кн. 3. - М.: ЯНУС-К, 2009- С. 28.
3. Zmievskaya G.I., Bondareva A.L., Levchenko V.D., Levchenko T.V.// J. Phys. D: Appl. Phys. 2007 –V. 40- pp. 4842-4849
4. Bondareva A.L., Levchenko T.V., Zmievskaya G.I.// D&D Forum. -V. 297¨C301: Diffusion in Solids and Liquids V -Trans Tech Publications, Switzerland, 2010 - pp. 502-507
5. Zmievskaya G., Averina T., Bondareva A.// Applied Numerical Math., 15¨p.29 (2015)
6. Zmievskaya G.I.// Plasma Physics Reports, 1997- 23 - n.4- pp. 368-382
7. Gardiner S.W. Handbook of Stochastic Methods for Physics, Chemistry, and the Natural Sciences (Berlin, Springer, 1984)
8. Плешивцев Н.В., Бажин А.И. Вспучивание и шелушение поверхности (блистеринг и флекинг) ¨-М.; Вузовская книга. 1998
9. Zmievskaya G.I., Bondareva A.L., Savchenko V.V., Levchenko T.V.// in book Numerical Analysis of Heat and Mass Transfer in Porous Media. 2012 - Springer-Verlag Berlin Heidelberg. ISBN: 978-3-642-30531-3
10. Artem'ev S.S., Averina T.A. Numerical analysis of systems of ordinary and stochastic differential equations. Utrecht, The Netherlands, 1997 - P. 176.
11. Мирзоев Ф.Х., Панченко В.Я., Шелепин Л.А. // Успехи физических наук. 1996- Т. 166 - № 1 - с. 3-32

К ВОПРОСУ О РОЛИ АВИАЦИИ В ИЗМЕНЕНИИ КЛИМАТА

А.Р. Иванова, ФГБУ «Гидрометцентр России», Москва, ivanova@mecom.ru

Проблема взаимного влияния авиации и климата в настоящее время является одной из приоритетных задач Комиссии по авиационной метеорологии Всемирной метеорологической организации. Климатические изменения, происходящие под влиянием антропогенных выбросов, в том числе воздушного транспорта, находятся под пристальным вниманием Межправительственной группы экспертов по изменению климата (МГЭИК).

Вопросы климатических изменений и их политико-экономические последствия для сектора международной гражданской авиации занимают одну из лидирующих позиций в проекте сценария развития, который собирается утвердить 39-я Ассамблея ИКАО в 2016 году. В частности, введение эмиссионных квот на выбросы углекислого газа, участвующего в усилении парникового эффекта, приведет, среди прочего, к крупным финансовым издержкам некоторых государств и авиакомпаний. Уже сейчас европейская система торговли квотами на выброс (EU Emissions Trading System) относит Россию к числу стран, которые являются должниками по квотам и обязаны уплатитm многомиллионные штрафы за их превышение.

Наиболее обсуждаемыми аспектами влияния авиации на климат являются конденсационные следы, приводящие к увеличению перистой облачности и меняющие радиационный баланс планеты [5], а также изменение химического состава атмосферы в сторону увеличения количества парниковых газов, что ускоряет рост глобального потепления [3].

Несомненно, уменьшение эмиссионной нагрузки на окружающую среду будет иметь положительный эффект. Однако следует оценить, насколько велико влияние авиационных выбросов на изменение климата в сравнении с другими факторами. Высказываемые ранее опасения негативного влияния эмиссий на состояние озонового слоя не оправдались [2]. С середины 1990-х годов, несмотря на увеличение эмиссионной нагрузки, озоновый слой начал восстанавливаться [1]. Значительно отличаются цифры влияния контрейлов на радиационный баланс планеты [5]. Это же касается и оценки эффекта глобального потепления. Математическое моделирование глобальной температуры планеты [4] позволило уточнить эффект от удвоения CO_2 в атмосфере. Было установлено, что глобальное потепление будет происходить, но примерно в 3-4 раза медленнее, чем декларируется в последнем Оценочном докладе МГЭИК [3].

Некоторые исследователи полагают, что тренд глобальной температуры в ближайшем будущем может сменить знак на отрицательный по ряду астрономических причин [6], нивелируя, в том числе, влияние воздушного транспорта.

Список литературы

1. Звягинцев А. М., Крученицкий Г. М., Черников А. А. Изменения вертикального распределения озона в стратосфере и их корреляция с изменениями высоты тропопаузы. – Известия РАН. Физика атмосферы и океана, 2005, т. 41, № 4, с. 476-486
2. Кароль И.Л. Влияние полетов транспортной авиации мира на озоносферу и климат. - Метеорология и гидрология, 2000, № 7, с. 17 – 32.
3. Кокорин А.О. Изменение климата: обзор Пятого оценочного доклада МГЭИК. — М.: Всемирный фонд дикой природы (WWF), 2014. — 80 с.

4. Bates J. Ray. Climate stability and sensitivity in some simple conceptual models.- Climate Dynamics, vol. 38, Issue 3-4, pp 455-473.
5. Climate change and aviation. Ed. S. Gossling and P. London, Earthscan, 2009. - 386 p.
6. Sidorenkov N. The interaction between Earth's rotation and geophysical processes, Wiley-VCH Verlag Gmbh&Co.KGaA, Weinheim, 2009.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ОБРАЗЕЦ МЕТАНО-КИСЛОРОДНОГО ЖРД

В.С. Иванов, ИХФ РАН, Москва, smfrol@chph.ras.ru
С.М. Фролов, ИХФ РАН, МИФИ, Москва
В.С. Аксенов, ИХФ РАН, МИФИ, Москва
И.О. Шамшин, ИХФ РАН, МИФИ, Москва

В настоящее время большое внимание уделяют разработке жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), в которых в качестве топлива применяется сжиженный природный газ. Удельный импульс тяги в пустоте для пары «жидкий метан – кислород» (388 с) превосходит удельный импульс пары «керосин – кислород» (374 с) более чем на 3%. Дополнительного повышения удельного импульса можно добиться, используя более энергоэффективный термодинамический цикл. В 1940 г. Я. Б. Зельдовичем показано, что двигатели, использующие быстрое (детонационное) сгорание топлива, должны быть более эффективными, чем двигатели, использующие медленное (дефлаграционное) горение. В 1959 г. Б. В. Войцеховский предложил оригинальную схему организации непрерывного детонационного горения в кольцевой камере сгорания. Именно эту схему в последнее время считают наиболее перспективной для дальнейшего совершенствования ЖРД.

В ИХФ РАН создан стенд для исследования непрерывно-детонационного горения различных топлив. В [1] в серии экспериментов с водородно-кислородными смесями впервые доказана энергоэффективность детонационного цикла сжигания топлива на образцах кольцевых камер сгорания диаметром 50 и 100 мм с кольцевым зазором 5 мм. В камере сгорания диаметром 100 мм проведены эксперименты с метанокислородными смесями с расходом до 0.5 кг/с и с различной конфигурацией выходного сопла (рис. 1).

В первой серии огневых испытаний экспериментально получен устойчивый рабочий процесс и определен состав смеси с максимальными удельными тяговыми характеристиками. На рис. 2 показан результат обработки записей ионизационных зондов, расположенных в детонационной камере сгорания, методом Фурье анализа. Данная методика позволяет выделить базовую частоту циркуляции детонационных волн в камере сгорания, определить их количество и скорость вращения и проследить за динамикой процесса в течение всего испытания. Кривая на рис. 2 соответствует режиму работы камеры сгорания с двумя детонационными волнами, вращающимися в кольцевом зазоре со скоростью ~ 2350 м/с.

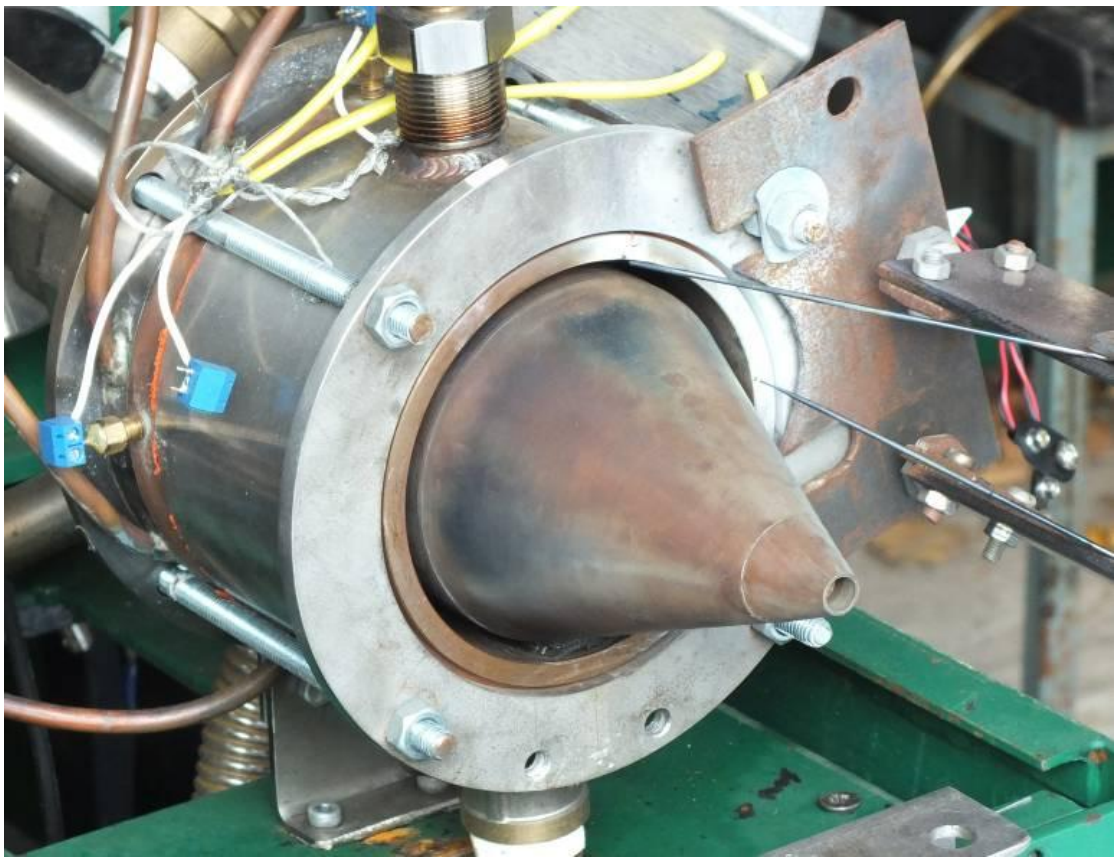


Рис. 1 – Экспериментальный образец камеры сгорания с непрерывной детонацией

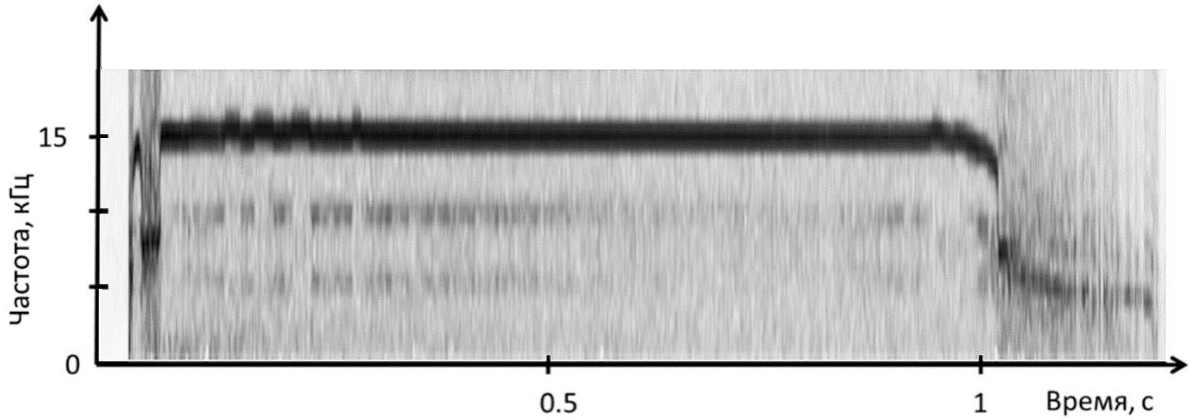


Рис. 2 – Фурье анализ записи сигнала ионизационного зонда при работе на метанокислородной смеси в режиме с двумя детонационными волнами

Таблица 1. Результаты испытаний при работе на метанокислородной смеси

№	Конфигурация	Расход кислорода, кг/с	Расход метана, кг/с	Состав, Ф	Давление в камере, кПа	Тяга, кГс	Уд. импульс, с
1	К1	0.35	0.08	0.95	97	12.7	29
2	К2	0.23	0.06	1.0	400	29.2	102
3	К3	0.24	0.07	1.2	440	40.4	125
4	К4	0.38	0.12	1.3	800	73.6	147

Во второй серии испытаний изменяли конфигурацию сопла. Применялись варианты сопел без сужения сечения на выходе камеры сгорания (К1), с пересжатием выходного сечения кольцевого зазора на 50% (К2), а также с пересжатием выходного сечения кольцевого зазора на 50% и последующим профилированным сопловым насадком (К3 и К4). На камерах с сопловыми насадками экспериментально получен удельный импульс до 150 с при среднем давлении в камере 8 атм.

В табл. 1 приведены результаты некоторых экспериментов с указанием расходов топливных компонентов, коэффициента избытка горючего в смеси, давления в камере, тяги и удельного импульса. Дальнейшая работа направлена на повышение рабочего давления в камере с тем, чтобы выйти на высокий удельный импульс, сопоставимый с ЖРД-аналогами.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России по государственному контракту № 14.609.21.0002 (идентификатор RFMEFI60914X0002).

Список литературы

1. Фролов С. М., Аксенов В. С., Гусев П. А., Иванов В. С., Медведев С. Н., Шамшин И.О. Экспериментальное доказательство энергоэффективности термодинамического цикла Зельдовича // Доклады академии наук, 2014. Т. 459. № 6. С. 711–716.

ДЕТАЛЬНЫЕ И РЕДУЦИРОВАННЫЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОПИСАНИЯ ТЕРМИЧЕСКИ НЕРАВНОВЕСНЫХ ПРОЦЕССОВ В ПЛАЗМЕ, ОБРАЗУЮЩЕЙСЯ ЗА СИЛЬНЫМИ УДАРНЫМИ ВОЛНАМИ

И.Н. Кадочников, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, fondreykus@gmail.com
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, star@ciam.ru

Последние десятилетия огромный интерес вызывают задачи моделирования термически неравновесных процессов в реагирующем газе, возникающих при нарушении термодинамического равновесия между поступательными, колебательными и электронными степенями свободы молекул. Такие процессы имеют место в ударных и детонационных волнах, в электрических разрядах, при сверхзвуковом расширении высокотемпературного газа, в средних и верхних слоях атмосферы, в лазерной физике, в фотохимии и плазмохимии.

Для описания термически-неравновесных процессов в высокотемпературных потеках газа существуют две наиболее используемые модели: модовая модель и более детальная уровневая модель. В уровневой модели рассматривается динамика заселённости каждого отдельного электронно-колебательного состояния молекулы [1], в то время как в модовой модели предполагается, что внутри каждой колебательной моды реализуется больцмановское распределение по энергетическим уровням со своей локальной колебательной температурой, что позволяет существенно уменьшить число параметров модели [2].

Основной проблемой таких редуцированных моделей является их точность. Было показано, что результаты существующих модовых моделей при описании эволюции концентраций компонентов смеси и газодинамических параметров потока за фронтом ударной волны могут существенно отличаются от результатов, полученных с

использованием уровневых моделей [3]. Такое отличие обусловлено главным образом двумя факторами. Во-первых, в модовой модели не учитывается возможность отклонения заселённостей колебательных уровней молекул от больцмановского распределения. Во-вторых, ошибку вносят специальные модели для определения неравновесных констант скоростей химических реакций (обычно такие модели содержат полуэмпирические параметры или грубые упрощения [4]).

Только недавно была создана модель для расчёта неравновесных констант скорости химических реакций и изменения средней колебательной энергии реагирующих молекул, основанная на идее суммировании констант скорости элементарных путей реакций и энергии отдельных колебательных уровней молекул и не содержащая полуэмпирических параметров [5]. Целью работы являлось построение на базе модели [5] модифицированной модовой модели, результаты которой отличались бы от результатов уровневой модели только вследствие возможного отклонения заселённостей колебательных уровней молекул от локального распределения Больцмана.

Была разработана модифицированная модовая модель для азотной и воздушной плазмы, в которой колебания молекул описываются в приближении ангармонического осциллятора, а скорости физико-химических процессов рассчитываются суммированием уровневых констант скоростей элементарных путей процессов.

Было проведено сравнение результатов детальной уровневой модели и различных модовых моделей при описании поведения азота и воздуха за фронтом сильной ударной волны в широком диапазоне чисел Маха (вплоть до 24).

Показано, что из всех рассмотренных редуцированных моделей только построенная в данной работе модель позволяет описывать эволюцию газодинамических параметров и концентраций компонентов смеси за фронтом ударной волны с точностью близкой к точности детальной уровневой модели. Различия в результатах модифицированной модовой и уровневой моделей обусловлены отклонением реального распределения молекул по колебательным уровням от распределения Больцмана.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (гранты №№ 14-08-00794 и 14-01-00464).

Список литературы

1. Capitelli M, Armenise I and Gorse C 1997 State-to-state approach in the kinetics of air components under re-entry conditions J. Thermophys. Heat Transfer 11 570–8
2. Starik A M, Titova N S and Arsentiev I V 2010 Comprehensive analysis of the effect of atomic and molecular metastable state excitation on air plasma composition behind strong shock waves Plasma Sources Sci. Technol. 19 015007
3. Kadochnikov I N, Loukhovitski B I and Starik A M 2013 Thermally nonequilibrium effects inshock-induced nitrogen plasma: modelling study Plasma Sources Sci. Technol. 22 035013
4. Chernyi G G, Losev S A, Macheret S O and Potapkin B V 2002 Physical and Chemical Processes in Gas Dynamics, Cross Sections and Rate Constants vol 1 (AAAI)
5. Arsentiev I V, Loukhovitski B I and Starik A M 2012 Application of state-to-state approach in estimation of thermally nonequilibrium reaction rate constants in mode approximation Chem. Phys. 398 73–80

ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВ ПРИ ДИССОЦИАЦИИ МОЛЕКУЛ O_2 РЕЗОНАНСНЫМ ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ

В.Д. Кобцев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Д.Н. Козлов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
С.А. Кострица, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.В. Смирнов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
О.М. Стельмах, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Н.С.Титова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, titova@ciam.ru

В исследованиях различных способов воспламенения значительное внимание уделяется инициированию горения лазерным излучением [1]. Можно выделить несколько направлений проведения таких исследований: 1- локальный нагрев смеси за счет резонансного поглощения лазерной энергии, 2 –лазерный пробой, обусловленный многофотонной ионизацией среды и образование высокотемпературной плазмы в искре пробоя, 3 – фотодиссоциация УФ излучением молекулярных компонент топливно-окислительных смесей [2], 4 – возбуждение внутренних степеней свободы этих компонент [3]. Последние два метода представляются наиболее перспективными с точки зрения эффективности использования лазерного излучения, поскольку напрямую ведут к образованию активных центров, инициирующих цепные реакции, которые могут привести к воспламенению топливно-воздушных смесей. Проведенные, с учетом достаточно полной кинетической модели, расчетные исследования [3] демонстрируют возможность использования фотодиссоциации молекулярного кислорода УФ-излучением для инициирования воспламенения.

В данной работе исследован процесс воспламенения горючих смесей H_2-O_2 и CH_4-O_2 при диссоциации молекул O_2 излучением эксимерного лазера с длиной волны 193 нм. Создан и испытан экспериментальный стенд для исследований процессов воспламенения резонансным лазерным излучением, состоящий из нагреваемой кюветы (модельная камера сгорания), работающей в стационарных условиях воспламенения рабочей смеси при давлении в модельной камере до 0.5 ата и температуре до 600^{o}C (873 К) с окнами наблюдения и введения лазерного излучения, а также диагностической системы для изучения быстропротекающих процессов. Для этого стенд оснащен элементами спектроскопии эмиссионного излучения, а также лазерной диагностики в виде нелинейной спектроскопии когерентного антистоксова рассеяния света (КАРС) и возбуждения и регистрации излучения лазерно-индуцированной флуоресценции (ЛИФ) радикалов ОН.

Контроль процессов воспламенения осуществлялся по излучению хемилюминесценции радикалов ОН ($A^2\Sigma^+$), испускаемому из области "горячих" продуктов и ее границы раздела с "холодным" газом. Динамика перемещения границы "горячей" области оценивалась из серии изображений области хемилюминесценции радикалов ОН, которые регистрировались стробируемым многоканальным приемником (256x1024 чувствительных фотоэлементов) с усилителем яркости. Момент времени регистрации задавался задержкой между моментом прихода лазерного импульса и стартовым импульсом срабатывания усилителя яркости.

Характерный вид последовательности изображений показан на рисунке 1. На левом верхнем кадре показана люминесценция электронно-возбужденных молекул O_2 ($B^3\Sigma_u^-$) в полосах Шумана – Рунге из фокальной области в момент воздействия лазерного

излучения. На втором кадре показан момент, приходящийся на период индукции, когда люминесценция O_2 уже закончилась, а воспламенение смеси еще не началось. На третьем кадре представлен момент начала люминесценции радикалов OH ($A^2\Sigma^+$). Далее показана эволюции «горячей» зоны.

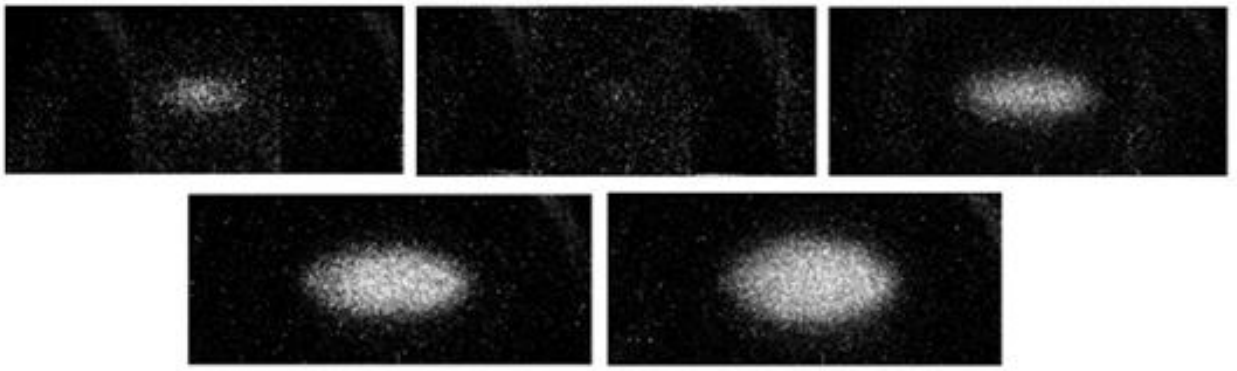


Рис. 1 – Временная эволюция области хемилюминесценции смеси $CH_4 + O_2$

На основе измеренных временных зависимостей полуширин областей хемилюминесценции в поперечном направлении определялась скорость движения границы раздела между "горячей" и "холодной" областями.

В ходе исследований были также проведены измерения задержек воспламенения стехиометрических горючих смесей $H_2 + O_2$ и $CH_4 + O_2$ для нескольких значений энергий лазерного излучения 193 нм и давлений в модельной камере сгорания.

Анализ проведен для различных значений температуры, давления и состава смесей O_2-H_2 и CH_4-O_2, а также интенсивности лазерного излучения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект 14-08-00750.

Список литературы

1. Неравновесные физико-химические процессы в газовых потоках и новые принципы организации горения. Под редакцией А.М. Старика. М.:ТорусПресс 2011.
2. Lavid M., Nachshon Y., Gulati S.K., Stevens J.G. Photochemical ignition of premixed hydrogen/oxygen mixture with ArF laser // Combust. Sci. Technol. 1994. Vol. 96. P. 231–245.
3. Starik A.M., Kuleshov P.S., Titova N.S. Comprehensive analysis of combustion initiation in methane-air mixture by resonance laser radiation. Journal of Physics D: Applied Physics 2009. Vol. 42. 175503.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ АКТИВАЦИИ МОЛЕКУЛ O_2 ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ С КОМПРЕССИОННЫМ ВОСПЛАМЕНЕНИЕМ

В.Е. Козлов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kozlov@ciam.ru
Н.С. Титова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, titova@ciam.ru
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, star@ciam.ru

На основе численного моделирования проведен анализ возможности улучшения энергетических и эмиссионных характеристик внутреннего сгорания с компрессионным воспламенением (HCCI) при облучении ограниченного объема рабочей смеси в цилиндре двигателя резонансным лазерным излучением, приводящим либо к возбуждению молекул O_2 в синглетное состояние $O_2(a^1\Delta_g)$, либо фотодиссоцией молекул O_2 с образованием атомарного кислорода. Показано, что такой способ воздействия позволяет при специальной организации процесса горения в цилиндре увеличить мощность двигателя и понизить эмиссию NO и CO. Более сильный эффект достигается при лазерно-индуцированном возбуждении молекул в синглетное состояние $O_2(a^1\Delta_g)$.

НЕСТАЦИОНАРНЫЕ ПРОЦЕССЫ В МОДЕЛЬНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПРИ ФОТОДИССОЦИАЦИИ МОЛЕКУЛ O_2 РЕЗОНАНСНЫМ ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ

В.Е. Козлов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kozlov@ciam.ru
И.В. Чечет, СГАУ, Самара, ivanesus@mail.ru
С.Г. Матвеев, СГАУ, Самара, msg@ssau.ru
Н.С. Титова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, titova@ciam.ru
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, star@ciam.ru

В работе проводится численный анализ процесса воспламенения в потоке смеси H_2-воздух за затупленным телом при локальном воздействии резонансного лазерного излучения с длиной волны 193.3 и 762 нм. Для анализа используется 2D CFD моделирование нестационарных уравнений Навье-Стокса, осредненных по Фавру для реагирующего газа. Показано, что при определенной концентрации образующихся в области воздействия возбужденных молекул O_2 (или атомов O), длительности импульса воздействующего излучения и размера области облучения реализуется устойчивый режим горения вследствие образования рециркуляционной зоны за затупленным телом. Проведены параметрические расчеты по влиянию указанных параметров на процессы воспламенения и установления процесса горения.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ТОКСИЧНЫХ АЭРОЗОЛЬНЫХ ОБРАЗОВАНИЙ В АТМОСФЕРЕ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Е.А. Козлов, НИИПММ ТГУ, Томск, zharova@niipmm.tsu.ru
А.С. Жуков, НИИПММ ТГУ, Томск
А.С. Ткаченко, НИИПММ ТГУ, Томск
А.С. Усанина, НИИПММ ТГУ, Томск

При эксплуатации летательных аппаратов специальному контролю подлежат районы осаждения жидко-капельных токсичных компонентов. Экологическую угрозу представляет высокотоксичный гептил («гарантийный запас» компонентов жидкого ракетного топлива), поступающий в окружающую среду при падении отделенной ступени ракеты-носителя, и керосин, сбрасываемый из заправочных емкостей перед аварийной посадкой воздушных судов.

В настоящей работе представлена физико-математическая модель процесса распространения облака капель жидких токсичных компонентов в атмосфере с учетом реальных метеорологических условий, включая распределение температуры воздуха, а также направление и скорость ветра на разных высотах. Проведены численные расчеты динамики облака токсичных аэрозолей при падении отработанных ступеней ракет-носителей и при аварийном сбросе авиационного топлива.

На каждую каплю облака, выброшенного в атмосферу с некоторой начальной скоростью и температурой, действуют сила тяжести, направленная вертикально вниз, выталкивающая сила Архимеда, направленная вверх, и сила аэродинамического сопротивления при ее движении в атмосфере. Между каплей и окружающим воздухом происходит процесс теплообмена, в результате чего температура капли изменяется во времени. Кроме того, капля испаряется, и при этом уменьшается ее объем. В связи с этим к уравнениям движения капли необходимо добавить уравнение теплового баланса и уравнение для изменения размера капли за счет ее испарения.

Полная система уравнений включает уравнения движения капли, уравнение теплового баланса и уравнение изменения размера капли за счет ее испарения

$$\begin{cases} \dfrac{du_s}{dt} = \phi(u-u_s), \ \dfrac{dv_s}{dt} = \phi(v-v_s), \ \dfrac{dw_s}{dt} = \phi(w-w_s)+g, \\ \dfrac{dT_s}{dt} = \dfrac{3}{2}\dfrac{\lambda}{r_s^2 \rho_s c_p}\mathrm{Nu}(T-T_s) - \dfrac{q_{vap} m_{vap}}{m_s c_p}, \ \dfrac{dr_s}{dt} = -\dfrac{k}{\rho_s}\dfrac{p_0}{p-p_0}, \\ \dfrac{dx}{dt} = u_s, \ \dfrac{dy}{dt} = v_s, \ \dfrac{dz}{dt} = w_s, \end{cases} \quad (1)$$

где u_s, v_s, w_s – компоненты вектора скорости капли $\vec{U}_s$; u, v, w – компоненты вектора скорости ветра $\vec{U}$; $\phi = \dfrac{3\rho}{8\rho_s r_s} C_D \left|\vec{U}-\vec{U}_s\right|$ – комплекс; ρ – плотность воздуха; ρ_s – плотность жидкости; C_D – коэффициент сопротивления; r_s – радиус капли; g – ускорение свободного падения; T – абсолютная температура воздуха; T_s – температура капли (осредненная по объему); λ – коэффициент теплопроводности воздуха; c_p – удельная теплоемкость жидкости; $\mathrm{Nu}=2+0.6\mathrm{Re}^{1/2}\,\mathrm{Pr}^{1/3}$ – число Нуссельта; $\mathrm{Re}=2\rho\left|\vec{U}-\vec{U}_s\right| r_s/\mu$ – число Рейнольдса относительного движения капли; Pr – число Прандтля; q_{vap} – удельная

теплота испарения жидкости; m_{vap} – масса испарившейся жидкости; m_s – масса капли; k – коэффициент массоотдачи; p – давление окружающей среды; p_0 – парциальное давление пара.

Для учета аэродинамического дробления капель рассчитывались критерии Вебера и Бонда:

$$\mathrm{We}=\frac{\rho\left|\vec{U}-\vec{U}_s\right|^2 D}{\sigma},\ \mathrm{Bo}=\frac{\rho_s \omega D^2}{\sigma},$$

где ω – ускорение массовых сил.

При разработке физико-математической модели были использованы экспериментально полученные критические значения числа Вебера $\mathrm{We}_*=17$ и числа Бонда $\mathrm{Bo}_*=22.5$, параметр коагуляции и дробления капель при их взаимных столкновениях Φ_{ji}.

Проведены параметрические расчеты для различных размеров капель гептила, высоты выброса (разгерметизации топливного бака) для реальных метеорологических условий. Реальные аэродинамические данные на даты конкретных пусков ракет-носителей «Протон-К» были получены из базы данных метеостанции Колпашево (расчеты проведены для пусков ракет-носителей «Протон-К», произведенных 26 октября 2007г. и 26 декабря 2007г. с космодрома Байконур).

Расчеты динамики жидко-капельного облака при отделении ступеней ракет-носителей показали, что местоположение района выпадения капель гептила определяется в очень большой степени направлением и силой ветра, а также реальными метеоусловиями в данный момент времени. Во время октябрьского пуска капли любых размеров испарились на высотах от 2.3 до 5.5 км, а во время пуска в декабре из-за более низких температур интенсивный процесс испарения начинается на более низких высотах и капли некоторых размеров не успевают испариться полностью и выпадают на поверхность Земли. Определяющим фактором задачи является профиль температуры в тропосфере (ниже 10 км). Разработанная модель может использоваться для решения широкого класса задач, связанных с распространением аэрозольных образований.

Результаты численного моделирования распространения и эволюции токсичного капельного облака при сбросе авиационного топлива показали, что в холодные месяцы полностью керосин не испаряется. При скорости самолета 600 км/ч в результате серии дроблений капель их конечный радиус уменьшается до 0.5 мм, а при скорости 900 км/ч – до 0.4 мм, и капли керосина испаряются быстрее. При скорости самолета 900 км/ч в любое время года существуют предельные высоты аварийного сброса топлива, при соблюдении которых топливо полностью испарится в атмосфере. Однако в связи с существенным отличием климатических условий различных регионов невозможно внести единую минимальную высоту аварийного сброса для всей территории РФ.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект №15-19-10014).

О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ДЕТОНАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ В ГТД

В.И. Копченов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kop@ciam.ru
Д.И. Бабушенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.С. Полев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.А. Евстигнеев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
П.С. Кулешов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Н.С. Титова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Вопросы использования термодинамического цикла с горением в детонационной волне взамен цикла Брайтона находятся в центре внимания исследователей в течение многих лет [1]. При этом наибольшая активность связана с применением детонационного горения в ракетных и прямоточных двигателях. Поскольку широко распространено мнение о том, что эффективность традиционных ГТД находится на пределе возможного, а их дальнейшее совершенствование требует новых дорогостоящих технологических решений, то активно обсуждались предложения замены ГТД на детонационные двигатели, не содержащие турбокомпрессора. Сравнительный анализ тягово-экономических характеристик ГТД и прямоточного двигателя с импульсной детонационной камерой сгорания был выполнен в [2]. Применительно к ГТД рассматриваются возможности использования детонационного горения как при замене традиционной камеры сгорания на детонационную [3], так и в рамках концепции комбинированных двигателей [4].

Для ГТД представляется привлекательным использование «стационарной детонации» [5]. Этот режим горения был открыт в работах Б.В. Войцеховского [6], а затем был предметом активных многолетних исследований в Институте гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН [7, 8]. В ЦИАМ были проведены исследования эффективности ГТД с камерой сгорания, в которой реализуется режим горения в непрерывно вращающейся детонационной волне. При этом изучались вопросы поддержания такого режима детонационного горения в условиях ГТД, а также была выполнена предварительная оценка топливной эффективности ГТД и эмиссионных характеристик детонационной камеры сгорания.

Работа частично поддержана грантом РФФИ №13-01-00786.

Список литературы

1. Roy G.D., Frolov S.M., Borisov A.A. Netzer D.W. Pulse detonation propulsion: challenges, current status and future perspective // Progress in Energy and Combustion Science. 2004. Vol. 30. P. 545–672.
2. Babushenko D.I., Evstigneev A.A., Kopchenov V.I., Kuleshov P.S., Starik A.M., Titova N.S. Investigation of the gasdynamic flow structure in pulse detonation tube with external co-flow // ISABE-2011-1502.
3. Rasheed A., Forman A.H., Dean A.J. Pressure measurements and attenuation // Journal of Propulsion and Power. 2009. Vol. 25. No.1. P. 148–161.
4. Марчуков Е.Ю., Тарасов А.И., Фролов В.И. Концепция создания авиационных детонационных двигателей // Крылья Родины. 2012. №6. С.23-25.
5. Wolanski P., Kindratcki J. Research on continuous rotating detonation and its application to jet propulsion / ISABE-2009-1313.

6. Войцеховский Б.В. Стационарная детонация // ДАН СССР. 1959. Т. 129. №6. С.1254–1256.
7. Войцеховский Б.В., Митрофанов В.В., Топчиян М.Е. Структура фронта детонации в газах. — Новосибирск: Издательство СО РАН, 1963. — 168 с.
8. Быковский Ф.А., Ждан С.А. Непрерывная спиновая детонация. — Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. – 423 с.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ СМЕСИ AL-CO_2-H_2O

П.С. Кулешов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kuleshovps@ciam.ru
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, star@ciam.ru
Н.С. Титова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, titova@ciam.ru

С использованием детального кинетического механизма [1] проведено численное исследование воспламенения наночастиц алюминия, nAl, в смеси паров воды и углекислого газа, используемой в качестве окислителя. Изучено влияние состава окислителя и температуры на время воспламенения τ_{in} и скорость образования отдельных химических соединений. Моделирование проводилось в приближении замкнутого адиабатического реактора постоянного давления с использование пакета программ CHEMKIN [2].

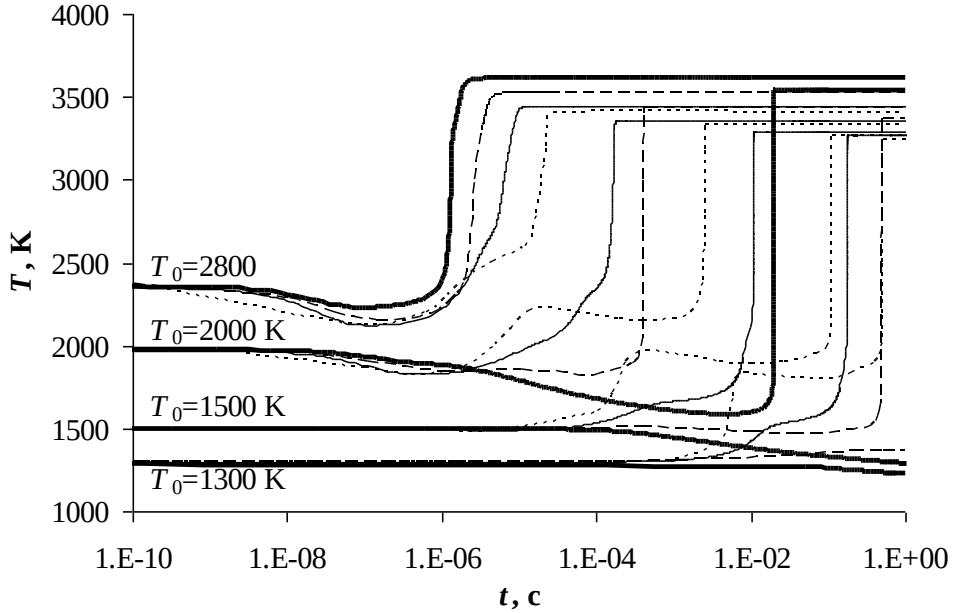


Рис. 1 – Изменение температуры T в смеси Al-CO_2-H_2O в зависимости от t при различных начальных температурах T_0. CO_2:H_2O=100:0 (жирные линии), CO_2:H_2O=70:30 (штрих), CO_2:H_2O=30:70 (тонкие линии), CO_2:H_2O=0:100 (пунктир). P_0=1 атм

Обнаружено, что τ_{in} сильно зависит от состава окислителя H_2O/CO_2, причем эта зависимость при разных начальных температурах T_0 существенно различна. На рис. 1 представлено изменение температуры в стехиометрической смеси nAl-CO_2-H_2O при различных начальных температурах и различном соотношении CO_2 и H_2O для давления в реакторе 1 атм. Видно, что при низкой начальной температуре 1300-1500 K воспламенение алюминия в атмосфере чистого углекислого газа (100% CO_2) не

происходит. Добавка паров воды ускоряет воспламенение в области низких температур. Однако, при высоких начальных температурах (2300-2800 K) та же добавка паров воды дает противоположный эффект – увеличивает время воспламенения смеси. Температура T_b, при которой происходит смена направления влияния добавки паров воды на время воспламенения, зависит от доли H_2O в окислителе. Чем больше доля H_2O, тем меньше T_b и наоборот. Анализ скоростей реакций и тепловыделения в химических процессах показал, что это связано с двухстадийностью процесса окисления алюминия в водяном паре, которая особенно ярко выражена в виде двух характерных изломов на зависимости изменения температуры для смеси Al-H_2O, а также с конкуренцией процессов окисления nAl водяным паром и углекислым газом.

Список литературы

1. A.M. Starik, P.S. Kuleshov, A.S. Sharipov, N.S. Titova. Kinetics of ignition and combustion in the Al−CH_4−O_2 system // Energy and Fuels 2014. – V. 28. – P. 6579−6588.
2. R.J. Kee, F.M. Rupley, J.A. Miller, et al. CHEMKIN, Release 4.0; Reaction Design, Inc., San Diego, CA. 2004.

ВЛИЯНИЕ ВОЗБУЖДЕНИЯ МОЛЕКУЛ O_2 В СОСТОЯНИЕ $A^1\Delta_G$ НА СКОРОСТЬ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ПЛАМЕНИ В СМЕСИ СИНТЕЗ ГАЗА С ВОЗДУХОМ

П.С. Кулешов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kuleshovps@ciam.ru
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, star@ciam.ru
Н.С. Титова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, titova@ciam.ru

Проведено численное исследование влияния молекул O_2, возбужденных в состояние $a^1\Delta_g$, на скорость распространения ламинарного пламени в смеси H_2/CO/воздух с использованием детального кинетического механизма окисления синтез газа, учитывающего реакции с участием возбужденных молекул $O_2(a^1\Delta_g)$ и $O_2(b^1\Sigma_g^+)$ [1]. Влияние малой добавки возбужденных молекул O_2 в состояние $a^1\Delta_g$ сравнивалось с влиянием добавки молекул озона O_3 при условии одинаковой энергии, затраченной на получение этих компонентов.

На рис. 1 представлены зависимости скорости распространения ламинарного пламени U_n в смеси синтез-газ/воздух в зависимости от коэффициента избытка топлива ϕ при отсутствии и наличии химически активных молекул $O_2(a^1\Delta_g)$ и O_3 в смеси. Видно, что добавка этих молекул приводит к увеличению U_n. Причем, несколько более сильное влияние оказывает добавка электронно-возбужденных молекул $O_2(a^1\Delta_g)$. Скорость пламени в этом случае увеличивается на 8 - 12 см/с для синтез газа с составом CO:H_2=1:1, что составляет 7 - 23% в зависимости от ϕ. Наибольшее относительное увеличение скорости проявляется для бедных смесей ϕ~0.7. Расчеты показали, что аналогичный эффект проявляется в синтез-газе с бóльшим содержанием водорода CO:H_2=1:3. В работе также проведен анализ процессов, ответственных за увеличение скорости пламени при добавке в смесь синтез-газ/воздух активных молекул $O_2(a^1\Delta_g)$ и O_3.

Из рис. 1 также видно, что заданная величина U_n при добавке в бедную топливовоздушную смесь активных молекул $O_2(a^1\Delta_g)$ и O_3 может быть реализована при меньшем значении ϕ. Например, скорость пламени в синтез-газе CO:H_2=1:3 при ϕ=0.7

составляет 102 см/с. Добавка 5% $O_2(a^1\Delta_g)$ обеспечивает такую же скорость пламени при ϕ=0.66 При этом концентрация экологически опасных компонентов уменьшается: мольная доля NO в продуктах сгорания падает с $3.3\cdot10^{-5}$ до $2.2\cdot10^{-5}$, т.е. на 33%, а CO уменьшается также на 33%.

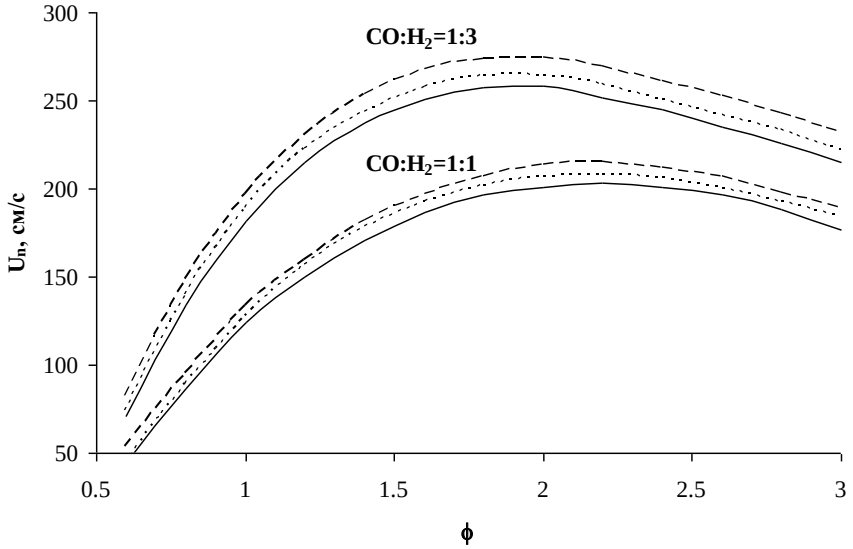


Рис. 1 – Зависимость скорости ламинарного пламени U_n в смеси синтез-газ/воздух в зависимости от ϕ при отсутствии добавки химически активных молекул $O_2(a^1\Delta_g)$ и O_3 (сплошные линии) и при добавке 5% $O_2(a^1\Delta_g)$ (штриховые линии) или 1.9% O_3 (пунктирные линии). T_0=300 K, P_0=1 атм

Список литературы

1. A.S. Sharipov, A.M. Starik. Kinetic mechanism of CO–H2 system oxidation promoted by excited singlet oxygen molecules // Combust. Flame 2012. – V. 159. – P. 16–29.

ИНИЦИАЦИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ ГОРЕНИЯ В ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ТОПЛИВОВОЗДУШНЫХ ПОТОКАХ ИНЖЕКЦИЕЙ ПЛАЗМЫ

А.Л. Куранов, НИПГС, Санкт-Петербург, mail@hypersonics.ru
А.Б. Никитенко, НИПГС, Санкт-Петербург
С.В. Колосенок, НИПГС, Санкт-Петербург
А.М. Михайлов, НИПГС, Санкт-Петербург

В настоящее время, как за рубежом так и в России, ведутся активные поисковые исследования по создания ГЛА. Одной из основных проблем является реализация двигательной установки для ГЛА с обеспечением надежной инициации (поджига) и стабилизации процесса горения в камере сгорания (КС) во всем диапазоне траекторных и режимных условий полета.

Такой установкой является гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ГПВРД) на углеводородном топливе со сверхзвуковой скоростью потока в КС. Использование ГПВРД обеспечивает наибольшую эффективность ГЛА в гиперзвуковых

режимах полёта Ввиду высокой скорости потока в сверхзвуковой КС приходится удлинять её канал, применять эндотермическое топлива, разлагающиеся в цикле регенеративного охлаждения на более легкие и быстрее сгорающие фракции, добавлять в поток химически активные компоненты, ускоряющие процесс горения.

Недавние полеты американского ГЛА Х-51 наглядно продемонстрировал реализуемость идеи создания ГПВРД.

Поскольку работа двигательной установки в полетных условиях недостаточно стабильна, для обеспечения полноты сгорания топлива в канале, помимо перемешивания топлива с воздухом, необходимо, чтобы скорость распространения фронта пламени была достаточно высокой и сопоставимой по порядку со скоростью потока в КС. Существование системы косых волн в воздухозаборнике, а также внесение неоднородностей в канале КС (пилоны, уступы) приводит к формированию системы ударных волн, определяющих место расположения пламени как за счет градиентов давления, так и за счет локального повышения температуры. Горение топливно-воздушной смеси формирует в канале зону с повышенным давлением и температурой. Кроме того, оно способствует возникновению турбулентности выше по потоку. Известно, что турбулентность оказывает существенное влияние на перемешивание топливно-воздушной смеси, однако в случае ее спонтанного возникновения ее влияние ограничено за счет неоптимальной локализации. При изменении скорости полета ГЛА система ударных волн в канале также смещается по причине изменения скоростного потока воздухозаборника, тогда как геометрические параметры системы впрыска и воспламенения топлива остаются неизменными. Поэтому обеспечить стабильность горения и полноту сгорания топлива в канале сверхзвуковой КС ГПВРД во всем диапазоне полетных условий ГЛА возможно при динамическом изменении системы ударных волн в канале и создании зон с повышенной турбулентностью потока. Такой подход может быть реализован путем инжекции нескольких газовых струй в канал КС, которые вызывают образование висячих ударных волн выше места впрыска. Рабочее тело струи вносится в зону горения, поэтому во избежание тепловых потерь на разогрев струи следует осуществлять инжекцию горячих газовых струй, которые вызывают полезное локальное повышение температуры в канале КС. При этом производиться энергичное турбулентное перемешивание топливно-воздушной смеси с горячим газом, а также веществом во фронте пламени, имеющим высокое теплосодержание и активные частицы в своем составе (радикалы, возбужденные молекулы и т.д.) [1]. Инжекция струй плазмы в пламя будет приводить к ускорению горения также и за счет увеличения градиента давления на фронте пламени. Инжекция плазменных струй является оптимальным техническим решением задачи поджига смеси и стабилизации горения, поскольку плазменные образования позволяют обеспечить дополнительное производство активных частиц, существенно снижающих время задержки воспламенения топлива. Плазмотроны позволяют достигать температур порядка 10000 K и выше, а также скоростей истечения вплоть до единиц км/с, что является применимым для осуществления воздействия на процессы в объёме КС. Из-за непосредственного взаимодействия инжектируемой струи с потоком в КС необходимо учитывать химический состав рабочего тела для плазмотрона.

Список литературы

1. Takita K. Numerical approach in combustion and propulsion technologies, Department of Aerospace Engineering Tohokn University, 6-6-01 Aoba. Aramaki. Sendai 980-8579. JAPAN takita@scri.mech.tohoku.ac.jp

ОСОБЕННОСТИ ГОРЕНИЯ ОБРАЩЕННОГО ДИФФУЗИОННОГО ВОДОРОДО-ВОЗДУШНОГО ФАКЕЛА

В.В. Лукашов, ИТ СО РАН, Новосибирск, luka@itp.nsc.ru
В.В. Терехов, ИТ СО РАН, Новосибирск, vt@itp.nsc.ru

Одной из актуальных задач современной науки о горении является изучение преференциальной диффузии в пламени, т.е. случая, когда скорости диффузионного переноса одного или нескольких компонент смеси существенно отличаются как от остальных, так и от скорости переноса энергии. Действительно, имеющиеся на настоящий момент точные решения, приведенные, например, в [1], получены в предположении о равенстве коэффициентов температуропроводности и диффузии и всех компонент смеси Le_i=1. В тоже время, в ряде работ [2-4] показано, что и при горении предварительно перемешанных смесей, и при диффузионном горении в ламинарном и турбулентном режимах течения учет отличия чисел Льюиса от единицы оказывается весьма важным с точки зрения верного прогнозирования условий погасания пламени, скорости образования окислов азота и других характеристик. Как показывает практика, наиболее ярко влияние преференциальной диффузии наблюдается при горении водородо-содержащих смесей, при этом наблюдаются такие явления, как превышение температуры фронта пламени над адиабатной температурой сгорания исходной смеси [2, 3], существенное изменение формы и температуры пламени в прямом и обращенном водородо-воздушном диффузионном факеле [3, 4].

В настоящей работе проведено экспериментальное и численное исследование горения струи водорода, разбавляемого различными негорючими газами (N_2, He, Ar и др.) с целью варьирования коэффициентов диффузии, в коаксиальном потоке окислителя (прямое пламя). Под обращенным пламенем подразумевалась инверсия подачи топлива и окислителя, т.е по оси проводился вдув воздуха, тогда как спутный поток представлял собой разбавленный водород. Скорости в основной струе и спутном потоке варьировались таким образом, чтобы сохранить расход в прямом и обращенном пламени и обеспечить ламинарный режим течения по всей длине пламени. Были проведены измерения полей скорости методом PIV, температуры с помощью 100 мкм термопар. Численное моделирование проводилось на основе уравнений Навье-Стокса, энергии, соотношений Стефана-Максвелла для диффузионных потоков (с учетом термодиффузии) и уравнений химической кинетики. С помощью численного моделирования были получены распределения состава газовой смеси, что позволило проанализировать вклад отдельных компонент в энтальпию смеси. Кроме того, моделирование позволило провести оценки в предположении равенства всех коэффициентов переноса.

Получены данные о структуре течения, тепловые и концентрационные картины течения при вариации скоростей основной струи, спутного потока и степени разбавления водорода негорючим газом.

В первую очередь необходимо отметить, что по мере уменьшения концентрации водорода в топливной смеси погасание прямого пламени наступает раньше, тогда как обращенное пламя остается стабильным и при более низких концентрациях.

Полученные поля температур (рис. 1) показывают, что температура фронта пламени в прямой конфигурации не превышает адиабатную температуру сгорания, тогда как в инвертированном пламени наблюдается область потока, где уровень температур выше. В исследованном диапазоне параметров превышение температуры пламени над адиабатной температурой сгорания могло достигать 400 градусов. Указанная величина превышения согласуется с данными [3], которые были получены для одного фиксированного состава топливной смеси.

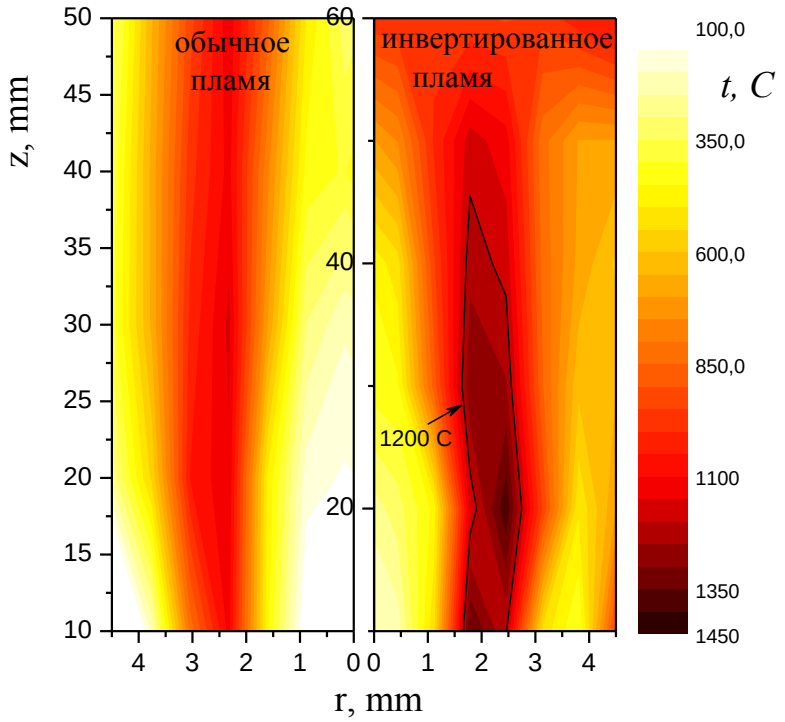


Рис. 1 – Распределение температуры (экспериментальные данные) в прямом и обращенном пламени. Скорости основной струи и спутного потока 5 м/с, топливо 2% по массе H_2 в смеси с CO_2. Черной линией ограничена область температур превышающих адиабатную температуру сгорания исходной смеси в воздухе

Численное моделирование позволило получить не только тепловую картину пламени, но распределения промежуточных веществ во фронте реакции. Это дало возможность проанализировать вклады отдельных веществ в энтальпию газовой смеси. В результате установлено, что избирательный диффузионный перенос атомарного и молекулярного водорода оказывает основное влияние на характер распределения энтальпии и температуры в пламени.

Работа выполнена при финансовой поддержке Интеграционного проекта СО РАН №24.

Список литературы

1. Law C.K. Combustion Fundamentals / Cambridge Press, 2010. 742 p.
2. Zamashchikov V.V., Namyatov I.G., Bunev V.A., Babkin V.S. On the nature of superadiabatic temperatures in premixed rich hydrocarbon flames// Combust. Explosion Shock Waves. 2004. C. 40–32.
3. Takagi T., Xu Z., Komiyama M. Preferential dissusion effects on the temperature in usual and inverse diffusion flames // Combust. Flame. 1996. 106. p.252-260.
4. Chung S. H., Law C. K. Burke–Schumann flame with streamwise and preferential diffusion // Combustion Science and Technology. 1984. 37:1-2. p. 21-46.

АЛГОРИТМ ПОИСКА СТРУКТУР ИЗОМЕРОВ МАЛЫХ КОВАЛЕНТНЫХ КЛАСТЕРОВ НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ КВАНТОВОЙ ХИМИИ

Б.И. Луховицкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, loukhovitski@ciam.ru
А.С. Шарипов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sharipov@ciam.ru
С.А. Торохов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, storokhov@ciam.ru
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, star@ciam.ru

В последнее время большой интерес у исследователей вызывает изучение свойств кластеров небольшого размера. Такие кластеры играют важную роль в астрофизике, некоторые малые кластеры могут формироваться при горении углеводородных и металлизированных топлив, в электрическом разряде и при лазерной абляции. Такие кластеры могут использоваться для создания новых наноразмерных материалов со специальными свойствами.

На сегодняшний день для того, чтобы получить информацию о структуре кластеров и их физических и термодинамических свойствах широко используются квантово-механические расчеты, основанные на решении многоэлектронного стационарного уравнения Шредингера [1]. При этом для каждой конкретной задачи можно выбрать подходящий метод решения уравнения Шредингера, включая пост-хартри-фоковские методы и современные версии теории функционала электронной плотности (ТФЭП) [2].

Расчет термодинамических и физических свойств кластеров подразумевает систематический поиск возможных изомерных форм кластера с данным атомным составом. Чаще всего для расчета структур и свойств кластеров используют один из гибридных ТФЭП-функционалов. Однако стратегии поиска глобальных и локальных минимумов на поверхности потенциальной энергии (ППЭ), основанные на генерации всех разумных начальных конфигураций кластера и трансформации каждой из них к ближайшему минимуму с использованием гибридных функционалов, в вычислительном отношении дороги даже с базисными наборами умеренного размера. Простые оценки показывают, что число минимумов на ППЭ (число устойчивых изомеров кластера) экспоненциально растет с числом атомов кластера [1].

В данной работе был предложен эвристический алгоритм, позволяющий осуществлять систематический поиск возможных изомеров малых кластеров. На первом шаге генерировалась случайная геометрическая структура молекулы в соответствии со случайно выбранным способом генерации стартовой геометрии: с симметрией C_1, C_s, C_i, C_2, в виде цепи, в виде кубической решетки или плотной упаковки сфер или в виде структуры, получаемой с применением генетического алгоритма. На втором шаге построенная конфигурация оптимизировалась посредством одного из полуэмпирических методов (PM3 или RM1). Полученную структуру рассматривали как подходящую для следующего шага оптимизации, если ее энергия не превышала 10 эВ относительно конфигурации с минимальной энергией. На третьем шаге рассчитывалась энергия полученной структуры на уровне теории UHF/STO-3G, что позволяло исключать структуры, оптимизированные методом PM3, энергия которых на уровне теории UHF превышает минимальную на 10 эВ. На четвертом шаге отобранные структуры повторно оптимизировались на уровне теории UHF/STO-6G. На заключительном этапе отобранные конфигурации повторно оптимизировлись на уровне теории UB3LYP/6-31+G(d), B97-2 или B2PLYP.

Предполагалось, что все изомеры данного элементного состава были найдены, и процедура поиска возможных изомеров прекращалась, когда число случайных начальных

конфигураций, используемых для поиска последних 10 изомеров, становилось в 100 раз больше, чем используемых для поиска первых 10 изомеров. Все квантово-химические расчеты были выполнены с использованием программного пакета Firefly [3].

Предложенный алгоритм оптимизации позволяет существенно уменьшать время, необходимое для поиска всех изомеров данного элементного состава, поскольку "плохие" структуры исключаются из расчета на каждой стадии повышения уровня теории. Предложенный метод был успешно использован для поиска изомеров кластеров Al_nC_m, B_nC_m и Al_nN_m.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 14-08-31247).

Список литературы

1. S. Heiles, R.L. Johnston. Global Optimization of Clusters using Electronic Structure Methods // *Int. J. Quantum Chem.* – 2013. – V. 113. – Pp. 2091–2109.
2. T. Helgaker, S. Coriani, P. Jorgensen, K. Kristensen, J. Olsen, K. Ruud. Recent Advances in Wave Function-Based Methods of Molecular-Property Calculations // *Chem. Rev*.– 2012. – V. 112. – Pp. 543-631.
3. A.A. Granovsky, Firefly V. 8.0.G http://classic.chem.msu.su/gran/firefly/index.html

НЕСТАЦИОНАРНАЯ ДИНАМИКА ЗАКРУЧЕННЫХ ПОТОКОВ С ГОРЕНИЕМ. РОЛЬ КОГЕРЕНТНЫХ СТРУКТУР

Д.М. Маркович, ИТ СО РАН, Новосибирск, dmark@itp.nsc.ru
В.М. Дулин, НГУ, Новосибирск

Стабилизация пламени с использованием закрутки потока часто используется в горелочных устройствах, в том числе в камерах сгорания авиационных двигателей. Закрутка обеспечивает благоприятные условия для поджига пламени, устойчивое горение в компактной области. Как правило, это обусловлено присутствием в потоке центральной зоны рециркуляции, формирующейся в результате центробежной неустойчивости и распада вихревого ядра закрученного потока. Развитие современных панорамных методов измерения открывает новые перспективы для более глубокого понимания структуры закрученных течений и их динамики, а также влияния горения на их характеристики и на условия распада вихревого ядра.

В данной работе представлены результаты экспериментальных исследований закрученных струй и газовых пламен с использованием метода панорамной анемометрии по изображениям частиц (particle image velocimetry, PIV). Акцент в исследовании сделан на анализе наиболее энергоемких вихревых структур в потоках с сильной закруткой, сопровождающихся распадом вихревого ядра. Для выделения когерентной составляющей в ансамбле измеренных полей мгновенной скорости были использованы автоматические процедуры тройной декомпозиции.

В работе сделан вывод, что в приосевой зоне торможения потока, формирующейся при истечении турбулентной закрученной струи из сопла, вихревое ядро принимает форму спирали. В случае сильной закрутки потока, S, зона торможения трансформируется в зону рециркуляции. В таком случае существенный вклад в турбулентные пульсации скорости потока начинает вносить автоколебательная мода - когерентная структура, состоящая из прецессирующего вихревого ядра и двух вторичных спиральных вихрей. Один спиральный вихрь присутствует во внешнем слое смешения струи, другой

опоясывает область возвратных токов. Подобная пространственная структура когерентной составляющей пульсаций скорости турбулентного течения сохраняется после поджига пламени. Измерения трехмерных полей мгновенной скорости томографическим PIV методом подтверждают выводы о спиральной форме когерентных структур в закрученных струях и пламени.

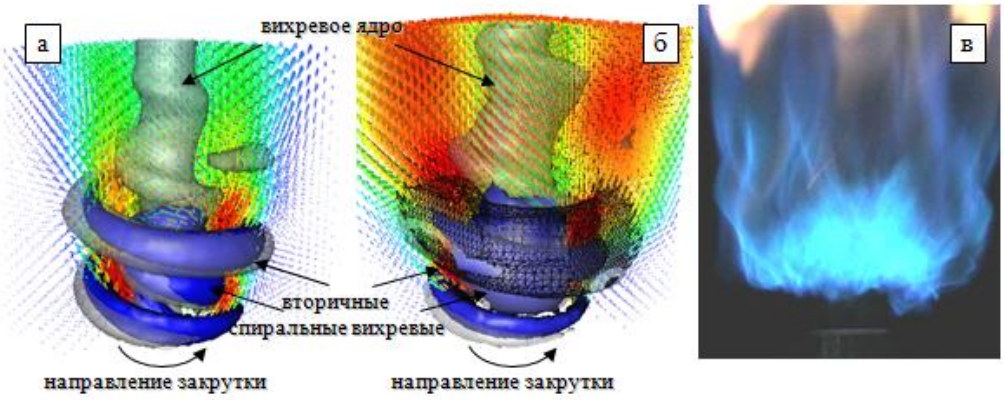


Рис. 1. Фазово-осредненное поле скорости в (а) сильно закрученной струе (Re = 4 400, S = 1.0) и (б) пропано-воздушном пламени (коэффициент избытка воздуха α = 0.4). Крупные вихри визуализированы гладкими поверхностям. Область наиболее интенсивного горения, определенная из уравнения неразрывности, визуализирована линиями. (в) Фотография пламени

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНЕИЕ ТЕЧЕНИЙ РЕАГИРУЮЩИХ ГАЗОВЫХ СМЕСЕЙ В ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

С.Н. Мартюшов, МАИ, Москва, martyush@mail.ru

Для численного моделирования возникновения и распространения детонационных волн необходимо использовать консервативные математические модели с точным соблюдением энергетического баланса. Для воздушно-водородных смесей использовались две математические модели: упрощенная двухстадийная модель химических реакций [1] и модель, основанная на полной системе уравнений кинетики [2]. Использовались уравнения состояния реального газа для каждой компоненты газовой смеси. Газ предполагался невязким.

Переход к характеристическим переменных является существенным элементом современных TVD и ENO алгоритмов. Этот переход осуществлялся на основе метода Рое - Пайка. Получены формулы для левых собственных векторов системы уравнений газовой динамики и химической кинетики для произвольного числа газовых компонент для случая двух и трех пространственных переменных.

Для моделирования высокоскоростных химических процессов в детонационных волнах осуществлялся переход к безразмерным переменным с использованием в качестве обезразмеривающего параметра (вместо скорости звука) *q*- энтальпии образования водяного пара.

Для численного моделирования использовались схема Хартена второго порядка точности. Для временной аппроксимации использовалась алгоритм Рунге-Кутта третьего порядка точности.

Для построения структурированных эллиптических криволинейных двумерных и трехмерных расчетных сеток использовался алгоритм, основанный на итерационной процедуре решения системы уравнений Пуассона.

Исследовались два типа детонационных двигателей: импульсного двигателя Левина-Тарасова [3] и спинового двигателя Ждана – Буковского [4]. В обоих устройствах с раздельной подачей воздуха и водорода и соответственно переменной концентрацией газовой смеси, использовались кольцевые сопла Лаваля. Основой цикла работы обоих конструкций является периодическое запирание указанных кольцевых сопел и накопление в камере сгорания горючих составляющих газовой смеси. Для моделирования этого процесса использовались краевые условия [5]:

$$u=0 \text{ для } P_m<P_p,\ P=P_p \text{ для } P'<P_p<P_m\ P=P', \text{ дляг } P'>P_p;$$
$$u=u_{\max}\sqrt{1-(P/P_m)^{(\gamma-1)/\gamma}},\ \rho=\rho_m(P/P_m)^{1/\gamma}, \text{ для } P''<P_p<P_m; \qquad (3)$$
$$\rho uS=\rho_* u_* S_*,\ \gamma P/(\gamma-1)\rho+u^2/2=u_{\max}^2/2.$$

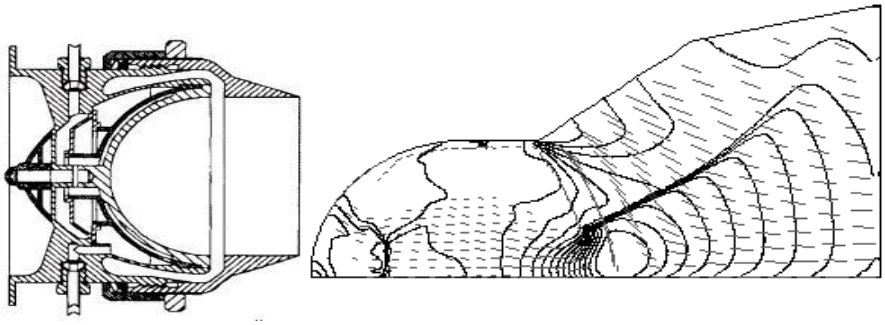


Рис.1 – а –конструкция двигателя Левина-Тарасова [3], б – изолинии плотности и векторы скорости течения в момент инициации детонации

Численное моделирование течения в двигателе Левина-Тарасова [3] (Рис. 1, а). Подогретая газовая смесь из реактора поступает через кольцевое сопло в резонатор полусферической формы и отражаясь от оси симметрии формирует сферическую ударную волну, которая при повторном отражении инициирует детонацию. Одновременно с выходом струи с продуктами детонации происходит запирание кольцевого сопла и после этого цикл повторяется. В расчетах удалось определить момент возникновения детонации и выхода высокоскоростной струи продуктов детонации из полости резонатора (Рис. 1, а).

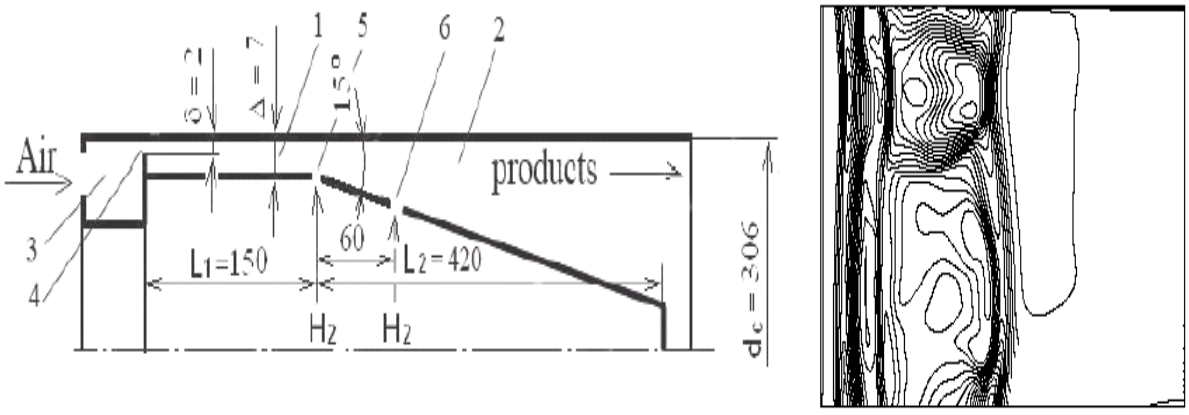


Рис.2 – а –конструкция двигателя Ждана - Буковского [4], б – изолинии плотности спиновой ударной волны на внутренней поверхности камеры сгорания

Численное моделирование течения в двигателе Ждана - Буковского [4] (Рис. 2, а). Конструкция двигателя является развитием конструкции Войцеховского [6] с раздельной подачей воздуха через левое, и водорода – через нижнее кольцевые сопла. В экспериментах наблюдается долгоживущая азимутальная детонационная волна. Целью численного моделирования являлась изучение трехмерного течения в начальный период до момента образования детонационной волны. На Рис. 2, б изображены изолинии плотности при движении первоначально инициированной азимутальной ударной волны.

Список литературы

1. Korobeinikov V.P., Levin V.A, Markov V.V. Astronautica Acta, 1972. — Vol 17. — p. 529-537.
2. Liberman M.A., Introduction to Physics and Chemistry of Combastion. Berlin; Heidelberg; Shpringer – Verlag. 2008.
3. Levin V.A., Nechaev Y.N., Tarasov A.I., Control of detonation processes. Ed. G. Roy. Moscow, Elex-KM Publishers, 2000 — p. 197-201.
4. Bykovskii F.A., Zhdan S.A., Vedernikov F.F. Continuous spin and pulse detonation of hydrogen-air mixtures in supersonic flow generated by a detonation wave. Proceedings of 22 ICDERS, Minsk, Belarus, 2009.
5. Ждан С.А., Буковский Ф.А., Ведерников Е.Ф. Численное моделирование спиновой детонации в водородно-кислородных смесях. Пульсационные детонационные двигатели, под ред. С.М. Фролова, Торус-Пресс, Москва, 2006 —с. 592.
6. Войцеховский Б.Ю. Стационарная детонация. ДАН, 1959 — Т. 129(6). — с. 1251-1256.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА В МОДЕЛЬНЫХ РПД

Е.А. Маслов, НИИ ПММ ТГУ, Томск, maslov_eugene@mail.ru
В.А. Архипов, НИИ ПММ ТГУ, Томск, zharova@niipmm.tsu.ru
И.К. Жарова, НИИ ПММ ТГУ, Томск, zharova@niipmm.tsu.ru
А.Ю. Крайнов, ФТФ ТГУ, Томск, akrainov@ftf.tsu.ru
В.В. Фарапонов, НИИ ПММ ТГУ, Томск, zharova@niipmm.tsu.ru

Одним из ключевых направлений в решении задачи повышении скорости полета летательных аппаратов в атмосфере является применение ракетно-прямоточных двигателей (РПД), в которых сочетаются достоинства твердотопливных и воздушно-реактивных двигателей [1, 2]. Для расчета внутрибаллистических характеристик РПД необходимо знать закон скорости горения твердого топлива в потоке воздуха, который зависит от структуры потока в проточном тракте двигателя. В настоящей работе представлены результаты экспериментально-теоретического исследования структуры течения и основных параметров воздушного потока при обтекании плоской и осесимметричной моделей РПД.

Эксперименты для плоской (рис. 1, а) и осесимметричной (рис. 1, б) моделей двигателя по измерению температуры, давления и визуализации потока воздуха были проведены в диапазонах чисел Маха M = (1 ÷ 7) и температур торможения набегающего потока T_0 = (20 ÷ 500) °C.

Эксперименты проведены на модельной аэродинамической установке [3], позволяющей исследовать реальные процессы в условиях работы РПД на открытом воздухе при атмосферном давлении. Система предварительного подогрева рабочего газа до 500 °C реализована с использованием подогревателя кауперного типа, состоящего из силового трубопровода с набором теплоаккумулирующих пластин. Для создания сверхзвукового потока в аэродинамической установке использовались стальные **осесимметричные** профилированные сопла с диаметром выходного сече**ния 100** мм.

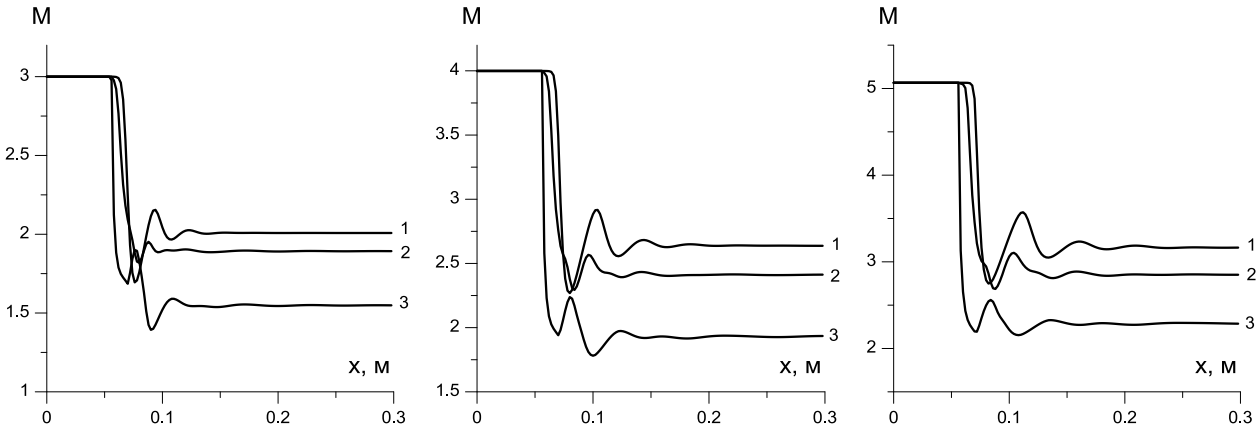
Наряду с измерениями основных параметров в сериях опытов на аэродинамической установке при обтекании моделей РПД была проведена визуализация структуры

воздушного потока с помощью высокоскоростной видеокамеры. Анализ визуализированной структуры потока показал, что для исследуемых режимов обтекания в проточном тракте моделей РПД развивается течение с набором косых ударных волн.



а) *б)*

Рис. 1 – Фотографии плоской (а) и осесимметричной (б) моделей РПД



а) Min = 3 *б) Min = 4* *в) Min = 5*

Рис. 2 – Распределения числа Маха по длине канала: 1 – вдоль оси канала; 2 – на удалении 1/6 D от оси канала; 3 – на удалении 2/6 D от оси канала (D – расстояние между стенками канала)

Полученные на моделях РПД экспериментальные данные о структуре и основных параметрах воздушного потока в проточном тракте использовались как объективная информация при математическом моделировании внутрикамерных процессов.

Газодинамические процессы в канале модельного двигателя моделировались с использованием уравнений газовой динамики в плоской постановке. На входе в расчетную область ставились граничные условия, соответствующие параметрам натекающего потока. Система уравнений решалась численно методом С.К. Годунова [4] на сетке, преобразованной к форме контура модели. На границе ячеек сеточной области решалась задача о распаде произвольного разрыва в параметрах газа и определялись потоки массы, импульса и энергии на границе между ячейками с учетом положения границы ячейки по отношению к осям координат. Численное решение системы уравнений проводилось до установления стационарного течения в проточном тракте модели и в обтекающем модель потоке. Разработанная математическая модель использовалась для численного моделирования газодинамических процессов течения воздуха в модельной аэродинамической установке при обтекании моделей РПД потоком воздуха. Получены поля распределений газодинамических параметров воздуха, обтекающего плоскую модель, и в ее проточном тракте. В качестве примера на рис. 2 приведены распределения

числа Маха по длине канала плоской модели РПД, полученные на основании разработанной математической модели при трех значениях числа Маха (M_{in}) натекающего потока.

Сравнительный анализ результатов математического моделирования и экспериментальных данных показал удовлетворительное согласование распределения газодинамических параметров и расположения ударных волн и косых скачков уплотнения в проточном тракте моделей РПД и во внешнем потоке.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 15-19-10014).

Список литературы

1. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю., Рейдель А.Л. и др. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1967. — 424 с.
2. Головков Л.Г. Гибридные ракетные двигатели. — М.: Воениздат, 1976. — 168 с.
3. Звегинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. — Новосибирск: Параллель, 2014. — Ч. 1. Установки для научных исследований. — 551 с.
4. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н, Прокопов Г.П. Численное решение многомерных задач газовой динамики. — М.: Наука, 1976. — 400 с.

РАСЧЕТ НЕРАВНОВЕСНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ГОРЯЧИХ ГАЗОВЫХ ПОТОКОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОДЕЛИ K-РАСПРЕДЕЛЕНИЯ

Д.В. Маслова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, darja_maslova@mail.ru,
А.М. Молчанов, МАИ, Москва, alexmol_2010@mail.ru

Газовые смеси, характеризующиеся неравновесным возбуждением колебательных степеней свободы молекул, широко распространены в различных областях науки и техники (реагирующие газовые смеси, течения за ударной волной, нерасчетные сверхзвуковые струи и др.). Зачастую существенное влияние на энергетический баланс таких систем оказывают радиационные процессы, и поэтому исследование переноса излучения в колебательно неравновесном газе представляет собой важную прикладную и научную проблему.

Линейчатый характерный спектр с большим числом отдельных составляющих, типичный для смесей высокотемпературных газов делает расчет комплекса излучений молекул крайне сложной и трудоемкой задачей.

В работе [1] показано, что метод k-распределения [2-4] позволяет с высокой эффективностью проводить расчеты узкополосного излучения горячих газов с ярко выраженным линейчатым спектром. На основе данного метода была разработана методика расчета теплового излучения колебательно неравновесного газа.

Математическая модель включает в себя: 1) основную систему уравнений - общее уравнение неразрывности, уравнение количества движения, уравнение полной энергии, уравнения неразрывности для компонентов газовой смеси и уравнения колебательной энергии для всех колебательных энергетических мод; 2) уравнение переноса излучения для смеси газов без учета рассеяния (уширения); 3) расчет распределения молекулярных состояний в предположении, что заселенности колебательно-вращательных уровней

внутри одной энергетической моды подчиняются распределению Больцмана по соответствующим колебательным и вращательным температурам; 4) методику расчета переносных свойств газовой смеси [5]; 5) систему реакций Коннера и др. для расчета горения водорода [7]; 6) трехпараметрическую k-ε-V_n модель турбулентности для турбулентных течений [6].

Также в модели используются следующие допущения: 1) вращательные энергетические моды находятся в равновесии с поступательными, и они определяются единой поступательно-вращательной температурой $T=T_{tr}$; 2) энергия возбужденных электронных состояний молекул пренебрежимо мала по сравнению остальными энергетическими модами; 3) потери тепла на излучение в уравнении энергии обусловлены в основном высвечиванием (дезактивацией) колебательных мод; 4) колебательное движение молекул описывается моделью гармонического осциллятора; 5) энергетические переходы электронов и ионов не учитываются. Эти допущения не являются критичными, и при необходимости математическая модель может быть дополнена соответствующими уравнениями и/или членами уравнений.

Для численного решения основных газодинамических уравнений использовался численный метод из работы [8], и программа Universe CFD, разработанная в МАИ на кафедре Авиационно-космической теплотехники.

С помощью данной методики был проведен ряд расчетов неравновесного излучения для однородных слоев горячего газа (CO, CO_2, H_2O), а также для сверхзвуковой нерасчетной высокотемпературной струи продуктов сгорания для различных значений давления окружающей среды ($P_{окр\ баз}=10^5$ [Па], $3\cdot10^{-3}$ [Па] $\le P_{окр} \le 10^2$ [Па]).

По результатам расчетов можно сделать следующие выводы:

- Сопоставление результатов расчета неравновесного излучения, полученных с помощью данной математической модели, с результатами других авторов и с экспериментальными данными показало качественное совпадение.
- Результаты расчета интенсивности излучения по неравновесной методике существенно отличаются от равновесной (расхождение может превышать порядок).
- Подход, основанный на равновесной методике расчета излучения с использованием колебательной температуры в качестве определяющей вместо поступательной (равновесной), может приводить к грубым ошибкам.
- С уменьшением давления окружающей среды $P_{окр}$ влияние колебательной неравновесности усиливаются, причем, в первую очередь эти эффекты проявляется для CO и CO_2, и только при давлении $P_{окр}\sim3\cdot10^{-2}$ [Па] начинает проявляться для H_2O.

Список литературы

1. Молчанов А.М., Никитин П.В. Узкополосная база данных для расчета излучения продуктов сгорания с использованием k-распределения. Тепловые процессы в технике, 2014, №10, С.448-455.
2. Modest M.F. Radiative Heat Transfer. ACADEMIC PRESS, Second Edition, Hardbound, 2003, 860p.
3. Hongmei Zhang, Modest M.F. Multi-group full-spectrum k-distribution database for water vapor mixtures in radiative transfer calculations. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2003, v.46, pp.3593–3603.
4. Wang A, Modest M.F. High-Accuracy. Compact Database of Narrow-Band k-Distributions for Wa-ter Vapor and Carbon Dioxide. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer. 2005, v.93, pp.245–26.

5. Scalabrin L.C. Numerical Simulation of Weakly Ionized Hypersonic Flow over Reentry Capsules //A dissertation submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philoso-phy (Aerospace Engineering) in The University of Michigan. 2007. 182p.
6. Molchanov A.M. and Bykov L.V. Three-Equation K-e-Vn Turbulence Model for High-Speed Flows. AIAA Paper 2013-3181, 2013, 30p.
7. Connaire M.O., Curran H.J., Simmie J.M., Pitz W.J., Westbrook C.K. A Comprehensive Modeling Study of Hydrogen Oxidation. International Journal of Chemical Kinetics. 2004. Vol. 36. P.603-622.
8. Molchanov A.M. Numerical Simulation of Supersonic Chemically Reacting Turbulent Jets. 2011. AIAA Paper 2011-3211, 37p.

К ПРОБЛЕМЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ДУ ЛА В ВОЗДУШНО-КАПЕЛЬНО-КРИСТАЛЛИЧЕСКОМ ПОТОКЕ (ОБЗОР ТЕОРЕТИЧЕСКИХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЦАГИ)

А.Б. Миллер, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», МФТИ (НИУ), ФАЛТ, Жуковский, ABMiller@yandex.ru
И.А. Амелюшкин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Э.С. Гринац, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», МФТИ (НИУ), ФАЛТ, Жуковский
В.А. Жбанов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.В. Кашеваров, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.С. Левченко, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
Ю.Ф. Потапов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.Л. Стасенко, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», МФТИ (НИУ), ФАЛТ, Жуковский

Исследования обледенения тел в воздушном потоке с переохлажденными каплями продолжаются в течение приблизительно восьмидесяти лет, например, [1, 2]; тем не менее, физические основы этого процесса и возможностей управления им изучены недостаточно. Кроме того, сравнительно недавно осознана опасность воздействия кристаллической компоненты облаков на работу двигателей [3].

Настоящий доклад является обзором работ по данной теме, проведенных научным коллективом ЦАГИ.

1. Созданы математические модели, учитывающие комплекс неравновесных необратимых процессов, сопровождающих взаимодействие капель воды или кристаллов льда с поверхностью твердого тела.

Предложены модели гидротермодинамики пленки или капель воды, движущейся по поверхности обтекаемого тела и образующих при остывании так называемый барьерный лед. Такие фрагменты воды могут возникнуть, например, при использовании штатных методов борьбы с обледенением атакующей кромки крыла или в результате плавления кристаллической компоненты облака на «теплых» лопатках двигателей.

Рассмотрено образование пленки при взаимодействии кристаллов с поверхностью в случае кристаллического обледенения. В случае смешанного (водно-кристаллического) облака учтено конечное время и расстояние плавления кристаллов в текущей пленке, что делает проблему нелокальной, в отличие от ранее предложенных моделей (см., например,

[2]). На основе решения проблемы Стефана в широкой области определяющих параметров, предложено использование закона Срезневского для квадрата размера тающего кристалла [4]. Приведены результаты численных исследований, проведенных на основе физико-математических моделей.

Методом молекулярной динамики (с привлечением потенциалов парного взаимодействия типа Леннарда–Джонса и Ми–Грюнайзена), реализованном в виде численного кода, определено взаимодействие отдельной нано- и микрочастицы с шероховатой поверхностью. Развитый алгоритм позволяет определить область макроскопических физико-механических характеристик твердого тела, в которой при заданных условиях полета не происходит примерзания капель к поверхности [5]. Предложены полуэмпирические физико-математические модели устойчивости и кристаллизации переохлажденных капель при их ударе о поверхность твердого тела.

2. Для экспериментального исследования физических процессов, сопровождающих обледенение тела в воздушно-капельном или в воздушно-кристаллическом потоке, созданы аэрохолодильные стенды и проведены многочисленные исследования в широкой области параметров (скорость потока до 120 м/с, температура до -40^{o} С, расход воды в модельной поверхностной пленке до 100 г/с, размеры сопла рабочей части до 0.25×0.25 м^2, LWC до 3 г/м^3, IWC до 20 г/м^3).

В настоящий момент коллектив располагает двумя стендами искусственных условий обледенения – эжекторной установкой сезонного действия ЭУ-1 и внесезонным стендом искусственного обледенения. Небольшие размеры и потребные уровни энергопотребления делают эти стенды экономичными и легко управляемыми физическими приборами, позволяющими испытывать в условиях обледенения различные измерители параметров воздушного потока (приемники воздушных давлений, датчики угла атаки, датчики вектора скорости и др.), определять эффективность противообледенительных покрытий, а также оперативно получать данные для корректировки математических моделей [6]. Для поведения испытаний объектов с бо́льшими размерами в ЦАГИ создается аэрохолодильная труба сезонного действия АХТ-СД с размерами поперечного сечения рабочей части 1×1 м^2 и скоростью потока до 150 м/с.

На стендах проводятся систематические исследования влияния гидрофобности поверхностей на их противообледенительные свойства, изучено поведение наноструктурированных супергидрофобных покрытий в условиях образования барьерного льда, определяется их сочетаемость с различными типами противообледенительных систем [5].

ЦАГИ как член консорциума организаций, участвующих в проекте HAIC (High Altitude Ice Crystals) 7-й рамочной программы ЕС, выполнял исследования взаимодействия кристаллов с водяной пленкой, текущей по поверхности обтекаемой модели профиля крыла, а также с нагретой поверхностью крыла без пленки. Технология такого эксперимента является уникальной, эксперименты с взаимодействием частиц и жидкой пленки выполнялись в Университете Крэнфилда (Cranfield University) и в Airbus Innovation Group, но они касались одиночных частиц. В ЦАГИ реализован эксперимент с натеканием множества кристаллов на жидкую пленку в условиях обледенения. Предложена методика обработки результатов эксперимента, позволяющая учесть процессы сдува и испарения водяной пленки.

Наряду с использованием современного высокотехнологичного оборудования (системы высокоскоростной регистрации изображений) применяются традиционные методы измерений концентрации и размеров частиц (например, импакторная методика, электротермические измерители водности), а также разрабатываются оригинальные оптические методы [7] их определения.

Часть исследований выполнена при поддержке РФФИ, грант 13-01-00766, а также в рамках проекта HAIC 7-й рамочной программы ЕС и НИР «База».

Список литературы

1. Böttger R. Untersuchungen über die Eignung von Scheibe und Kegel zur Messung des Eisbelagesmittel des Aerodynamishen Wiederstandes // IZWB FB. – Berlin. – 1935. – Nu. 462. – 12 S.
2. Messinger B.J. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed // J. Aeronaut. Sci. – 1953. – V. 20. – No. 1. – P. 29–42.
3. Mason J.G., Strapp J.W. Chow P. The ice particle threat to engine in flight // AIAA Paper 2006. – 2006.
4. Бойнович Л.Б., Домантовский А.Г., Емельяненко А.М., Миллер А.Б., Потапов Ю.Ф., Ходан А.Н. Противообледенительные свойства супергидрофобных покрытий из алюминия и нержавеющей стали // Изв. РАН. – Сер. Химическая. – 2013. – №2. – С. 383–390.
5. Amelyushkin I.A., Stasenko A.L. Dynamics of molecules in a supercooled water nanoparticle during the ice accretion on the aircraft surface // Progress in flight physics. – V. 7. – M.: TORUS PRESS. – 2015. – P. 3–20.
6. Miller A.B., Potapov Yu.F., Stasenko A.L. Experimental and theoretical investigation of aircraft icing in the case of crystal and mixed-phase flow // 29th Congress of the International Council of the aeronautical sciences. – September 7th–12th. – 2014. – St-Peterburg. – Russia. – Paper No 0576.
7. Amelyushkin I.A. Visualization and simulation of physical phenomena in aircraft icing process // Proceedings from the 10th Pacific Symposium on Flow Visualization and Image Processing (PSFVIP10) – 15th–18th June 2015. – Naples – Italy. – On Flash card: Multiphase Flow/Droplets. – Paper ID-187. – 9 p.

ВОСПЛАМЕНЕНИЕ ТОПЛИВОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В ЦИЛИНДРЕ ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ В ПРИСУТСТВИИ ВОЗБУЖДЕННЫХ МОЛЕКУЛ КИСЛОРОДА

П.М. Мурашев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, mpm@ciam.ru

Влияние содержания возбужденных молекул кислорода в топливовоздушной смеси (ТВС) на интенсивность предпламенных реакций показано в работе [1]. Изучение элементарных химических процессов с участием молекул кислорода, находящихся в метастабильных состояниях $O_2(a^1\Delta g)$ и $O_2(b^1\Sigma g^+)$, а также экспериментальные и теоретические исследования по влиянию электронно-возбужденных молекул O_2 на горение позволили теоретически обосновать возможность интенсификации процесса горения и уменьшения температуры воспламенения горючих смесей при возбуждении внутренних степеней свободы реагирующих молекул, выдвинуть и обосновать гипотезу, описывающую процесс регулирования момента самовоспламенения и скорости тепловыделения в цилиндре двигателя, как с традиционным рабочим циклом, так и циклом типа HCCI.

На основании полученных закономерностей разработаны технические решения, которые защищены патентами [2, 3].

В работе [4] показана эффективность возбуждения молекул кислорода непосредственно в камере сгорания двигателя. При этом выявлено, что существует зависимость параметров HCCI-процесса от относительного количества электронно-возбужденных молекул O_2 в ТВС и от момента ввода (угла опережения) данного

количества возбужденных молекул кислорода в ТВС. Вместе с тем, величина оптимального угла опережения зависит от ряда конструктивных и эксплуатационных параметров, которые трудно поддаются учету на стадии численных исследований, проектирования двигателя.

Предложено корректировать угол опережения по параметру, характеризующему процесс сгорания. В качестве такого параметра может использоваться: момент воспламенения топлива по углу поворота коленчатого вала (п.к.в.) двигателя, положение максимума давления или температуры газов в камере сгорания по углу п.к.в. двигателя, значение максимума температуры, относительная скорость тепловыделения, другие параметры. Показана целесообразность регулирования продолжительности генерирования возбужденных молекул O_2 по углу п.к.в.

Список литературы

1. Комплексный анализ воспламенения и горения водородно-воздушных и метано-воздушных смесей при воздействии резонансного лазерного излучения. А. М. Старик, П. С. Кулешов, Н. С. Титова.//в кн. «Неравновесные физико-химические процессы в газовых потоках и новые принципы организации горения» под ред. А.М. Старика, М.: ТОРУС ПРЕСС 2011, с.603-634.
2. Патент РФ № 2496995. Поршневой двигатель с компрессионным зажиганием и способ его работы, опубл. 27.10.2013, Бюл. № 30.
3. Патент РФ № 2496997. Двигатель внутреннего сгорания и способ его работы, опубл. 27.10.2013, Бюл. № 30.
4. A.M. Starik, V.E. Kozlov, N.S. Titova. On the influence of singlet oxygen molecules on characteristics of HCCI combustion: A numerical study. http://dx.doi.org/10.1080/13647830.2013. 783238.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОБЪЕМНОЙ КОНДЕНСАЦИИ ПРИ ИСТЕЧЕНИИ ПАРОГАЗОВОЙ СМЕСИ ЧЕРЕЗ СОПЛО

Л.В. Петров, МЭИ, Москва, petrovmpei@mail.ru
Н.М. Корценштейн, ЭНИН, Москва, naumkor@yandex.ru

Проведено численное исследование поведения паров тяжелой воды в условиях неравновесной объемной конденсации. Объектом исследования являлась парогазовая смесь паров тяжелой воды с неконденсирующимся газом при истечении через сверхзвуковое сопло. Проанализировано влияние начальной концентрации пара на расчетные параметры образующегося конденсационного аэрозоля. Проведено сравнение результатов расчета данными, приведенными в статье [1].

Моделирование процесса объемной конденсации базировалось на решении моментным методом кинетического уравнения для функции распределения капель по размерам с последующим определением характеристик конденсационного аэрозоля (счетная концентрация и средний размер капель, массовая доля конденсата, суммарная поверхность и суммарный объем в единице массы смеси) как моментов функции распределения.

Для численного решения использовалась система из шести обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка. Первые четыре уравнения описывают

кинетику объемной конденсации, пятое включает в себя уравнение энергии, движения и состояния, шестое – уравнение движения. Численное решение системы обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка проводилась методом Рунге-Кутта-Мерсона.

В процессе исследования проанализировано влияние начальной концентрации пара на расчетные параметры образующегося конденсационного аэрозоля паров тяжелой воды.

Согласно результатам численного исследования с увеличением начальной концентрации пара наблюдаются смещение участка конденсации вверх по потоку, бо́льшие значения изменения температуры и давления (рис. 1), уменьшение степени пересыщения и концентрации образовавшихся капель, что, в свою очередь, влечет рост среднего размера капель и массовой доли.

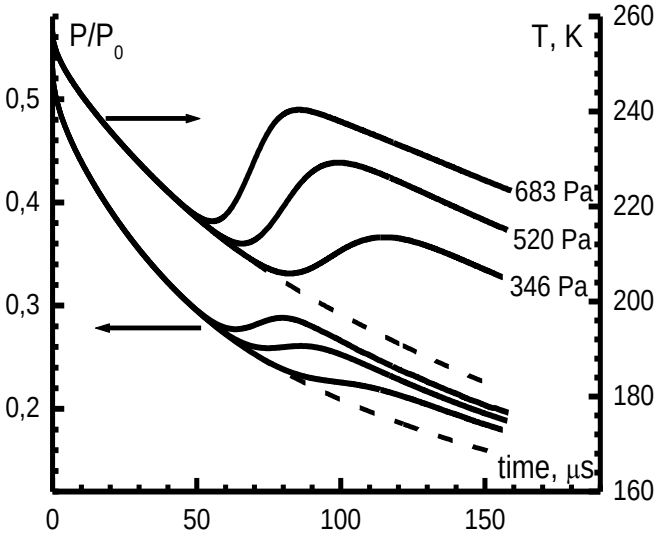


Рис. 1 – Изменение температуры и давления в зоне неравновесной конденсации; пунктир - течение без конденсации

Характер расположения экспериментальных точек на графике концентрации капель свидетельствует о влиянии процесса коагуляции. Учет броуновской коагуляции монодисперсных сферических частиц позволил получить соответствие результатов расчета и эксперимента для массовой доли конденсата(рис. 2). Для концентрации имеет место качественное совпадение (рис.3). По-видимому, использованная модель нуклеации должна быть усовершенствована.

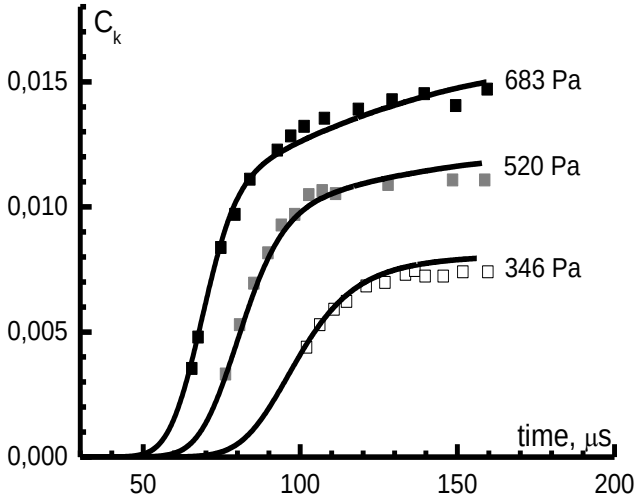


Рис. 2 – Изменение массовой доли в зоне неравновесной конденсации (символы – экспериментальные точки)

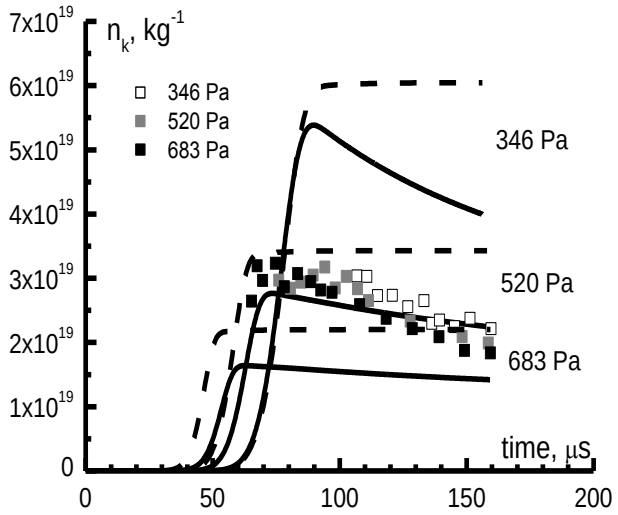


Рис. 3 – Изменение концентрации капель в зоне неравновесной конденсации (символы –эксперимент; пунктирные – без учета коагуляции; сплошные – с учетом коагуляции)

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант №13-08-00962)

Список литературы

1. Pathak H., Wolk J., Strey R., Wyslouzil B. E. Co-condensation of nonane and D_2O in a supersonic nozzle // J. Chem. Phys 2014. 140, 034304.

МЕХАНИЗМ МОНОМОЛЕКУЛЯРНОГО РАСПАДА 2-ФУРИЛ РАДИКАЛА

Г.А. Поскрёбышев, ИНЭПХФ РАН, Москва, poskr@caltech.edu

Фуран (C_4H_4O) является компонентом, постоянно присутствующим в биомаслах производимых в условиях термической переработки биомасс. Механизмы термической [1-10], радиолитической [11] и фотолитической [12] диссоциации фурана были изучены ранее. Однако продукты некоторых реакций используемых в механизме термического распада фурана и его производных были просто предположены в этих работах, чтобы объяснить наблюдаемые результаты экспериментов, а величины констант скорости этих реакций были получены путём апроксимации экспериментальных зависимостей с помощью моделирования процесса используя комплексный механизм. Одним из примеров такой реакции является распад фурил радикала.

Образование фурил радикала в условиях термического разложения фурана происходит по реакциям фурана с продуктами его собственного разложения [6, 9, 13] или с продуктами распада других органических соединений [14]. К сожалению, продукты распада фурил радикалов, до сих пор, не измерены в прямых экспериментах и возможные каналы его распада не исследованы. Образование CO и $C_3H_3^{\bullet}$ как основных продуктов распада фурил радикалов теоретически предположено K. Sendt et al [13] и Assa Lifshitz [6].

В настоящей работе, исследованы пути распада 2-фурил радикала. Расчёты проводились с использованием программы Gaussian 03 в рамках UB3LYP, UBHandHLYP и UMP2/6-311++G(d,p) приближений. В работе были рассчитаны термодинамические

свойства рассмотренных промежуточных и конечных продуктов, а также переходных состояний термического распада 2-фурил радикала.

На основании проведённых расчётов был предложен двухканальный механизм распада 2-фурил радикала $C_4H_3O^{\bullet}\leftrightarrow$цис-цис-5-$^{\bullet}$C(H)=C(H)C(H)CO (P1) $\leftrightarrow$ цис-транс-5-$^{\bullet}$C(H)=C(H)(H)C=CO (P2) $\leftrightarrow$ транс-транс-5-$^{\bullet}$C(H)=(H)CC(H)CO (P3), P1$\leftrightarrow C_2H_2+{}^{\bullet}CHCO$ и P2$\rightarrow$ $CO+C_3H_3^{\bullet}$. Было обнаружено, что основными каналами распада 2-фурил радикала являются: $C_2H_2+{}^{\bullet}CHCO$ (1), и $CO+C_3H_3^{\bullet}$ (2).

Рассчитаны константа равновесия (K_p) и величины верхнего предела по давлению констант скорости (k_∞) этих реакций. Величины $k_\infty = 2.85\times10^{13}(T/298)^{1.3}e^{(-138.7/RT)}$ и $= 2.7\times10^{12}(T/298)^{1.05}e^{(-175.7/RT)}$ s^{-1} рассчитаны соответственно для реакций P1$\rightarrow C_2H_2+{}^{\bullet}CHCO$ и P2$\rightarrow$ $H_2C={}^{\bullet}CC(H)CO$ (P4) $\leftrightarrow$ $CO+C_3H_3^{\bullet}$.

Величины $K_p=8.7\times10^5(T/298)^{4.14}e^{(-11.9/RT)}$ и $3.35(T/298)^{-0.201}e^{(-1.34/RT)}$ были определены соответственно для реакций $C_4H_3O^{\bullet}\leftrightarrow$P1 и P1$\leftrightarrow$P2. Кроме того, была рассчитана величина $K_p=3.45\times10^{-2}(T/298)^{0.317}e^{(4.5/RT)}$ для равновесия P2 $\leftrightarrow$ P3, смещённого в сторону образования P3 и способного влиять на наблюдаемую скорость реакций распада P1 и P2.

Список литературы

1. N.R. Hore and D.K. Russell, *New. J. Chem.*, 2004, vol. 28, pp. 606–613
2. R. Liu, X. Zhou, T. Zuo, *Chemical Physics Letters*, 2000, vol. 325, pp. 457–464
3. A. Vasiliou, M.R. Nimlos, J.W. Daily, and G.B. Ellison, *J. Phys. Chem. A*, 2009, vol 113, pp. 8540–8547
4. K. Sendt, G.B. Bacskay, and J.C. Mackie, *J. Phys. Chem. A*, 2000, vol. 104, pp. 1861–1875
5. D. Fulle, A. Dib, and J.H. Kiefer, Q. Zhang, J. Yao, and R.D. Kern, *J. Phys. Chem. A*, 1998, vol. 102, pp. 7480–7486
6. A. Lifshitz, M. Bidani, and S. Bidani, *J. Phys. Chem.*, 1986, vol. 90, pp. 5373 – 5377
7. M. A. Grela, V. T. Amorebieta, and A. J. Colussi, *J. Phys. Chem.*, 1985, vol. 89, pp. 38–41
8. J. Yu, R. Sumathi, and W.H. Green, Jr., *J. Phys. Chem. A*, 2006, vol. 110, pp. 6971–6977
9. P.P. Organ and J.C. Mackie, *J. Chem. Soc. Faraday Trans.*, 1991, vol. 87, pp. 815–823
10. F. Guarneri, E. Ikeda, and J.C. Mackie, *Energy & Fuels*, 2001, vol. 15, pp. 743–750
11. M. Dampc, M. Zubek, *International Journal of Mass Spectrometry*, 2008, vol. 277, pp. 52–56
12. O. Sorkhabi, F. Qi, A.H. Rizvi, and A.G. Suits, *Journal of Chemical Physics*, 1999, vol. 111, pp. 100–107
13. K. Sendt, G.B. Bacskay and J.C. Mackie, *J. Phys. Chem. A*, 2000, vol. 104, p. 1861
14. A. Lifshitz, C. Tamburu, and R. Shashua, *J. Phys. Chem. A*, 1998, vol. 102, pp. 10655–10670

ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КЛАСТЕРОВ ALN И ALNCM В КОМБИНИРОВАННЫХ ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ТОПЛИВАХ

А.М. Савельев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.С. Шарипов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Б.И. Луховицкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Кластеры металлов отличает более высокое значение теплоты сгорания по сравнению с металлическими порошками. Ввиду этого одним из возможных путей повышения энергетических характеристик металлизированных топлив может быть замена металлического порошка на кластеры металла. На примере смесевого топлива перхлорат аммония\полибутадиен\алюминий расчеты показали, что замена алюминиевого порошка на кластеры Al_5 позволяет увеличить расчетный удельный импульс тяги на 5-10%.

ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ АЭРОЗОЛЬНЫХ ЧАСТИЦ В СТРУЯХ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.М. Савельев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе детально рассмотрены ключевые механизмы формирования сульфатных и органических жидких аэрозольных частиц, а также ледовых частиц при смешении горячих газов, истекающих из сопла реактивного двигателя, с атмосферным воздухом. Показана важная роль ионов, образующихся в камере сгорания двигателя, в формировании ионных кластеров, которые инициируют образование сульфатных H_2O/H_2SO_4 аэрозолей в выхлопной струе. Дается обзор современных моделей нуклеации сульфатных аэрозольных частиц. Показано, что правильного описания процесса образования сульфатных аэрозолей можно добиться только при использовании нестационарной теории с учетом термодинамических свойств отдельных кластеров как нейтральных, так и заряженных. Представлены результаты численного моделирования и сравнение с экспериментальными данными. Излагаются современные представления о механизмах появления конденсационных следов за самолетом.

РАЗРАБОТКА КИНЕТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ОПИСАНИЯ ГОРЕНИЯ СЕРОВОДОРОДА В СМЕСИ С ВОЗДУХОМ

В.А. Савельева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, savelieva07@mail.ru,
А.М. Савельев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, savelyev@ciam.ru,
Н.С. Титова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, titova@ciam.ru,
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, star@ciam.ru

Понимание механизма реакции горения сероводорода имеет чрезвычайно важное практическое значение. Сероводород токсичен, взрывоопасен, вызывает коррозию оборудования, поэтому необходима очистка от него как природных, так и промышленных газовых смесей. Применяемый в настоящее время для утилизации сероводорода процесс Клауса включает факельное сжигание сероводорода на первой ступени с последующим взаимодействием H_2S и диоксида серы в трех последовательных каталитических конверторах. Механизм реакции горения сложен и изучен ещё в недостаточной степени.

Исследования по окислению сероводорода проводятся достаточно давно. Frenklach [1], обобщив предшествующие работы, предложил детальную кинетическую модель окисления H_2S, содержащую 17 компонентов и 57 реакций, которая позволила описать время задержки воспламенения, экспериментально измеренное авторами, в смеси H_2S-воздух. Современные модели [2,3] включают полученные в последние годы экспериментальные и теоретические данные по константам скоростей элементарных процессов при окислении H_2S.

Разработанная в данной работе кинетическая модель окисления сероводорода в воздухе включает модель окисления водорода [4] и блок реакции с участием серосодержащих компонентов, заимствованный, в основном, из [2]. Разработанная кинетическая модель горения сероводорода показала лучшее соответствие эксперименту по воспламенению в бедных и стехиометрических смесях H_2S-воздух, по сравнению с моделями [2,3]. В то же время, расчет скорости ламинарного пламени U_n в смеси H_2S-воздух показал, что полученные с использованием данной модели результаты более чем в 2 раза превышают экспериментальные значения. Анализ показал, что наиболее чувствительными к скорости ламинарного пламени U_n являются константы скорости реакций H+SO=HOSO, $S+O_2=SO+O$ и $S+SH=S_2+H$. Причем основная из этих реакций − H+SO=HOSO. В работе [2] была использована константа скорости этой реакции, рассчитанная с помощью RRKM теории в [5]. Замена в модели данной работы этой константы на более современную, определенную путем сочетания как теоретических, так и расчетных методов, позволило резко улучшить согласие расчетных значений U_n с экспериментальными. А замена констант скоростей реакций $S+O_2=SO+O$ и $S+SH=S_2+H$ на более точные значения дало возможность получить хорошее согласие результатов расчёта с экспериментом по скорости пламени, не ухудшив при этом точность описания времени задержки воспламенения.

Список литературы

1. Frenklach M., Lee J.H., White J.N., Gardiner W.C. Oxidation of hydrogen sulfide // Combust. Flame 1981. – V. 41. – P. 1-16.
2. Cerru F.G., Kronenburg A., Lindstedt R.P. Systematically reduced chemical mechanisms for sulphur oxidation and pyrolysis // Combust. Flame 2006. – V. 146. – P. 437-455.
3. Zhou C., Sendt K., Haynes B.S. Experimental and kinetic modelling study of H2S oxidation // Proc. Combust. Inst. 2013. – V. 34. – N. 1. – P. 625-632.
4. Bezgin L.V., Kopchenov V.I., Sharipov A.S., Titova N.S., Starik A.M. Evaluation of prediction ability of detailed reaction mechanisms in the combustion performance in hydrogen-air supersonic flows // Combust. Sci. Tech. 2013. – V. 185. – N. 1. – P. 62-94.
5. Goumri A., Rocha J.-D.R., Laakso D., Smith C.E., Marshall P. Characterization of reaction pathways on the potential energy surfaces for H + SO2 and HS + O2 // J. Phys. Chem. A 1999. – V. 103. – P. 11328–11335.
6. M.A. Blitz, K.J. Hughes, M.J. Pilling, S.H. Robertson. Combined experimental and master equation investigation of the multiwell reaction H+SO2 // J. Phys. Chem. A 2006. – V. 110. – N. 9. – P. 2996-3009.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕТОНАЦИОННЫХ ПРОЦЕССОВ В СМЕСЯХ МЕТАНА И ВОДОРОДА С ВОЗДУХОМ

И.В. Семенов, Институт автоматизации проектирования РАН, Москва,
semenov@icad.org.ru

Разработка и совершенствование силовых установок, используемых в авиации и ракетостроении, требуют постоянного повышения их эффективности. В последнее время в качестве альтернативы широко применяемому горению при постоянном объеме рассматривают возможность использования детонационного сжигания горючей смеси [1]. Для практической реализации детонационного цикла в перспективных силовых установках необходимы как экспериментальные, так и численные исследования. Настоящая работа посвящена численному исследованию процессов инициирования и распространения детонации в метано-воздушных и водородно-воздушных смесях.

Для численных исследований использовали математическую модель, которая основана на системе уравнений Эйлера для описания течений сжимаемой многокомпонентной реагирующей газовой смеси с уравнением состояния для смеси идеальных газов. Для моделирования химических реакций в метано-воздушной смеси использовали сокращенную кинетику, состоящую из 5 реакций и 6 компонентов: метан, кислород, водород, вода, угарный и углекислый газ [2]. В водородно-воздушной смеси использовали кинетику, состоящую из 17 обратимых реакций для 9 компонентов [3]. Кинетики верифицировали на имеющихся экспериментальных данных по задержкам воспламенения.

Разработанный вычислительный алгоритм основан на методе конечных объемов, явной схеме интегрирования по времени второго порядка аппроксимации, реконструкции численного решения в контрольном объеме с использованием MUSCL-подхода со вторым порядком аппроксимации по пространственным переменным. Расчет конвективных потоков проводили с использованием точного решения задачи Римана о распаде произвольного разрыва на гранях контрольных объемов. Для интегрирования уравнений

химической кинетики применяли метод обратных разностей (метод Гира). Распараллеливание вычислительного алгоритма основано на методе геометрической декомпозиции расчетной области с использованием библиотек METIS и MPI. При проведении численных исследований использовались многопроцессорные ЭВМ СК «Ломоносов» МГУ им. М.В. Ломоносова и СК «МВС-100К» МСЦ РАН.

Для валидации разработанного программного комплекса провели численные исследования инициирования и распространения детонации в плоских каналах. Инициирование проводили с помощью распределенных источников энергии у закрытого торца канала. На Рис. 1 представлено поле максимального давления («численные следовые отпечатки») для расчета инициирования и распространения детонации в канале шириной 35 см, заполненном стехиометрической метано-воздушной смесью при нормальных условиях. После инициирования наблюдается появление ячеистой структуры детонационной волны (ДВ). На расстоянии 2 метров от закрытого торца канала детонационные ячейки имеют размер порядка 8-9 см, что связано с распространением детонационной волны в пересжатом режиме. Далее, на расстоянии 3 метров от закрытого торца канала скорость детонационной волны снижается до 1820 – 1790 м/с и размер детонационных ячеек становится порядка 35 см. Размер ячейки и скорость ДВ хорошо согласуются с данными экспериментальных исследований детонации стехиометрической метановоздушной смеси [4]. Полученная в расчетах ячеистая структура имеет нерегулярный характер, наблюдаются вторичные детонационные ячейки меньших размеров. Численные расчеты распространения детонации в стехиометрических метано-воздушной и водородно-воздушной смесях, находящихся при нормальных условиях, показали появление нерегулярной структуры ДВ с наличием вторичных поперечных волн при уменьшении размера расчетной ячейки. При этом средний размер полученных в расчете детонационных ячеек увеличивается, приближаясь к наблюдаемому в экспериментах.

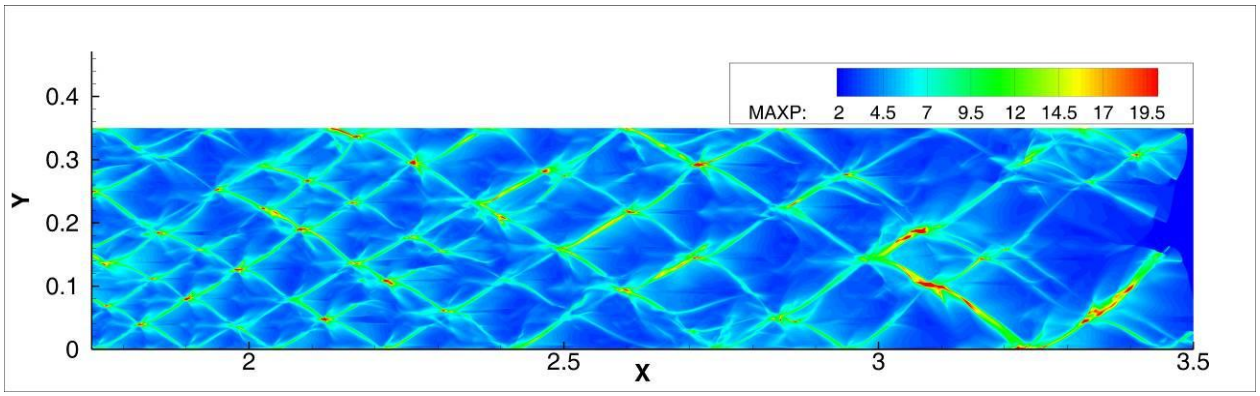


Рис. 1 – Поле максимального давления газа в стехиометрической метано-воздушной смеси. Шкала давления в МПа. Ширина канала 35 см

В работе также представлены результаты расчетов инициирования детонации в модельной камере сгорания диаметром 50 мм, заполненной стехиометрической водородно-воздушной смесью, с использованием распределённых по периметру разрядов. Показано, что при энергии разряда выше 7 Дж в центре камеры с помощью сходящейся волны инициируется детонация, которая далее распространяется как по невозмущенной смеси, так и по смеси за инициирующей сходящейся ударной волной. При этом, в зависимости от величины энергии разряда, может присутствовать этап реинициирования ДВ от стенки камеры сгорания. Характерные особенности процесса инициирования и распространения детонации представлены в виде «численных следовых отпечатков» на Рис. 2.

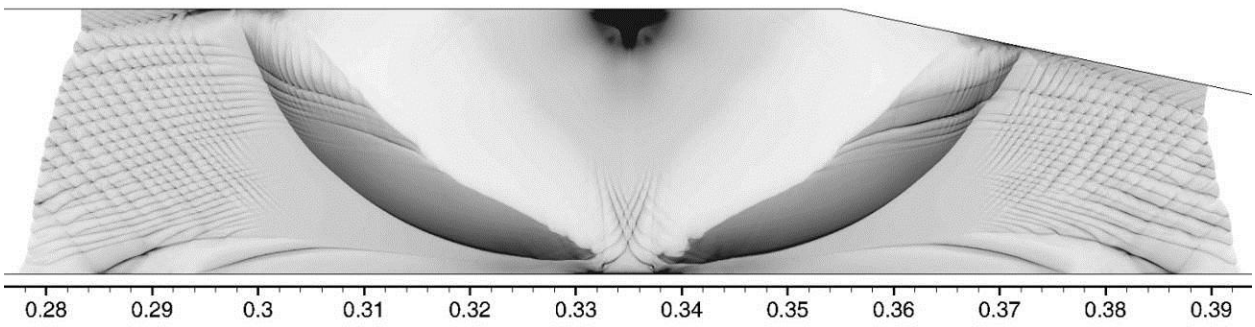


Рис. 2 – Поле максимального давления газа в стехиометрической водородно-воздушной смеси. Энергия разряда 10 Дж

Работа выполнена при поддержке программы фундаментальных исследований Президиума РАН № 8.

Список литературы

1. Roy G., S. Frolov, A. Borisov, D. Netzer. Pulse detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective. Progress in Energy and Combustion Science, 2004, 30:545–672.
2. Басевич В. Я., Фролов С. М. Глобальные кинетические механизмы для моделирования многостадийного самовоспламенения углеводородов в реагирующих течениях. Химическая физика, 2006, Т. 25, N 6, с. 54–62.
3. Pitz, W., C. Westbrook, W. Proscia, F. Dryer. A comprehensive chemical kinetic reaction mechanism for the oxidation of n-butane, 1984, 20th Int. Symp. Comb. 831–843.
4. Васильев А.А. О влиянии азота на параметры многофронтовой детонации. Физика горения и взрыва, 1998, том 34, N 1, с. 79 – 83.

НЕПРЕРЫВНАЯ ДЕТОНАЦИЯ В РЕЖИМЕ ЭЖЕКЦИИ ОКИСЛИТЕЛЯ. ОКИСЛИТЕЛЬ - КИСЛОРОД

Е.В. Симонов, ИГиЛ СО РАН, Новосибирск, simon_nsk@mail.ru

В качестве альтернативы традиционному сжиганию топлив в турбулентном пламени в настоящее время рассматривается способ их сжигания в непрерывно вращающихся поперечных детонационных волнах (ПДВ) [1,2]. В экспериментальной работе [3] впервые показана принципиальная возможность осуществления непрерывного детонационного горения топлива в камере проточного типа в режиме эжекции (всасывания) окислителя.

В данной работе, для значений исходных параметров, соответствующих экспериментам, рассчитаны критические параметры эжектора по модели Абрамовича [4] и, для водородно-кислородной смеси, получены периодические численные решения НСД в кольцевой камере в режиме эжекции окислителя. На рис.1 показана зависимость безразмерного давления в фиксированной точке от времени для периода камеры l = 14.9 см.

Видны пульсации давления со временем (с периодом $\Delta t \approx 56$ мкс) с максимальной $P_{max} \approx 15$ и минимальной $P_{min} \approx 0.5$ амплитудами. Средняя за период скорость ПДВ <D> =

$l/\Delta t$ = 2.62 км/с. Среднее давление на торце камеры <P> ≈ 1.1 атм, что означает выход решения на установившийся режим.

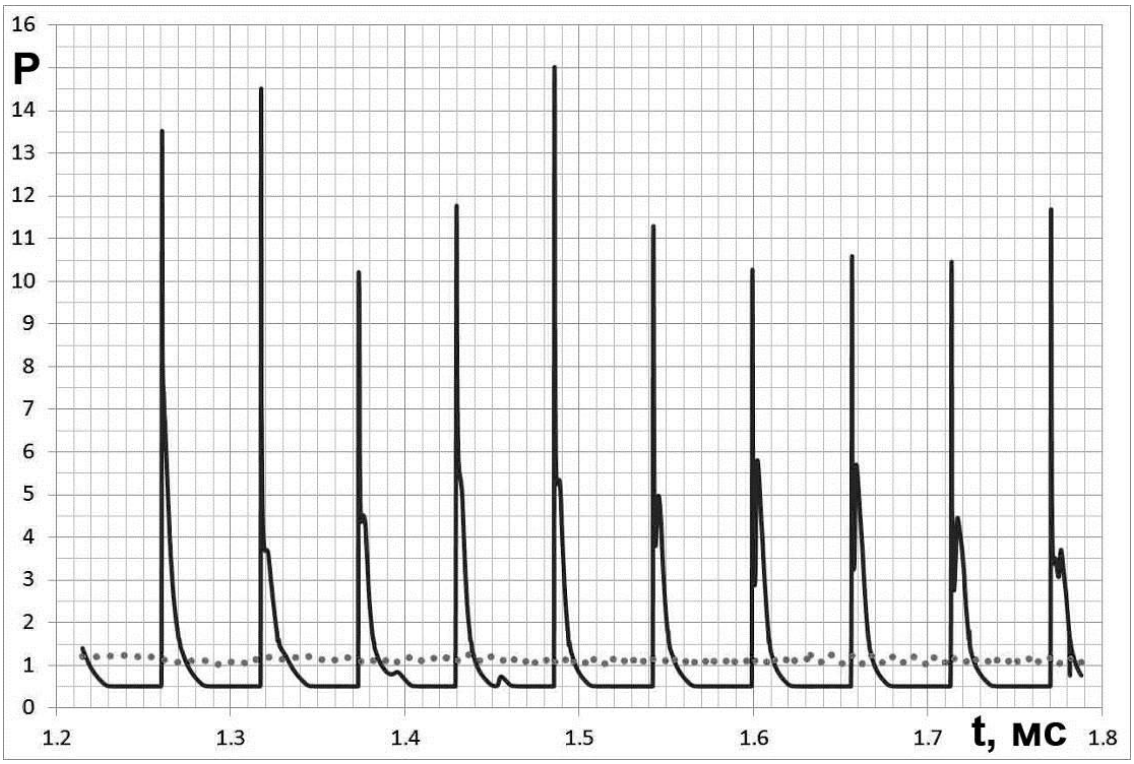


Рис. 1 – Зависимость безразмерного давления $P(t) = p(x_1,y_1,t)/p_0$ от времени в точке (x_1= 0 см, y_1= 0) при l = 14.9 см. (Штриховая линия – среднее за период давление <P> на входе в камеру.)

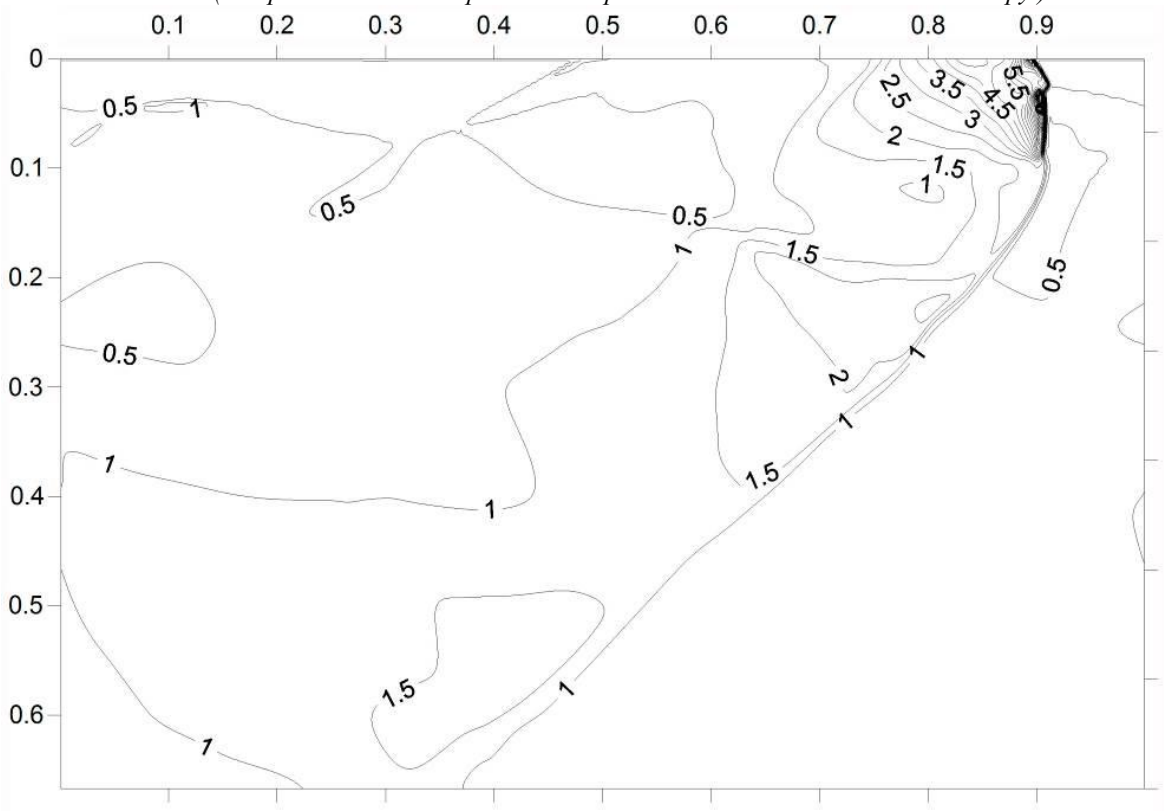


Рис. 2 – Двумерная структура волны детонации (l = 14.9 см, t = 1.764 мс): изобары (p/p_0)

На рис.2 представлена двумерная картина течения для момента времени t = 1.764 мс: изобары p/p_0. Из рис.2 видно, что ПДВ распространяется слева-направо, от нее отходит косая ударная волна, распространяющаяся по продуктам детонации.

Относительная высота ПДВ составляет h/l ≈ 0.1. За ПДВ продукты детонации расширяются, что создает быстрый спад давления и условия для натекания свежей смеси. На расстоянии x/l ≈ 0.05 от входа в камеру в потоке натекающей свежей смеси в камере наблюдается стоячая ударная волна.

Вычислено собственное число задачи - минимальный период l_{min} ≈ 11 см (табл.1). Последнее означает, что в рамках данной модели в камере диаметром 10 см могут разместиться две ПДВ с периодом l = 14.9 см.

При реализации НСД в режиме эжекции окислителя вычислен ненулевой импульс тяги эжектора, размерное значение которого равно J ≈ 614 м/с.

Таблица 1

Период l	14.9	14	13	12	11	10	10.5
Результат	+	+	+	+	+	-	-

Список литературы

1. Bykovskii F.A., Zhdan S.A., and Vedernikov E.F. Continuous Spin Detonations // Journal of Propulsion and Power. 2006. V. 22, No. 6. P. 1204 – 1216.
2. Быковский Ф.А., Ждан С.А. Непрерывная спиновая детонация. Новосибирск. Изд-во СО РАН, 2013, 423 с.
3. Быковский Ф.А., Ждан С.А., Ведерников Е.Ф. Непрерывная детонация в режиме автоколебательной подачи окислителя. 1. окислитель – кислород. // Физика горения и взрыва. 2010. Т. 46, № 3. с. 116-124.
4. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Ч. 1., М.: Наука, 1991. 600 с.

ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ФОРМИРОВАНИЯ И РАСПРОСТРАНЕНИЯ ДЕТОНАЦИОННОЙ ВОЛНЫ В КАНАЛЕ С ПОМОЩЬЮ АКТИВАЦИИ МОЛЕКУЛ O_2 ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ

А.А. Собур, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sobur@ciam.ru
Д.И. Бабушенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bdi@ciam.ru
В.И. Копченов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Н.С. Титова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В настоящее время одним из перспективных направлений в развитии авиации считается использование детонационного горения топлива в авиационных двигателях. Для возможности применения детонационного горения необходимо решение таких важных проблем, как снижение энергии, требующейся для инициирования детонации, а также обеспечение стабильного распространения детонационной волны в тех случаях, когда оно неустойчиво. Эти проблемы могут быть решены, например, с помощью лазерного излучения, которое позволяет интенсифицировать процессы горения различных топлив [1]. Одним из способов такой интенсификации является возбуждение молекул O_2 в синглетные электронные состояния.

Данная работа посвящена численному исследованию влияния возбуждения молекул кислорода в состояние синглет-дельта на формирование и распространение детонационной волны. Численное исследование проводилось в ударной трубе длиной 250 мм и 500 мм, закрытой с обоих концов. В секции низкого давления ударной трубы

находилась водородно-воздушная стехиометрическая смесь с начальными давлением 1 атм и температурой 300 К. В секции высокого давления, заполненной азотом, задавалось распределение параметров, полученное из решения задачи о сильном взрыве [2] в момент достижения ударной волной границы между секциями. При этом применялась модель сильного взрыва в газе в предположении нулевого градиента температуры [3]. Энергия варьировалась в диапазоне от 14 до 100 кДж/м^2.

В данном исследовании предполагалось, что газ является невязким и нетеплопроводным. Течение описывалось системой одномерных уравнений Эйлера для реагирующего газа совместно с термическим и калорическим уравнениями состояния. Для численного решения системы уравнений использовался метод расчета, основанный на модифицированной конечно-разностной схеме С.К. Годунова повышенного порядка точности [4]. Особенностью численной процедуры являлось использование явной аппроксимации конвективных слагаемых и неявной аппроксимации источниковых членов в уравнениях сохранения компонентов газа.

В работе использовалась детальная модель химической кинетики [5], которая включает 103 реакции. В реакциях участвуют 12 компонентов, в том числе атомарный кислород, возбужденный в нижнее электронное состояние, и молекулярный кислород в метастабильных состояниях синглет-дельта и синглет-сигма, (H_2, O_2, H, O, OH, HO_2, H_2O_2, H_2O, $O_2(a^1\Delta g)$, $O_2(b^1\Sigma g+)$, $O(^1D)$, N_2).

Для рассматривавшихся энергий инициирования при расчете на достаточно подробной сетке (с размером ячейки 5 мкм и менее) наблюдается эволюция детонационной волны, в которой можно выделить три стадии. Сначала детонационная волна движется как пересжатая. Затем она начинает распространяться в колебательном режиме, с периодическим изменением расстояния между головной ударной волной и фронтом тепловыделения. После нескольких таких колебаний детонационная волна полностью разделяется на ударную волну и область горения – таким образом происходит срыв детонации. Увеличение подведенной энергии приводит к увеличению времени существования детонации как в пересжатом, так и в колебательном режиме, а, соответственно, и времени до момента срыва детонации. При расчете на длинной трубе присутствовали все три стадии, тогда как на короткой трубе при высоких энергиях наблюдались либо только пересжатая детонация (100 кДж/м^2), либо детонационная волна в пересжатом и в колебательном режиме, без срыва детонации (75, 62.5 кДж/м^2). При низких энергиях (25 кДж/м^{2}и ниже) колебательный режим вырождается до одного цикла расхождения-сближения, предшествующего срыву детонации.

Для случая с энергией сильного взрыва 25 кДж/м^2 была проведена серия расчетов, в ходе которой перед детонационной волной в малых областях (от 0.25 до 5 мм) проводилось возбуждение части (от 0,04 до 4%) молекул кислорода (O_2) в состояние синглет-дельта ($O_2(a^1\Delta g)$). Варьирование места расположения области (длиной 0.5 мм) с возбужденным кислородом (4%) показало, что наиболее значительные изменения в картине течения происходят при воздействии непосредственно за точкой срыва детонации и на детонационную волну в пересжатом режиме.

Воздействие на детонационную волну в пересжатом режиме приводит к переходу детонационной волны в колебательный режим. При этом происходит увеличение времени её существования. Влияние длины области воздействия проверялось при 4% возбужденного кислорода, максимальное увеличение времени существования (25%) было достигнуто при длине области воздействия 3 мм. При воздействии в области длиной 5 мм изменение доли возбужденного кислорода слабо сказывается на времени существования детонации, однако увеличение количества возбужденного кислорода приводит к увеличению числа колебаний.

При расположении области с возбужденным кислородом непосредственно за точкой срыва детонации, возможно возобновление детонации, которая так же проходит все вышеописанные стадии. Для воздействия возбужденным кислородом было найдено

необходимое количество и положение областей, позволяющее детонационной волне достигнуть противоположного конца трубы длиной 250 мм. Для этого оказалось достаточно добавления трех зон длиной 0.5 мм, начальные координаты которых – 83.5 мм, 139 мм и 185 мм. При этом суммарное изменение энтальпии смеси при возбуждении необходимого количества кислорода составляет 0.04 Дж/м^2.

Таким образом, использование молекул O_2, активированных лазерным излучением в состояние синглет-дельта ($O_2(a^1\Delta g)$), позволяет увеличить время существования детонации в тех случаях, когда она неустойчива, а также управлять началом колебательного режима и его характеристиками, и более чем вдвое снизить подведенную энергию, необходимую для того, чтобы детонационная волна достигла конца рассматриваемой трубы.

Список литературы

1. Луховицкий Б.И., Старик А.М. Титова Н.С. Перспективы использования лазеного излучения для управления процессами горения//Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ(2009-2010гг.). Под ред. Скибина В.А., Солонина В.И., Гуревича О.С. — М.2010г. — С.456-460.
2. Седов Л. И. Методы подобия и размерности в механике. — М.: Наука, 1977. — 440с.
3. Коробейников В.П. Задачи теории точечного взрыва. — М.: Наука, 1985. — 400с.
4. Годунов С. К., Забродин А.В., Прокопов Г.П. Разностная схема для двумерных нестационарных задач газовой динамики и расчет обтекания с отошедшей ударной волной // Журнал выч. мат. и мат. физики. Т.1. — № 6. — 1961. — С. 1020-1050.
5. Bezgin L.V., Kopchenov V.I., Kuleshov P.S., Titova N.S. and Starik A.M. Numerical study of combustion initiation in a supersonic flow of H2–air mixture by resonance laser radiation // J. Phys. D: Appl. Phys. 45 (2012) 085401 (18pp)

МЕХАНИЗМЫ ПЛАЗМЕННО-СТИМУЛИРОВАННОГО ГОРЕНИЯ ДЛЯ ВОДОРОДА И МАЛЫХ УГЛЕВОДОРОДОВ

А.Ю. Стариковский, МФТИ, Москва

Кратко обсуждаются основные механизмы неравновесного возбуждения газа в импульсном разряде и их роль в воспламенении и горении водорода и малых углеводородов. Проанализированы вращательное, колебательное, электронное возбуждение, диссоциация и ионизация молекул электронным ударом. Продемонстрированы методы управления селективностью возбуждения газа в неравновесном разряде. Несмотря на некоторый недостаток кинетической информации по отдельным механизмам, неравновесная плазма демонстрирует значительный потенциал для контроля бедных низкотемпературных пламен в быстрых потоках газа для широкого круга приложений. История применения термически равновесной плазмы для управления процессом горения началась более ста лет назад с двигателей внутреннего сгорания и свечей зажигания. Те же самые принципы по-прежнему демонстрируют высокую эффективность в различных приложениях. Недавно особый интерес стала вызывать неравновесная плазмы как эффективный инструмент для воспламенения и управления горением [1,2]. Причиной раста интереса стали новые возможности для инициирования и

стабилизации пламени, которые могут быть реализованы с помощью неравновесной плазмы. В последнее десятилетие значительный прогресс был достигнут в понимании механизмов плазмохимии, взаимодействия частиц, перераспределения энергии и неравновесного инициирования горения. Воспламенение широкого спектра различных видов топлив было рассмотрено с использованием различных типов разрядов [3]. Есть несколько механизмов, описывающих влияние разряда на газ с точки зрения инициирования горения и стабилизации пламени. Среди них есть два тепловых механизма: 1) выделение энергии в разряде приводит к повышению температуры и ускорению химических реакций; 2) неоднородный нагрев газа генерирует возмущения потока, провоцирует турбулизацию и перемешивание реагентов. Нетепловые механизмы включают в себя: 3) эффект ионного ветра (передача импульса от электрического поля газу из-за пространственного заряда); 4) дрейф ионов и электронов в электрическом поле может привести к дополнительным потокам активных радикалов в градиентных потоках, в частности, дополнительному переносу радикалов через фронт пламени; 5) возбуждение, диссоциация и ионизация газа электронным ударом приводит к неравновесному производству радикалов и изменению кинетических механизмов воспламенения и горения [4]. Эти механизмы, объединённые вместе или по отдельности, могут дать дополнительные возможности для управления процессами горения, необходимые для зажигания и поддержания ультра-бедных пламен, высокоскоростных потоков, в условиях низкого давления и температур в условиях высотного перезапуска ГТД, инициирования детонации в импульсных детонационных двигателях, распределённого управления зажиганием в HCCI двигателях и так далее. Обзор последних экспериментальных исследований по плазменно-стимулированному горению с помощью неравновесной плазмы [1,2,5]. За последние годы значительный прогресс был достигнут в понимании механизмов плазменно-стимулированного горения в различных смесях, включая углеводородсодержащие [3]. Механизмы были подтверждены сравнением результатов экспериментов в контролируемых условиях и численным моделированием разряда и процессов горения. В результате была разработана кинетическая модель химически-активной низкотемпературной плазмы, которая охватывает широкий круг явлений и процессов при различных температурах, давлениях и параметрах газового разряда.

Механизм включает сечения возбуждения электронным ударом 25 компонент: N_2; O_2; Ar; He ; CO_2; H_2O; O_3; N_2O; H_2; CO; CH_4; methylal; C_2H_2; C_2H_4; C_2H_5OH; C_2H_6; C_3H_8; 2-propanol; propene; cyclopropane; C_4H_{10}; $isoC_4H_{10}$; C_5H_{12}; $neoC_5H_{12}$; DME. Для углеводородов выше С3 сечения тестировались только по подвижности электронов и частоте ионизации. Сечения возбуждения взяты по аналогии с более лёгкими углеводородами и являются приближенными. Однако, несмотря на недостаток информации о сечениях возбуждения тяжёлых углеводородов, точность моделирования производства радикалов остаётся достаточно высокой из-за незначительной доли тяжёлых углеводородов в смесях и, как следствие, малой роли их возбуждения для производства радикалов.

Список литературы

1. Starikovskii A.Yu., Plasma supported combustion, Proc. Comb. Inst. 30 (2005) 2405-2417.
2. Starikovskaia S.M., Plasma assisted ignition and combustion, J. Phys. D. Appl. Phys. 39 (2006) 265-299.
3. Starikovskaia S M, Starikovskii A Yu. Plasma assisted ignition and combustion. In: Handbook of Combustion, by Maximilian Lackner (Ed.), Franz Winter (Ed.), Avinash K. Agarwal (Ed.), Wiley-VCH, (2010).
4. Starikovskiy A., Aleksandrov N. Plasma-assisted ignition and combustion. Progress in Energy and Combustion Science 39 (2013) 61-110
5. Popov N.A. Effect of a Pulsed High-Current Discharge on Hydrogen–Air Mixtures. Plasma Physics Reports, 2008, vol. 34, No. 5, pp. 376–391.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НОРМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ПЛАМЕНИ СУРРОГАТА КЕРОСИНА (БЕНЗОЛ/Н-ДЕКАН)

Ю.В. Соловьева-Соколова, СГАУ, Самара, jv.secfdr@ya.ru
И.В. Чечет, СГАУ, Самара, chechet@ssau.ru
В.А. Алексеев, Division of Combustion Physics, Lund University, Лунд, Швеция
vladimir.alekseev@forbrf.lth.se
С.Г. Матвеев, СГАУ, Самара, msg@ssau.ru
А.А. Коннов, Division of Combustion Physics, Lund University, Лунд, Швеция
alexander.konnov@forbrf.lth.se

В представленной работе были исследованы нормальные скорости распространения ламинарного пламени суррогата керосина (н-декан/бензол/воздух) и его компонентов. Измерения проводились при атмосферном давлении и начальной температуре газа в диапазоне T= 298 K – 358 K для бензола, а также при 338 и 358 K для н-декана и суррогатной топливной смеси. Суррогат керосина состоял из декана 80% и бензола 20%, как рекомендовано в [4]. При помощи метода нулевого теплового потока пламя стабилизировалось на перфорированной плоской горелке при адиабатических условиях.

Были проведены численные расчёты исследованных пламен с использованием Chemkin 4 и трех кинетических механизмов: JetSurF 2.0 [1], Polimi_PRF_PAH_RFuels_HT_1412 [2], и Skeletal Surrogate (High temperature kinetic mechanism) [3] Механизмы довольно близко предсказали нормальную скорость распространения пламени н-декана и суррогатной топливной смеси в широком диапазоне состава смесей с воздухом, ϕ. Для бензола наилучшее согласие наблюдалось с детальной моделью [2].

Авторы выражают благодарность за финансовую поддержку от The Centre for Combustion Science and Technology (CECOST) в проведении экспериментов. Работа выполнена сотрудниками ЦКП САМ – технологии на оборудовании ЦКП в рамках соглашения RFMEFI59314X0003.

Список литературы

1. H. Wang, E. Dames, B. Sirjean, D., et al. A high - temperature chemical kinetic model of n - alkane (up to n -dodecane), cyclohexane, and methyl - , ethyl - , n - propyl and n - butyl - cyclohexane oxidation at high temperatures, JetSurF version 2.0, September 19, 2010 (http://melchior.usc.edu/JetSurF/JetSurF2.0).
2. E. Ranzi, A. Frassoldati, R. Grana, et al., Hierarchical and comparative kinetic modeling of laminar flame speeds of hydrocarbon and oxygenated fuels, Progress in Energy and Combustion Science, 38 (4), pp. 468-501 (2012), (http://creckmodeling.chem.polimi.it/).
3. 3) Ranzi E, Frassoldati A, Stagni A, Pelucchi M, Cuoci A, Faravelli T. Reduced Kinetic Schemes of Complex Reaction Systems: Fossil and Biomass-Derived Transportation Fuels. Int J Chem Kinet, 2014; 46: 512-42.
4. 4) A.J. Dean, O.G. Penyazkov, K.L. Sevruk, B. Varatharajan Autoignition of surrogate fuels at elevated temperatures and pressures. Proc. Combust. Instit., 31 (2007) 2481-2488.

ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ГОРЕНИЯ СИНТЕТИЧЕСКИХ ТОПЛИВ В ЦИЛИНДРЕ ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ С КОМПРЕССИОННЫМ ВОСПЛАМЕНЕНИЕМ

Н.С. Титова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, titova@ciam.ru
В.Е. Козлов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, kozlov@ciam.ru
И.В. Чечет, СГАУ, Самара, ivanesus@mail.ru
С.Г. Матвеев, СГАУ, Самара, msg@ssau.ru
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, star@ciam.ru

В работе проводится численный анализ горения и эмиссионных характеристик двигателя внутреннего сгорания с компрессионным воспламенением (HCCI), работающего на различных альтернативных топливах: метан, синтез газ и смеси метан/водород, метан/сингаз. 2D CFD моделирование выполнено с использованием детального реакционного механизма.

Показано, что использование в качестве топлива смесей метан/водород позволяет увеличить удельную мощность двигателя по сравнению со случаем использования чистого метана. При мольной доле H_2 в топливе 80% удельная мощность двигателя увеличивается на 50%. При этом эмиссия CO уменьшается в 4.4 раза по сравнению с чистым метаном. Минимальный индекс эмиссии NO реализуется для смесей CH_4/H_2=50/50 и CH_4/сингаз=50/50. Увеличение доли H_2 в смеси CH_4/H_2 приводит к росту индекса эмиссии NO.

Наиболее привлекательным топливом для использования в HCCI, обеспечивающим и увеличение удельной мощности, и уменьшение эмиссии NO и CO, являются топливные смеси с составом CH_4/H_2=50/50 и $CH_4/CO/H_2$=100/25/75.

ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ОКИСЛЕНИЯ H_2S ПРИ ВОЗБУЖДЕНИИ МОЛЕКУЛ КИСЛОРОДА В СИНГЛЕТНОЕ СОСТОЯНИЕ

Н.С. Титова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, titova@ciam.ru,
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, star@ciam.ru
А.М. Савельев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, savelyev@ciam.ru,
В.А Савельева, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, savelieva07@mail.ru

В настоящее время рассматривается возможность использования нефтяных попутных газов для энергетической промышленности. Особенностью нефтяных попутных газов является содержание в них сероводорода до 12%. Весьма важной и актуальной проблемой является сжигание H_2S при малых затратах энергии и небольших габаритах энергетических установок. Одним из возможных путей интенсификации горения является возбуждение молекул O_2 в синглетное состояние $O_2(a^1\Delta_g)$, т.к. известно, что синглетный кислород является более активным окислителем, чем кислород, находящийся в основном триплетном состоянии [1]. Целью данной работы является численное исследование влияния синглетного кислорода на воспламенение и горение смеси H_2S/воздух.

Кинетическая модель окисления сероводорода в воздухе [2,3] была дополнена реакциями с участием молекул синглетного кислорода $O_2(a^1\Delta_g)$ и $O_2(b^1\Sigma_g^+)$ [4], присущими для смеси H_2S-воздух, а также реакциями синглетного кислорода с S-содержащими компонентами. Константа скорости одной из основных реакций $H_2S+O_2(a^1\Delta_g)$ была рассчитана с помощью теории активированного комплекса на основе данных работы [5], в которой с использованием методов квантовой химии были рассчитаны поверхности потенциальной энергии молекулярных систем $H_2S+O_2(X^3\Sigma_g^-)$ и $H_2S+O_2(a^1\Delta_g)$, определены переходные состояния, промежуточные вещества и продукты реакции. Оказалось, что, в зависимости от температуры, константа скорости реакции между сероводородом и синглетным кислородом в 80-1000 раз больше, чем константа реакции с участием молекулы кислорода в основном состоянии. Константы скорости остальных реакций между S-содержащими компонентами и молекулами $O_2(a^1\Delta_g)$ и $O_2(b^1\Sigma_g^+)$ рассчитывались с помощью метода MMVT [6].

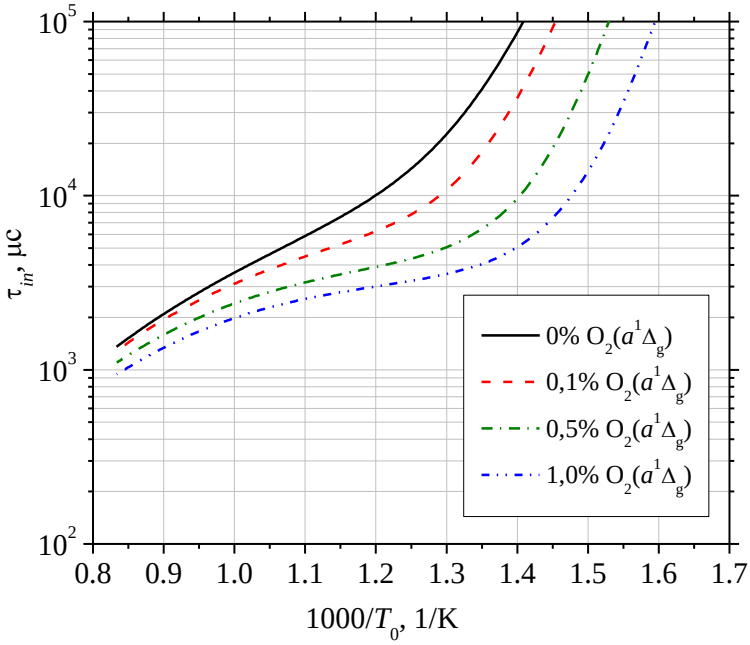


Рис. 1 – Время задержки воспламенения стехиометрической смеси H2S-воздух при 0%, 0, 0,1%, 0,5% и 1% O2(a1□g) от общего количества кислорода в смеси и P=1 атм

Проведенные расчеты показали, что в смеси, содержащей синглетный кислород, время индукции τ_{in} существенно сокращается. Чем больше концентрация $O_2(a^1\Delta_g)$, тем сильнее уменьшается τ_{in}. Особенно сильно этот эффект проявляется при температурах порядка 700-800 K: в смеси, содержащей 1% $O_2(a^1\Delta_g)$ от полного количества кислорода в смеси, время индукции уменьшается в 10 раз. Полученные данные представлены на рис. 1.

В работе проанализированы механизмы и выявлены основные реакции, ответственные за ускорение воспламенения при наличии в смеси молекул $O_2(a^1\Delta_g)$. Также проведено исследование влияния синглетного кислорода на скорость ламинарного пламени.

Список литературы

1. D.R. Kearns. Physical and chemical properties of singlet molecular oxygen // Chemical Reviews 1971. – V. 71. – N. 4. – P. 395-427.
2. Cerru F.G., Kronenburg A., Lindstedt R.P. Systematically reduced chemical mechanisms for sulphur oxidation and pyrolysis // Combust. Flame 2006. – V. 146. – P. 437-455.
3. А.М. Савельев, В. Савельева, Н.С. Титова, А.М. Старик. Разработка кинетической модели для описания горения сероводорода в смеси с воздухом. Конференция 'Авиадвигатели XXI века', ЦИАМ, 24-27 ноября 2015г.
4. Bezgin L.V., Kopchenov V.I., Sharipov A.S., Titova N.S., Starik A.M. Evaluation of prediction ability of detailed reaction mechanisms in the combustion performance in hydrogen-air supersonic flows // Combust. Sci. Tech. 2013. – V. 185. – N. 1. – P. 62-94.
5. Montoya A., Sendt K., Brian S. Haynes. Gas-phase interaction of H2S with O2: A kinetic and quantum chemistry study of the potential energy surface // Phys. Chem. A 2005. – V. 109. – P. 1057-1062.
6. A. Starik, A. Sharipov. Theoretical analysis of reaction kinetics with singlet oxygen molecules // Phys. Chem. Chem. Phys. 2011. – V. 13. – P. 16424-16436.

КИНЕТИКА ОКИСЛЕНИЯ УГЛЕВОДОРОДНЫХ И СМЕСЕВЫХ ТОПЛИВ И ПРИЛОЖЕНИЯ К ПРОЦЕССАМ ГОРЕНИЯ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ

Н.С. Титова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, titova@ciam.ru
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, star@ciam.ru

В докладе обсуждаются особенности воспламенения и горения углеводородных и смесевых (на основе углеводорода и водорода) топлив. Исследуется влияние добавки водорода на время задержки воспламенения и скорость ламинарного пламени на примере смесей C_3H_8-H_2-воздух и $nC_{10}H_{22}$-H_2-воздух. Проводится анализ механизмов развития цепного процесса в таких смесях при различных температурах. Демонстрируется эффект от использования таких топлив на характеристики двигателей наземного и воздушного транспорта.

ВОЗМОЖНОСТИ И ПРОБЛЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ДЕТОНАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ ВОДОРОДА В КОНВЕРГЕНТНО-ДИВЕРГЕНТНОМ СОПЛЕ

Ю.В. Туник, НИИ механики МГУ, Москва, tunik@imec.msu.ru
М.А. Зубин, НИИ механики МГУ, Москва, zubin@imec.msu.ru

Создание гиперзвуковых летательных аппаратов стоит в повестке дня современной аэрокосмической науки и техники. Изучаются различные схемы силовых установок с использованием как медленного и турбулентного, так и детонационного горения.

В данной работе рассматриваются вопросы, связанные с реализацией стационарного детонационного горения водородовоздушной смеси, поступающей в осесимметричный сопловой канал с высокой сверхзвуковой скоростью [1]. Основное внимание уделяется двум задачам:

1. Сверхзвуковой запуск сопла. Представлены результаты экспериментов в гиперзвуковой аэродинамической установке НИИ механики МГУ при натекании воздушного потока на сопло, установленное до начала продувки, а также при его вбрасывании в сформировавшийся сверхзвуковой поток. Численно в дополнении к этим двум постановкам решается задача о разгоне сопла до заданной сверхзвуковой скорости. Показано, что течение со сверхзвуковым потоком в конвергентной части может быть реализовано как при вбрасывании, так и при разгоне сопла (рис. 1 и 2). Особенностью формирующегося в сопле потока является возникновение наклонной ударной волны SD в конвергентной части сопла и диска Маха DM в результате ее взаимодействия с осью симметрии (рис. 2). В расчетах с горением воздух на входе в сопло заменяется водородовоздушной смесью заданной концентрации.

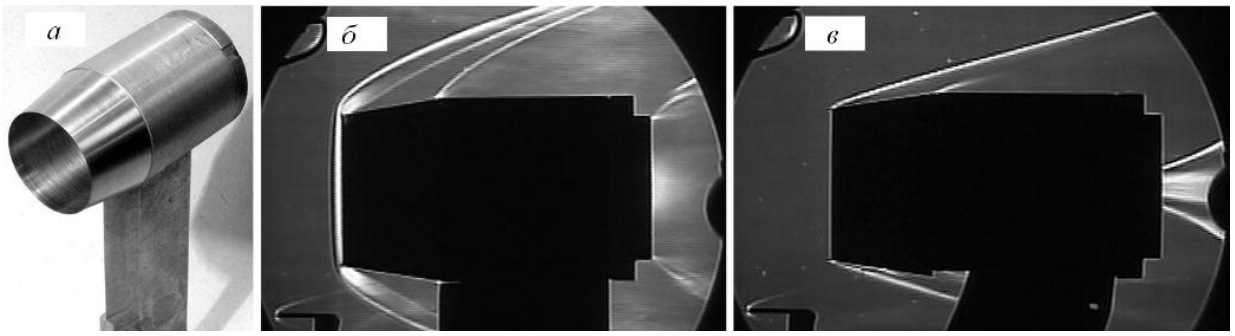


Рис. 1 – а - модель с соплом на пилоне, б – неудачный запуск сопла, установленного до начала продувки, в – удачный запуск при вбрасывании сопла в сформировавшийся поток воздуха при числе Маха 6

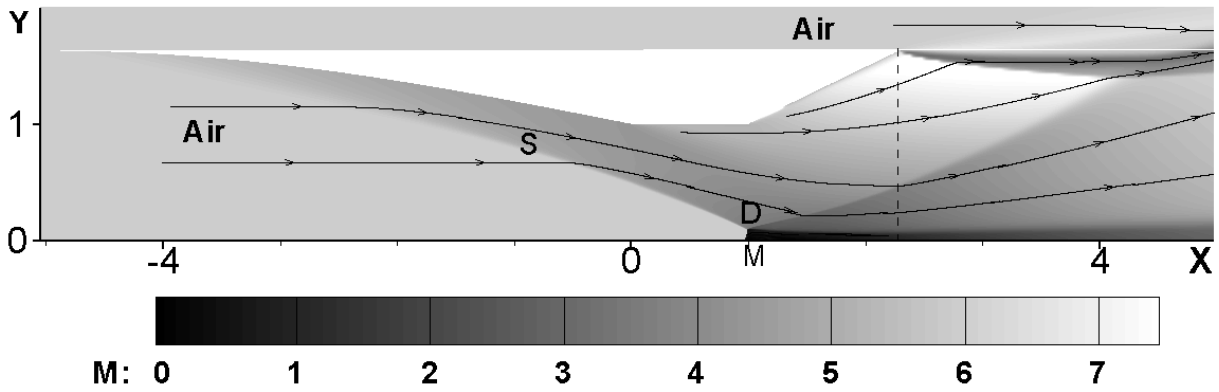


Рис. 2 – линии тока и распределение числа Маха в потоке после удачного запуска сопла при числе Маха набегающего потока равном 6 (расчет)

2. Инициирование и конфигурация соплового канала, которые обеспечивают стабилизацию детонационного горения водородовоздушной смеси в условиях разновысотной атмосферы. Основная проблема обусловлена спонтанным воспламенением водорода за диском Маха и распространением детонации вверх по потоку, что не позволяет рассчитывать на получение тяги. Вторая связана с трудностью инициирования детонационного горения в условиях разреженной атмосферы.

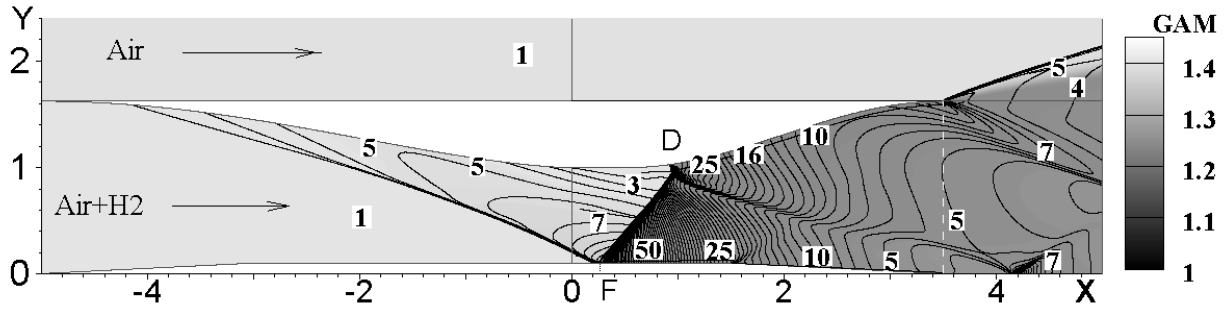


Рис. 3 – изобары на фоне показателя адиабаты в установившемся потоке с ударным фронтом детонационного горения стехиометрической водородовоздушной смеси DF при числе Маха в набегающем потоке воздуха равном 7

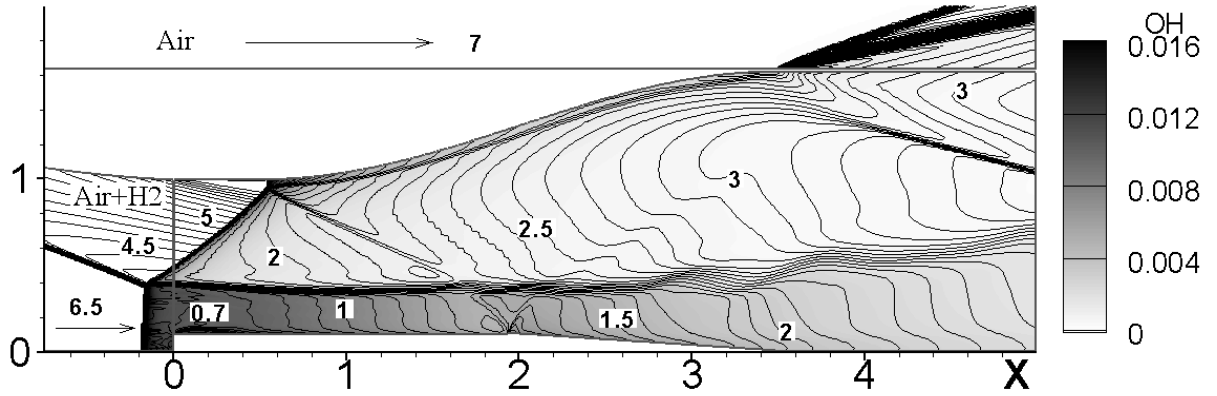


Рис. 4 – линии постоянного числа Маха на фоне массовой доли OH при стабильном детонационном горении водородовоздушной смеси $0.19H_2+0.21O_2+0.79N_2$ на высоте 14 км

Численно показана возможность стабилизации детонационного горения в дивергентной части сопла с центральным телом «конус-цилиндр-конус» (КЦК, рис. 3) и «цилиндр-конус» (ЦК, рис. 4). Однако в случае тела КЦК уже в условиях околоземной атмосферы требуется мощный источник инициирующей энергии. Центральное тело ЦК обеспечивает инициирование без дополнительного подвода энергии и стабильное детонационное горение водородовоздушных смесей с тягой на высотах до 14 км при числах Маха набегающего потока до 9.

Численное моделирование проводится на базе двумерных уравнений Эйлера для осесимметричного течения многокомпонентного реагирующего газа, конечно-разностной схемы С.К. Годунова и ее модификации, обеспечивающей второй порядок аппроксимации [2-3]. Для описания химических процессов используются детальные кинетические модели [4-6]. Теплоемкость, энтальпия и энтропия смеси рассчитываются по приведенной энергии Гиббса газовых компонент.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 13-08-00440)

Список литературы

1. Туник Ю.В. Численное моделирование детонационного горения водородовоздушных смесей в сопле Лаваля// Изв. РАН. МЖГ. 2010. № 2. С. 107-114.
2. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я. и др. Численное решение многомерных задач газовой динамики. - М.: Наука, 1976. - 400с.
3. Тилляева Н.И. Обобщение модифицированной схемы С.К. Годунова на произвольные нерегулярные сетки// Ученые записки ЦАГИ. 1986. Т.XVII. № 2. С. 18-26.
4. Азатян В.В., Андрианова З.С., Иванова А.Н. Моделирование ингибирования распространения пламени в водородовоздушной среде// Кинетика и катализ. 2010. Т. 51. № 4. С. 483-491.
5. Варнатц Ю., Маас У., Диббл Р. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ/ Пер. с англ. Г.Л. Агафонова. Под ред. П.А. Власова. — М.: Физматлит, 2003. - 352 с.
6. Starik A.M., Titova N.S., Sharipov A.S.. Kinetic mechanism of H2-O2 ignition promoted by singlet oxygen O2($a^1\Delta g$) // Deflagrative and detonative combustion / Ed. by G. D. Roy, S. M. Frolov. — Torus Press. Moscow, 2010. Pp. 12-19.

НАРУШЕНИЕ ИОНИЗАЦИОННОГО РАВНОВЕСИЯ У ПОВЕРХНОСТИ КОНДЕНСИРОВАННОЙ ЧАСТИЦЫ В НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ПЛАЗМЕ

И.И. Файрушин, КФУ, Казань, fairushin_ilnaz@mail.ru
Г.Ю. Даутов, КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань, dautow.ildar2014@yandex.ru
Н.Ф. Кашапов, КФУ, Казань, kashnail@gmail.com

Систему, состоящую из частично ионизованного газа и частиц конденсированного вещества микронных размеров, принято называть пылевой плазмой или плазмой с конденсированной дисперсной фазой (КДФ) [1]. Температура компонент такой системы может быть одинакова, что реализуется в ряде случаев при атмосферном или более высоком давлениях [2]. Далее рассмотрим именно такой случай, когда реализуется термодинамическое или статистическое равновесие.

Содержание в плазме пылевых частиц, обуславливает применение к описанию их структур модели из физики и химии конденсированного состояния. Одной из моделей является так называемая модель «желе» [3,4]. В модели «желе» ионный остов частицы представляется в виде непрерывного однородного положительного фона, а электроны проводимости как электронный газ внутри этого положительного фона. Модель «желе» широко применяется для описания электронных свойств металлов и полупроводников, а также их кластеров и малых частиц [3,4].

В работе рассматриваются частицы из веществ, представляющих собой полупроводники тогда, плотность положительного фона, определяется концентрацией атомов, электроны которых способны свободно перемещаться внутри частицы. Электронный газ в полупроводниках имеет концентрацию ниже порога вырождения, поэтому к нему можно применить статистику Больцмана

$$n_e = n_{e0} e^{\frac{q\varphi}{kT}}, \quad (1)$$

где n_e–концентрация электронов (электронная плотность), q–абсолютное значение заряда электрона, φ– потенциала электрического поля, n_{e0}- электронная плотность при φ=0, k – постоянная Больцмана, T – абсолютное значение равновесной температуры всех компонент системы, которая в данной работе принята равной 2500 К. В качестве значений плотности положительного фона частицы и относительной диэлектрической проницаемости материала частицы в расчетах взяты соответственно значения $n_i^{(1)}=10^{21}$ м$^{-3}$ и ε =10.

Когда окружающий пылевые частицы газ не содержит легкоионизирующиеся примеси, ионизацией самого газа при рассматриваемой температуре можно пренебрегать [5]. В данной же работе примем, что в газе находится примесь легкоионизирующегося щелочного металла. Для определения концентрации заряженных компонент в окружающем пылевые частицы плазмы воспользуемся известным уравнением Саха

$$\frac{n_i^{(2)} n_e}{n_a} = \frac{2 z_i}{z_a} \left(\frac{2\pi m_e kT}{h^2} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot e^{-\frac{q\varphi_u}{kT}}, \quad (2)$$

где $n_i^{(2)}$, n_a–концентарция ионов и атомов примеси соответственно, n_e–концентрация электронов (электронная плотность), z_i, z_a – статистические суммы соответственно ионов и атомов примеси (в расчетах далее используются значения соответствующие элементу калию), m_e–масса электрона, h–постоянная Планка, φ_u – потенциал ионизации примесного атома.

Т.к. при заданной температуре частицы будут эмитировать в окружающий их плазму электроны, они приобретут некоторый положительный заряд. Таким образом, вокруг пылевой частицы образуется электрическое поле, которое будет влиять на пространственное распределение концентраций электронов и ионов. Для простоты будем считать, что частицы имеют форму шара одного радиуса R и равномерно распределены в пространстве с расстоянием между центрами $2l$. Как известно связь потенциала электрического поля и концентрации электрических зарядов задается уравнением Пуассона. В представленном случае, когда электронный газ во всем объеме пылевой плазмы невырожден, данное уравнение будет уравнением Пуассона-Больцмана. Рассматриваемая задача является сферически симметричной, поэтому это уравнение принимает следующий вид:

$$\frac{d^2\varphi}{dr^2} + \frac{2}{r}\frac{d\varphi}{dr} = \frac{q}{\varepsilon_0} \left(\frac{n_{e0} e^{\frac{q\varphi}{kT}}}{\varepsilon \cdot \theta(R-r)} - \frac{n_i^{(1)}}{\varepsilon} \cdot \theta(R-r) - n_{i0}^{(2)} e^{-\frac{q\varphi}{kT}} \cdot \theta(r-R) \right), \quad (3)$$

где r – расстояние отсчитываемое от центра частицы, ε_0 – электрическая постоянная, θ(r)-функция Хевисайда, $n_{i0}^{(2)}$ – электронная плотность и концентрация ионов примеси при φ=0. За начало отчета потенциала примем поверхность частицы, т.е. φ(R)=0. Т.к. задача симметрична относительно центра частицы, то $\varphi'(0)=0$. К задаче необходимо применить еще и условие равенство нулю суммарного заряда в объеме, приходящейся на одну частицу, т.е. $\varphi'(l)=0$.В случае $q\varphi << kT$ экспоненциальные множители в правой части уравнения (3) можно разложить в ряд и ограничиться первыми двумя членами, тогда данное уравнение решается аналитически. Далее будут рассмотрены только те решения, которые достаточно хорошо удовлетворяют данному условию. Зная распределение потенциала с использованием соотношения (1) нетрудно определить распределения электронной плотности и концентрации ионов примеси. На рис. 1 приведен график распределения концентраций электронов и ионовв области $0 \le r \le l$, полученные решением уравнения (3).

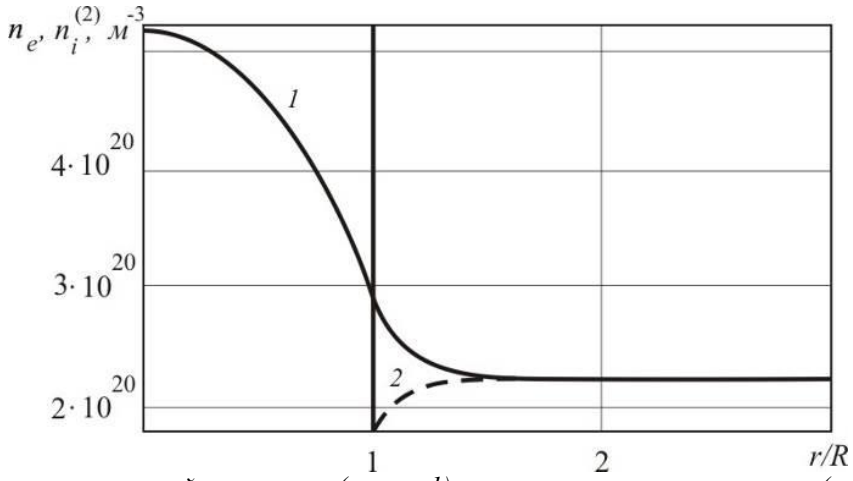


Рис. 1 – Распределения электронной плотности (кривая 1) и концентрации ионов примеси (кривая 2) при начальном значении концентрации примесных атомов равном 10^{23} м$^{-3}$ и R=10^{-6} м

Как видно из рис. 1, больше электронов располагается ближе к частице, т.к. она заряжена положительно, а концентрация ионов растет с удалением от частицы. У поверхности частицы ионизационное равновесие нарушается. На больших расстояниях от частицы концентрации ионов и электронов выравниваются, плазма здесь уже квазинейтральная.

Список литературы

1. Фортов В.Е., Храпак А.Г., Якубов И.Т. Физика неидеальной плазмы: учебное пособие. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. 528 с.
2. V.I. Vishnyakov. Phys. Rev. E 85, 026402 (2012).
3. В.К. Иванов, А.Н. Ипатов, В.А. Харченко Оптимизированная модель «желе» для металлических кластеров с экранированным кулоновским взаимодействием. ЖЭТФ, 1996, том 109, вып. 3, стр. 902-915.
4. М.Б. Смирнов, В.П. Крайнов. Многократная ионизация томас-фермиевского кластера сильным электромагнитным полем. ЖЭТФ, 1999, том 115, вып. 6, стр. 2014-2019
5. G Dautov, I Fayrushin, I Dautov, and N Kashapov / Journal of Physics: Conference Series 479 (2013)012014

РАСЧЕТ УРОВНЯ ЭМИССИИ ОКСИДОВ АЗОТА ПРИ ПОДАЧЕ ПАРА С ПРИРОДНЫМ ГАЗОМ В КАМЕРУ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ

Е.А. Филимонова, ОИВТ РАН, Москва, helfil@mail.ru

Влияние впрыска пара в камеру сгорания газотурбинной установки (ГТУ) на снижение образования оксидов азота исследовались экспериментально на протяжении уже нескольких десятков лет. В ряде работ, например, [1] было показано, что концентрация NO зависит от разбавителя (N_2, H_2O, CO, CO_2 и др.), и что водяной пар играет не только роль «инертного» газа (как N_2), но и оказывает химическое воздействие на процесс горения. В богатых топливно-воздушных смесях водяной пар приводит к снижению образования «быстрых» оксидов азота (prompt NO) за счет убыли CH в

реакциях с участием H_2O, и как следствие, концентрации N в реакции $CH+N_2 \rightarrow HCN+N$. С другой стороны, дополнительное образование гидроксила OH приводит к росту NO в реакции $OH+N \rightarrow NO+H$. Поэтому пар, с одной стороны, способствует увеличению концентрации NO, с другой – подавляет образование радикала N. Но в результате – оказывает положительный эффект для снижения эмиссии NO. Снижение эмиссии оксидов азота при подаче пара в камеру сгорания ГТУ объяснялось главным образом двумя факторами: снижением максимальной температуры в зоне горения и уменьшением времени пребывания в зоне горения за счет интенсификации процесса горения добавочным количеством гидроксильных радикалов (OH).

В работах, посвященных данной теме, отношение массы пара к массе топлива G_w/G_f не превышает 3 и расчеты, как правило, проводятся для давления, порядка 1 бар. Следует отметить, что для классических ГТУ количество пара, подаваемого в зону горения (G_w/G_{air} – отношение расхода воды к расходу воздуха), обычно не превышает 0,05-0,075. Целью данной работы было проведение теоретических исследований влияния впрыска больших концентраций водяного пара ($G_w/G_{air} \approx 0{,}3 \div 0{,}45$ или $G_w/G_f \approx 6.2\text{-}10.75$) на процесс образования оксидов азота при высоких давлениях (~ 50 бар) в камере сгорания ГТУ, описанной в работе [2].

В представленной работе используется численная модель, разработанная для описания процесса горения газообразных углеводородных топлив, в том числе природного газа [3]. Для решения задачи образования оксидов азота в ГТУ использовалась система из 667 элементарных реакций и 103 компонентов. Было показано, что ввод пара в камеру сгорания ГТУ приводит к снижению адиабатической температуры сгорания и соответственно к уменьшению равновесной концентрации NO.

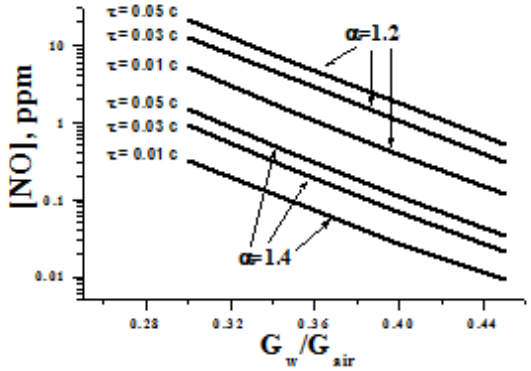


Рис.1 – Зависимость NO от соотношения расходов пара и воздуха для разных α и τ. Состав - метан-воздух-водяной пар, α=1.2-1.4, объемная доля пара – 30 - 42 %. P=50 бар

На рис.1 приведена зависимость расчетных значений NO от двух параметров - коэффициента избытка окислителя α и соотношения расхода пара и воздуха для различных времен пребывания продуктов τ в камере сгорания ГТУ. Отчетливо прослеживается экспоненциальная зависимость значений NO от расхода пара. Это фактически связано с линейной зависимостью температуры продуктов сгорания от расхода пара. Представленные зависимости расчетных концентраций NO от G_w/G_{air} и α говорят о том, что на этих временах пребывания происходит только образование NO, а обратные реакции убыли NO практически не играют роли.

Результаты расчетов позволяют за счет выбора значений параметров (α, G_w), и времен пребывания продуктов сгорания в камере ГТУ, получить изначально заданную температуру сгорания газов и уровень эмиссии оксидов азота [4]. Пар играет роль не только балластирующего компонента, снижающего адиабатическую температуру и уменьшающего число реагирующих молей окислителя и горючего, но и существенно меняет степень важности ведущих реакций (рейтинг), приводящих к образованию NO_x[4] .

Список литературы

1. Landman M. J., Derksen M. A. F., Kok J. B. W. Effect of combustion air dilution by water vapor or nitrogen on NO_x emission in a premixed turbulent natural gas flame: an experimental study. — Combust. Sci. and Tech. 2006. —V.178.— p. 623.
2. Масленников В.М., Штеренберг В.Я. Высокоэкономичная парогазовая установка для совместного производства электроэнергии и тепла. — Теплофизика высоких температур, 2011. — Т.49. — №5. — с.777.
3. Bityurin V.A., Bocharov A.N. and Filimonova E.A. Simulation of the physical and chemical processes in the chemical compression reactor. In: Combustion and atmospheric pollution, Edited by G.D. Roy, S.M. Frolov, A.M. Starik. —M.: Torus Press Ltd., 2003. — p.188.
4. Гордин К.А.. Масленников В.М., Филимонова Е.А. Оценка уровня эмиссии оксидов азота при подаче пара с природным газом в камеру сгорания газотурбинной установки.—Теплофизика высоких температур, 2013, — Т. 51.— № 6. — с. 937.

УПРАВЛЯЕМОЕ ДЕТОНАЦИОННОЕ ГОРЕНИЕ

С.М. Фролов, ИХФ РАН, Москва, smfrol@chph.ras.ru

В работе [1] рассмотрен вопрос о возможности распространения непрерывной спиновой детонации (НСД) в прямоточном воздушно-реактивном двигателе (ПВРД) со сверхзвуковой скоростью натекающего потока. Получено численное решение для водородно-кислородной (не воздушной!) смеси в кольцевой цилиндрической камере сгорания вплоть до числа Маха натекающего потока $M_0 = 3.0$.

Позднее, в работе [2] в двумерной нестационарной постановке проведено обобщение постановки задачи [1] об НСД в кольцевой камере сгорания, учитывающее предварительное изэнтропическое или ударно-волновое сжатие сверхзвукового потока водородно-кислородной (не воздушной!) смеси в диффузоре. На основе проведенных расчетов в [2] делаются следующие выводы:

- область реализации НСД в кольцевой камере сгорания ограничена сверху по числу Маха натекающего сверхзвукового потока M_0: $M_0 < 3/4 \cdot M_{CJ}$, где $M_{CJ} = 5.265$ – число Маха волны детонации Чепмена-Жуге для стехиометрической $2H_2 + O_2$ смеси, т.е. максимальная скорость полета летательного аппарата с таким двигателем $M_0 = 4.0$;
- при $M_0 > 2.5$ в кольцевой камере сгорания реализуется стационарный режим с «выбитой» ударной волной;
- расчетный удельный импульс, создаваемый НСД, при $M_0 = 2.0$ и 3.0 ниже удельного импульса идеального ПВРД.

Выводы [2] противоречат работе [3], где рассматривается возможность реализации НСД в диапазоне чисел Маха M_0 вплоть до M_{CJ}. Кроме того, выводы [2] противоречат работе [4], в которой путем трехмерных расчетов доказана возможность реализации НСД при сверхзвуковой скорости потока предварительно перемешанной водородно-воздушной (не кислородной!) смеси в кольцевой камере сгорания с зазором шириной 20 мм с в условиях, соответствующих полету с числом Маха 4.0. Наконец, выводы [2] противоречат работе [5], в которой приведены результаты успешных экспериментальных исследований НСД водородно-воздушной (не кислородной!) смеси для условий, моделирующих

сверхзвуковой полет с числом Маха 4.0. Продолжительность непрерывно-детонационного горения водорода в опытах [5] составила более 3 с, что позволило зарегистрировать в кольцевом зазоре несколько тысяч оборотов детонационной волны при числе Маха воздушного потока на входе в камеру сгорания 1,93.

Причиной имеющихся противоречий выводов [2] с результатами [3–5] могут быть, например, двумерная аппроксимация течения и граничные условия в выходном сечении кольцевой камеры сгорания. Влияние этих факторов обсуждалось в [6, 7], где проведены трехмерные расчеты рабочего процесса в кольцевой непрерывно-детонационной камере сгорания с раздельной подачей водорода и воздуха. В [6, 7] показано, что распределения плотности, температуры, числа Маха и осевой составляющей скорости в различных сечениях камеры сгорания являются существенно трехмерными, и лишь распределение статического давления приближается к двумерному с увеличением расстояния от днища камеры. Другими словами, аппроксимация течения в кольцевой камере сгорания путем ее «разворачивания» на плоскость в пренебрежении радиальными неоднородностями, строго говоря, искажает реальную трехмерную картину течения. Трехмерные расчеты в [6] показали, что предположение о сверхзвуковом истечении на выходе двумерной расчетной области (как в [2]) не всегда корректно: в выходном сечении могут существовать обширные зоны дозвукового истечения продуктов детонации.

Цель данной работы – с помощью многовариантных трехмерных численных расчетов изучить возможность организации непрерывно-детонационного рабочего процесса в кольцевой камере сгорания летательного аппарата осесимметричной конструкции в условиях полета с числом Маха 5.0 на высоте 20 км при использовании водорода в качестве топлива и атмосферного воздуха в качестве окислителя, причем водород и воздух могут подаваться в камеру сгорания в виде предварительно подготовленной смеси, как в [4] или раздельно, как в [6, 7].

В работе предложены концептуальные схемы воздушно-реактивного непрерывно-детонационного двигателя со сверхзвуковым входным устройством, расширяющейся камерой сгорания и выходным соплом с усеченно-коническим центральным телом. Расчеты внутреннего и внешнего течений с учетом конечной скорости турбулентно-молекулярного смешения компонентов горючего друг с другом и с продуктами их горения, а также конечной скорости химических превращений и вязкого взаимодействия течения с ограничивающими поверхностями показали, что в указанных условиях полета двигатель с раздельной подачей воздуха и водорода может обладать следующими характеристиками: эффективной тягой 6.1 кН, тягой 8.5 кН, удельной тягой 0.7 кН*с/кг, удельным импульсом 970 с при суммарном коэффициенте избытка горючего 2.5, удельным расходом топлива (водорода) 0.38 кг/Н/час и тягой по внутренним поверхностям двигателя («внутренней» тягой) 11.2 кН. При этом в камере сгорания может быть реализован рабочий процесс с одной детонационной волной, бегущей в кольцевом зазоре со средней скоростью 1680 м/с, а частота вращения детонационной волны равна 1350 Гц.

Предсказательная способность используемой физико-математической модели течения была ранее проверена на экспериментальных данных по непрерывно-детонационному горению водородно-воздушной смеси, полученных группами из ИГиЛ СО РАН и ИХФ РАН для кольцевых камер сгорания внешним диаметром 306 мм и 406 мм соответственно, и показала хорошее согласие с измерениями по количеству одновременно вращающихся детонационных волн, по скорости детонационной волны, по высоте детонирующего слоя, по давлению в камере сгорания и по развиваемой тяге.

Список литературы

1. Ждан С.А. // Физика горения и взрыва, 2008.Т. 44. № 6. С. 83.
2. Ждан С.А., Рыбников А.И. // Физика горения и взрыва, 2014. Т. 50. № 5. С. 63.
3. Фудживара Т., Хишида, М. Киндрацки Ж., Волански П. // Физика горения и взрыва, 2009. Т. 45. № 5. С. 108.
4. Liu S., Liu W., Jiang L., Lin Z. // Proc. ICDERS-2015, Leeds, 157.
5. Wang C., Liu W., Liu S., Jiang L., Lin Z. // Int. J. Hydrogen Energy, 2015.
6. Дубровский А. В., Иванов В. С., Фролов С. М. // Химическая физика, 2015. Т. 34. № 2. С. 65.
7. Фролов С.М., Аксёнов В.С., Дубровский А.В., Иванов В.С., Шамшин И.О. // Физика горения и взрыва, 2015. Т. 51. №2. С. 102.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ОБРАЗЕЦ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ИМПУЛЬСНО-ДЕТОНАЦИОННОГО ТЯГОВОГО МОДУЛЯ

С.М. Фролов, ИХФ РАН, МИФИ, Москва, smfrol@chph.ras.ru
В.С. Иванов, ИХФ РАН, Москва
В.С. Аксенов, ИХФ РАН, МИФИ, Москва
И.О. Шамшин, ИХФ РАН, МИФИ, Москва

Цель работы – разработка и создание экспериментального образца воздушно-реактивного импульсно-детонационного тягового модуля с циклическим инициированием детонации за счет быстрого перехода горения в детонацию в воздушной смеси жидкого моторного топлива при зажигании слабым источником, а также огневые испытания образца и измерение его тяговых характеристик в свободной воздушной струе на аэродинамическом стенде.

Тяговый модуль разработан на основе импульсно-детонационной камеры сгорания оригинальной конструкции [1] (рис.1). Модуль состоит из дозвукового воздухозаборника, смесительно-зажигающего устройства, камеры сгорания и сопла. Модуль устанавливается на тягоизмерительном столе напротив сопла аэродинамической трубы ИХФ РАН (рис.2). Аэродинамическая труба позволяет создавать равномерный воздушный поток со средней скоростью до 200 м/с в свободной струе в течение не менее 10 сек. Управление расходом воздуха осуществляется цифровым управляющим устройством с помощью подачи сигналов на 32 электромагнитных клапана.

Конструкция тягового модуля выполнена по модульно-блочной схеме, что допускает смену отельных узлов модуля и его модификацию. Так, в частности, изготовлены три варианта воздухозаборников: с механическим клапаном с управлением от пневмопривода, с механическим автоматическим клапаном и с в бесклапанном исполнении. На рис. 3 показана фотография аэродинамической трубы с установленным тяговым модулем без кожуха-обтекателя, но с ми датчиками давления и ионизации.

Проведены огневые испытания тягового модуля при его работе на жидкой пропан-бутановой смеси с частотой до 40 Гц в свободной воздушной струе с числом Маха набегающего потока до 0,6. Экспериментально получены значения удельного импульса (по топливу) на уровне 1200–1300 с.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (грант 14-13-00082).

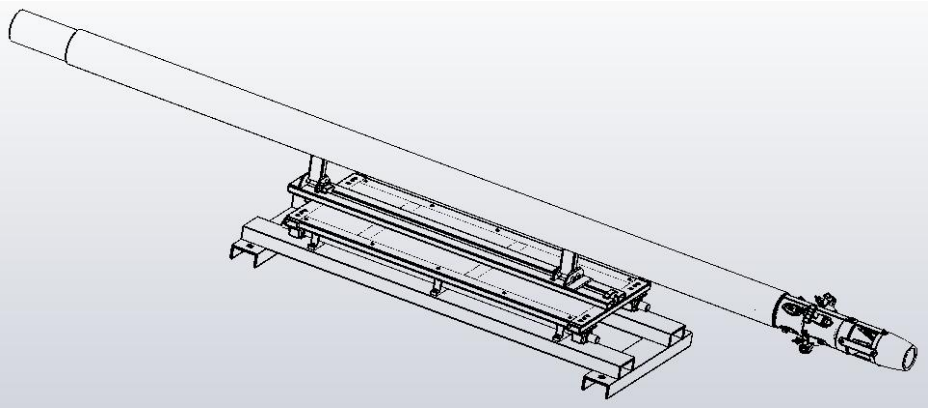


Рис. 1 – Импульсно-детонационный тяговый модуль на тяговом столе

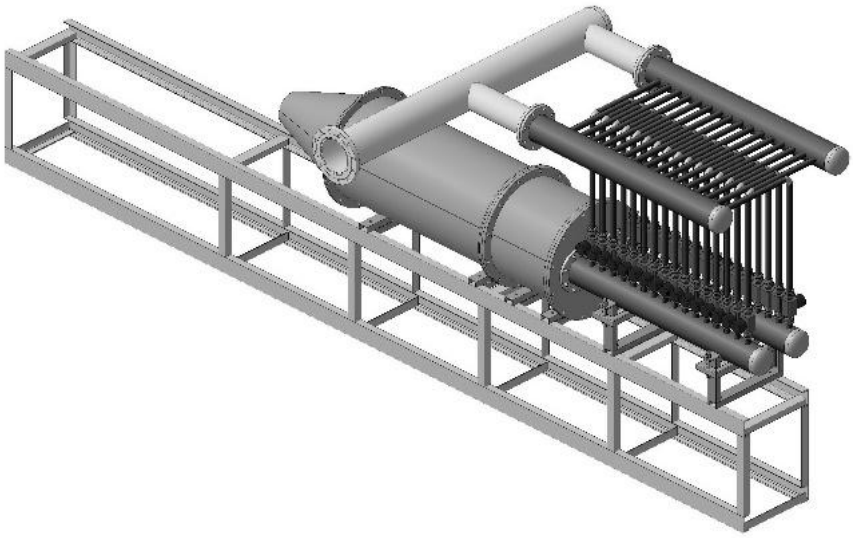


Рис.2 – Аэродинамическая труба ИХФ РАН с цифровым управлением параметрами воздушного потока



Рис.3 – Фотография экспериментального стенда с установленным на тяговом столе модулем со снятым кожухом-обтекателем и с акустическим поглотителем.

Список литературы

1. Frolov S.M., Aksenov V. S., Ivanov V. S., Shamshin I.O. Experimental studies of a liquid propane – air pulse detonation engine. In: Transient Combustion and Detonation Phenomena: Fundamentals and Applications. Moscow, Torus Press, 2014, pp. 362 – 374.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КИНЕТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ НА СТРУКТУРУ ПЛОСКОЙ ДЕТОНАЦИОННОЙ ВОЛНЫ ПРИ ЕЕ РАСПРОСТРАНЕНИИ В КАНАЛЕ ПО ОБЕДНЕННОЙ ВОДОРОДНО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ

А.В. Хвостов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, artemkv@ciam.ru
Д.И. Бабушенко, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, bdi@ciam.ru

В последние десятилетия большое внимание уделяется изучению детонационного горения с точки зрения его использования в различных типах двигателей. При этом, к настоящему времени остаются открытыми ряд вопросов, связанных с детальным воспроизведением физико-химических процессов при инициировании и распространении детонационной волны. Сегодня группы исследователей для описания горения водорода в воздухе пользуются различными кинетическими моделями. Целью данной работы было изучение влияния двух современных детальных кинетических моделей [1, 2] на устойчивость и структуру детонационной волны при численном моделировании ее инициирования и распространения в бедной водородно-воздушной смеси.

Численное моделирование проводилось для задачи об одномерном распространении детонационной волны в трубе длиной 1 м, закрытой с обоих концов и заполненной бедной водородно-воздушной смесью со степенью избытка воздуха $\alpha = 2$ и 3. В качестве начальных условий в трубе задавались температура 300 К и давление $1.01325 \cdot 10^5$ Па. Инициирование детонации проводилось в малой (0.02 м) области у левого закрытого конца трубы посредством повышения температуры до 1500 К, а давления в 100 раз.

Система уравнений Эйлера для многокомпонентного реагирующего газа аппроксимировалась на основе модифицированной схемы Годунова повышенного порядка точности. Первая рассматриваемая кинетическая модель горения водорода в воздухе [1] включает в себя 26 реакций и 11 компонентов, а вторая модель [2] содержит 21 реакцию и 10 компонентов. В обоих моделях присутствуют азот и аргон как нереагирующие компоненты. Для оценки сходимости численного решения проводились расчеты на сетках с разным размером ячеек (10 и 5 мкм).

Анализ результатов моделирования показал, что распространение детонационной волны во всех рассмотренных случаях имеет ярко выраженный колебательный характер, который был детально описан в работе [3]. При этом наблюдается качественное сходство полученных картин течения и хорошее совпадение численных значений таких макроскопических параметров, как средняя скорость распространения детонации, установившееся давление на левой стенке и температуры в различных участках течения при использовании двух рассматриваемых кинетических моделей (см. табл. 1). В то же время имеется существенное расхождение в характерных временах протекающих процессов. Так, схема «1» предсказывает более позднее воспламенение в зоне инициирования по сравнению со схемой «2», что приводит к иной конфигурации волн на

начальном этапе и увеличению времени до момента возникновения детонации (в 2.6 раза для $\alpha = 2$). Повышенной реакционной способностью схемы «2» можно объяснить развитие течения в варианте $\alpha = 2$ на сетке с размером расчетной ячейки 10 мкм, который позволил получить колебательной процесс только ближе к концу трубы после достаточного ослабления детонационной волны. Срыва детонации в этом случае не наблюдалось (в соответствующих столбцах табл. 1 поставлены прочерки). Необходимо отметить, что для модели «2» в расчете со степенью избытка воздуха $\alpha = 3$ при использовании сетки с размером ячейки 5 мкм имеется другая особенность. В этом случае колебательный процесс во фронте детонационной волны появился сразу же с момента ее возникновения, затем произошло затухание периодического процесса, после чего он снова наблюдался с момента времени 75 мкс до срыва детонационной волны.

Таким образом, на основании проведенного численного исследования было найдено, что использование рассмотренных кинетических моделей горения водорода в воздухе для расчета нестационарного течения с ударными и детонационными волнами на подробных расчетных сетках приводит к получению практически идентичных значений основных макроскопических параметров (средней скорости волны и установившегося давления на левой стенке). При этом соответствующие моменты времени возникновения детонационной волны, а также длительности основных этапов развития неустойчивости различаются значительно.

Таблица 1

Степень избытка воздуха	Размер ячейки расчетной сетки, мкм	Кинетическая схема	Средняя скорость детонационной волны, м/с	Установившееся давление на левой стенке, 10^5 Па	Момент возникновения детонации, мкс	Момент разрушения детонации, мкс
2	5	1	1967	3.03	6.8	470
		2	1976	3.04	3.7	470
	10	1	1968	3.04	6.9	460
		2	1957	3.04	3.7	–
3	5	1	1833	2.68	20.5	305
		2	1831	2.76	7.8	305
	10	1	1836	2.80	16.4	302
		2	1830	2.52	4.8	310
Степень избытка воздуха	Размер ячейки расчетной сетки, мкм	Кинетическая схема	Момент начала колебательного процесса, мкс	Максимальная температура в области развитых колебаний, К	Период первого колебания, мкс	Период последнего колебания, мкс
2	5	1	303	3557	2.8	11.6
		2	317	3682	3.0	16.0
	10	1	408	3347	3.5	52.4
		2	4960	2580	2.0	–
3	5	1	235	3266	1.1	20.1
		2	75*)	3480	4.0	13.5
	10	1	258	3266	7.5	25.5
		2	285	3200	9.0	14.0

*) момент начала второго колебательного процесса

Список литературы

1. Bezgin L. V., Kopchenov V. I., Sharipov A. S., Titova N. S., Starik A. M. Evaluation of prediction ability of detailed reaction mechanisms in the combustion performance in hydrogen/air supersonic flows. — Combustion Science and Technology, 2013, — 185:1, pp 62-94
2. Connaire M. O., Curran H J., Simmie J. M., Pitz W. J. and Westbrook, C.K. A Comprehensive Modeling Study of Hydrogen Oxidation. — International Journal of Chemical Kinetics, 36:603-622, 2004
3. Khvostov A.V., Sobur A.A., Babushenko D. I., Kopchenov V. I. Modeling of shock-induced combustion and detonation wave formation in hydrogen-air mixture. — Advances in Nonequilibrium Processes: Plasma, Combustion, and Atmosphere, M: TORUS PRESS, 2014, — pp. 239-246

ИССЛЕДОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПРЯМОТОЧНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ

А.Ф. Чевагин, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский, Chevagin@tsagi.ru

Приведены оценки влияния изменения проточной части воздухозаборника, камеры сгорания, реактивного сопла на тягово-экономические характеристики высокоскоростной прямоточной силовой установки. Оценено влияние регулирования элементов СУ на ее характеристики в рабочем диапазоне полетных условий летательного аппарата (ЛА) с учетом интеграции с планером. Показано влияние степени сжатия потока в воздухозаборнике на особенности рабочего процесса и тяговые характеристики силовой установки. Представлены результаты физических исследований взаимовлияния входного устройства и камеры сгорания, а также влияния их взаимодействия на газодинамическую устойчивость силовой установки. Проведен сравнительный анализ характеристик многорежимной и однорежимной прямоточной СУ при числе М=6. Результаты работы основаны на материалах испытаний модели силовой установки с двухрежимной прямоточной СУ, работающей на керосине, на стенде Т-131 ЦАГИ, а также на результатах численного моделирования течения в проточном тракте с теплоподводом.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБРАЗОВАНИЯ ПАУ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГТД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СУРРОГАТА КЕРОСИНА (БЕНЗОЛ/Н-ДЕКАН)

И.В. Чечет, СГАУ, Самара, chechet@ssau.ru
Ю.В. Соловьева-Соколова, СГАУ, Самара, jv.secfdr@ya.ru
Н.С. Титова, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, titova@ciam.ru
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, star@ciam.ru
С.Г. Матвеев, СГАУ, Самара, msg@ssau.ru

Исследована возможность использования смеси 80% н-декан и 20% бензола в качестве суррогата авиационного керосина для прогнозирования образования полициклических ароматических углеводородов (ПАУ). Проведено экспериментальное исследование и численное моделирование работы индивидуальной трубчатой камеры сгорания (КС) на двух режимах при приведённой скорости потока на входе в КС $\lambda_к$=0,15 и $\lambda_к$=0,2 и параметрах воздуха на входе в камеру, соответствующих атмосферным условиям. Экспериментально определён компонентный состав основных продуктов сгорания в КС, работающей на керосине: CO_2, H_2O, CO, H_2, O_2, N_2, CH_4, C_2H_6, C_3H_8, n-C_4H_{10}, n-C_5H_{12}, C_6H_{14}, а также спектр ПАУ: нафталин, фенантрен, антрацен, флуорантен, пирен, бенз(a)антрацен, хризен, бенз(b)флуорантен, бенз(k)флуорантен, бенз(a)пирен, дибенз(a,h)антрацен, бенз(g,h,i)перилен, индено(1,2,3-c,d)пирен.

CFD расчёты проведены с использованием пакета Ansys Fluent 16 и созданного авторами кинетического механизма горения суррогата керосина, дополненного механизмами образования полиароматических углеводородов. Использовалась многореакторная модель, представленная в пакете Ansys Fluent 16, при этом поле газодинамических параметров и поле концентрации пассивной примеси рассчитывались с использованием модели «Flamelet Generated Manifold» в пакете Ansys Fluent 16 на базе стационарных уравнений Навье-Стокса, осреднённые по Рейнольдсу.

Работа выполнена сотрудниками ЦКП САМ – технологии на оборудовании ЦКП в рамках соглашения RFMEFI59314X0003.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ФИЗИЧЕСКИХ И ТЕРМОХИМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ КЛАСТЕРОВ AL_NC_M, B_NC_M И AL_NN_M

А.С. Шарипов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sharipov@ciam.ru
Б.И. Луховицкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, loukhovitski@ciam.ru
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, star@ciam.ru

В течении последних лет возрастающий интерес исследователей вызывают экспериментальные и теоретические исследования малых ковалентных кластеров. Такие кластеры играют важную роль в различных областях физики. Также такие кластеры важны для различных технических приложений и для создания наноматериалов с уникальными свойствами, которые могут быть применены в электронике, катализе, ядерной промышленности, космических транспортных системах, энергетике и т.д.

Однако, для многих классов ковалентных кластеров, включая кластеры Al_nC_m, B_nC_m и Al_nN_m, данные по столкновительным, электрическим и термохимическим свойствам к настоящему моменту отсутствуют. Кроме того, подчас неизвестен изомерный состав таких кластеров и свойства изомеров, тогда как именно свойства различных форм определяют свойства термодинамически равновесного ансамбля таких кластеров при различных давлениях и температуре.

Определение свойств различных кластеров в настоящей работе базировалось на расчёте геометрических конфигураций кластеров с помощью многошагового эвристического алгоритма, развитого авторами ранее [1]. Для полученных изомерных форм кластеров такие характеристики, как энергия атомизации, энтальпия образования, характеристические колебательные и вращательные температуры, дипольный момент и поляризуемость были рассчитаны на уровне теории UB97-2/aug-cc-pvDZ. Было достигнуто хорошее соответствие полученных результатов с доступными экспериментальными и расчётными данными. Все квантово-химические расчеты были выполнены с использованием программного пакета Firefly [2].

Было показано, что значения дипольного момента и поляризуемости кластера сильно зависят от его структуры, и что некоторые высоко лежащие изомеры обладают аномально большими значениями дипольного момента и статической поляризуемости. На основе предсказанных физических свойств кластеров была вычислена статическая поляризуемость для больцмановских ансамблей каждого класса кластеров. Было показано, что высоко лежащие изомеры могут вносить существенный вклад в значение поляризуемости.

Столкновительные диаметры кластеров, которые широко используются для оценки частоты столкновений и транспортных свойств, были вычислены при помощи процедуры, предложенной авторами ранее [3].

Термодинамические свойства, такие как энтальпия $H(T)$, энтропия $S(T)$ и удельная теплоемкость $C_P(T)$ были вычислены посредством стандартного статистического формализма. При этом предполагалось, что различные изомерные формы кластеров с фиксированными числами n и m находятся в термическом равновесии. Колебательные статистические суммы кластеров рассчитывались в приближении ангармонического осциллятора. Для оценки параметров ангармоничности для каждой моды кластера была получена эмпирическая зависимость для энергии максимального колебательного уровня от колебательной частоты для ковалентных кластеров. Для оценки электронной статсуммы для всех структур изомеров были проведены расчеты вертикальных энергий

возбуждения на базе теории функционала электронной плотности с зависимостью от времени.

Было показано, что учет ангармоничности колебаний кластера приводит к заметному изменению термодинамических функций в диапазоне температур T = 300-6000 K. Эффект от учета электронных степеней свободы кластеров несколько меньше. Самое существенное влияние на термодинамические свойства ансамбля кластеров оказывает вклад от учета изомеров. Их воздействие приводит к немонотонному поведению эффективной удельной теплоемкости ансамблей ковалентных кластеров.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 14-08-31247).

Список литературы

1. B.I. Loukhovitski, A.S. Sharipov, A.M. Starik. Physical and Thermodynamic Properties of AlnCm Clusters: Quantum Chemical Study // J. Phys. Chem. A – 2015. – V. 119, – Pp. 1369–1380.
2. A.A. Granovsky, Firefly V. 8.0.G http://classic.chem.msu.su/gran/firefly/index.html
3. A.S. Sharipov, B.I. Loukhovitski, C.-J. Tsai, A.M. Starik. Theoretical evaluation of diffusion coefficients of (Al2O3)n clusters in different bath gases // Eur. Phys. J. D – 2014. – V. 68, P. 99.

ГОРЕНИЕ УГЛЕВОДОРОДНОГО ТОПЛИВА, СТИМУЛИРОВАННОЕ ПОВЕРХНОСТНЫМ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ РАЗРЯДОМ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ВОЗДУХА

Д.А. Яранцев, ОИВТ РАН, Москва, d.yaran@rambler.ru
С.Б. Леонов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
А.А. Фирсов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский
В.В. Иванов, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Работа посвящена экспериментальному исследованию воспламенения и стабилизации горения топлива с помощью электрического разряда. В работе исследовались механизмы взаимодействия электрического разряда при его замыкании в отрывную зону за уступом со сверхзвуковым потоком воздуха и инжектированным со стенки канала топливом. Исследование мотивировано проблемой запуска горения в сверхзвуковой камере сгорания, а также проблемой стабилизации горения в нерасчетных условиях полета гиперзвукового летательного аппарата. В экспериментальной части работы описаны данные, полученные на импульсной аэродинамической трубе ИАДТ-50 в ОИВТ РАН. В данной работе для воспламенения предлагается использовать приповерхностный электрический разряд, который замыкается на стенку за уступом с анодов, расположенных выше против потока относительно уступа. Продемонстрировано управление геометрией разрядной области с помощью изменения электродной конфигурации. Оптимизация формы и режима работы разряда, а также схемы инжекции топлива, позволила добиться воспламенения и устойчивого горения как водорода, так и этилена в сверхзвуковом потоке воздуха при инжекции топлива со стенки. Численное моделирование инжекции топлива в сверхзвуковом потоке воздуха обозначило дальнейшее направление оптимизации схемы инжекции.

Одна из испытанных схем генератора плазмы приведена на рис.1. Параметры потока в экспериментах на установке ИАДТ-50Г: число Маха M=2.3; T_0=300К, Pst=0.2÷0.3атм. После пробоя на поджигающие катоды разряд сносился потоком воздуха вниз и замыкался в отрывную зону.

В экспериментах варьировался вид топлива (водород, этилен), его расход, менялись геометрические параметры генератора плазмы. Измерялось распределение давления в канале, регистрировалась структура потока с помощью шлирен визуализации, измерялись электрические параметры разряда и с помощью скоростной камеры регистрировалась динамика разряда в потоке. Было проведено численное моделирование на базе пакета FlowVision 3.08, в котором варьировались геометрические параметры инжекции топлива.

В ходе экспериментов была продемонстрирована стабильная работа разряда и возможность управления его формой в отрывной зоне изменением местоположения электродов. Разрядные шнуры следуют линиям тока и повторяют форму отрывной зоны. Водород воспламеняется разрядом при инжекции выше уступа. После оптимизации инжекции и геометрии электродной системы было реализовано воспламенение водорода, инжектированного за уступом. Воспламенение этилена при его подаче выше уступа достигалось только при условии удлинения области взаимодействия разряда и топлива за счет перенесения инжекторов и электродов выше по потоку. Фотография разряда, шлирен фотография потока в области взаимодействия и осциллограммы тока/напряжения на разряде для случая инжекции водорода приведены на рис.2.

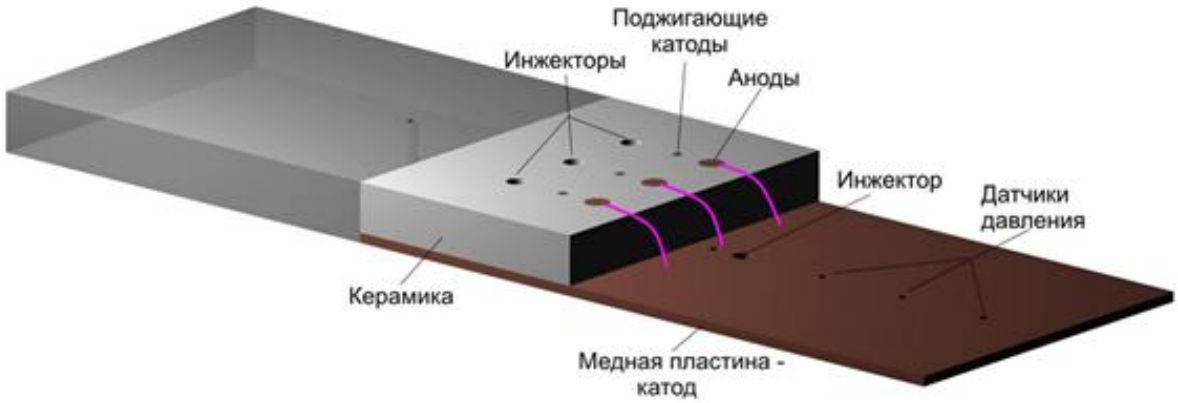
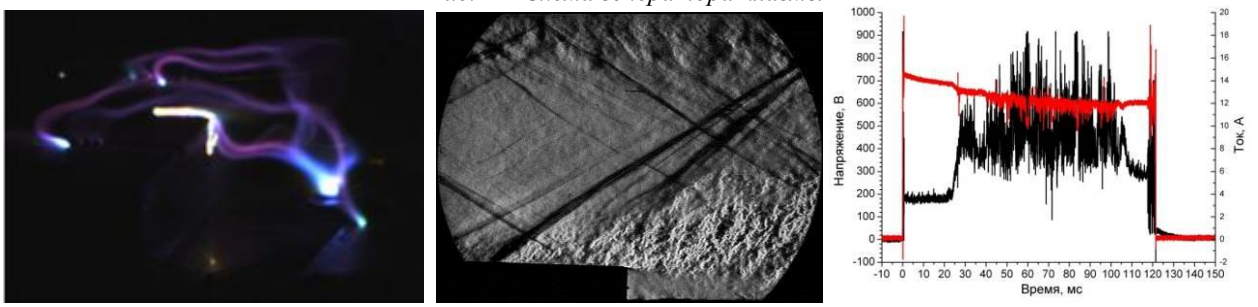


Рис. 1 – Схема генератора плазмы



(а) *(б)* *(в)*

Рис. 2 – Фотография разряда (а), шлирен фотография структуры потока (б) и (в) осциллограммы тока/напряжения (с) при инжекции водорода

Газодинамическое моделирование различных вариантов инжекции топлива показало, что может быть проведена оптимизации схемы инжекции для получения в отрывной зоне за уступом смеси, близкой к стехиометрической. Помещение в расчет объемных источников тепла, моделирующих разряд приводило к воспламенению этилена.

Предложена конфигурация камеры сгорания, основанной на генерации разряда в отрывную зону за уступом. Разработанная схема будет испытана на установке Т131В в ЦАГИ.

Список литературы

1. Savelkin K. V., Yarantsev D. A., Adamovich I. V., Leonov S. B. - Ignition and flameholding in a supersonic combustor by an electrical discharge combined with a fuel injector, Combustion and Flame, published online 8 September 2014, http://dx.doi.org/10.1016/j.combustflame.2014.08.012
2. Leonov S., Sabelnikov V., Vincent-Randonnier A., Firsov A., Yarantsev D. - Mechanism of flameholding in plasma assisted supersonic combustor, 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Russia, St. Petersburg, September 7–12, 2014.
3. http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0014_paper.pdf
4. Leonov S.B., Adamovich I., Yarantsev D.A. - Mixing and Flameholding in Supersonic Combustor by Electrical Discharge // Proceedings of the Society of Engineering Science 51st Annual Technical Meeting, October 1-3, 2014, West Lafayette: Purdue University Libraries Scholarly Publishing Services, 2014. http://docs.lib.purdue.edu/ses2014/mfts/pst/4/
5. Yarantsev D.A., Firsov A.A., Leonov S.B., Savelkin K.V., Ivanov V.V., Voloshenko O.V. – Hydrogen and ethylene ignition in supersonic flow by electrical discharge on experimental testbed T131B of TsAGI., Proceedings of the 13th Workshop on Magneto-Plasma Aerodynamics, Moscow, April 8-10, 2014, pp.101 103.

СЕКЦИЯ 8Б – НЕРАВНОВЕСНЫЕ ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В ГАЗОВЫХ ПОТОКАХ И ГОРЕНИЕ 2

ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ТЕЛА ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ НЕПОЛНОМ СГОРАНИИ ТОПЛИВА

И.С. Аверьков, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
В.Ю. Александров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
К.Ю. Арефьев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.В. Воронецкий, МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва
О.В. Гуськов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
А.Н. Прохоров, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Л.С. Яновский, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Для высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) с внутриатмосферной зоной эксплуатации наиболее перспективными являются силовые установки (СУ), в состав которых входят прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД).

Одним из направлений совершенствования ПВРД является повышение коэффициента полноты сгорания топлива η, который зависит от эффективности смесеобразования, завершенности протекания химических реакций, процессов диссоциации и рекомбинации, а также отвода тепла в стенки камеры сгорания (КС).

Используемые методы вычисления η, представленные в работах других авторов, основаны на различных физических подходах. Учитывая это, значения η, определенные с использованием разных методов, напрямую не могут сравниваться, что делает затруднительным комплексное обобщение расчетно-экспериментальных результатов исследований рабочего процесса в ПВРД.

Наиболее распространенными являются методы введения энергетических потерь, условной коррекции соотношения компонентов и разделения рабочего тела в КС на несколько «зон». Формирование единой системы коэффициентов, описывающих полноту сгорания топлива требует анализа различных моделей и сравнения их между собой.

В работе выполнен сравнительный анализ наиболее распространенных методов определения η, выбраны базовые коэффициенты, учитывающие физико-химическое недогорание топливной смеси, потери на диссоциацию и теплоотвод в стенки КС. На основе полученных данных разработаны рекомендации по использованию рассмотренных моделей и установлено, что наиболее точно прогнозировать физико-химическую неполноту сгорания топлива в КС позволяют двухзонная и трехзонная модели.

Количественные оценки показали, что для ПВРД коэффициент полноты сгорания, учитывающий только потери на диссоциацию составляет 0,7…0,97 и зависит от используемого топлива и температуры в КС. Потери на теплоотвод в стенки КС ПВРД могут достигать 25 % относительно теплоты сгорания топлива. В работе установлены зависимости термодинамических параметров рабочего тела и величины удельного импульса СУ от коэффициента физико-химической полноты сгорания топлива.

Полученные данные могут быть использованы на этапе расчетных и экспериментальных исследований процессов горения топлива в КС ПВРД, а также на этапах стендовой и летной отработки двигателей в составе высокоскоростных ЛА.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ ГЕТЕРОГЕННЫХ КОНДЕНСИРОВАННЫХ СИСТЕМ С БИМЕТАЛЛИЧЕСКИМ ГОРЮЧИМ

В.А. Архипов, НИИ ПММ ТГУ, Томск, leva@niipmm.tsu.ru
Н.Н. Золоторев, НИИ ПММ ТГУ, Томск, nikzolotorev@mail.ru
В.Т. Кузнецов, НИИ ПММ ТГУ, Томск, leva@niipmm.tsu.ru
А.Г. Коротких, НИИ ПММ ТГУ, НИ ТПУ, Томск, korotkikh@tpu.ru

Традиционные гетерогенные конденсированные системы (ГКС), используемые в ракетных двигателях твердого топлива, в качестве металлического горючего обычно содержат порошок алюминия. Известны способы повышения баллистических характеристик ГКС – использование активных горючих компонентов [1], нитраминов и ультрадисперсного порошка (УДП) алюминия путем частичной или полной замены микроразмерного порошка алюминия марок АСД [2, 3], а также катализаторов горения [4], содержание которых составляет до 2 масс. %. в составе смесевых твердых топлив. Одним из перспективных направлений разработки составов ГКС является использование биметаллического горючего (например, алюминия в смеси с другими металлами или их механосплавы), имеющих более высокие значения теплоты сгорания и температуры горения.

Бор имеет высокую теплоту сгорания, воспламеняется при более низкой температуре по сравнению с алюминием и дает меньше конденсированных продуктов сгорания при определенных условиях [5]. В данной работе исследованы характеристики воспламенения и горения модельных ГКС на основе перхлората аммония (ПХА) и бутадиенового каучука СКДМ-80, содержащих смесь порошков алюминия и бора. Коэффициент избытка используемых образцов ГКС не изменялся и составлял 0.5. Соответственно, при частичной или полной замене порошка алюминия на бор в составе ГКС содержание ПХА варьировалось в диапазоне от 69.2 до 73.9 масс %, СКДМ-80 – от 15.8 до 11.1 масс. %. Содержание металлического горючего не изменялось и составляло 15 масс. %.

В результате проведенных исследований воспламенения ГКС на установке лучистого нагрева «Уран-1» установлено, что времена задержки зажигания образцов ГКС уменьшаются на 11–40 % в диапазоне плотности потока излучения 37–135 Вт/см^2 при полной или частичной замене порошка алюминия бором (табл. 1).

Таблица 1. Время задержки зажигания ГКС в зависимости от плотности потока излучения

Образец ГКС, состав	Время задержки зажигания (с) при значении плотности потока излучения		
	q = 37 Вт/см^2	q = 79 Вт/см^2	q = 135 Вт/см^2
Образец 1, 69.2 % ПХА, 15.8 % СКДМ, 15 % Al	0.68 ± 0.07	0.25 ± 0.03	0.09 ± 0.01
Образец 2, 70.8 % ПХА, 14.2 % СКДМ, 10 % Al, 5% B	0.52 ± 0.05	0.15 ± 0.02	0.08 ± 0.01
Образец 3, 73.9 % ПХА, 11.1 % СКДМ, 15 % B	0.56 ± 0.07	0.18 ± 0.02	0.08 ± 0.01

При стационарном горении ГКС в воздухе при атмосферном давлении скорость горения увеличивается с 1.23 до 1.56 мм/с при частичной замене 5 масс. % алюминия бором и до 1.37 мм/с при полной замене алюминия бором в составе топлив. Отметим, что при зажигании и горении ГКС для окисления бора требуется большее количество кислорода, чем для алюминия. Соответственно при полной замене алюминия бором в составе ГКС приводит к увеличению времени задержки зажигания и уменьшению скорости горения.

Работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в соответствии с Федеральной целевой программой «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы», соглашение № 14.578.21.0034, уникальный идентификатор ПНИ RFMEFI57814X0034.

Список литературы

1. Архипов В.А., Бондарчук С.С., Коротких А.Г., Кузнецов В.Т., Громов А.А., Волков С.А., Ревягин Л.Н. Влияние дисперсности алюминия на характеристики зажигания и нестационарного горения гетерогенных конденсированных систем // Физика горения и взрыва. – 2012. – Т. 48. – № 5. – С. 148–159.
2. Muravyev N., Frolov Y., Pivkina A., Monogarov K., Ordzhonikidze O., Bushmarinov I., Korlyukov A. Influence of particle size and mixing technology on combustion of HMX/Al compositions // Propellants, Explosives, Pyrotechnics. – 2010. – Vol. 35. – Iss. 3. – P. 226–232.
3. Архипов В.А., Коротких А.Г., Кузнецов В.Т., Раздобрев А.А., Евсеенко И.А. Влияние дисперсности порошка алюминия на характеристики зажигания смесевых композиций лазерным излучением // Химическая физика. – 2011. – Т. 30. – № 7. – С. 68–76.
4. Архипов В.А., Коротких А.Г., Громов А.А., Кузнецов В.Т., Пестерев А.В., Евсеенко И.А. Влияние каталитических добавок порошков металлов на зажигание высокоэнергетических материалов // Известия вузов. Физика. – 2011. – Т. 54. – № 11/3. – С. 299–306.
5. Kuo K.K., Pein R. Combustion of boron based solid propellants and fuels. – CRC Press, Boca Raton, 1993. – 218 p.

ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ПРОЦЕССА РЕФОРМИНГА УГЛЕВОДОРОДОВ В СИНТЕЗ-ГАЗ ПРИ АКТИВАЦИИ РЕАГЕНТОВ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ РАЗРЯДОМ

И.В. Арсентьев, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
Б.И. Луховицкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, loukhovitski@ciam.ru
А.М. Старик, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, star@ciam.ru

В последнее время активно рассматривается возможность применения синтез-газа (смесь CO и H_2) в качестве альтернативного топлива для наземных энергетических установок и двигателей транспортных систем различного назначения. По сравнению с углеводородами, например, с метаном, синтез-газ обладает рядом преимуществ, таких как высокая теплота сгорания, большая скорость распространения пламени, более широкий диапазон устойчивого горения и возможность сжигания более бедной смеси, что позволяет получить меньшие концентрации загрязняющих веществ на выходе из камеры сгорания [1]. Причем преимущества синтез-газа становятся тем существеннее, чем выше в нем отношение $\beta = H_2/CO$.

Для получения синтез-газа из углеводородного топлива, частности из метана, обычно применяют следующие методы: частичного окисления, паровой конверсии или сухой конверсии [2]. Метод частичного окисления позволяет получить β не выше 2 при приемлемой степени конверсии, а метод паровой конверсии – не выше 3. Однако, паровая конверсия проходит с существенным поглощением тепла и требует заметного времени пребывания смеси в реакторе, поэтому в малогабаритных устройствах, необходимых для транспортных систем, β может оказаться ниже. Для повышения доли водорода в синтез-газе организуется процесс доокисления CO в присутствии паров воды:

$$CO + H_2O = CO_2 + H_2.$$

В данной работе численно исследовалась возможность интенсификации этого процесса путем активации молекул H_2O и CO в электрическом разряде.

Рассматривалось одномерное течение в реакторе длинной 1 м со скоростью потока на входе 10 м/с. Для изучения возможности интенсификации этого процесса считалось, что пары воды предварительно прошли через электрический разряд, в котором часть молекул H_2O диссоциирует, а затем продукты подаются в реактор. На рис. 1 показана мольная доля водорода на выходе из реактора в зависимости от начальной температуры смеси. Видно, что существенная степень реформинга достигается только при начальных температурах ~ 1600 К в случае отсутствия активации молекул H_2O в разряде. Был также проведен расчет для случая активации молекул H_2O в разряде при степени диссоциации паров воды α = 1% и 2% (штриховые кривые 1 и 2). Диссоциация даже 1% молекул H_2O позволяет существенно (до 1300 – 1400 К) снизить начальную температуру процесса при таком же количестве водорода на выходе. Для оценки эффективности метода с учетом дополнительной энергии, затраченной на диссоциацию, были построены штрихпунктирные кривые 1 и 2. Здесь начальная температура смещена на величину, до которой можно было бы нагреть газ, используя энергию, затраченную на диссоциацию. С учетом этой энергии, эффективность рассматриваемого метода получения H_2 при паровой конверсии CO несколько снижается, но все равно остается заметной. Также видно, что эффективность процесса не сильно растет с увеличением степени диссоциации. В работе также рассмотрена возможность интенсификация паровой конверсии метана при активации молекул H_2O в разряде.

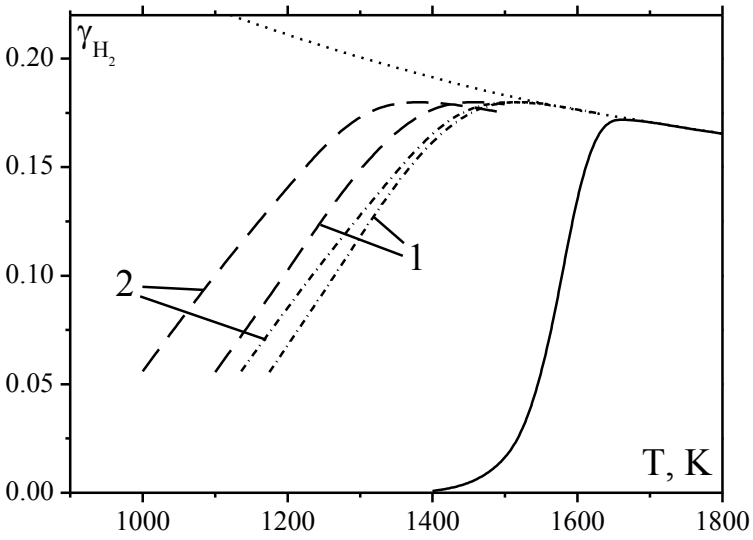


Рис. 1 – Зависимость концентрации водорода на выходе из реактора от начальной температуры при реакции CO с H2O при атмосферном давлении. Пунктиром показано равновесное значение при данной температуре. Сплошная линия – результат расчета для случая, когда вода не подвергается воздействию электрического разряда. Штриховые кривые 1 и 2 отвечают степени диссоциации паров воды в разряде α = 1% и 2%

Список литературы

1. В.Е. Козлов, А.М. Старик, Н.С. Титова, И.Ю. Ведищев. О механизмах образования экологически опасных соединений в гомогенных камерах сгорания // Физика горения и взрыва. — 2013. — Т. 49, № 5. — С. 17–33.
2. A.M. Starik, P.S. Kuleshov, B.I. Loukhovitski, N.S. Titova. Theoretical study of partial oxidation of methane by non-equilibrium oxygen plasma to produce hydrogen rich syngas // Int. J. Hydrogen Energy. — 2015. — V. 40. — C. 9872 – 9884.

НОРМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ СТЕХИОМЕТРИЧЕСКОЙ СМЕСИ НАФТИЛА С ВОЗДУХОМ

М.Г. Брюков, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
С.М. Сергеев, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
В.А. Кудряшов, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
Н.В. Петрухин, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва
О.А. Прокопенко, ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», Москва

Полученные данные по измерению нормальной скорости распространения ламинарного пламени представляют собой ценный экспериментальный материал для проверки расчётных моделей, описывающих кинетику химии горения и физику процессов тепломассопереноса. Эти модели в последнее время широко и продуктивно используются для численного моделирования и разработки перспективных, более экономичных и экологически чистых камер сгорания тепловых двигателей и систем нагревания. При разработке альтернативных и суррогатных топлив очень важно проводить сравнение нормальной скорости воспламенения газовых смесей окислителя с топливом, которое уже проверено в реальных условиях горения, с разрабатываемыми топливами.

В представленных исследованиях измерения нормальной скорости распространения ламинарного адиабатического пламени проводилось в сферическом реакторе (радиус реактора R = 6,9 см) постоянного объёма (максимальное давление в реакторе до 50 атм) с центральным искусственным зажиганием. Энергия разряда в свече зажигания во всех экспериментах была порядка 0,1 Дж с длительностью вспышки не превышающей 10 мкс. После искусственного воспламенения исследуемой горючей газовой смеси регистрировалась зависимость давления в реакторе от времени P(t). Типичная временная зависимость P(t), измеренная для стехиометрической смеси воздуха с нафтилом, показана на рисунке 1. По измеренной зависимости P(t) определяли нормальную скорость воспламенения применяя теорию распространения пламени в замкнутом сферическом объёме с центральным искусственным зажиганием, которая описана подробно в книге [1].

На рисунке 2 представлены температурные зависимости нормальной скорости пламени в стехиометрической смеси паров нафтила с воздухом. Полученные температурные зависимости хорошо описываются Аррениусовыми зависимостями. Метод наименьших квадратов даёт следующие выражения для температурных зависимостей при давлениях 110 и 200 кПа соответственно. Полученные зависимости 1, 2 с хорошей точностью воспроизводят экспериментальные данные. Максимальные относительные отклонения экспериментальных данных от вычисленных значений по формулам 1 и 2 составляют всего 2,0 % и 2,5% соответственно. По нашим литературным данным, температурные зависимости скорости воспламенения нафтила получены впервые.

$$V_n(T) = (1282 \pm 86)\cdot\exp\left(-\frac{1472 \pm 35\ K}{T}\right)\ \text{см/с}, \qquad (1)$$

$$V_n(T) = (753 \pm 32)\cdot\exp\left(-\frac{1264 \pm 26\ K}{T}\right)\ \text{см/с} \qquad (2)$$

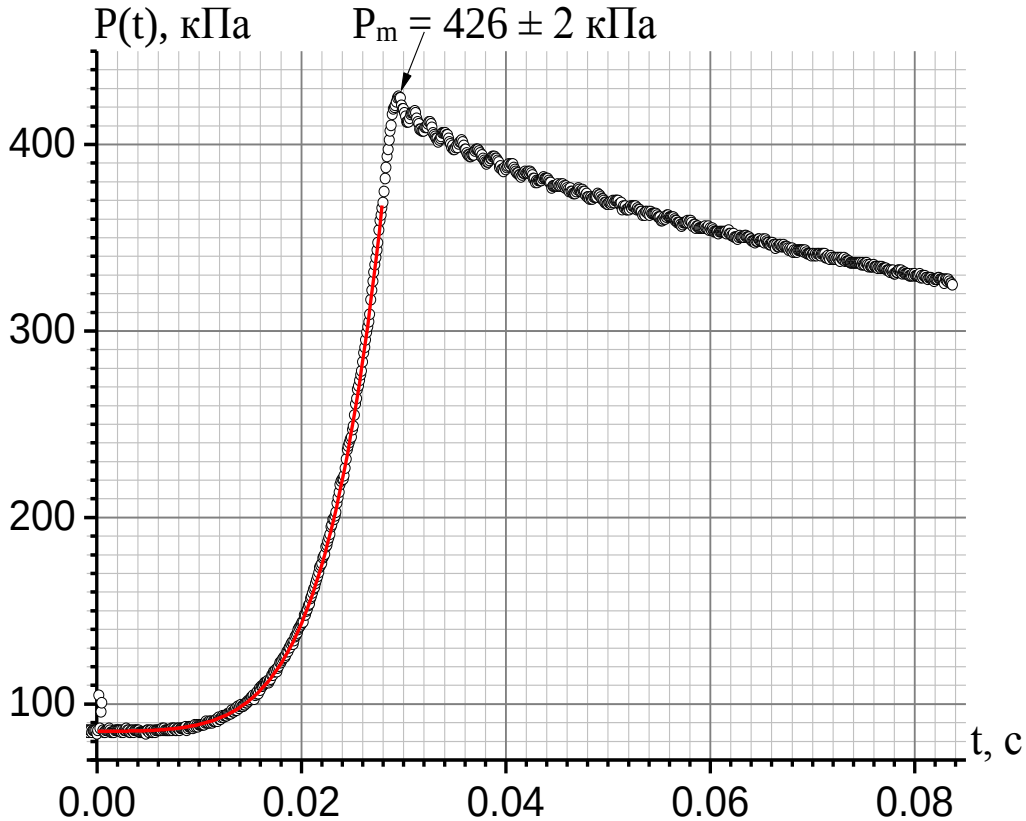


Рис. 1 – Типичная временная зависимость давления в реакторе, полученная в эксперименте с искусственным зажиганием. Начальные условия в реакторе: давление Po = 85,44 кПа, температура To = 523 K, молярные концентрации компонентов топливно-воздушной смеси [N2] = 78,18 %, [O2] = 20,72 %, [нафтил] =1,10 %, коэффициент избытка топлива α = 1,0

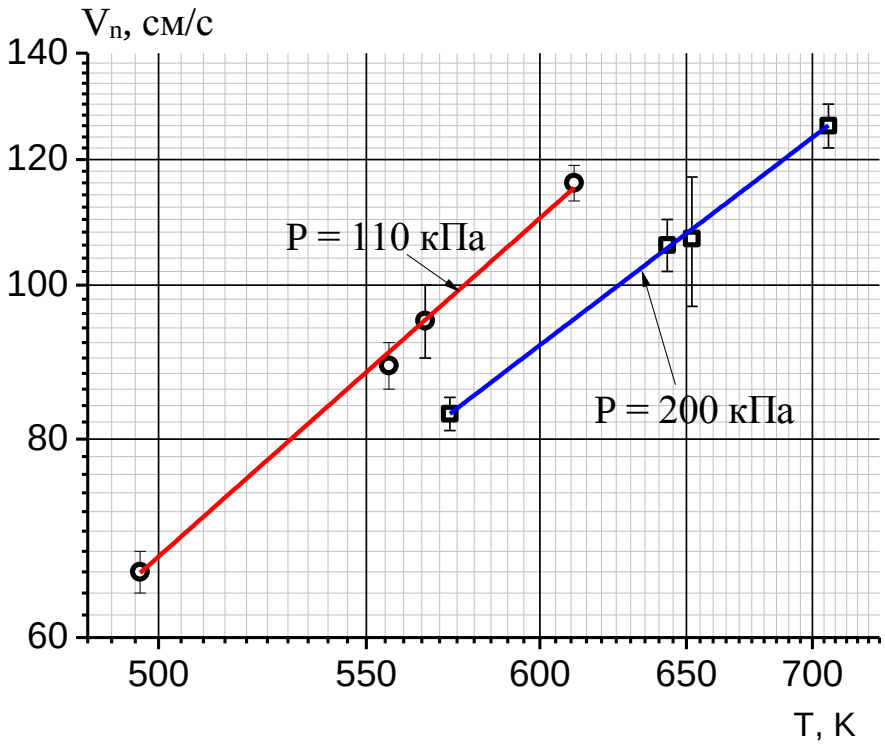


Рис. 2 – Температурные зависимости скорости распространения ламинарного пламени в воздушной смеси с нафтилом с коэффициентом избытка кислорода α = 1,0 (стехиометрическая смесь), измеренные при двух различных давлениях, 110 и 200 кПа

Список литературы

1. Б. Льюис, Г. Эльбе “Горение, пламя и взрывы в газах.” Издательство «Мир», Москва 1968 с. 308 – 319.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО ВЗРЫВА ГРАНУЛ С ВНУТРЕННИМ ТЕПЛОВЫДЕЛЕНИЕМ В СЛУЧАЙНОМ ПОЛЕ ТЕМПЕРАТУР

Д.Д. Галдина, МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Galdina.Daria@gmail.com
И.В. Деревич, МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, DerevichIgor@bmstu.ru

Тепловой взрыв – резкий рост температуры гранул с внутренним тепловыделением за счет экзотермических химических реакций является аварийной ситуацией в различных энергетических устройствах. Отметим также, что флуктуации температуры среды – естественная черта турбулентных неизотермических потоков с химически реагирующими частицами. Скорость химической реакции моделируется законом Аррениуса. Изменение концентрации реагента внутри гранулы не учитывается. Тепло за счет теплоотдачи отводится с поверхности гранулы в окружающую жидкую среду с флуктуирующей температурой.

Для детерминированных условий критерии возникновения теплового взрыва хорошо изучены [1-3]. Основным критерием является превышение температурой гранулы некоторого критического значения. Можно оценить характерное время роста температуры гранулы за счет экзотермических химических реакций. Вторым временным масштабом

служит оценка времени отвода тепла из объема гранулы – время тепловой релаксации. Время тепловой релаксации зависит от интенсивности теплоотдачи с поверхности гранулы. Если характерное время роста температуры за счет химической реакции станет меньше, чем время тепловой релаксации – произойдет тепловой взрыв.

В литературе уделяется существенное внимание влиянию случайных шумов на поведение динамических систем, обладающих взрывными свойствам [4, 5]. Существуют работы [6], в которых флуктуации температуры среды моделируются дельта-коррелированным во времени случайным процессом (белый шум). Флуктуации температуры реальных процессов имеют конечное время вырождения автокорреляционной функции. Характерным временем жизни энергоемких флуктуаций температуры среды служит интегральный временной масштаб. В этом случае в проблеме тепловой устойчивости гранулы появляются три временных масштаба: характерное время роста температуры в результате химической реакции, время тепловой релаксации гранулы и интегральный временной масштаб флуктуаций температуры среды. Учет временной структуры флуктуаций температуры среды в процессе теплового взрыва приводит к ряду новых принципиальных эффектов, которые в литературе пока не изучены.

В современных теоретических исследованиях показано, что действие цветного шума качественно меняет характер поведения систем взрывного типа по сравнению с приближением белого шума [5]. Конечность времени вырождения корреляции случайных внешних параметров вызывает самоускоряющийся дрейф системы к критическим условиям начала взрыва. Цель настоящей работы проиллюстрировать эффект влияния временной структуры флуктуаций температуры на процесс потери тепловой стабильности гранулы с внутренним тепловыделением.

В настоящей работе учитывается временная структура флуктуаций температуры среды, в которую погружена гранула с внутренним тепловыделением. Изучение воздействия флуктуаций температуры среды на случайные тепловые параметры гранулы может реализуется двумя путями.

Во-первых, методом прямого численного моделирования на основе решения системы стохастических обыкновенных дифференциальных уравнений (СОДУ). Метод решения системы СОДУ иллюстрирует детальную динамику поведения температуры гранулы с внутренним тепловыделением.

Второй метод использует функцию плотности вероятности (ФПВ) распределения случайной температуры гранулы. Получено замкнутое уравнение для ФПВ – прямое уравнение Колмогорова. Конечное время вырождения флуктуаций температуры среды приводит к самоускорению дрейфа температуры гранулы к критическому значению начала теплового взрыва.

Случайный процесс флуктуаций температуры гранулы независимо от начальной температуры за конечное время пересечет границу, после которой наступает тепловой взрыв [7]. Этот эффект изучается на основе обратного уравнения Колмогорова, являющегося сопряженным прямому уравнению (См., например, [8]). С использованием обратного уравнения Колмогорова записано уравнение для среднего времени первого пересечения температурой гранулы критического уровня. Этот временной интервал можно трактовать как время ожидания теплового взрыва. Представлены результаты расчетов времени ожидания теплового взрыва для различных значений параметра тепловой инерции гранулы и интенсивности флуктуаций температуры среды. Показано, что время ожидания теплового взрыва для белого шума, аппроксимирующего флуктуации температуры среды, существенно превосходит значения, полученные для представления флуктуаций температуры среды цветным шумом. Результаты расчетов времени ожидания теплового взрыва аналитическим методом и прямым численным моделированием удовлетворительно согласуются. Также проведено исследование на основе взаимосвязанной системы дифференциальных уравнений для моментов: осредненной температуры и дисперсии флуктуаций температуры гранулы. Показано, что флуктуации

температуры качественно меняют ситуацию по сравнению с детерминированным описанием. Вследствие взаимного влияния флуктуаций температуры гранулы и ее осредненной температуры реализуется самоускоряющийся дрейф температуры гранулы к критической температуре, после которой наступает потеря тепловой стабильности. Во флуктуирующем поле температуры тепловой взрыв возникает при начальной температуре гранулы, при которой в детерминированных условиях взрыв, в принципе, невозможен.

Список литературы

1. Зельдович Я.Б., Баренблатт Г.И., Либрович В.Б., Махвиладзе Г.М. Математическая теория горения и взрыва. М.: Наука. 1980.
2. Франк-Каменецкий Д.А. Диффузия и теплопередача в химической кинетике. М.: Наука. 1987.
3. Варнатц Ю., Маас У., Диббл Р. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ. М.: Физматлит, 2003.
4. Гардинер К.В. Стохастические методы в естественных науках. М.: Мир. 1986
5. Liang G.Y., Cao L., Wu D.J. Approximate Fokker–Planck equation of system driven by multiplicative colored noises with colored cross-correlation //Physica A. 2004. V. 335. P. 371 – 384.
6. Федотов С.П., Третьяков М.В. О стохастическом воспламенении частицы// Химическая физика. 1991. Т. 10, № 2. С. 238-241.
7. Тихонов В.И., Хименко В.И. Выбросы случайных процессов. М.: Наука. 1970.
8. Кляцкин В.И. Стохастические уравнения и волны в случайно-неоднородных средах. М.: «Наука». 1980.

МОДЕЛИРОВАНИЕ БЕДНОГО СРЫВА ПЛАМЕНИ В ГОРЕЛОЧНЫХ УСТРОЙСТВАХ В ТРЕХМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ

И.А. Зубрилин, СГАУ, Самара, zubrilin416@mail.ru
Р.А. Зубрилин, СГАУ, Самара, zubrilin.roma@yandex.ru
О.В. Коломзаров, СГАУ, Самара, kolomzarov@gmail.com
С.Г. Матвеев, СГАУ, Самара, msg@ssau.ru

Одним из основных требований к камерам сгорания (КС), определяющих её надежность, является стабильное горение на всех режимах работы двигателя. Выполнение данного требования становится особенно актуально при организации «бедного» горения в первичной зоне КС для снижения выбросов NO_x. Прогнозирование границы устойчивой работы является актуальной как на этапе проектирования КС, так и на этапе её доводки.

В работе проведен анализ существующих полуэмпирических моделей прогнозирования границы «бедного» срыва пламени в КС ГТУ, предложена методика расчета срывной характеристики с использованием нестационарного трехмерного моделирования, проведено экспериментальное исследование влияния различных режимных параметров на границу бедного срыва за двухконтурной вихревой горелкой.

В результаты работы было получено, что, как правило, модели для предварительной оценки срывных характеристик (так называемые макромодели) формируются на основе какой-либо теории стабилизации пламени (контактной, тепловой,

реактор идеального смешения) и представляют из себя зависимость максимально допустимого значения коэффициента избытка воздуха α_{max} от ряда параметров. Среди таких параметров чаще всего используются: режимные параметры двигателя (P_k и T_k), параметры, характеризующие зону горения КС (её объем, длина или диаметр, расход воздуха или характерная скорость) и эмпирические константы. Реже подобные комплексы учитывают влияние интенсивности турбулентности, характеристик топлива и конструктивных особенностей элементов фронтового устройства и жаровой трубы. Одним из основных параметров, напрямую или косвенно участвующих в расчетах, является коэффициент избытка воздуха в зоне обратных токов $\alpha_{зот}$. В ряде работ существуют методики, позволяющие с некоторой точностью спрогнозировать $\alpha_{зот}$, однако, для горелочных устройств с двумя топливными контурами (для предварительного смешения и пилотного пламени) данная методика отсутствует. Принятые в моделях константы в основном определяют взаимосвязь геометрии фронтового устройства и характеристик зоны обратных токов, и для их определения требуется проведение натурных или численных экспериментальных исследований.

Поскольку для экспериментального получения срывных характеристик необходимо изготовление дорогостоящего прототипа, в работе предложена методика нестационарного трехмерного моделирования процессов горения на базе метода крупных вихрей. Рассмотрены возможные варианты задания турбулентности на входной границе, исследовано влияние размеров конечных элементов и моделей горения на результаты расчета «бедного» срыва пламени. Предложенная методика отработана и верифицирована на горении предварительно подготовленной смеси на моделях уголкового стабилизатора пламени и модульной вихревой горелки, и горении частично подготовленной смеси на модельной горелке ГТУ.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ И ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ В ГОРЕЛОЧНОМ МОДУЛЕ КС ГТД

Д.К. Шараборин, ИТ СО РАН, НГУ, Новосибирск, shdk@itp.nsc.ru
А.С. Лобасов, ИТ СО РАН, НГУ, Новосибирск
В.М. Дулин, ИТ СО РАН, НГУ, Новосибирск
И.М. Верещагин, РГАТУ, Рыбинск
Ш.А. Пиралишвили, РГАТУ, Рыбинск
Д.М. Маркович, ИТ СО РАН, Новосибирск

Для стабилизации пламени в камерах сгорания, часто используется закрутка потока, поскольку она позволяет обеспечить устойчивое горение в относительно небольшом объеме, а так же способствует достижению хороших характеристик поджига смеси в широком диапазоне рабочих расходов её компонент [1-3]. В настоящее время методы панорамной лазерной диагностики являются стандартными инструментами для исследования гидроаэромеханики турбулентных течений и потоков с горением. Наиболее распространенные из них основаны на регистрации лазерно-индуцированной флуоресценции (ЛИФ), рассеяния Релея (РР), спонтанного комбинационного рассеяния (СКР) и анемометрии по изображениям частиц (PIV) [4-6]. Использование этих методов позволяет проводить точные измерения скорости, концентраций и температуры с высоким пространственным и временным разрешением, не оказывая существенного влияния на объект исследования.

Целью данной работы являлось детальное экспериментальное исследование газодинамической картины течения и режимов горения в перспективном вихревом форсуночногорелочном модуле камеры сгорания газотурбинного двигателя.

Измерительная система представляет собой комбинацию панорамной ЛИФ системы и PIV системы в стереоскопической конфигурации. Комбинация панорамной ЛИФ системы с PIV системой позволила провести одновременные измерения трехкомпонентных полей мгновенной скорости потока, по которым были рассчитаны средние по времени значения скорости, а также, измерения мгновенных полей концентрации пассивной примеси ацетона (для случая без горения) и мгновенных полей интенсивности ЛИФ радикала OH* (для случая с горением). Результаты измерений методом PIV позволяют сделать вывод, что для приосевой области поля скорости характерно наличие возвратного течения, которое сформировано внутри закрученного потока, истекающего вдоль внутренних стенок горелочного устройства.

Список литературы

1. A. Gupta, D. Lilley, N. Syred, Swirl Flows, Abacus Press, Kent, 1984.
2. N. Syred, J. Beér, Combustion in swirling flow: A review, Combustion and Flame 23, 1974, pp. 143–210.
3. R. Weber, J. Dugué, Combustion accelerated swirling flows in high confinements, Progress in Energy and Combustion Science 18, 1992, pp. 349–367.
4. E. P. Hassel and S. Linow, Laser Diagnostics for Studies of Turbulent Combustion, Measurement Science and Technology, Vol. 11, No. 2, 2000, pp. R37-R57.
5. A. C. Eckbreth, Laser Diagnostics for Combustion Temperature and Species, Gordon and Breach, Netherlands, 1996.
6. M. Raffel, C. Willert, J. Kompenhans, Particle Image Velocimetry, Springer, Berlin Heidelberg, New York, 1998.

ЭМПИРИЧЕСКОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТЕЙ НУКЛЕАЦИИ В КАПЛЕ, ОБДУВАЕМОЙ ПОТОКОМ СУХОГО ВОЗДУХА

Н.Е. Шишкин, ИТ СО РАН, Новосибирск
М.П. Анисимов, ИТ СО РАН, НГУ, Новосибирск
И.С. Бердюгина, КТИНП СО РАН, Новосибирск
В.И. Терехов, ИТ СО РАН, НГУ, Новосибирск

Приводятся результаты экспериментальных исследований динамики центров вскипания на поверхности капли воды, обдуваемой потоком сухого воздуха. Предложена упрощенная модель интенсификации убывания массы капли в результате спонтанной генерации паровых зародышей в поверхностном слое жидкости. В опытах подвешиваемые жидкие капли с начальным диаметром ~ 2 мм обдувались воздухом низкой влажности ~ 1-2% со скоростью 2 – 5 м/с. Измерения распределений температуры поверхностей капель были проведены с помощью тепловизора Thermo Tracer TH7102MV, который позволял также регистрировать изменение размеров капель и динамику числа центров кипения от времени.

С помощью термографии были проведены серии измерений распределениия температуры на поверхности испаряющейся капли воды. Погрешность измерения не превышала 0,2^{o}C. Оцифровка видеоизображения объекта позволяла количественно определять размер капли и расчитывать изменение её геометрических параметров от

времени. Последнее позволяло оценивать интегральные характеристики интенсивности испарения жидкости на межфазовой границе. Более подробно процедура проведения экспериментов и обработки результатов изложена в работе [1].

Термографическая методика не позволяла регистрировать моменты вскипания, поэтому количество центров вскипания определялось по числу областей, имеющих наиболее низкую температуру на тепловизионном изображении капли. Понижение могло достигать нескольких градусов по отношению к средней температуре капли. Нормировка количества центров вскипания на время наблюдения (время экспозиции кадра), на объем слоя вскипания и фактор формы (отношение площади поверхности шара к площади наблюдения) позволяла получить число зародышей пара, возникающих за единицу времени в единичном объеме верхнего слоя водяной капли.

Интуитивно представляется, что наибольшие градиенты температуры (и количество центров вскипания) возникают в верхнем слое капли. Более глубокие слои капли играют роль термостата, сглаживая температурные неоднородности в верхнем слое капли. Однако специальных оценок радиальных градиентов температуры на данном этапе не проводилось. Распределение центров кипения по поверхности капли принималось однородным. За нуклеирующий объем принимался внешний слой капли, в котором наблюдались акты вскипания, достаточно хорошо определяемые тепловизором. Для расчета скорости нуклеации использовалась формула: $J=Nk/\tau V$; где J – скорость нуклеации (Число событий, т.е. центров вскипания в единичном объеме, см^3, за единичное время, 1 сек).

Среднее число событий вскипания (N) получаем осреднением точек с пониженной температурой по нескольким кадрам тепловизора, т.е. суммарное число точек по n кадрам, деленное на n (при одном и том же поле зрения тепловизора на всех кадрах). Среднее число вскипаний определялось на выделенном участоке кадра, который экспонировался в интервале времени τ. В нашем случае принималось, что $\tau = 0{,}25$ сек. k – фактор формы, позволяющий определять число центров вскипания в расчетах на всю шаровую поверхность. Выбранный участок поверхности на кадре меньше поверхности шара, поэтому фактор формы больше единицы. V – объем метастабильного слоя на капле, т.е. слоя вскипания.

Из серии предварительных измерений была найдены средние скорости зародышеобразования на поверхностях капель с погрешностью 10% для скорости обдувающего потока 1.74 м/с и температуры обдувающего потока 23.8 ^{o}C, соответственно, равные: $7.3\cdot10^5$ см$^{-3}$с$^{-1}$ в одной серии измерений и $18.9\cdot10^5$ см$^{-3}$с$^{-1}$ для капель диаметром 2.20 и 1.50 мм, соответственно. Температура нуклеации составила 9.6 ^{o}C в первой и 10.1 ^{o}C во второй серии измерений. Получено качественное совпадение с данными, опубликованными в работе [2]. Однако сравнивать результаты измерений скоростей нуклеации настоящей работы с известными еще недостаточно корректно, поскольку на наш взгляд необходимо выполнить подробное моделирование тепло-массобмена в капле, помещенной с поток сухого газа и уточнить температуру нуклеации при вскипании поверхностного слоя капли. Однако, развитие приведенной выше схемы измерений перспективно для создания нового метода количественного измерения скоростей нуклеации при вскипании жидкости на поверхности капель, находящихся в газовом потоке.

Список литературы

1. Терехов В.И., Терехов В.В., Шишкин Н.Е. Инж. физ. журн. – 2010. – №5. – С. 829-836.
2. Скрипов В.П., Синицын Е.Н. Теплофизические свойства жидкостей в метастабильном состоянии. – 1980. Атомиздат, Москва. С. 209.

ИЗУЧЕНИЕ ХИМИЧЕСКОЙ И ТЕПЛОВОЙ СТРУКТУРЫ ПЛАМЕНИ ПРЕДВАРИТЕЛЬНО ПЕРЕМЕШАННОЙ СМЕСИ $CH_4/O_2/AR$ ПРИ ДАВЛЕНИЯХ 1-5 АТМ МЕТОДОМ ЗОНДОВОЙ МОЛЕКУЛЯРНО-ПУЧКОВОЙ МАСС-СПЕКТРОМЕТРИИ И МОДЕЛИРОВАНИЯ

А.Г. Шмаков, ИХКГ СО РАН, НГУ, Новосибирск, shmakov@kinetics.nsc.ru
Д.А. Князьков, ИХКГ СО РАН, НГУ, Новосибирск
А.М. Дмитриев, ИХКГ СО РАН, НГУ, Новосибирск
Т.А. Большова, ИХКГ СО РАН, Новосибирск
А.Г. Терещенко, ИХКГ СО РАН, Новосибирск
А.А. Палецкий, ИХКГ СО РАН, Новосибирск
О.П. Коробейничев, ИХКГ СО РАН, Новосибирск

Метан является основным компонентом природного газа, а также промежуточным продуктом горения тяжёлых углеводородов. Любой детальный химико-кинетический механизм горения тяжёлых углеводородов включает реакции окисления метана. Как правило, горение в используемых на практике устройствах происходит при давлениях выше атмосферного, поэтому понимание химии горения метана в условиях, близких к реальным, представляет большой интерес в связи необходимостью разработки и проверки химических механизмов горения топлив.

В работе методами молекулярно-пучковой масс-спектрометрии и микротермопар измерена структура ламинарных предварительно перемешанных пламён метан/кислород/аргон с различными коэффициентами избытка горючего, стабилизированных на плоской горелке при давлениях 1, 3 и 5 атм. Измерены профили мольной доли реагентов (CH_4, O_2), основных стабильных продуктов горения (CO_2, H_2O, H_2, CO) и промежуточных соединений, таких как этилен, ацетилен, а также радикалы H, OH, CH_3. Экспериментальные данные сопоставлены с результатами численного моделирования с использованием пакета программ Premix и двух детальных механизмов химических реакций горения метана, предложенных в литературе [1,2]. Установлено, что оба механизма удовлетворительно описывают профили мольной доли таких соединений как CH_4, O_2, H_2O, CO, CO_2, H_2, H, OH, CH_3, а также их изменение с давлением. Однако обе используемых модели даже качественно не предсказывают снижение максимальных мольных долей ацетилена и этилена с увеличением давления, которое наблюдалось в экспериментах. Проведённый кинетический анализ позволил объяснить наблюдаемые закономерности с ростом давления и указал на необходимость уточнения в этих механизмах той части, которая ответственна за образование ацетилена и этилена при различных давлениях.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований по гранту № 13-03-00823.

Список литературы

1. G.P. Smith, D.M. Golden, M. Frenklach, N.W., Moriarty, B. Eiteneer, M. Goldenberg, C.T. Bowman, R.K. Hanson, S. Song, W.C. Gardiner Jr., V.V. Lissianski, and Z. Qin, GRI Mech 3.0, 1999, http://www.me.berkeley.edu/gri_mech/.
2. W. K. Metcalfe, S. M. Burke, S. S. Ahmed, H. J. Curran, A Hierarchical and Comparative Kinetic Modeling Study of C1-C2 Hydrocarbon and Oxygenated Fuels, Intl. J. Chemical Kinetics 45 (2013) 638-675. Release date: August 26th 2013, http://www.nuigalway.ie/c3/Mechanism_release/frontmatter.html

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОМПЛЕКСНОГО ПРОСТРАНСТВА ДЛЯ РАСЧЕТА НЕРАВНОВЕСНЫХ ПРОЦЕССОВ

Е.Г. Якубовский, НМСУГ, yakubovski@rambler.ru

Существуют ламинарные решения в круглом трубопроводе как в случае решения уравнения Навье – Стокса, так и в случае энергетического уравнения. Считая радиус, зависящим от продольной координаты трубопровода, введем среднеквадратичный тангенс наклона шероховатости трубопровода. При этом решение становится комплексным в турбулентном режиме, и мнимая часть решения описывает турбулентные пульсации температуры и концентрации среды. Причем начало комплексного решения – температуры, соответствует кратному корню нелинейного уравнения по определению температуры. При этом выполняется условие равновесия системы и равенство нулю производной по температуре, так как в начале комплексного решения значение температуры кратное, и становится комплексным. При этом действительное решение прерывается, оно стремится к бесконечности, но имеется комплексное решение, которое описывает взрыв горючего вещества. Комплексное решение описывает пульсирующий режим взрыва при асимптотически постоянной комплексной температуре. Его мнимая часть описывает пульсации, как температурные, так и концентрационные. Необходимость комплексного турбулентного решения нелинейных уравнений в частных производных описано в [1]. Особенности решения этих уравнений описаны в [2],[3].

Существует три гидродинамических уравнения, описывающие детонацию в газах, это уравнение Навье – Стокса, энергетическое уравнение и диффузионное уравнение. Для простоты изложения диффузионное уравнение рассматривать не будем. При этом решение уравнения Навье – Стокса и энергетического уравнения комплексное, мнимая часть которого описывает пульсирующий режим.

Будем рассматривать постоянную стационарную температуру потока при переменной плотности среды. Следующий член асимптотики опишет изменение температуры. Так как внешнее воздействие имеется только для продольной оси $\ln P(z) = \ln P_2 + \frac{\ln P_1 / P_2}{L} z$, где P_2, P_1 давление в начальной и конечной части трубопровода, величина L это длина трубопровода, радиальной и угловой скоростью пренебрегаем. Получаем изменение давления $P(z) = P_2 \exp(-\frac{z}{L} \ln P_2 / P_1)$. Значит, плотность тоже убывает $\rho(z) = \rho_0 \exp(-\frac{z}{L} \ln P_2 / P_1)$, значит, скорость потока растет.

При большом перепаде давления или большом числе Рейнольдса параболический профиль скорости устанавливается на малом расстоянии. Формулы для профиля скорости и температуры при этом описаны в [4].

$$V_z(r,z,t) = V_0(t)[1 - r^2 / a_0^2(z)] \frac{\rho_0}{\rho(z)}$$

$$T(r,z,t) = [T(t) - T_0][1 - r^4 / a_0^4(z)]$$

Получим из уравнения Навье – Стокса и энергетического уравнения, обыкновенные дифференциальные уравнения, подставив в них значение скорости и температуры, и проинтегрировав по пространству, при этом получатся среднее значение скорости и температуры. Приведем полученное уравнение к безразмерному виду

$$\frac{\partial R_0}{\partial \tau} F(z) = F^2(z)[1/R_{cr} - a\ln(P_2/P_1)/(2L)]R_0^2 - 2R_0 F(z) + \frac{P}{8}; P = \frac{RTd^3}{\mu\nu^2 L}\ln P_2/P_1$$

$$F(z) = \exp[\frac{z}{L}\ln(P_2/P_1)], \tau = 24t\cdot\nu/d^2, R_0 = V_0 d/\nu, R_{cr} = 12/\sqrt{<(da/dz)^2>} = l/\delta$$

$$2\frac{\partial\theta(\tau)}{\partial\tau} = \frac{5R_0(\tau)\theta(\tau)}{4}\exp[\frac{z}{L}\ln(P_2/P_1)] - R_{cr}\theta(\tau)\frac{9\chi}{4\nu} +$$

$$+ R_{cr}R_0^2(\tau)\{1 + \frac{a_0^2}{L^2}\ln^2(P_2/P_1)\exp[\frac{2z}{L}\ln(P_2/P_1)]\} + R_{cr}Q_0\exp\{[\alpha/3 + o(1)]\theta]$$

$$\theta = \frac{c_p(T - T_0)d^2}{\nu^2}; \alpha = \frac{\nu^2 U}{c_p k T_0^2 d^2} << 1$$

В докладе будет описан алгоритм определения значения числа Рейнольдса R_0, когда действительное решение этой системы нелинейных уравнений не существует, а существует комплексное решение. При этом можно будет определить комплексную скорость и температуру потока, где мнимая часть этих величин описывает турбулентные пульсации. Причем можно будет определить влияние шероховатости стенок на параметры потока.

Так как скорость потока экспоненциально растет, то можно определить расстояние образования ударной волны.

Выводы

Решение в комплексной плоскости энергетического уравнения и уравнения Навье – Стокса для сжимаемой среды позволяет описать пульсирующий турбулентный режим течения в газах. При этом в результате решения скорость потока растет, что приводит к образованию ударной волны. Можно вычислить расстояние, при котором ударная волна образуется, что определяет длину трубы, в которой образуется ударная волна. Комплексное решение для течения не сжимаемой жидкости было проверено при вычислении коэффициента сопротивления круглого трубопровода в зависимости от числа Рейнольдса и степени шероховатости. Графики совпали с графиками Никурадзе см.[5].

Список литературы

1. Якубовский Е.Г. Комплексные ограниченные решения уравнений в частных производных. Материалы международной научно-практической конференции. Теоретические и практические аспекты естественных и математических наук. Новосибирск: Изд. «Сибак», 2012, с. 19-30.
2. http://sibac.info/index.php/2009-07-01-10-21-16/5809-2013-01-17-07-57-12
3. Якубовский Е.Г. Хаотические решения обыкновенных дифференциальных уравнений Сборник статей по материалам XVI международной научно-практической конференции №3 (15). Естественные и математические науки в современном мире. Новосибирск: Изд. «Сибак», 2014, с. 46-53. http://sibac.info/13720
4. Якубовский Е.Г. Описание хаотических решений с помощью ряда Лорана с существенной особой точкой Сборник статей по материалам XVII международной научно-практической конференции №4 (16). Естественные и математические науки в современном мире. Новосибирск: Изд. «Сибак», 2014, с. 15-22. http://sibac.info/14133
5. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Гидродинамика, т.VI, М.:-, «Наука», 1988г., 736стр
6. Якубовский Е.Г. Определение коэффициента сопротивления круглого трубопровода. «Энциклопедический фонд России», 2015, http://russika.ru/sa.php?s=885

ВСЕРОССИЙСКАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ

«АВИАДВИГАТЕЛИ XXI ВЕКА»

В подготовке сборника тезисов участвовали:
А.В. Сальников, Т.В. Буюкли, Ю.Л. Лаврентьев.

Техническое редактирование и компьютерная верстка:
А.В. Сальников.

ISBN 978-5-94049-039-5