

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНЫЙ ЦЕНТР РФ
ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИОННОГО МОТОРОСТРОЕНИЯ
ИМЕНИ П. И. БАРАНОВА

*80-летию ЦИАМ
посвящается*

Авиационные двигатели и силовые установки

Труды ЦИАМ № 1343

Под редакцией
А. И. Ланшина

Москва
ТОРУС  ПРЕСС
2010

ББК 39.55
УДК 621.452.3 + 629.7.03 + 621.431.75
А 20

А 20 Авиационные двигатели и силовые установки / Под ред.
А. И. Ланшина. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. — 520 с.: ил.

ISBN 978-5-94588-086-3

В настоящем сборнике приведены результаты исследований, выполненных в 2005–2010 гг. в ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», в области: анализа перспектив развития авиационных двигателей и авиадвигателестроения; совершенствования методологии создания и эксплуатации авиационных двигателей; исследования эффективности применения силовых установок на перспективных пассажирских самолетах; развития теории и методов математического моделирования авиационных двигателей; исследований и разработок в обеспечение создания перспективных ГТД разного назначения; развития методов и экспериментальной базы ЦИАМ для испытаний авиационных двигателей и их газогенераторов.

Сборник предназначен для специалистов авиационного двигателестроения, студентов и аспирантов авиационных специальностей высших учебных заведений.

ББК 39.55

ISBN 978-5-94588-086-3

© ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», 2010
© ТОРУС ПРЕСС, 2010

От редактора

Развитие авиационного двигателестроения России является одной из приоритетных задач, связанных с сохранением России в числе ведущих мировых авиационных держав, обеспечением экономической безопасности страны, повышением ее ВВП за счет увеличения доли высокотехнологических отраслей промышленности в экономике, преодолением технологического и научно-технического отставания России в области авиации и авиационного производства.

Необходимым условием создания конкурентоспособных базовых авиационных двигателей является непрерывный процесс накопления научно-технического задела (НТЗ) по узлам, элементам и системам двигателя, который в определенные моменты позволяет сделать качественный скачок при разработке двигателей нового поколения, по комплексу параметров значительно (не менее чем на 15%–20%) превосходящих аналоги из предыдущего поколения. Такая методология позволяет сократить сроки создания нового базового двигателя до 3–4 лет (вместо 12–15 лет при создании двигателей 4-го поколения) при использовании не более 8–10 экземпляров на процесс сертификации; кроме того, созданный НТЗ способствует успешной модификации серийных двигателей с повышением их потребительских качеств почти до уровня двигателей нового поколения.

Процесс создания НТЗ охватывает широкий перечень исследований и разработок, включая анализ основных тенденций и прогноз развития авиационных двигателей, формирование базовых концепций перспективных двигателей и семейств на основе их газогенераторов с комплексной оценкой эффективности применения новых двигателей на летательных аппаратах, проведение расчетно-проектных и экспериментальных исследований демонстрационных газогенераторов и двигателей.

Следующие этапы научно-технического сопровождения авиационных двигателей в рамках их жизненного цикла связаны с сертификационными испытаниями авиадвигателей на уникальной экспериментальной базе Центрального института авиационного моторостроения им. П. И. Баранова (ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова») при имитации высотно-скоростных и климатических условий эксплуатации, с

разработкой рекомендаций по созданию модификаций базовых двигателей и улучшению эксплуатационных характеристик серийных двигателей.

Настоящий сборник статей объединяет исследования, выполненные в 2005–2010 гг. в отделении «Авиационные двигатели» и отделе «Исследования эффективности применения авиационных силовых установок» ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» совместно со специалистами из других подразделений, в области:

- анализа перспектив развития авиационных двигателей и авиадвигателестроения;
- совершенствования методологии создания и эксплуатации авиационных двигателей;
- исследования эффективности применения силовых установок на перспективных пассажирских самолетах;
- развития теории и методов математического моделирования авиационных двигателей;
- исследований и разработок в обеспечение создания перспективных газотурбинных двигателей разного назначения;
- развития методов и экспериментальной базы ЦИАМ для испытаний авиационных двигателей и их газогенераторов.

Содержание

РАЗДЕЛ 1: Анализ перспектив развития авиадвигателестроения	13
Анализ состояния, мировых тенденций и проблемных вопросов развития авиационных двигателей и авиадвигателестроения <i>А. И. Ланишин, В. А. Палкин, В. Н. Федякин, Ю. В. Фокин.....</i>	<i>15</i>
Научный сектор и инновационная деятельность научно-технического комплекса авиадвигателестроения <i>А. И. Ланишин, В. Н. Федякин, А. В. Ждановский, В. И. Солонин</i>	<i>29</i>
Анализ эффективности реализации Федеральной целевой программы «Развитие гражданской авиационной техники в 2002–2010 годы и на период до 2015 года» в части авиадвигателестроения в 2009–2010 годах <i>А. И. Ланишин, В. Н. Федякин, В. И. Солонин</i>	<i>39</i>
Разработка методологии создания базовых двигателей нового поколения для гражданской авиации <i>М. М. Жигунов, Б. Ш. Ланда, А. И. Ланишин, В. И. Солонин, М. М. Цховребов.....</i>	<i>55</i>
Оценка эффективности пассажирских самолетов различной дальности на сжиженном природном газе <i>А. В. Луковников, В. В. Разносчиков, Л. С. Яновский.....</i>	<i>63</i>
Снижение крейсерской эмиссии за счет оптимизации проектных параметров силовой установки сверхзвукового административного самолета <i>А. А. Мирзоян.....</i>	<i>79</i>

РАЗДЕЛ 2: Вопросы теории и математического моделирования авиационных двигателей 91

Об учете диссоциации продуктов сгорания
в высокотемпературных газотурбинных двигателях
А. С. Полев, А. С. Дрыгин, В. Е. Шлякотин, Ю. А. Эзрохи . . . 93

Исследования в обоснование формирования запаса
по температуре газа перед турбиной авиационных
газотурбинных двигателей
*М. М. Цховребов, Б. Ш. Ланда, Л. И. Швеи,
С. Ф. Ладыгин, Е. И. Худяков, Ю. А. Эзрохи,
О. Е. Светлакова, Т. А. Морзеева* 99

Параметрический анализ влияния «электрификации»
двигателя «электрического» самолета на технический облик
и характеристики перспективных турбореактивных
двухконтурных двигателей
*Л. И. Швеи, А. В. Челомбитько, М. М. Жигунов,
А. С. Бельков* 108

Определение параметров турбины при стендовых испытаниях
газогенераторов
*В. Д. Венедиктов, А. И. Деев, М. Я. Иванов,
В. Н. Федякин, С. В. Харьковский, А. А. Церетели,
М. М. Цховребов, А. И. Чепурко, Ю. А. Эзрохи* 113

Процессы смешения и горения в компактной камере сгорания
с закруткой воздушного потока на входе
В. Н. Строкин, В. А. Степанов, Ю. М. Шихман 125

Обоснование целесообразности и эффективности управления
производительностью насосов системы смазки перспективных
газотурбинных двигателей
*Н. К. Аксенов, М. М. Жигунов, А. С. Бельков,
А. А. Струков* 149

Применение идентифицированной математической модели газотурбинного двигателя для анализа результатов испытаний <i>М. М. Цховребов, Ю. А. Эзрохи, А. С. Дрыгин</i>	153
Математическое моделирование авиационного газотурбинного двигателя на установившихся и переходных режимах с учетом элементов тепловой и газодинамической нестационарности <i>Ю. А. Эзрохи, А. Н. Антонов</i>	160
Оптимизация параметров газотурбинного двигателя с применением математической модели и метода нелинейного программирования в ходе экспериментального исследования двигателя на высотном стенде <i>Б. М. Клинский, Е. М. Таран</i>	194
Подобие переходных режимов газотурбинных двигателей <i>Е. М. Таран</i>	203
Комплексное исследование эффективности силовой установки сверхзвукового административного самолета при использовании перспективных технологий выходных устройств <i>М. Б. Слинко, А. И. Ланшин, А. К. Миронов</i>	209
РАЗДЕЛ 3: Исследования и разработки для создания перспективных газотурбинных двигателей	225
Определение рационального технического облика и размерности двигателя для силовой установки перспективных ближне-средних магистральных самолетов семейства МС-21 <i>А. И. Ланшин, А. В. Челомбитко, Л. И. Швеи, А. А. Максимов, П. А. Рябов, Ю. Д. Халецкий</i>	227

Идентификация математической модели турбовинтовентиляторного двигателя с безредукторным приводом винтовентилятора на примере двигателя-демонстратора GE UDF <i>А. И. Ланшин, А. В. Нискороднов, Л. И. Швеи</i>	243
Определение оптимальных параметров турбовинтовентиляторного двигателя (с «открытым ротором») с безредукторным приводом винтовентилятора для перспективного ближне-среднего магистрального самолета <i>А. И. Ланшин, Л. И. Швеи, А. В. Нискороднов</i>	257
Численное исследование характеристик потока на входе в силовую установку для интегральных компоновок перспективных магистральных самолетов <i>Ф. А. Слободкина, В. В. Малинин, А. В. Евтюхин</i>	274
Разработка облика и обоснование ключевых технологий перспективного вертолетного газотурбинного двигателя на основе базового газогенератора «малой» размерности <i>Ю. В. Фокин, И. В. Осипов, Н. И. Огарко, О. И. Иванов, Т. Д. Каримбаев, Л. Г. Близнюков, В. М. Сильверстов, В. И. Вереvский</i>	282
Разработка облика и исследование характеристик комбинированных силовых установок для скоростных вертолетов <i>Б. А. Пономорев, И. В. Осипов</i>	290
Экспериментальное исследование характера трения в сопряжениях цилиндропоршневой группы на авиационном поршневом двигателе <i>Л. А. Финкельберг, Ю. Н. Никитин, В. И. Фронтов</i>	304

Расчетно-экспериментальный метод оценки локального теплового состояния сопряжений цилиндропоршневой группы авиационного поршневого двигателя <i>Ю. Н. Никитин, Л. А. Финкельберг, Р. З. Кавтарадзе, А. А. Зеленцов</i>	317
Разработка технического облика «сухого» газотурбинного двигателя с ротором на электромагнитных подшипниках <i>В. В. Гаврилов, В. Н. Огородов, А. И. Гулиенко</i>	329
Разработка демонстрационного модуля для имитации условий атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы <i>А. В. Горячев, Ю. Ф. Баранов, Н. Е. Горячева, В. Г. Жулин, Ю. П. Лянзберг, А. А. Денисов, М. В. Крупник, Д. С. Петров, С. Б. Петров</i>	342
Разработка пластинчатых теплообменников для авиационных двигателей <i>Ю. Ф. Баранов, Ю. С. Марков, В. Е. Меньшиков</i>	353
Экспериментальные исследования в высотно-скоростных условиях пусковых свойств двигателей с плазменными системами зажигания <i>А. Н. Нарышкин, В. В. Дячук, И. В. Егоров</i>	364
Экспериментальные исследования динамики ротора на газодинамических подшипниках <i>В. В. Гаврилов, В. Н. Огородов, М. В. Фирумянц, В. И. Фронтов</i>	369
Экспериментальное исследование коксоотложения в модели трубчатого теплообменника при нагреве керосина в условиях жидкофазного окисления <i>В. Е. Шлякотин, Ю. М. Шихман, К. Е. Митрофанов, О. В. Соколова, С. Ф. Ладыгин, Д. С. Бельков, А. С. Бельков, В. Г. Муравьев, Ю. А. Чирков, А. И. Дасковский</i>	386

Влияние системы дефлектирования на тепловое состояние авиационного поршневого двигателя воздушного охлаждения <i>А. Н. Костюченков</i>	401

РАЗДЕЛ 4: Развитие методов и экспериментальной базы ЦИАМ для испытаний авиационных двигателей и их газогенераторов 409

Новые схемы проведения испытаний турбореактивных двухконтурных двигателей в термобарокамерах высотных стендов <i>М. М. Жигунов, И. В. Егоров, А. Н. Нарышкин, А. А. Нарышкин</i>	411

Метод высотных испытаний турбореактивного двухконтурного двигателя большой размерности в термобарокамерах малоразмерных стендов, обеспечивающий значительное снижение энергозатрат при определении пусковых характеристик двигателя в условиях полета <i>А. Н. Нарышкин, В. В. Дячук, М. М. Жигунов</i>	417

Метод повышения высотности климатического стенда с целью совмещения испытаний по проверке земного и высотного запуска авиационных двигателей <i>А. С. Бельков, И. В. Егоров, М. М. Жигунов, А. Н. Нарышкин</i>	423

Разработка высокоточного комплекса управления технологическим процессом испытаний турбовинтового и турбовинтовентиляторного двигателей на высотном стенде <i>И. В. Егоров, М. М. Жигунов, А. Н. Нарышкин</i>	430

Технические предложения по модернизации высотного стенда Ц-1А для обеспечения испытаний современных турбореактивных двухконтурных двигателей <i>Б. М. Клинский</i>	436

К вопросу о выборе компоновок экспериментальных газогенераторов в термобарокамере высотного стенда <i>Б. М. Клинский</i>	443
О повышении точности термпарных измерений температур стенок канала, обогреваемых электрическим током <i>С. Ф. Ладыгин, В. Е. Шлякотин, Ю. М. Шихман</i>	454
Автоматизация обработки результатов испытаний авиационных двигателей в термобарокамере на переходных режимах работы <i>А. А. Елтаренко, Б. М. Клинский</i>	461
О выборе схемы высокотемпературного рекуперативного газоздушного теплообменника системы подогрева воздуха экспериментального комплекса стендов У-6 <i>К. Е. Митрофанов, Ю. М. Шихман, В. Е. Шлякотин, А. А. Павлов</i>	469
Разработка и экспериментальная проверка методики проведения испытаний на климатическом стенде демонстрационного двигателя с электроприводными агрегатами и перспективной системой автоматического управления <i>А. С. Бельков, М. М. Жигунов</i>	476
Совершенствование методов и средств имитации неоднородности потока на входе в экспериментальный газогенератор <i>Н. Н. Захаров, Б. М. Клинский, Л. И. Семерняк</i>	482
Использование гидравлического динамометра для отбора мощности от ротора высокого давления турбореактивного двухконтурного двигателя при испытаниях на стенде Ц-4Н <i>А. Б. Агарков, Б. М. Клинский, А. Н. Овсянников</i>	490

Разработка стенда для полунатурных испытаний электроприводной демонстрационной системы смазки газотурбинного двигателя <i>А. С. Бельков, Н. К. Аксенов</i>	497
Разработки и исследования экспериментальной модели высокоскоростного углеводородного прямоточного воздушно-реактивного двигателя на режимах дозвукового горения <i>Ю. М. Шихман, В. Е. Шлякотин, К. Е. Митрофанов, С. Ф. Ладыгин, В. Г. Муравьев</i>	502
Авторский указатель	518



РАЗДЕЛ 1

АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

Анализ состояния, мировых тенденций и проблемных вопросов развития авиационных двигателей и авиадвигателестроения

А. И. Ланшин, В. А. Палкин, В. Н. Федякин, Ю. В. Фокин

Преодолев экономический кризис, мировая авиационная промышленность продолжает устойчиво развиваться. Прогнозируется, что за 20 лет (в период с 2007 по 2026 гг.) только двигателей для самолетов гражданской авиации различного назначения будет поставлено около 132 000 шт. на общую сумму ~ 700 млрд долл. (рис. 1), а для вертолетов в период с 2007 по 2016 гг. — около 27 000 шт. на общую сумму ~ 15 млрд долл. США (рис. 2) [1, 2].

Почти половина поставок в количественном выражении придется на двигатели взлетной тягой $R_0 < 47$ кН ($\sim 64\,000$ шт. на общую сумму ~ 93 млрд долл.) для самолетов деловой авиации, корпоративных самолетов средней дальности полета и региональных самолетов с $N_{\text{пас}} \leq 35$ чел. При этом потребность рынка в двигателях тягой $R_0 < 27$ кН составит $\sim 42\,000$ шт., а тягой $R_0 = 27 \div 46$ кН — $\sim 15\,000$ шт.

Для пассажирских самолетов с числом пассажиров $N_{\text{пас}} > 30$ чел. наибольшим спросом будут пользоваться двигатели тягой $R_0 = 100 \div 200$ кН ($\sim 32\,000$ шт. на общую сумму ~ 210 млрд долл.) и $R_0 = 46 \div 100$ кН ($\sim 16\,000$ шт. на общую сумму ~ 55 млрд долл.).

Среди турбовальных двигателей наиболее востребованными будут газотурбинные двигатели (ГТД) взлетной мощностью $N_{e0} = 600 \div 1000$ л.с. (~ 7800 шт. на общую сумму $\sim 2,4$ млрд долл.) и $N_{e0} = 1600 \div 2100$ л.с. (~ 6400 шт. на общую сумму $\sim 3,95$ млрд долл.).

Авиадвигателестроительная промышленность является доходной отраслью экономики. Так, если по итогам 2006 г. годовая выручка от реализации авиационных двигателей различного назначения и газотурбинных установок (ГТУ) на их основе составила около 26 млрд долл., то прогноз на 2026 г. составит около 63 млрд долл. (рис. 3) [3].

Гражданская авиация России после спада, продлившегося с 1991 по 2000 гг., демонстрирует интенсивный восстановительный рост. Объем пассажирских авиаперевозок за последние 7 лет вырос более

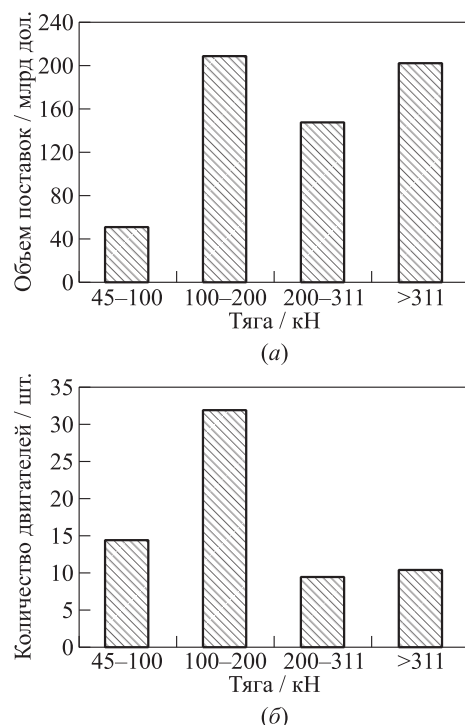
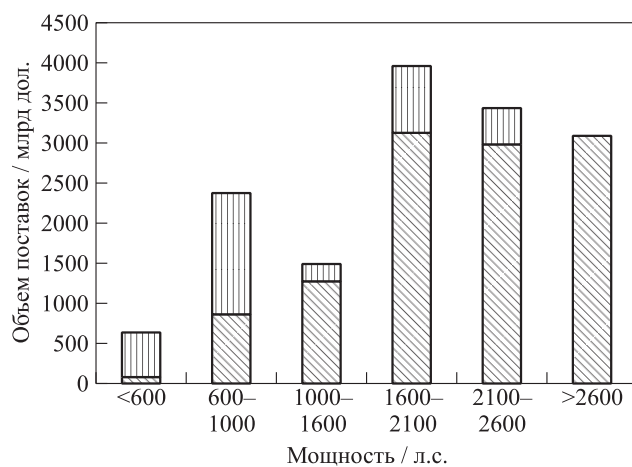


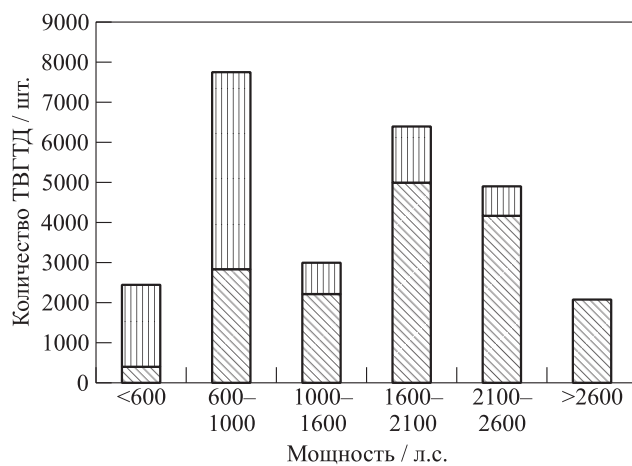
Рис. 1 Прогноз поставок авиационных двигателей в период с 2007 до 2026 гг.

чем в 2 раза. В условиях позитивных макроэкономических тенденций роста российской экономики имеются реальные предпосылки для прогнозирования дальнейшего роста спроса в этом сегменте. Объемы пассажирских авиаперевозок в ближайшие 3–5 лет могут превысить максимальный уровень 94,3 млн пасс., достигнутый в 1990 г. К 2020 г. количество перевезенных пассажиров, по прогнозам, может достигнуть $86 \div 138$ млн пасс., т.е. возрасти почти в 3 раза.

Очевидно, что стареющий парк еще советских самолетов не в состоянии обеспечить требуемые провозные возможности. Поэтому российский рынок гражданской авиации с нарастающим темпом начал заполняться самолетами иностранного производства. Если в 2004 г. перевозки в стране выполняли 62 магистральных самолета иностран-



(a)



(б)

Рис. 2 Прогноз поставок турбовальных (ТВ) двигателей в период с 2007 по 2016 гг.

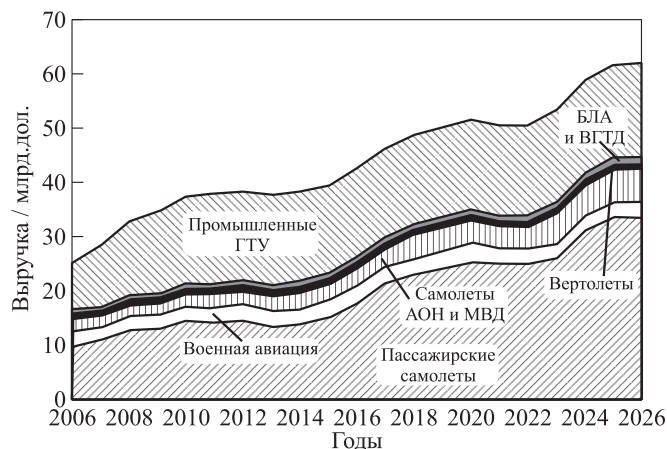


Рис. 3 Выручка от реализации авиационных двигателей различного назначения и ГТУ на их основе (БЛА — беспилотные летательные аппараты; ВГТД — вспомогательные ГТД; АОН — авиация общего назначения)

ного производства, то в 2005 г. — уже 95 самолетов, в 2006 г. — 148, в 2007 г. — 203, в 2008 г. — 213. При этом 51 машина в парке — старше 20 лет, 86 имеют возраст 15–20 лет. Только 37 самолетов находятся в эксплуатации 5–10 лет. Средний возраст воздушных судов российского производства составляет 15 лет. К началу 2010 г. общая доля зарубежных воздушных судов в российском парке достигла примерно одной трети. В абсолютном исчислении количество «иномарок» в российском небе увеличилось до 377 самолетов. Зарубежные воздушные суда сегодня уже господствуют на дальних магистральных линиях: здесь их количество к концу года превысило 70% (на начало 2009 г. — 58%). Еще большие изменения произошли в сегменте среднемагистральных перевозок: если год назад доля «иномарок» здесь была чуть меньше половины (49%), то к началу 2010 г. достигла уже двух третей (67%). Последнему обстоятельству способствовало как расширение импорта «Эрбасов» моделей A319, A320 и A321 и «Боингов» семейства 737, так и форсируемый вывод из эксплуатации отечественных Ту-154 и Ил-86 [4].

Мировое авиадвигателестроение — динамично развивающаяся отрасль промышленности, в которой происходит постоянное повыше-

ние качества выпускаемой продукции (надежности, ресурса, экологических характеристик, экономичности, эксплуатационных характеристик).

К основным тенденциям развития мирового авиадвигателестроения относятся:

- *завершение консолидации авиадвигателестроительной отрасли в США и Западной Европе*, где создано четыре крупнейших производителя в области газотурбостроения — General Electric, Pratt & Whitney, Rolls Royce, Snecma, а также фирмы «второго эшелона» — MTU, Honeywell;
- *создание ускоренными темпами отраслей газотурбостроения в Китае, Индии, Японии, Южной Корее* путем организации масштабного лицензионного производства авиадвигателей и ГТУ, а в Китае и Индии в последние годы — созданием национального научно-исследовательского и опытно-конструкторского потенциала;
- *развитие международной кооперации при создании новых авиационных двигателей*, которая позволяет снизить уровень рисков, повысить уровень специализации при разработке и производстве деталей и узлов двигателя, снизить себестоимость с учетом, в частности, разного уровня оплаты труда в различных регионах мира, расширить рынки сбыта и обеспечить лоббирование продажи товара (двигателя) в разных регионах мира;
- *применение современной методологии создания авиационных двигателей, базирующейся на опережающей отработке новых технических решений и технологий с подтверждением их эффективности при испытаниях узлов, экспериментальных газогенераторов и демонстрационных двигателей*, которая позволяет сократить время разработки двигателя для конкретного самолета до 3–5 лет и для сертификации использовать не более 8–10 двигателей, при этом формирование научно-технических заделов за рубежом уже несколько десятилетий осуществляется в рамках государственных программ;
- *создание семейств двигателей на основе базового газогенератора в широком диапазоне тяги (мощности)* (изменение в 1,5–2 раза — CF6, GE90, GEnx, RB211, Trent, PW2000, PW4000, CFM56, V2500 и др.). Такой подход обеспечивает высокие показатели надежности и ресурса и позволяет быстро реагировать

- на конъюнктуру рынка при минимальных сроках и стоимости создания новых двигателей;
- *устойчивое повышение доли гражданских авиационных двигателей в суммарном объеме реализации мирового авиадвигателестроения;*
 - *регулярное ужесточение международных норм на допустимые авиационный шум и эмиссию вредных веществ самолетов гражданской авиации (ужесточение норм по шуму будет связано с расширением территории, прилегающей к аэропорту, в области эмиссии вредных веществ по предварительным данным Международной организации гражданской авиации (ИКАО) в 2016 и 2026 гг. выбросы NOx должны быть снижены по отношению к нормам 2008 г. соответственно на 45% и 65%);*
 - *повышение экономичности двигателей летательных аппаратов (ЛА) гражданского и военного назначения (в настоящее время повышение экономичности является одним из главных требований к авиационным двигателям, в гражданской авиации до 2025 г. планируется снижение удельного расхода топлива на 15%–20%, в военной авиации — на 15%–30%);*
 - *совершенствование методов технического обслуживания двигателей (за рубежом активно внедряются системы RCM (Reliability Centered Maintenance — обслуживание, сконцентрированное на надежности), которые базируются на математических моделях высокого уровня, описывающих характеристики надежности и прочности двигателя, динамические процессы износа и усталостной повреждаемости его деталей в реальных эксплуатационных условиях, на применении средств контроля и диагностики для оценки текущего технического состояния двигателя, а также логистическая поддержка восстановления работоспособности двигателя вне зависимости от временных и территориальных факторов эксплуатации);*
 - *превращение ведущих компаний в многопрофильные структуры, объединяющие выпуск продукции различного назначения с послепродажным обслуживанием (авиационные двигатели гражданского и военного назначения, энергетические установки различного применения) и оказанием финансовых услуг (страхование, лизинг самолетов и двигателей, кредитование перспективных разработок и др.).*

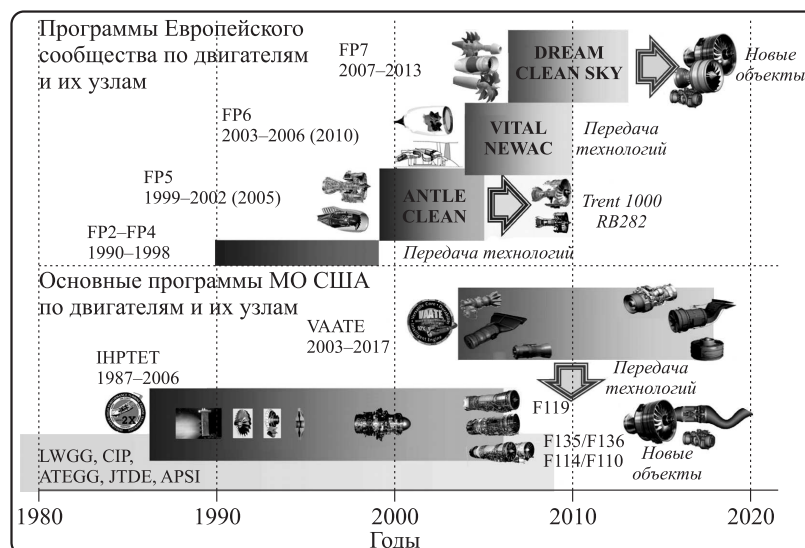


Рис. 4 Зарубежные программы разработки перспективных технологий

Для того чтобы в этих условиях остаться конкурентоспособным, зарубежные компании при активной поддержке государства, отвечающего за развитие технологического уровня ключевых отраслей промышленности, принимают участие в большом количестве программ по разработке перспективных технологий (рис. 4).

Как показывает практика, средняя продолжительность разработки новых технологий в авиадвигателестроении занимает 10–16 лет, а их освоение для применения в ЛА — еще 10–15 лет.

При этом следует отметить, что в большинстве программ доля бюджетного финансирования составляет ~ 50% стоимости работ, а программы военного и гражданского назначений, несмотря на различие в основных целях, имеют много общего.

Новые технологии, разработанные и разрабатываемые в рамках европейских программ ANTLE, CLEAN, VITAL, NEWAC, DREAM и JTJ Clean Sky должны к 2020 г. обеспечить в двигателях для самолетов различного назначения снижение затрат топлива (а следовательно, и эмиссии CO₂) на 10%–20%, шума — на 32–45 EPN дБ (по замерам в трех контрольных точках) и эмиссии оксидов азота NO_x —

на 50%–75% по сравнению с двигателями 2000-х гг. В рамках этих программ создаются демонстрационные газогенераторы и двигатели, в том числе с использованием закапотированных и открытых винтовентиляторов (ТВВД), применением новых металлических и композиционных материалов, реализуются сложные термодинамические циклы с регенерацией тепла и промежуточным охлаждением воздуха при сжатии, с температурой газа перед турбиной более 2000 К.

Разработанные по программам перспективные технологии обеспечили возможность зарубежным компаниям создавать двигатели 5-го поколения. При этом следует отметить, что ни один базовый двигатель нового поколения не создавался без участия государства, которое финансировало дополняющие друг друга технологические программы военного и гражданского назначения. С помощью этих программ осуществлялось эффективное управление технологическим развитием авиадвигателестроения и обеспечивалась конкурентоспособность зарубежных компаний на мировом рынке.

Двухконтурные двигатели 5-го поколения для пассажирских самолетов (семейства GE90, PW4000, Trent) стали вводиться в эксплуатацию со второй половины 1990-х гг. Внедрение нового поколения монокристаллических сплавов и высокоэффективных систем охлаждения позволило увеличить в них температуру газа на входе в рабочее колесо турбины T_{41}^* до 1800–1850 К ($T_{кс}^* = 1900 \div 1950$ К). При этом величина степени повышения давления $\pi_{K\Sigma}^*$ составила 35–45, а степень двухконтурности достигла величины порядка 8–10, что обеспечило в турбореактивном двухконтурном двигателе (ТРДД) снижение уровня шума и достижение в условиях крейсерского полета $H = 11$ км, $M = 0,8$ удельного расхода топлива $C_{R_{кр}}$ на уровне 0,52–0,56 кг/(кгс·ч).

Основываясь на результатах проводимых в настоящее время работ, ведущие зарубежные авиадвигателестроительные компании приступают к созданию двигателей *6-го поколения*, которые по своим показателям будут существенно превосходить ТРДД 5-го поколения, а применяемые в них технологии будут направлены не только на повышение параметров рабочего процесса и улучшение весовой эффективности конструкции, но и на снижение всех составляющих стоимости жизненного цикла двигателя. Характерные особенности гражданских двигателей 6-го поколения показаны на рис. 5 [5].

Основные требования к развитию самолетов гражданской авиации, содержащиеся в «Национальном плане США по развитию авиа-

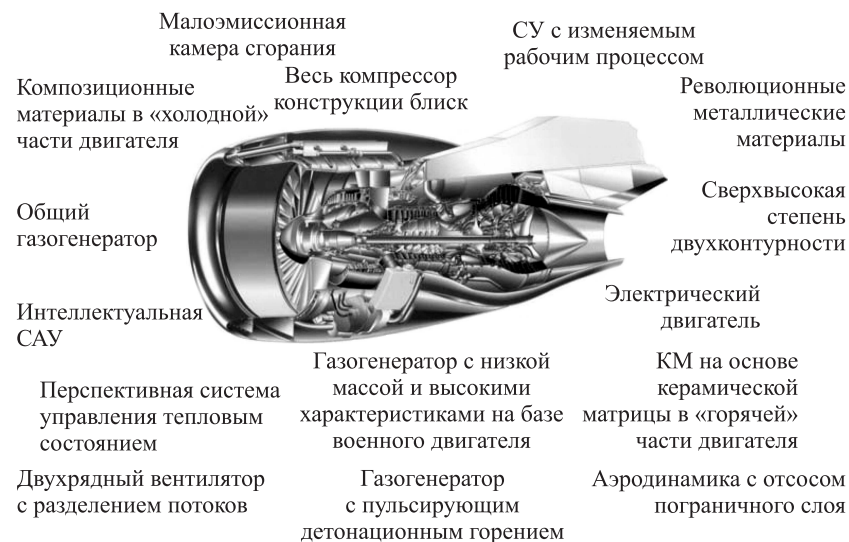


Рис. 5 Характерные особенности гражданских двигателей 6-го поколения

ции до 2030–2035 гг.» и «Программе стратегических исследований», проводимой Европейским советом по авиационно-космическим исследованиям (ACARE) представлены в табл. 1.

Важно отметить, что указанные в таблице величины снижения расхода топлива планируется достичь в результате комплексного улучшения характеристик планера, силовой установки (СУ) и оптимизации управления воздушным движением. В частности, в требованиях ACARE указано, что к 2020 г. для снижения расхода топлива самолета и, соответственно, эмиссии CO_2 на 50% необходимо одновременно улучшить аэродинамические и весовые характеристики самолета (доля $\sim 20\%$), поднять экономичность двигателя (доля $\sim 20\%$) и обеспечить совершенствование системы управления воздушным движением (доля $\sim 10\%$).

К 2030–2035 гг. должны появиться самолеты следующего поколения с кардинально улучшенными летно-техническими характеристиками и значительно сниженными уровнями шума и эмиссии. По сравнению с лайнерами семейства Boeing 737 предполагается улучшить

Таблица 1 Требования к самолетам в период до 2020–2035 гг. (по сравнению с самолетом B737 с ТРДД CFM56-7B)

Программа	Год	Снижение затрат топлива, %	Снижение шума (относительно гл. 4 стандарта ИКАО), EPN дБ	Снижение эмиссии NO (относительно Норм ИКАО 2008 г.), %
Национальный план США	2015	–33	–32	–60
	2020	–40	–42	–75
	2030–2035	≥ -75 , альтернативное топливо	≥ -72	≥ -75
ACARE	2020	–50	–36	–80

топливную эффективность самолетов в период до 2015 г. на 25%, к 2020–2025 гг. — на 40% и в период до 2030–2035 гг. — на 70%.

В условиях постоянного ужесточения требований к экологическим показателям ставится цель к 2020–2025 гг. уменьшить по сравнению с эксплуатируемыми двигателями уровни эмиссии CO₂ на 40%–50%, NO_x на 75%–80% по сравнению с требованиями CAEP2 и уровень шума в ~ 2 раза по сравнению с требованиями гл. 3 стандарта ИКАО.

Достижение указанных выше целевых показателей по уровням эмиссии и шума обеспечивается масштабными программами по созданию научно-технического задела для разработки экологически чистых двигателей, проводимыми в США и Европе с участием ведущих двигателестроительных компаний — General Electric и Pratt & Whitney (США), Rolls-Royce (Великобритания) и Snecma (Франция).

На рис. 6 показаны основные направления развития двигателей. Главными из них являются:

- повышение эффективности двигателя как «тепловой машины», характеризуемой эффективным коэффициентом полезного действия (КПД);

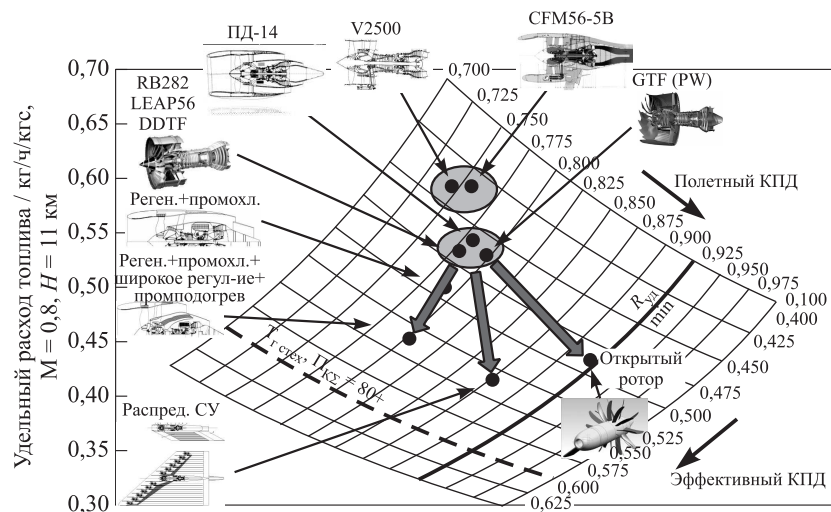


Рис. 6 Перспективы развития двигателей для гражданской авиации

– совершенствования ГТД как «движителя», характеризующегося полетным КПД.

Для реализации поставленных целей в перспективных двигателях необходимо применять новые технические решения, конструкционные материалы, а также значительно увеличить степень повышения давления и температуры газа на входе в турбину (рис. 7).

В проводимых исследованиях и разработках с целью повышения эффективности двигателей как «тепловой машины» рассматриваются различные схемы двигателей с параметрами рабочего процесса на уровне $T_{\Gamma^* \max}^* \approx 2100 \div 2350$ К, $\pi_{K \Sigma \max}^* \approx 50 \div 100$ и $m_{\max} \approx 10 \div 35$, а также повышение эффективности элементов, узлов и систем двигателя.

В качестве перспективной схемы рассматривается «электрический» двигатель, который позволит заменить традиционные системы двигателя и самолета (в настоящее время оптимизируемые индивидуально) на более оптимизированные электрические системы при тесной интеграции двигателя и планера самолета.

Одним из важнейших путей повышения эффективности двигателей как «тепловой машины» является применение двигателей слож-

	<u>Мероприятия</u>	<u>Ограничения</u>
	Повышение T_{Γ}	Материалы, охлаждение, ресурсы, стоимость
	Повышение $P_{K\text{ opt}}$	Эмиссия NOx, материалы, ресурсы, стоимость
$\uparrow \eta_{\text{эфф}}$	Применение «сложных» циклов (промохлаждение, регенерация)	Вес, габариты
	Широкое регулирование	Надежность, вес
	Совершенствование узлов	Стоимость
	«Электрический» двигатель (отказ от отборов воздуха)	Вес, надежность

Рис. 7 Совершенствование «тепловой машины»

ных схем. Например, рассматриваемые в рамках проекта NEWAC концепции ТРДД с высокой степенью двухконтурности на основе газогенераторов: с промежуточным охлаждением и регенерацией тепла (ТРДД_{по+рег}), с промежуточным охлаждением (ТРДД_{по}), с активным управлением (активным управлением запасом по помпажу, регулированием радиальных зазоров, охлаждением охлаждающего воздуха и др.), с активным управлением течением (применение MEMS-технологий).

Совершенствования ГТД как «движителя» связано с увеличением степени двухконтурности и возрождением схем двигателей, которые были проработаны в конце 1980-х – начале 1990-х гг. (рис. 8), но из-за технических проблем их дальнейшие разработки были прекращены. В частности, это относится к ТВВД с задним расположением незакапотированного биротативного винтовентилятора («открытый» ротор).

Для обеспечения заданной тяги диаметр вентилятора будет иметь значение $D_{\text{в}} \approx 4,27$ м, что исключает компоновку самолета с подкрыльевым расположением СУ. Двигатель может иметь суммарную



Рис. 8 Совершенствование «двигателя»

степень повышения давления $\pi_{K\Sigma}^* \approx 30$ и степень двухконтурности $m_0 \approx 35$.

Основной недостаток этой схемы — шум винтовентилятора. При введении в действие гл. 5 стандарта ИКАО, в соответствии с которой уровень шума должен быть уменьшен на 10–12 дБ относительно требований гл. 4, разработка этого двигателя становится проблематичной, так как пока не найдены приемлемые технические решения, обеспечивающие уменьшение уровня шума до предполагаемой величины.

По данным проработок CFM International TVBD может обеспечить уменьшение затрат топлива на $\sim 26\%$, уровня шума относительно требований гл. 4 — на ~ 10 дБ и обеспечить запас по уровню эмиссии NOx относительно CAEP6 в $\sim 60\%$.

В качестве перспективных рассматриваются СУ с распределенной системой создания и управления вектором тяги, которые состоят из большого количества мини- или микродвигателей, расположенных вдоль крыла или внутри фюзеляжа и работающих на воздухе из пограничного слоя. Они будут иметь высокую степень интеграции и

являться неотъемлемой частью планера ЛА. В силу малых размеров и широкого применения композиционных материалов мини- и микродвигатели будут обладать низкой массой и стоимостью. Воздухозаборник и сопло таких СУ будут иметь высокое относительное удлинение, в них будет осуществляться управление течением, а в их конструкции будут применяться композиционные материалы.

Литература

1. Market outlook 2007. Forecast 2007–2026. Sept., 2007. Rolls-Royce.
2. Rolls-Royce Helicopter Overview and 10-year Forecast 2007–2016. Heli-Expo 2007, Orlando, Florida, March, 2007, Rolls-Royce.
3. Michaels K. Outlook for aeroengine manufacturing. *15th Annual International Aero-Engine Cost Management Conference*. February 7, 2007, Ft. Lauderdale, FL, Aerostrategy Management Consulting.
4. «Иномарок» в российском небе становится еще больше // Взлет, 2010. № 4. С. 10.
5. Simeon Austin. Priority setting for future NASA aeronautics // Aeronautics, Innovation and the Public Good Symposium, AC00269-1. June 28, 2004, Pratt & Whitney.

Научный сектор и инновационная деятельность научно-технического комплекса авиадвигателестроения

А. И. Ланшин, В. Н. Федякин, А. В. Ждановский, В. И. Солонин

Перевод российской экономики на инновационный путь развития — одна из важнейших и неотложных задач Концепции социально-экономического развития Российской Федерации на период до 2020 г.

Инновационный процесс для производства наукоемкой продукции, в частности авиационных двигателей, должен быть единым непрерывным процессом от формирования концепции новых технологий до их использования в промышленности, включающим фундаментальные, поисковые и прикладные исследования, разработку технологий, создание и промышленный выпуск наукоемкой продукции.

Создаваемые крупные многопрофильные холдинги (два холдинга на базе ОАО «УК «ОДК» и ФГУП «ММП «Салют»), включающие в себя исследовательские, разрабатывающие, производящие, сбытовые и обслуживающие эксплуатацию двигателей подразделения и обладающие определенными оборотными финансовыми средствами, должны повысить инновационный потенциал отечественного авиадвигателестроения для присутствия на мировом рынке. Однако в настоящее время они не поддерживают непрерывность инновационного процесса на протяжении всего цикла генерации, коммерциализации и внедрения инноваций.

Инновационная деятельность в авиадвигателестроении осуществляется в государственном и корпоративном секторах на основе государственно-частного партнерства в сферах науки и бизнеса.

К сожалению, пока **научный сектор** авиадвигателестроения структурно не оформлен. Государственная наука, в основном, направлена на научное обеспечение готовности базовых технологий к созданию конкурентоспособной продукции различного назначения во всей отрасли, а корпоративная наука связана с научным обеспечением создания и выпуска конкретной продукции отдельным предприятием.

Основным источником отечественных инноваций, направленных на обеспечение безопасности и решение важнейших социально-эко-

номических задач страны, является **государственный сектор науки**, в котором в основном сконцентрирована материально-техническая база науки. Подавляющая часть стоимости основных средств научных исследований и разработок и персонала, занятого исследованиями и разработками, также сконцентрирована в научных организациях, находящихся в государственной собственности. В государственной собственности сконцентрировано более 70% научно-технического потенциала страны. Поэтому государственный сектор науки должен выступать «локомотивом» в реализации инновационной стратегии. Соответственно, государство должно располагать структурами в сфере науки, способными обеспечить решение приоритетных национальных задач инновационного развития, особенно в областях наукоемкой техники с высокой степенью технического и финансового риска.

К сожалению, в нашей стране сегодня практически отсутствует нормативно-правовая база государственного сектора науки. Четко не сформулировано и само понятие «государственный сектор науки», что не позволяет полностью раскрыть его функциональное назначение как системы, обеспечивающей выполнение государственных задач в области научно-инновационного развития и обеспечения национальной безопасности.

Государственный сектор науки можно рассматривать как включающий в себя академический, отраслевой и вузовский сегменты, и, соответственно, нормативно-правовая база должна отражать, в первую очередь, основное функциональное назначение каждого из них. В частности:

- академический сегмент (Российская академия наук и другие госакадемии) обеспечивает проведение преимущественно фундаментальных исследований;
- отраслевой (прикладной), включающий ГНЦ, НИЦ и отдельные НИИ, не имеющие статуса, задачей которых является проведение взаимоувязанного комплекса объектно-ориентированных фундаментальных исследований, прикладных исследований и разработок, создание масштабных производств;
- вузовский — проведение в основном фундаментальных и прикладных исследований, в первую очередь для нужд образования.

Взаимосвязь этих сегментов госсектора должна обеспечивать полный инновационный цикл. Существующая нормативно-правовая база

не отвечает выполнению этого условия. В 2005 г. изменилась структура федерального бюджета, где был ликвидирован, раздел «Фундаментальные исследования и содействие научно-техническому прогрессу». В итоге фундаментальные исследования сегодня финансируются по разделу «Общегосударственные вопросы», а прикладные — по разделу «Национальная экономика». Тем самым создана ситуация, когда связь между фундаментальными и прикладными исследованиями разорвана уже на этапе финансовых проектировок.

К этому нужно добавить, что Министерство образования и науки совместно с РАН разрабатывает предложения только в отношении бюджета на фундаментальные исследования. Программная часть ассигнований в науку формируется Минэкономразвития, непрограммная — Минфином, что, в свою очередь, разрывает и разрушает принцип единой технологической цепочки.

В инновационном процессе развития авиадвигателестроения важное место принадлежит государственному сектору науки в лице ГНЦ (ЦИАМ, ЦАГИ, ВИАМ, ГосНИИАС). В настоящее время ГНЦ, обладающие высоким научным потенциалом, научными школами и уникальной экспериментальной базой, — единственная существующая система по созданию и переводу научных и инженерных достижений фундаментального и прикладного характера в конкурентоспособную инновационную продукцию при тесной кооперации с предприятиями отрасли. Отсюда вытекает главная задача — обеспечить эффективное взаимодействие фундаментальной и прикладной наук в процессе создания знаний и их реализации по цепочке «академическая и вузовская наука — ГНЦ — промышленность».

Для решения этой задачи необходимо разработать Положение, которое бы регламентировало и обеспечивало работу указанной выше цепочки передачи знаний. Это Положение должно создаваться при непосредственном участии ведущих ученых, конструкторов и организаторов авиационной промышленности.

Правительство должно взять на себя ответственность за обеспечение нормального функционирования цепочки передачи знаний и технологий.

Государственные научные центры ЦАГИ, ЦИАМ, ВИАМ, ГосНИИАС и др., определяющие приоритетные направления перспективных научных разработок, разрабатывающие и координирующие комплексные и специализированные программы и планы по развитию

авиационной техники, выступали и продолжают выступать в настоящее время в роли организаций, формулирующих государственные интересы в области экономической и военной безопасности.

Несмотря на изменившуюся экономическую ситуацию в стране, научные исследования и разработки в области отечественного авиадвигателестроения продолжают проводиться в направлении решения широкого спектра задач — от фундаментальных исследований по различным научным дисциплинам, связанным с условиями функционирования авиационных двигателей и их элементов, создания междисциплинарных систем математического моделирования, применяемых на разных стадиях разработки новых технических решений по узлам и системам, до экспериментальной проверки эффективности и отработки новых технических решений в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным. Большое внимание уделяется моделированию процессов, в которых существенны эффекты нестационарности, турбулентности, химического реагирования, циклических нагрузок и возбуждения колебаний.

Многие работы ГНЦ ЦИАМ проводятся совместно с другими отраслевыми институтами: ЦАГИ, ЛИИ, ГосНИИАС, ГосНИИГА, ВИАМ, ВИЛС, НИАТ, НИИД, ЦНИИМаш, Исследовательским центром им. М. В. Келдыша, НИИХиммаш, НПО «Криогенмаш», ГИПХ, ВНИИЧермет, институтами ВВС, ВВИА им. Н. Е. Жуковского (ВАТУ) и др. Установлены и развиваются научные и деловые связи с научными организациями других стран: США (Исследовательские центры NASA, Лаборатория ВВС «Райт Патерсон», Лаборатория общих прикладных наук, Университет им. Джона Хопкинса, Университет Пэджью и др.), Франция (ONERA, CNRS, ESIS), Голландия (ESTEC), Бельгия (Институт им. Кармана), Германия (DRL), Китай (CARDIC, Пекинский университет), Япония (Токийский университет, NAL).

ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» с привлечением ведущих ОКБ и серийных заводов авиадвигателестроения, НИИ авиационной промышленности, институтов РАН и технических университетов (МАИ, МГТУ, МФТИ и др.) выполняет основной объем работ по созданию научно-технического задела в области двигателей для самолетов и вертолетов гражданской и военной авиации.

В настоящее время работы в области двигателей для гражданской авиации, как уже указывалось, ведутся в соответствии с ФЦП «Раз-

витие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года».

Большое количество критических технологий в обеспечение технологической готовности к созданию конкурентоспособной отечественной продукции выполняется в рамках ФЦП: «Национальная технологическая база на 2007–2011 годы», «Развитие оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации на 2007–2010 годы и на период до 2015 года», «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса на 2007–2012 годы».

В целом, научно-исследовательские работы, выполненные в соответствии с упомянутыми федеральными целевыми программами, соответствуют мировому уровню, а их результаты могут быть использованы на всех этапах работ по обеспечению технологической готовности к созданию конкурентоспособных авиадвигателей новых поколений. Однако из-за недостаточного финансирования темпы создания научно-технического задела не адекватны темпам развития аналогичных работ за рубежом.

Расчетные, проектные, методические, экспериментальные работы по конкретным инновационным проектам отечественных и зарубежных двигателей, их элементам, узлам и системам на базе научно-технического потенциала, накопленного в ЦИАМ, выполняются, главным образом, по контрактам с отечественными и зарубежными авиадвигателестроительными предприятиями.

Сохранение и развитие наукоемкой высокотехнологичной авиадвигателестроительной промышленности России, позволяющей самостоятельно создавать авиационные двигатели любого типа и назначения, в условиях постоянного изменения внешних (изменение международной обстановки, развитие мирового рынка, ужесточение международных экологических требований и др.) и внутренних (экономическое состояние страны, развитие внутреннего рынка и др.) факторов требуют постоянного уточнения основных направлений развития авиационной техники и совершенствования организационного, финансово-экономического и нормативно-правового обеспечения ее создания. С целью определения и уточнения приоритетных направлений фундаментальных и прикладных исследований по критическим технологиям в ЦИАМ регулярно разрабатываются долгосрочные прогнозы научного и технологического развития авиационных двигателей.

Систематические исследования закономерностей развития авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) с целью разработки научно-технических прогнозов и методов создания перспективных двигателей с высокими показателями качества начались в ЦИАМ в конце 1960–начале 1970-х гг. Системный подход к анализу процесса развития позволил установить факт периодичности в развитии двигателей, сформулировать понятия и выделить характерные признаки четырех существующих и последующих перспективных поколений авиационных ГТД. Понятие поколения авиационных двигателей и их номенклатура, ставшие общепризнанными, позволили подчинить представление о процессе развития двигателей укрупненным качественно-временным категориям. Результатом системного прогнозирования явились облики перспективных двигателей, рекомендации по выбору направлений опережающих научных исследований, оказавшие значительное влияние на организацию новых разработок в НИИ и ОКБ.

Работы по прогнозированию развития авиадвигателей в ЦИАМ позволили разработать обоснованные предложения в разделы по двигателям в Федеральную целевую программу «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года», утвержденную постановлением Правительства Российской Федерации от 15.10.2001 г. № 728 с целью создания научно-технического задела для разработки двигателей новых поколений для перспективных самолетов и вертолетов гражданской авиации, сформировать разделы по ключевым технологиям авиационных двигателей в Федеральную целевую программу «Национальная технологическая база», утвержденную постановлением Правительства Российской Федерации от 8.11.2001 г. № 779 и др.

На базе прогнозных исследований и проектных проработок перспективных двигателей и их узлов, проводимых в ЦИАМ, разрабатываются перспективные нормы и опережающие требования к авиационным двигателям, их узлам и системам, которые согласовываются с разработчиками двигателей и летательных аппаратов, осуществляется гармонизация российских и международных стандартов и нормативно-технической документации, обеспечиваются функции государственной экспертизы научно-технического уровня новых разработок авиационных двигателей.

Характерные особенности деятельности современного **корпоративного сектора науки** в составе научно-производственного объединения можно рассмотреть на примере ФГУП «Научно-производственный центр газотурбостроения «Салют» (ФГУП «ММП «Салют»).

В соответствии с Указом Президента Российской Федерации от 11 августа 2007 г. № 1039 «О федеральном государственном унитарном предприятии «Научно-производственный центр газотурбостроения «Салют» на головном предприятии — московском заводе «Салют» в качестве одного из главных направлений работ будут выполняться НИОКР, связанные с созданием авиационных двигателей и промышленных ГТД.

Для формирования научно-технических направлений деятельности, выбора тематики, выработки рекомендаций для разработки перспективных планов НИОКР, рекомендаций по повышению научно-технического уровня и качества изделий, оценки результатов выполнения важнейших НИОКР на предприятии сформирован научно-технический совет. Предприятие «Салют» стало центром интегрированной структуры.

Сегодня «Салют» включает девять конструкторских бюро и проектных отделов, научно-исследовательский институт (филиал НИИД), учебный институт целевой подготовки специалистов (ИЦПС).

Научно-исследовательские работы и опытно-конструкторские разработки проводятся совместно как с отраслевыми институтами — ЦИАМ, ВИАМ, ЛИИ, ЦНТИ, так и с институтами Российской академии наук (московский ИВТ, уфимский ИПСМ, а также ИПВХ и ИСМАН — Черноголовка). К выполнению работ привлекаются также высшие учебные заведения (МАИ, МГТУ им. Н.Э. Баумана, «Станкин», МАМИ, МАТИ им. К.Э. Циолковского, МИСИС и др.).

На «Салюте» работают 12 докторов технических наук, 36 профессоров, 100 кандидатов наук, доцентов, старших научных сотрудников. Помимо своих непосредственных обязанностей ими в различных печатных изданиях, на конференциях, симпозиумах и съездах опубликовано за последние пять лет свыше 300 работ. За это же время подготовлено к изданию и выпущено десять монографий и учебных пособий.

«Салют» большое внимание уделяет разработке и внедрению уникальных передовых технологий. За счет собственных средств значи-

тельно обновлен парк технологического оборудования (износ активной части основных фондов в 2005 г. снизился с 67% до 40%). Развивается экспериментальная база специализированных установок для исследований элементов и систем двигателей.

В настоящее время роль корпоративного научного сектора в развитии отечественной промышленности крайне мала. Так, удельный вес внутрифирменного научного сектора в общем количестве научных организаций страны в 2005 г. составлял около 6%, в то время как в странах с развитой рыночной экономикой внутрифирменной наукой выполняется основной объем научных исследований и разработок (65% в странах ЕС, 71% в Японии, 75% в США).

В силу особенностей авиационного двигателя как научного продукта его создание требует огромного количества научно-исследовательских и экспериментальных работ (НИЭР) в самых различных отраслях знаний. Требуется большое количество специалистов высочайшей квалификации, имеющих достаточно длительный опыт работы в двигателестроении. Объем экспериментальных работ напрямую связан с располагаемыми мощностями опытного производства и испытательной базы предприятий. С этой точки зрения существенное сокращение числа предприятий и организаций авиадвигателестроения, даже формально относимых к группе «научных», серьезно ослабило научный сектор и сократило возможности проведения исследовательских работ. При этом акционирование предприятий, выведенных из списка «научных», затрудняет процесс государственной поддержки научных и экспериментальных исследований.

Для повышения эффективности инновационной деятельности необходимо стимулировать создание в составе образуемых интегрированных структур технопарков, центров инноваций и трансфера, обеспечивающих ускоренное внедрение новых разработанных технологий и технических решений в производство и трансфера технологий между организациями ОПК и предприятиями гражданского сектора экономики.

Должны создаваться специализированные предприятия — **центры компетенции**. Эти предприятия совместно с организациями государственного сектора науки (ЦИАМ, ВИАМ и др.) должны проектировать и производить отдельные детали, узлы и системы на основе новейших технологий, обеспечивающих конкурентоспособность авиационных двигателей на мировом рынке. Специализированные пред-

приятия могут разрабатывать отдельные технологические процессы, например нанесение специальных покрытий, термообработка и др.

Центры компетенции имеют возможность одновременно сотрудничать с несколькими ведущими производителями авиационных двигателей.

Для ускорения освоения новых технологий и повышения их технологической оснащенности специализированные предприятия могут создаваться с привлечением зарубежных компаний на условиях «разделения рисков» с последующим переносом производства в Россию.

Конкурентоспособность специализированных предприятий благодаря высокому уровню их технологического оснащения и эффективности производства обеспечит возможность реализации продукции и услуг, в том числе на мировом рынке в качестве субподрядчиков, как в новых проектах, так и в текущих.

Приоритетными для «центров компетенции» должны также стать следующие задачи:

- реализация приоритетного направления технологического развития на основе реализации механизмов государственно-частного партнерства;
- разработка и реализация конкурентоспособных на глобальном рынке и «прорывных» технологий;
- участие при необходимости в международном научно-техническом сотрудничестве.

Ключевыми проектами (**технологическими платформами**), аккумулирующими инновационный потенциал и обеспечивающими взаимодействие бизнеса и науки, являются проекты авиационной техники нового поколения: в области государственной авиации — создание перспективного авиационного комплекса фронтовой авиации (ПАК ФА) и перспективных авиационных средств поражения, в области гражданской авиации — реализация проекта «прорывного продукта» в виде семейства новых пассажирских самолетов для внутреннего и зарубежного авиарынков, в области экспериментальной авиации — создание научно-технического задела для авиационной техники и вооружения пятого и шестого поколений.

Работа по созданию «прорывного продукта» выполняется поэтапно, реализуя следующую последовательность действий:

1. Разработка концепции проекта, в котором Россия в будущем могла бы выступить в качестве системного интегратора самолета но-

вого поколения, комплексные технико-экономические показатели которого обеспечат ему конкурентоспособность на мировом рынке в течение длительного (5–7 лет) периода.

2. Освоение современной культуры технологий проектирования и производства, а также систем управления современными самолетостроительными проектами, в том числе в рамках участия в международных проектах.
3. Запуск проекта «прорывной продукт» как национального комплексного проекта с участием передовых разработчиков и производителей комплектующих на основе разделения рисков. В рамках этих мероприятий предусматривается целевая поддержка НИОКР по проектированию самолета и его компонентов, организационно-техническое обеспечение сотрудничества с зарубежными партнерами.

Вывод на мировой рынок нового семейства гражданских самолетов предполагается в период 2015–2017 гг.

Анализ эффективности реализации Федеральной целевой программы «Развитие гражданской авиационной техники в 2002–2010 годы и на период до 2015 года» в части авиадвигателестроения в 2009–2010 годах

А. И. Ланшин, В. Н. Федякин, В. И. Солонин

В 2006 г. в связи с созданием ОАО «Объединенная авиастроительная корпорация» (ОАО «ОАК») произошел пересмотр Федеральной целевой программы (ФЦП) «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года» [1] (далее — Программа). К сожалению, утвержденные в августе 2006 г. постановлением Правительства Российской Федерации от 24.08.2006 г. № 519 изменения Программы [2] не способствовали комплексному решению проблем развития отечественного авиадвигателестроения. Этим актом был ликвидирован отдельный раздел по опытно-конструкторским работам (ОКР) в области авиационных двигателей (АД) и винтов и принята новая структура ФЦП, отражающая, в первую очередь, интересы ОАО «ОАК».

В версии [2] Программы прямое финансирование предусматривалось для создания только одного двигателя — SaM146, и то благодаря решению, принятому на уровне Президента Российской Федерации по обеспечению паритетности финансовых вложений при создании двигателя с российской и французской сторон. Кроме этого, в программном мероприятии по созданию самолета Ил-96-400 был упомянут двигатель ПС-90А1 (с повышенной тягой), но без указания конкретных средств на этот проект.

Из рис. 1 видно, что в 2006 г. на ОКР по двигателю SaM146 было выделено около 15,6% всех годовых средств федерального бюджета по Программе, а на все остальные двигатели ~ 0,4% — минимальное финансирование на завершение сертификации ПС-90А1 в рамках создания модификации Ил-96-400Т/М.

В следующей версии ФЦП [3], утвержденной постановлением Правительства Российской Федерации от 7 мая 2008 г. № 364, наконец про-

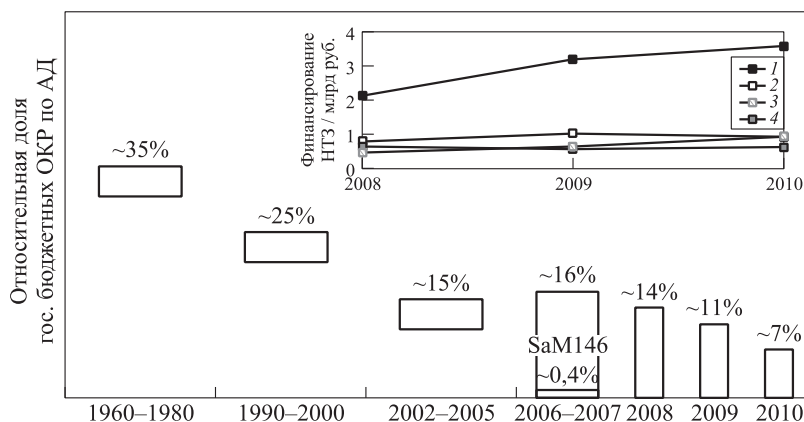


Рис. 1 Относительная доля финансирования ОКР в области авиадвигателестроения от общего объема бюджетного финансирования развития гражданской авиационной техники (АТ) России (СССР) и изменение средств федерального бюджета на создание научно-технических заделов (НТЗ) в области АТ, предусмотренное [2, 3]: 1 — аэродинамика и прочность; 2 — материалы и технологии; 3 — бортовое радиоэлектронное оборудование; 4 — двигатели

явилось понимание необходимости государственной поддержки завершения сертификации двигателя ПС-90А2 (для самолетов Ту-204/Ту-214 и Ил-96), а также проведения ОКР по созданию перспективного двигателя для гражданской авиации (ГА) тягой от 9 до 18 т (в первую очередь, для БСМС МС-21). Тем не менее, как видно из рис. 1, на 2008–2010 гг. предусматривалось дальнейшее снижение уровня финансирования ОКР в области авиадвигателестроения — до 7% в 2010 г. от общего объема финансирования Программы.

Следует отметить, что если на создание нового семейства ближне-средних магистральных самолетов (БСМС МС-21) в версии [2] Программы предусматривались работы с 2008 по 2015 гг. с госбюджетным финансированием до 75,9536 млрд руб., то работы по новому двигателю для БСМС предполагались только в течение 3 лет (2008–2010 гг.) с уровнем государственного финансирования в ~ 28 раз меньшим, чем по самолету (2,7136 млрд руб.) (рис. 2).

Еще более разительная картина в области планирования научно-исследовательских работ (НИР) в целях реализации перспективных

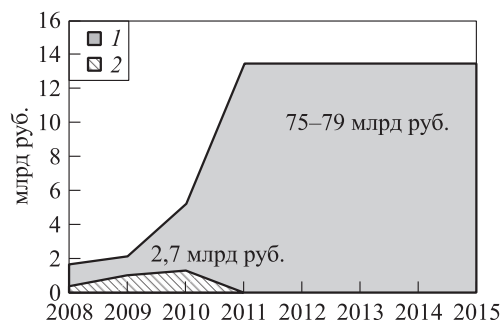


Рис. 2 Планируемое в [3] выделение средств федерального бюджета на создание самолета МС-21 (1) и перспективного двигателя для него (2)

проектов [3]: на работы в области аэродинамики и прочности в 2008–2010 гг. было запланировано выделение 6,7921 млрд руб., а на НИР по АД — 0,0134 млрд руб. (в ~ 500 раз меньше).

Анализ данных, представленных на рис. 1 и 2, свидетельствует о существовавшей тенденции к недооценке роли авиадвигателестроения по реализации задач ФЦП «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года». Из общего объема финансирования НИР по Программе на 2008–2010 гг. доля работ по АД оказалась на уровне $\sim 10\%$. Очевидно, что при такой доле финансирования НИР в области АД не будет обеспечена сбалансированность Программы в части выпуска конкурентоспособной АТ. Исходя из мирового опыта объем НИР по двигателям должен составлять не менее 25%.

Следующее изменение в Программу, утвержденное постановлением Правительства Российской Федерации от 04.10.2008 г. № 742 [4] и не изменившее объемов финансирования ОКР, включало выделение дополнительно 12,5 млрд руб. (без учета секвестирования) средств федерального бюджета на 2009–2011 гг. с целью «освоения критических технологий и создания материально-технической базы, необходимой для разработки перспективных конкурентоспособных двигателей».

С уверенностью можно сказать, что это стало возможным только с приходом к управлению авиационной промышленностью в Министерстве промышленности и торговли Российской Федерации специалистов во главе с заместителем министра Д. В. Мантуровым,

Таблица 1 Программные мероприятия в части ОКР по созданию конкурентоспособных двигателей для воздушных судов ГА России

Программное мероприятие	Средства федерального бюджета, млн руб.			
	2008	2009	2010	2011–2015
1. Доработка, снижение себестоимости и сертификация модификаций двигателя ПС-90А	556	406	—	—
2. Реализация проекта RRJ (SSJ-100), создание двигателя SaM146	1322	1206	—	—
3. Создание перспективного двигателя для ГА тягой от 9 до 18 т, в том числе: на разработку концепции создания семейства двигателей и разработку газогенератора базового двигателя семейства с использованием научно-технического и технологического задела	420 258	1014,3 834,3	1279,3 912,3	— —

понимающих, что без собственного двигателестроения у российской авиации нет будущего, благодаря активной позиции ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» — основного разработчика проекта «Стратегии развития газотурбинного двигателестроения Российской Федерации на 2008–2015 годы и на период до 2025 года» [5], и поддержке ОАО «ОПК Оборонпром» и ОАО «УК ОДК».

В действующей версии ФЦП «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 гг. и на период до 2015 года» [4] предусмотрено три программных мероприятия в части ОКР по созданию конкурентоспособных двигателей для воздушных судов ГА России (табл. 1) [4], а также комплекс НИР в рамках создания НТЗ для перспективной АТ.

В части ОКР получены следующие результаты.

1. ПС-90А2. В 2009 г. достигнута цель программного мероприятия по созданию модификации двигателя ПС-90А — ТРДД ПС-90А2 (рис. 3), полностью соответствующего мировым требованиям: авиационным правилам АП-33 (летная годность) и АП-34 (охрана окружающей среды) и обеспечивающего снижение стоимости жизненного цикла на 35%–37% по сравнению с базовым двигателем ПС-90А.

25 декабря 2009 г. на заседании Президиума Авиационного регистра Межгосударственного авиационного комитета было принято решение о выдаче ОАО «Авиадвигатель» сертификата типа на авиационный двигатель ПС-90А2 (сертификат типа № СТ 309-АМД 29 декабря 2009 года).

Двигатель ПС-90А2 разработан при участии американской компании Pratt & Whitney и предназначен для эксплуатации на пассажирских самолетах Ту-204СМ. В 2010 г. планируется сертификация этого самолета по авиационным требованиям АП-25. В дальнейшем ПС-90А2 предполагается применять вместо ПС-90А и его модификаций на других самолетах семейства «Ил» и «Ту».

В отличие от базового варианта ПС-90А2 оснащен турбиной высокого давления с монокристаллическими рабочими лопатками из сплава ЖС-36МОНО и новой системой автоматического управления (САУ). Внедрены звукопоглощающие конструкции 2-го поколения и новый цифровой электронный регулятор двигателя. Одновременно с проведением сертификации двигателя ПС-90А2 освоено его серийное производство в ОАО «Пермский моторный завод»

В рамках Программы в 2008–2009 гг.:

- проведены длительные испытания двигателя за ресурс 1000 полетных циклов;
- проведены длительные 150-часовые специальные испытания двигателя;
- выполнена программа летных испытаний двигателя на самолете Ту-204-100В ЛЛ на базе ЗАО «Авиастар-СП» в г. Ульяновске.

Двигатель ПС-90А2 не испытывался в термобарокамере, поэтому его основные данные в условиях полета определяются с применением математической модели двигателя ПС-90А2, являющейся модификацией математической модели базового двигателя ПС-90А.

Сертификационными испытаниями двигателя ПС-90А2 подтверждена работоспособность конструкции и определены максимально до-

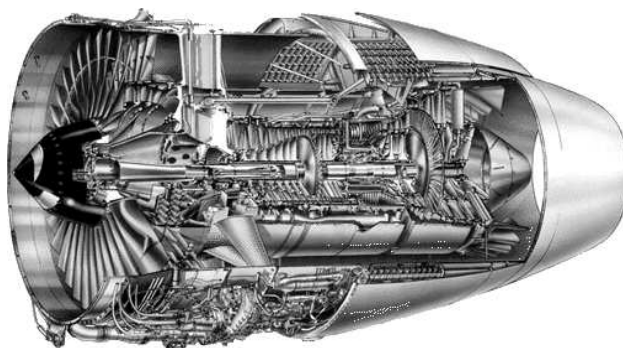


Рис. 3 ТРДД ПС-90А2: Взлетная тяга — 16 тс (до +30 °С, 730 мм Нг); удельный расход топлива — 0,60 кг/(кгс·ч) ($M = 0,8$, $H = 11$ км, без отборов); ресурс — эксплуатация по техническому состоянию (стратегия № 2); масса — 3000 кг (+450 кг — реверсивное устройство); диаметр вентилятора — 1900 мм; длина — 4964 мм

пустимые в эксплуатации параметры n_v , $n_{вд}$, T_{CA}^* , на взлетном и максимальном продолжительном режимах.

Следует отметить, что двигатель ПС-90А2 сертифицирован с ограничением на работу в условиях обледенения до температуры воздуха не ниже -16 °С. Поэтому важным этапом стали испытания представительного двигателя семейства ПС-90 (А/А76/А1/А2) в 2010 г. в термобарокамере (ТБК) стенда Ц-1А ЦИАМ в имитируемых условиях обледенения, позволившие снять указанные ограничения.

2. SaM146. В Программе [4] в качестве ожидаемого результата выполнения данного программного мероприятия указано «создание конкурентоспособного на внутреннем и внешнем рынках регионального самолета — среднегодовой объем продаж с 2008 г. — 28,6 млрд руб.». По официальным планам двигатель должен был сертифицироваться в Европе в ноябре 2008 г. (ранее речь шла о 31 марта 2007 г., затем — о марте 2008 г.) на основе сертификационного базиса, согласованного с Европейским агентством авиационной безопасности (EASA) и учитывающего различия в требованиях европейских авиационных правил CS-E по отношению к российским авиационным правилам АП-33 и американским — FAR-33. После сертификации в Европе должна быть проведена валидация сертификата типа в России и в США.

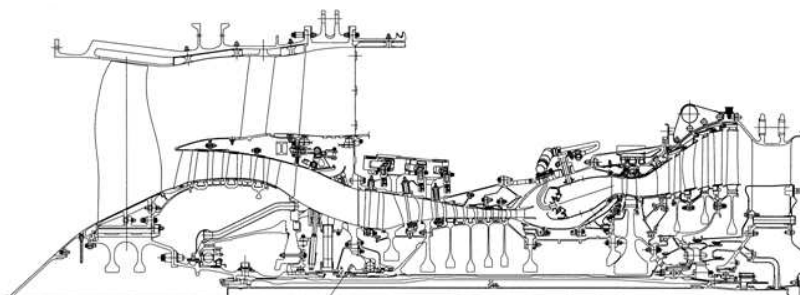


Рис. 4 Конструктивная схема двигателя SaM 146

Реально двигатель SaM146 (рис. 4) сертифицирован в EASA только 23 июня 2010 г. (сертификат типа № E.034 на двигатель SaM146-1S17). Валидация указанного сертификата в АР МАК (Россия) планируется в июле 2010 г.

На всех модификациях самолетов SSJ 100 (SSJ100/75B, SSJ100/95B, SSJ100/75LR, SSJ100/95LR) планируется использовать единый двигатель SaM146 (в классе тяги 7 тс) с различными настройками САУ (типа FADEC).

Программу двигателя SaM146 реализует компания PowerJet (Франция), являющаяся совместным предприятием фирмы Snecma/SAFRAN (Франция) и ОАО «НПО «Сатурн» (Россия).

Двигатель сертифицирован на максимальную взлетную тягу (5 мин, MCA + 5 °C) — 7684 дан, нормальную взлетную тягу (5 мин, MCA + 15 °C) — 6982 дан [6].

Фирма Snecma является интегратором двигателя, отвечает за разработку газогенератора, САУ FADEC, коробки агрегатов, мотогондолы с реверсом и летные испытания опытных двигателей (основная часть двигателя — газогенератор, отрабатывался фирмой Snecma в течение нескольких предыдущих лет). К указанным работам привлечены фирмы Avio (Италия), Aircelle (Франция), Hispano-Suiza (Франция) и другие зарубежные фирмы.

НПО «Сатурн» отвечает за разработку вентилятора со сплошными титановыми лопатками, подпорных ступеней (бустера), турбины низкого давления, наземные испытания опытных двигателей, сборку и сдаточные испытания серийных двигателей.

На заключительном этапе сертификации двигателя SaM146 выполнен большой объем его испытаний в ОАО «НПО «Сатурн», на фирме Snecma и в ЦИАМ, в том числе:

- испытания в условиях искусственного обледенения в ТБК стенда Ц-1А ЦИАМ, что позволило провести испытания самолета SSJ-100 в условиях естественного обледенения;
- испытания с забросом пластин льда в двигатель;
- испытания двигателя с боковым обдувом, что позволило проводить испытания самолета на больших углах атаки;
- испытания с циклической наработкой, превышающей 1000 полетных циклов;
- испытания с забросом крупной птицы на ступень вентилятора;
- испытания на удержание оборвавшейся лопасти вентилятора;
- огневые испытания элементов двигателя (маслобака, корпуса вентилятора, агрегата САУ и др.) в обеспечение пожаробезопасности двигателя и самолета в целом;
- испытания двигателя на летающей лаборатории с подтверждением устойчивости и управляемости двигателя на эксплуатационных режимах и др.

В феврале 2010 г. в г. Комсомольске-на-Амуре в воздух поднялся четвертый самолет опытной партии Sukhoi Superjet 100 (SSJ-100) для выполнения испытательных полетов. На 5 марта 2010 г. самолеты «Сухой Суперджет 100» выполнили уже 537 испытательных полетов из обязательного минимума 600 полетов для получения сертификата.

Для наземных сертификационных испытаний использовано 8 двигателей SaM146. Суммарная наработка двигателей при их испытаниях на летающей лаборатории: двигатель 146-003/2 (лаборатория № 1) = 52 ч 13 мин / 28 полетов; двигатель 146-003/11 (лаборатория № 2) = 150 ч / 53 полета. На середину апреля 2010 г. наработка двигателей SaM146 составила 6750 ч (на 12.02.2010 г. — 5800 ч), в том числе на стендах 3710 ч и 3040 ч на самолетах SSJ100. Лидер (двигатель SaM146102) наработал более 900 ч.

Поставки самолета должны быть начаты к концу 2010 г. Европейский сертификат на самолет должен быть получен в 2011 г.

3. Перспективный базовый двигатель для гражданской авиации тягой от 9 до 18 т. Предусмотренное Программой выде-

ление средств федерального бюджета по разделу «Создание перспективного двигателя для ГА тягой от 9 до 18 тонн» (2,7136 млрд руб. на 2008–2010 гг.) направлено, в первую очередь, на демонстрацию возможности создания базового газогенератора для семейства ТРДД нового поколения, а также разработку и реализацию комплекса специальных мероприятий (в части управления программой, организации кооперации участников, создания технологий, подготовки производства, продвижения продукции на рынок, реализации послепродажного обслуживания), способствующих снижению риска недостижения в установленные сроки заданных характеристик перспективных двигателей и риска необеспечения экономической эффективности программы в целом.

Проект, направленный, в первую очередь, на создание семейства двигателей ПД-14 для самолетов МС-21-200/-300/-400, осуществляется с использованием процедуры прохождения контрольных рубежей — «Gate» (Gate — ворота). Всего предполагается прохождение восьми контрольных рубежей:

В начале 2010 г. в ОАО «УК «ОДК» проведена защита этапа «Контрольный рубеж 2» по проекту создания перспективного семейства двигателей тягой от 9 до 18 т (головной разработчик — ОАО «Авиадвигатель» в кооперации с ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» и рядом ОКБ).

Главным исполнителем по госконтрактам в результате конкурса является ОАО «УК «ОДК», соисполнителями — ОАО «Авиадвигатель», ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», ОАО «НПП «Мотор» и другие предприятия и НИИ.

Проектирование семейства двигателей ПД-14 выполняется на основе «Технических требований на разработку маршевой силовой установки (на базе первого семейства ТРДД) для семейства самолетов МС-21» (ОАО «Корпорация «Иркут», № 21.6001-26, 2008).

Основными задачами работ в 2009 г. являлись:

- разработка материалов эскизного проекта (ЭП) базового двигателя с газогенератором для семейства двигателей с тягой от 9 до 8 т;
- подготовка опытного производства и освоение технологических процессов изготовления узлов и деталей экспериментального газогенератора, включая детали и сборочные единицы (ДСЕ) ком-

- прессора высокого давления (КВД), камеры сгорания и турбины высокого давления (ТВД);
- проектирование, выпуск КД установок для автономных испытаний экспериментальных узлов газогенератора и газогенератора-демонстратора;
- разработка и реализация мероприятий с целью снижения при выполнении НИОКР рисков недостижения в установленные сроки заданных характеристик перспективного двигателя, финансово-экономических, операционных, управленческих, организационных рисков до приемлемого уровня;
- маркетинговые исследования рынка двигателей ГА тягой от 9 до 18 т на средне- и долгосрочную перспективу, разработка методов и рекомендаций по управлению конкурентоспособностью двигателя;
- маркетинг рынка поставщиков технологий и оборудования, необходимых для создания двигателя, его систем и агрегатов;
- проведение предконтрактной работы и оформление контрактов на закупку технологий и оборудования, необходимых для создания двигателя, его систем и агрегатов;
- разработка требований и предложений по сертификации специализированных производств — центров компетенции;
- расширение лабораторий определения свойств конструктивных материалов для перехода к 3-й стратегии эксплуатации двигателей, ввод в эксплуатацию испытательных машин;
- отработка технологии изготовления образцов и деталей-прототипов из новых материалов для определения их свойств.

В 2009 г. ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» подготовило заключения на техническое предложение по созданию семейства ТРДД ПД-14 для БСМС и на эскизный проект «Ближне-средний магистральный самолет МС-21» в части силовой установки (маршевые и вспомогательный двигатели), представленный ОАО «ОКБ им. А. С. Яковлева».

В Техническом предложении представлены проекты ТРДД ПД-14А, ПД-14 и ПД-14М, образующих семейство двигателей нового поколения, предназначенных для применения в качестве маршевых двигателей в составе двухдвигательных силовых установок семейства БСМС МС-21-200, -300 и -400 соответственно.

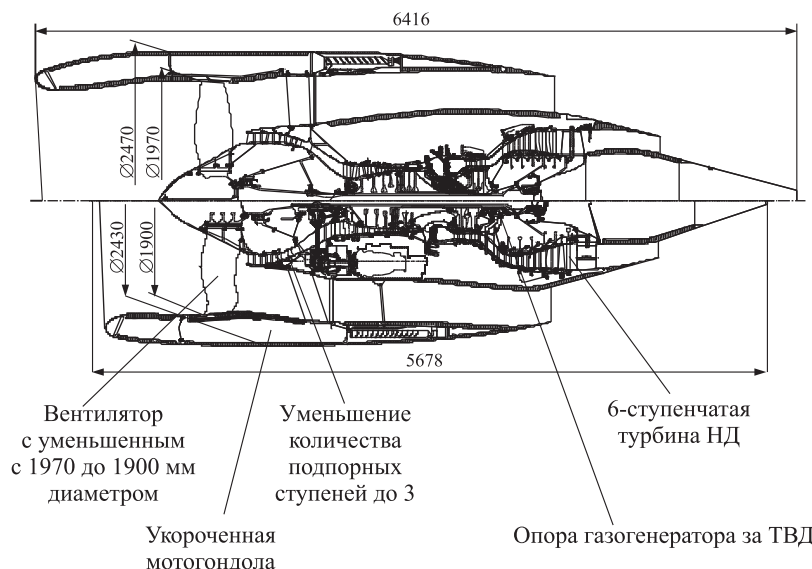


Рис. 5 Изменения в техническом облике двигателя ПД-14 по состоянию на март 2010 г. Размеры указаны в миллиметрах

Двигатель ПД-14 является базовым в семействе. Он представляет собой ТРДД с прямым приводом вентилятора, раздельным истечением потоков из наружного и внутреннего контуров; на валу вентилятора установлены три подпорные ступени. Газогенератор двигателя состоит из 8-ступенчатого КВД, кольцевой камеры сгорания и 2-ступенчатой ТВД.

На рис. 5 показаны изменения, внесенные в базовый двигатель в 2008–2009 гг. между 1 и 2 контрольными рубежами по программе создания семейства ПД-14.

Двигатель ПД-14А является дефорсированным вариантом двигателя ПД-14 — на взлетных режимах температура газа перед турбиной (в «горле» СА ТВД) ниже на 63–66 К.

Двигатель ПД-14М является модификацией двигателя ПД-14 с увеличенным до четырех числом подпорных ступеней КНД и перепрофилированной ТНД; при этом температура газа перед турбиной на взлетных режимах на ~ 17 К выше, чем у двигателя ПД-14.

Основные результаты научно-исследовательских работ, выполненных при реализации Программы

Целевое финансирование мероприятий формирования НТЗ в рамках Программы призвано решить в комплексе несколько взаимосвязанных задач по относительно быстрому выводу отраслевых технологических, конструкторских и испытательных ресурсов на современный уровень. При этом формирование НТЗ является критичным с точки зрения построения рациональной стратегической, т. е. долгосрочной, кооперации разработчиков и производителей в рамках начатого процесса санации авиадвигателестроительной отрасли в целом.

Основным объектом, в обеспечение создания которого проводятся НИР в рамках Программы, является базовый ТРДД нового поколения.

Создание НТЗ в области авиадвигателестроения в 2009 г. осуществлялось в рамках следующих НИР:

- «Демонстраторы» — «Разработка и экспериментальные исследования демонстрационных узлов и газогенератора в обеспечение создания конкурентоспособного ТРДД нового поколения»;
- «Двигатели-XXI» — «Исследования ключевых технологий в обеспечение создания конкурентоспособных двигателей нового поколения и модернизации существующих ГТД»;
- «Безопасность–надежность–экология» — «Научное и нормативно-методическое обеспечение выполнения требований конкурентоспособности авиационных двигателей в части безопасности, надежности и эффективности эксплуатации, снижения шума и эмиссии вредных веществ»;
- «Прорывные технологии» — «Исследования и разработки новых конструктивно-схемных решений и технологий, обеспечивающих создание прорывного продукта»;
- «Эксперимент-XXI» — «Комплексные исследования и разработки по совершенствованию методов и средств высотных, климатических и специальных испытаний авиационных двигателей, их узлов и систем в обеспечение перспективных требований к эксплуатационным характеристикам»;
- «Диагностика» — «Разработка демонстрационного аппаратно-программного сетевого комплекса «Удаленный центр диагностики технического состояния авиадвигателей»;

«НИР СУ» — «Расчетные и экспериментальные исследования силовых установок нетрадиционных сложных схем, максимально интегрированных с ЛА, в обеспечение создания полноразмерного демонстратора технологий перспективного конкурентоспособного самолета нового поколения».

В рамках НИР «Демонстраторы» и «Двигатели-XXI» в ЦИАМ впервые в нашей стране начата экспериментальная отработка полноразмерных демонстрационных узлов ТРДД — кольцевой малоэмиссионной камеры сгорания (в составе установки ПКС-100) и одноступенчатой высокоперепадной ТВД с рекордным уровнем $P_T = 4,65$, подтвердившей на стенде ТС-2 ЦИАМ высокий заявленный коэффициент полезного действия (КПД) (оба демонстрационных узла изготовлены в ОАО «Авиадвигатель»).

На моделях опробованы новые технические решения для узлов (широкохордный малощумный вентилятор с надроторным устройством, облегченные рабочие лопатки вентилятора из полимерных композиционных материалов (ПКМ), фронтовые устройства камер сгорания нового типа, турбинные лопатки большого ресурса с высокоэффективным охлаждением, шевронные сопла, реверсивные устройства, активно-реактивные звукопоглощающие конструкции и др.

В разработке НТЗ для ТРДД нового поколения был задействован весь научный потенциал ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», основная деятельность которого заключается в научном обеспечении создания АД с широким спектром решаемых задач от фундаментальных исследований в различных областях научных дисциплин, связанных с условиями функционирования АД и его элементов, до создания замкнутых multidisciplinary систем математического моделирования, применяемых на разных стадиях его проектирования и экспериментальной отработки новых технических решений по узлам и системам.

Разработанные в ЦИАМ математические модели (в том числе 4D с учетом нестационарности процессов) позволяют проектировать высоконагруженные лопаточные машины, исследовать генерацию шума в источнике, срывные явления, особенности турбулентных течений, механику развития трещин, поведение конструкций в условиях сложного нагружения, рассчитывать процесс горения с учетом химической кинетики и др. Математические модели применены при проектных исследованиях основных узлов базового ТРДД нового поколения для БСМС — широкохордного вентилятора с КПД 91%–92% и облегчен-

ными (полыми, углепластиковыми или комбинированными) рабочими лопатками, высоконагруженного 6- и 7-ступенчатого КВД ($\pi_{\text{квд}}^* = 14$) с применением ступеней типа «блиск», малоэмиссионной камеры сгорания большого ресурса, высокоперепадной одноступенчатой турбины ВД ($\pi_{\text{твд}}^* = 4,6\text{--}5,0$) и др.

Проведенные ЦИАМ в тесном контакте с ОКБ исследования позволили значительно продвинуться в определении рационального технического облика узлов, базового газогенератора и ТРДД на его основе.

Вместе с тем, в настоящее время в России работы по формированию экспериментально апробированного научно-технологического задела в обеспечение создания конкурентоспособных базовых ТРДД нового поколения соответствуют только 3–4 уровню технологической готовности (экспериментальная отработка новых технических решений и технологий на модельных образцах, отдельных ступенях лопаточных машин, фронтальных устройств камер сгорания и др.).

За рубежом отработка новых технологий уже вышла на 5–6 уровни технологической готовности (экспериментальный газогенератор, демонстрационные двигатели) в рамках программ: UEET (NASA), “LEAP-X” (объединение CFMI), “Vision 2010” (RR), GTF (PW), ANTLE, CLEAN, SILENCER, VITAL, NEWAC (Программы EC), “VISTA II” (объединение IAE) и др.

Для достижения 5–6 уровней готовности НТЗ в российском двигателестроении необходимо увеличение финансирования работ ЦИАМ, проводимых совместно с предприятиями в обеспечение создания и экспериментальной отработки демонстрационного газогенератора и демонстрационного двигателя.

Следует также рекомендовать увеличение финансирования НИР, направленных на создание НТЗ для «прорывных» проектов двигателей, планируемых к вводу в эксплуатацию в 2025–2030 гг. (комплексные исследования в обеспечение создания таких двигателей должны быть начаты в рамках Программы с 2011 г.).

Материалы расчетно-экспериментальных и проектно-конструкторских работ, полученные в результате выполнения НИР, служат основой для технологической подготовки отечественного авиадвигателестроения к созданию конкурентоспособных ТРДД нового поколения. Создаваемый НТЗ может быть использован при разработке двигателей как с прямым, так и с редукторным приводом вентилятора, как с одноступенчатой, так и с двухступенчатой ТВД, что существенно

расширяет возможности создания экономически эффективного семейства ТРДД нового поколения на основе базового газогенератора в широком диапазоне тяги. Полученные материалы соответствуют мировому уровню, имеют экспортный потенциал.

Потенциальными потребителями полученных материалов являются отечественные предприятия: ОАО «Авиадвигатель», ОАО «ПМЗ», ОАО НПО «Сатурн», ОАО «НПП «Мотор», ФГУП «ММПП «Салют», ОАО «НПП «Аэросила», ОАО «Климов», ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова» и др.

Оценка эффективности реализации Программы в период с 2009 по апрель 2010 года по авиационным двигателям

Необходимо отметить, что для всех трех ОКР, проводимых в рамках Программы, обеспечение государственного финансирования имеет определяющее значение.

Главным результатом за указанный период стала сертификация двигателей ПС-90А2 и SaM146.

Большой объем сертификационных испытаний выполнен на двигателе SaM146 и его основных деталях. Это потребовало кардинальной и ресурсозатратной модернизации экспериментальной базы ОАО «НПО «Сатурн», причем созданные на предприятии испытательные стенды могут в дальнейшем использоваться для серийной продукции.

В рамках программного мероприятия «Создание перспективного двигателя для гражданской авиации тягой от 9 до 18 тонн» проведен этап проектирования узлов экспериментального газогенератора и начато их изготовление с одновременной подготовкой испытательной базы ОАО «Авиадвигатель» для начала испытаний экспериментального газогенератора в конце текущего года. Параллельно в указанный период проведена защита 2-го контрольного рубежа по программе создания семейства двигателей нового поколения ПД-14 («утверждение аванпроекта»).

В целом, эффективность реализации Программы в период с 2009 по апрель 2010 г. в области ОКР по АД может быть признана удовлетворительной.

Литература

1. Федеральная целевая программа «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года», утвержденная Постановлением Правительства РФ от 15.10.2001 г. № 728.
2. Изменения, которые вносятся в Постановление Правительства Российской Федерации от 15 октября 2001 г. № 728 «О федеральной целевой программе «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года», утвержденные Постановлением Правительства РФ от 24.08.2006 г. № 519.
3. Изменения, которые вносятся в постановление Правительства Российской Федерации от 15 октября 2001 г. № 728, утвержденные Постановлением Правительства РФ от 07.05.2008 г. № 364.
4. Изменения, которые вносятся в федеральную целевую программу «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года», утвержденные Постановлением Правительства РФ от 04.10.2008 г. № 742.
5. Стратегия развития газотурбинного двигателестроения Российской Федерации на 2008–2015 годы и на период до 2025 года. Утверждена Минпромэнерго России 24.12.2008 г., приказ № 12.
6. EASA. Type-Certificate Data Sheet, № E.034, 23.06.2010.

Разработка методологии создания базовых двигателей нового поколения для гражданской авиации

*М. М. Жигунов, Б. Ш. Ланда, А. И. Ланшин, В. И. Солонин,
М. М. Цховребов*

В основе разработки новых авиационных двигателей (АД) лежит требование достижения высокого уровня эксплуатационно-технических характеристик, отвечающих мировым стандартам. При разработке АД должна быть обеспечена их конкурентоспособность на внешнем и внутреннем рынках. Выполнение данных требований необходимо основывать на передовых достижениях отечественного и зарубежного авиадвигателестроения в области проектирования, производства, испытаний и эксплуатации двигателей летательных аппаратов, опыте предшествующих разработок, прогрессивных схемных, конструктивных, материаловедческих, технологических решениях, опираясь при этом на совершенные научную, методическую, конструкторскую, производственную и испытательную базы.

При разработке АД должны быть реализованы эффективные организационные и научно-технические принципы проведения работ, обеспечивающие получение необходимых результатов и достижение конечных целей при наименьших затратах и в установленные сроки.

Основу современной методологии создания базовых двигателей нового поколения составляют уровни обеспечения технологической готовности разработчика (рис. 1).

Эти уровни составляют две последовательные укрупненные стадии разработки двигателя. На первой стадии должна быть обеспечена и подтверждена технологическая готовность узлов и систем двигателя (отработаны и освоены новые технологии, созданы и продемонстрированы новые технические решения на экспериментальном газогенераторе и демонстрационном двигателе-прототипе). На второй стадии должна быть проведена сертификация нового двигателя, продемонстрирована технологическая готовность к серийному производству (проведена техническая разработка и обеспечен ввод двигателя в эксплуатацию — стадия ОКР). Переходный участок между

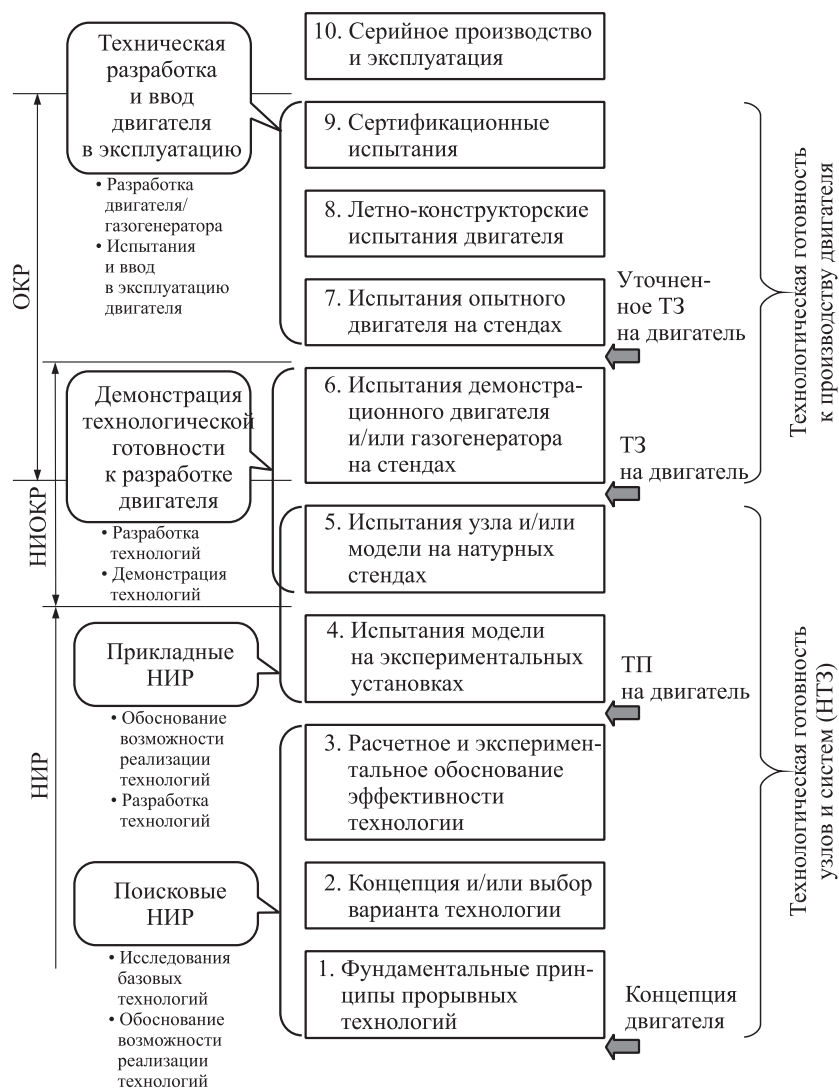


Рис. 1 Уровни обеспечения технологической готовности разработчика

стадиями НИР и ОКР характеризуется завершением работ по объектно-ориентированному НИР и началом опытно-конструкторских работ (НИОКР). Период от начала разработки двигателя до завершения его утилизации составляет жизненный цикл двигателя.

Процесс создания базового АД нового поколения осуществляется по последовательным взаимосвязанным этапам, заканчивающимся проведением технико-экономической экспертизы их результатов и принятием решения о переходе к следующему этапу.

Этапы проведения работ первой стадии создания АД:

- поисковые научно-исследовательские работы (НИР) с целью создания научно-технического задела (НТЗ) по базовым технологиям АД;
- разработка технического задания (ТЗ) на техническое предложение (ТП);
- прикладные НИР с целью создания объектно-ориентированного НТЗ;
- разработка и стендовые испытания демонстраторов;
- разработка ТП по двигателю.

Этапы проведения работ на второй стадии создания АД (разработка и испытания опытных образцов, обеспечение технологической готовности производства и сертификация двигателя):

- маркетинговые исследования;
- разработка ТЗ на опытно-конструкторскую разработку (ОКР);
- разработка ЭП, включая макет двигателя;
- разработка рабочей конструкторской документации и изготовление опытных двигателей;
- экспериментально-доводочные работы;
- проведение заводских летных испытаний (ЗЛИ);
- сертификационные заводские испытания;
- сертификационные контрольные испытания.

Создание научно-технического задела

Формирование ключевых базовых технологий («общего» НТЗ) осуществляется посредством проведения фундаментальных и поисковых расчетно-теоретических и экспериментальных исследований по

научно-техническому прогнозированию основных направлений развития АД, их составных частей, определению ключевых научно-технических и организационных проблем и принципов их решения, по базовым технологиям, новым материалам и т. д.

Поисковые НИР проводятся в целях исследования базовых технологий и обоснования возможности их реализации и завершаются демонстрацией новых материалов, технологий, конструктивных решений, усовершенствованных методов газодинамических, аэродинамических и прочностных расчетов, испытаниями моделей и экспериментальных (демонстрационных) образцов деталей, узлов, систем и других элементов двигателей с подтверждением их работоспособности, выполнения требований Норм летной годности и стандартов ИКАО.

Фундаментальные и поисковые НИР проводятся ведущими институтами промышленности и Академии наук за счет средств, выделяемых по соответствующим статьям федерального бюджета.

Прикладные НИР в обеспечение создания объектно-ориентированного НТЗ включают совокупность теоретических и экспериментальных работ, имеющих целью обоснование путей создания перспективных АД и их составных частей на основе разработанных в «общем» НТЗ принципов с учетом прогнозируемых условий применения.

Прикладные НИР проводятся предприятиями промышленности совместно с институтами промышленности.

Этот этап должен завершаться созданием и испытаниями демонстрационного двигателя и/или экспериментального газогенератора, его систем и агрегатов, с целью подтверждения в комплексе эффективности новых технических решений применительно к двигателям следующего поколения и обеспечения модернизации и модификации серийных АД. Порядок и организационные вопросы создания демонстрационного двигателя (ДД) определяются специальным Положением [1].

Разработка технического предложения по базовому авиационному двигателю нового поколения

Разработка ТП имеет целью реализацию концепции создания двигателя и формирование технического облика АД, что непосредственно

предшествует началу стадии ОКР. В реальных условиях дефицита времени и недостаточного финансирования стадии НИР (создания НТЗ) ТП в отдельных случаях может быть разработано до завершения создания НТЗ (см. рис. 1).

В рамках ТП выполняются:

- расчетные, аналитические, проектные работы;
- работы по экспериментальному обоснованию и подтверждению ТП, в том числе на моделях, экспериментальных узлах и системах, газогенераторе и двигателе- демонстраторе;
- обоснование и разработка предложений к ТЗ на ОКР.

Требования к объему и содержанию ТП изложены в [2].

Проектные работы должны выполняться с использованием прогрессивных методов проектирования и конструирования, включая ресурсное проектирование и применение современных информационных технологий, с целью обеспечения высокой эффективности и сокращения объема доводки на экспериментальных (опытных) образцах.

Проект двигателя и его основных узлов и деталей выполняется с применением перспективных технических решений, материалов, технологий, апробированных при выполнении поисковых НИР и НИЭР, а также на ранее созданных двигателях. Проект должен содержать основные эксплуатационно-технические характеристики, включая экологические показатели с учетом перспектив ужесточения норм на уровне шума, эмиссии и др., чертежи (габаритные и продольного разреза двигателя), предложения по использованию топлив, масел и др. Формирование испытательных циклов должно проводиться на основании заданных в ТЗ типовых полетных циклов, а также опыта эксплуатации прототипов с целью дальнейшего их использования в программах испытаний.

Должна быть дана оценка возможностей и потребностей модернизации производственной, экспериментальной и испытательной баз, достаточности материального обеспечения разработки. Отработаны предложения по оптимальной кооперации предприятий — соисполнителей работ, соответствующему порядку и объему их финансирования.

Экспериментальное обоснование и подтверждение ТП должно включать отработку узлов двигателя и системы автоматического

управления (САУ), направленную на достижение заданных газодинамической эффективности узлов, прочности, надежности и ресурса, а также требуемых характеристик системы управления. Поузловая отработка проводится на автономных стендах, а также в составе демонстрационных (экспериментальных) газогенератора и двигателя. При этом все полноразмерные элементы, узлы и системы, имеющие новые конструкторские решения, новые материалы и детали, изготовленные по новой технологии, должны пройти обязательные прочностные и газодинамические испытания.

Демонстрационный двигатель этапа ТП должен создаваться, как правило, на основе новых технологий и новых конструктивных элементов и обладать основными показателями качества, близкими к показателям будущего опытного двигателя, т.е. являться прототипом опытного двигателя (ДДП), как это предусмотрено Положением [1]. При проектировании ДДП должен быть учтен прогнозируемый запас по температуре газа перед турбиной [3]. Кроме того, ДДП должен быть ориентирован на использование в исследовательских и доводочных работах на начальном этапе ОКР (см. рис. 1). Испытания ДДП проводятся для демонстрации новых технологий, разработанных на основе результатов поисковых НИР, и подтверждения технологической готовности к разработке двигателя.

На двигателях-демонстраторах должны проверяться работоспособность и отрабатываться взаимодействие узлов и систем, высотно-скоростные, эксплуатационные, экологические и прочностные характеристики, подтверждаться правильность выбора конструкторских, технологических решений, отрабатываться идеология бортовой и наземной систем диагностики и прогнозирования состояния двигателя, а также должны быть продемонстрированы расчетно-экспериментальными методами реальные возможности получения требуемых по ТЗ параметров и характеристик, показателей надежности и ресурса.

В процессе экспериментальных работ на ДДП выполняются оценка газодинамической эффективности узлов, исследование рабочего процесса, в том числе в ТБК, формулирование и отработка задач доводки по основным данным и эксплуатационным характеристикам, раннее выявление «критических» деталей и прочностная отработка двигателя, в том числе в высотно-скоростных условиях, с использованием эквивалентно-циклических испытаний и испытаний с запасом по температуре газа.

В результате испытаний ДДП должны быть продемонстрированы возможности получения оговоренных в ТЗ технических данных и характеристик.

Опытно-конструкторские работы

Опытно-конструкторская работа по АД проводится на стадии демонстрации технологической готовности к серийному производству двигателя и сертификации АД. Выполняется ОКР в соответствии с утвержденным ТЗ и включает в себя проектирование, в том числе выполнение эскизного проекта АД; разработку и изготовление макета двигателя (возможен электронный макет); разработку рабочей конструкторской и технической документации; изготовление опытных образцов АД, их испытания, в том числе специальные стендовые, летные и сертификационные; заводские и контрольные испытания АД. После проведения сертификационных контрольных испытаний в Авиарегистр направляется представление на получение сертификата типа.

При выполнении экспериментальных работ на стадии ОКР предусматриваются:

- доводочные (инженерные) испытания и доводка основных узлов и систем на автономных стендах и установках;
- расчетно-экспериментальные исследования опытного АД и его составных частей в обеспечение начала ЗЛИ;
- сертификационные заводские испытания АД и его составных частей на соответствие требованиям ТЗ, Норм летной годности и норм ИКАО;
- сертификационные контрольные испытания АД.

Порядок выполнения работ на стадии ОКР в обеспечение получения сертификата типа, работы по АД на стадии серийного производства, особенности создания модернизированных двигателей рассмотрены в [2]. В обеспечение внедрения методологии создания базовых двигателей нового поколения для гражданской авиации разработаны следующие нормативные документы:

- Новая редакция Норм прочности авиационных ГТД ГА;
- Положение об установлении и увеличении ресурсов и сроков службы ГТД ГА;

- Новая редакция руководства по ресурсному проектированию авиационных ГТД;
- Положение о необходимых испытаниях двигателя до начала ЗЛИ ЛА;
- Положение об установлении и увеличении ресурсов подшипников качения ГТД;
- Общие технические условия на изготовление, ремонт, приемку и поставку авиационных серийных АД (ОТУ-2006);
- Положение о порядке создания и объеме испытаний ДДП для МС ГА;
- РДК по определению запасов по температуре газа перед турбиной при создании базовых двигателей нового поколения для магистральных самолетов гражданской авиации [3];
- РДК по порядку создания и типовым методикам испытаний узлов перспективных АД.

Литература

1. Положение о порядке создания и объеме испытаний демонстрационного двигателя-прототипа базового двигателя нового поколения для магистральных самолетов гражданской авиации. ЦИАМ, 2007. Инв. № 273.
2. Положение по методологии создания авиационных газотурбинных двигателей гражданского назначения (проект). ЦИАМ, 2009. Инв. № 328.
3. РДК по определению запасов по температуре газа перед турбиной при создании базовых двигателей нового поколения для магистральных самолетов гражданской авиации. ЦИАМ, 2008. Инв. № 298.

Оценка эффективности пассажирских самолетов различной дальности на сжиженном природном газе

А. В. Луковников, В. В. Разносчиков, Л. С. Яновский

Условные обозначения и сокращения

АДХ — аэродинамические характеристики
АСКТ — авиационное сконденсированное топливо
БМС — ближнемагистральный самолет
БСМС — ближне-среднемагистральный самолет
ВСХ — высотно-скоростные характеристики
ГМХ — габаритно-массовые характеристики
ГТД — газотурбинный двигатель
ДХ — дроссельные характеристики
КММ — комплексная математическая модель
КПГ — компримированный природный газ
КЭ — критерий эффективности
ЛА — летательный аппарат
ЛТХ — летно-технические характеристики
ММ — математическая модель
ОМК — объемно-массовая компоновка
ПН — полезная нагрузка
ПЭ — пассажирская эффективность
РС — региональный самолет
СМС — среднемагистральный самолет
СПГ — сжиженный природный газ
СУ — силовая установка
ТБ — топливный бак
ТРД — турбореактивный двигатель (одноконтурный)
ТРДД — турбореактивный двухконтурный двигатель
ТТТ — тактико-технические требования
кер — керосин
кр — крейсерский

лч — летный час

пас — пассажир

пл — планер

пол — полет

топл — топливо

т.с — топливная система

ρ — плотность топлива, кг/м³

H_u — низшая массовая теплота сгорания топлива, Дж/(кг·К)

$C_{уд}$ — удельный расход топлива силовой установки, кг/(Н·ч)

C — стоимость

P — тяга силовой установки, Н

m — масса, кг

1 Введение

Одним из факторов перехода развитых стран мира на новый технологический уровень является стремительно растущее применение альтернативных видов моторного топлива. Рост потребления нефти, опережающий возможности ее добычи, а также истощение мировых нефтяных запасов — все это способствует росту цен на нефть и производимые из нее топлива.

Активные разработки технологий по переработке угля, газа и непищевого биосырья для получения из них жидкого углеводородного топлива ведутся в США, Западной Европе, Китае и других странах. Очевидно, что экономически более выгодно использовать топлива, получаемые в результате меньшего числа стадий переработки минеральных ресурсов. Для России одним из таких ресурсов является природный газ, запасы которого составляют более 40% мировых [1].

Применение природного газа на транспорте, в том числе, авиационном, потенциально способствует снижению затрат на приобретение топлива (цена эквивалентного количества газа значительно ниже цены авиакеросина) и обеспечению устойчивого топливоснабжения в перспективе (с учетом динамики изменения добычи нефти и газа и прогнозов истощения месторождений). Применение природного газа, кроме экономических, дает и экологические выгоды: меньшее, чем в нефтяных топливах массовое содержание углерода в природном газе,

способствует снижению эмиссии канцерогенных веществ при работе двигателей.

Природный газ, как моторное топливо, на транспортном средстве может находиться в двух состояниях: сжиженном (СПГ) и компримированном (КПГ). Отметим, что, к примеру, несколько лет назад на автотранспорте, в основном, применялся КПГ, однако по мере развития инфраструктуры производства СПГ в таких странах, как Россия, Алжир, Катар, Норвегия и др., наметилась тенденция увеличения объема производства СПГ как наиболее перспективного вида моторного топлива. Перевод авиации на газовое топливо возможен только на базе СПГ, а не компримированного газа. Это связано с тем, что масса конструкции топливных баков самолетов, отнесенная к единице массы топлива, для КПГ больше, чем для СПГ.

При этом решение проблемы перевода авиации на СПГ требует соответствующего технико-экономического обоснования.

Результаты первых в мире экспериментальных полетов самолета Ту-155 на водороде [2] и созданная на рубеже 1980–1990-х гг. в нашей стране наземная инфраструктура для заправки самолетов криогенным топливом дают основание утверждать, что перевод авиации на криогенное топливо возможен. Однако остается ряд нерешенных проблем, связанных с созданием самолетов и двигателей, работающих на криогенном топливе, а также с оптимизацией параметров силовой установки (СУ) и других систем в составе криогенного самолета нового поколения.

Известно [3], что между элементами системы «летательный аппарат (ЛА) – топливо – эксплуатация», рассматриваемой в качестве химмотологической, существуют сложные взаимно-направленные связи. Поэтому при создании ЛА нового типа необходимо учитывать требования, предъявляемые каждым из элементов к другим элементам и к химмотологической системе в целом. При создании перспективных ЛА, использующих криогенные, газовые или сконденсированные топлива, состоящие из смеси водорода и углеводородов (CH_4 , C_2H_6 , C_3H_8 , C_4H_{10} и др.), учет влияния энергетических и эксплуатационных свойств авиатоплива на характеристики ЛА и СУ должен быть обязательным.

Решить такую сложную проблему, как выбор типа или состава топлива, обеспечивающего наилучшие показатели пассажирской, транспортной или боевой эффективности нового или модернизируемо-

го ЛА, можно путем применения комплекса математических моделей и глобальной оптимизации на ЭВМ параметров ЛА, СУ и типа (марки, состава) топлива.

2 Системный подход к решению проблемы выбора топлива летательных аппаратов

Летно-технические характеристики (ЛТХ), конструкция и эксплуатационные характеристики ЛА в наибольшей степени зависят от таких свойств топлива, как плотность ρ , низшая массовая теплота сгорания H_u , давление насыщенных паров, удельная теплоемкость C_p (рис. 1). В свою очередь, ЛТХ ЛА наиболее сильно зависят от аэродинамических и объемно-массовых параметров планера и тягово-экономических характеристик СУ. Влияние типа топлива на рабочий процесс и параметры СУ (тягу P и удельный расход топлива $C_{уд}$) обусловлено, в основном, величиной H_u и теплофизическими свойствами продуктов сгорания топлива в воздухе. При этом топливо в значительной мере определяет облик двигателя и особенности его конструкции. Эффективность СУ существенно зависит от эксергетических возможностей топлива, т. е. от возможности увеличить работу цикла [4]. Например, газотурбинный двигатель (ГТД) на авиакеросине реализует в тягу только теплоту сгорания, а при использовании альтернативных криогенных топлив, кроме более высокой теплоты сгорания появляются возможности реализации хладоресурса и работоспособности топлива до его сгорания.

Поскольку ЛТХ ЛА зависят, главным образом, от компоновки и аэродинамических характеристик планера и параметров СУ, это позволяет значительно упростить проблему формирования технического облика ЛА и не рассматривать вопросы, связанные с его эксплуатацией.

Отчетливо выражена многодисциплинарность рассматриваемой проблемы и необходимость учета факторов, зависящих от применяемого топлива и влияющих на технический облик системы «ЛА–СУ», приводят к необходимости применения комплексной математической модели (КММ), включающей математические модели (ММ) ЛА, СУ и топлива. Кроме этого, требуется учет экологических (шум, эмиссия вредных веществ) и экономических параметров

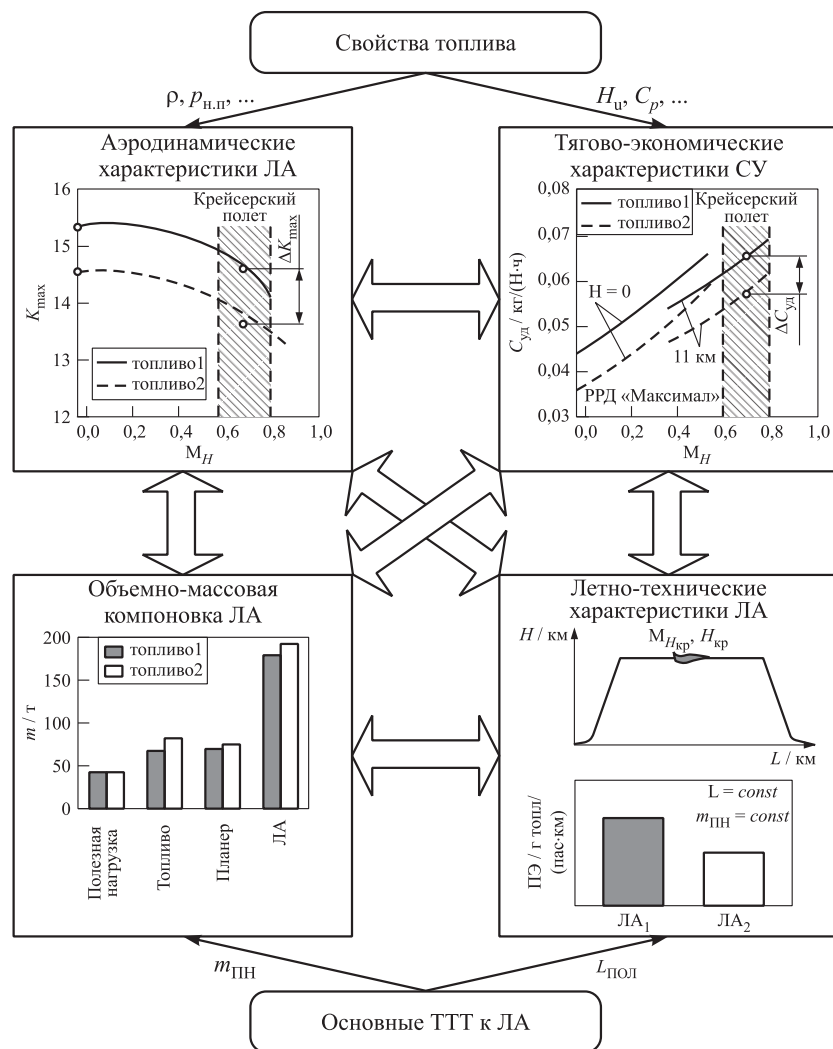


Рис. 1 Влияние свойств топлива на характеристики ЛА и СУ

системы «ЛА–СУ–топливо». Все это обуславливает необходимость системного анализа, базирующегося на КММ исследуемой технической системы, с выбором критерия (или нескольких критериев) оценки эффективности, с постановкой и решением задачи [5].

3 Комплексная математическая модель системы «летательный аппарат – силовая установка – топливо»

Для решения задач по формированию оптимального предварительного технического облика ЛА и СУ на СПГ по критериям эффективности ЛА использована автоматизированная технология [6], базирующаяся на КММ системы «ЛА–СУ–топливо», блок-схема которой приведена на рис. 2.

В состав КММ системы «ЛА–СУ–топливо» входят:

- ММ топлива для расчета его свойств;
- ММ ЛА для расчета геометрических, аэродинамических, объемно-массовых и летно-технических характеристик ЛА;
- ММ СУ для «завязки» и расчета высотно-скоростных (ВСХ), дроссельных (ДХ) и габаритно-массовых (ГМХ) характеристик одноконтурных (ТРД) и двухконтурных (ТРДД) турбореактивных двигателей;
- блок расчета критериев эффективности (КЭ) системы «ЛА–СУ–топливо».

Интегрированные в состав КММ новые ММ для определения свойств топлив, теплофизических свойств рабочих тел СУ (воздуха и продуктов сгорания), экономических и экологических показателей [7] значительно расширяют возможности исследования влияния различных «топливных» факторов на параметры и эффективность системы «ЛА–СУ–топливо». В частности, имеется возможность проводить на ЭВМ расчетно-теоретические исследования по обоснованию состава перспективных топлив, оптимизированных не только по таким «самолетным» критериям, как транспортная или пассажирская эффективность, дальность полета, взлетная масса, но и по критериям стоимости жизненного цикла ЛА, стоимости одного летного часа, эмиссии вредных веществ в атмосферу и др.

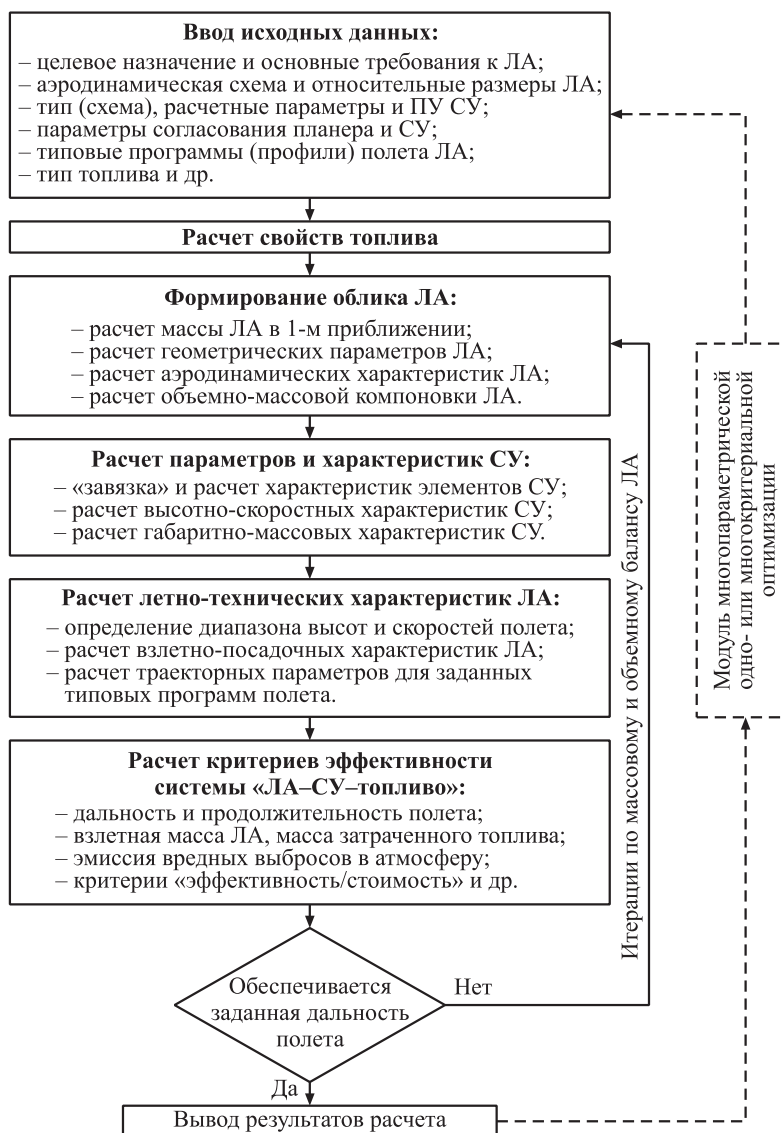


Рис. 2 Блок-схема КММ системы «ЛА–СУ–топливо»

Применяемую КММ можно отнести к поколению обличковых САПР, которые разрабатывались и внедрялись в отечественную практику проектирования самолетов в 1970–1980-е гг.

Для расчета аэродинамических характеристик (АДХ) ЛА использовались обобщенные критериальные зависимости [8], достоинством которых по сравнению, например, с численными методами является простота (малое число задаваемых геометрических параметров планера) и высокое быстродействие, что важно при оптимизации аэродинамической компоновки ЛА. В основе алгоритма расчета объемно-массовой компоновки (ОМК) ЛА (расчет масс топлива и всех основных частей самолета, объемов отсека полезной нагрузки и топливных баков) лежат уравнения «существования» и согласования объемов ЛА. При расчете масс основных частей планера используется большое количество инженерных методик, адаптированных, как правило, для определенного класса самолетов [9].

Расчет ВСХ и ДХ СУ на установившихся режимах работы осуществляется путем решения системы нелинейных алгебраических уравнений, описывающих условия совместной работы элементов двигателя [10], методами Ньютона и Хука–Дживса. В ММ СУ интегрированы математические модели ее элементов (входного и выходного устройств, компрессоров, газовых турбин и др.), разработанные в ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина [6]. Это позволяет определять осредненные параметры газового потока по тракту двигателя, а также внутренние и эффективные (с учетом сопротивления входного и выходного устройств) характеристики СУ. Удельно-массовые характеристики рассчитываются на основе уравнения массового баланса СУ, где массы отдельных элементов определяются по корреляционным и статистическим зависимостям с учетом марки конструкционного материала, размеров и параметров элементов двигателя.

При рассмотрении топлив, на которые имеются стандарты или технические условия, их свойства могут быть определены с использованием справочников, например [11, 12]. Однако и в них ряд свойств широко применяемых топлив представлен в относительно узком диапазоне параметров состояния (давления и температуры). Кроме того, при исследовании возможности применения новых, в том числе альтернативных топлив, состав которых должен быть оптимизирован, необходим прямой расчет свойств в достаточно широком диапазоне условий эксплуатации. Это требует специализированной ММ топлив,

основанной на инженерных методиках. Такая ММ, построенная по результатам анализа и обобщения наиболее достоверных из большого числа опубликованных методик, используемых при расчете свойств веществ, позволяет производить расчет теплофизических (теплоты сгорания H_u , плотности, давления насыщенных паров, энтальпии, теплоемкости, теплоты испарения, силы поверхностного натяжения) и транспортных (вязкости, теплопроводности и др.) свойств как индивидуальных веществ (водород H_2 , предельные углеводороды (алканы) с условной формулой C_nH_{2n+2}), так и топлив (авиакеросин, авиационное сконденсированное топливо (АСКТ) и др.), в том числе и СПГ.

Для расчета физико-химических процессов, происходящих в топливе в элементах СУ (камере сгорания, теплообменниках, топливно-подающих агрегатах и др.) и в топливной системе ЛА (баках, насосах, трубопроводах и др.) используется ММ топлив совместно с ММ СУ и ММ ЛА. Исходными данными для расчета рабочих процессов являются свойства топлива и параметры элементов топливной системы ЛА и СУ.

При расчете дальности полета $L_{\text{пол}}$ и других ЛТХ самолета интегрируется система дифференциальных уравнений первого порядка, описывающих движение центра масс ЛА в траекторной системе координат. Исходными данными для расчета ЛТХ служат полученные на предыдущих этапах расчета аэродинамические и объемно-массовые характеристики ЛА, ВСХ и ГМХ СУ.

Расчет КЭ системы «ЛА–СУ–топливо» осуществляется после решения задач динамики полета для ряда полетных заданий с использованием инженерных методик расчета стоимости жизненного цикла и одного летного часа (с учетом известной или прогнозируемой стоимости топлива). Кроме этого, рассчитываются такие показатели, как транспортная и пассажирская эффективность ЛА и эмиссия CO_2 за весь полет.

Для проверки адекватности КММ и ее отдельных модулей были предварительно проведены расчеты и выполнены сравнительные оценки для некоторых серийных авиадвигателей (АЛ-31Ф, РД-33, ПС-90А, Д-30КП, SaM146, НК-32) и самолетов (Ил-76, Ту-204, Ан-124, Ту-22МЗ, Ту-160, SSJ-100) на авиакеросине. Установлено, что универсальная КММ позволяет рассчитывать ВСХ и ГМХ СУ с интегральной погрешностью не более 5%. Погрешности же расчета аэродинамических, массовых и летно-технических характеристик ЛА (в

зависимости от схемы самолета и расчетного числа M полета) составляют не более 10%, что вполне приемлемо на этапе предварительного проектирования.

Отметим, что КММ имеет открытую архитектуру, что позволяет вместо рассчитанных «внутренних» характеристик СУ и ЛА использовать «внешние» данные и характеристики, полученные экспериментально или расчетом по другим программам. Благодаря такой архитектуре используемая технология проектирования является платформой для дальнейшего развития системных исследований в области ЛА нового поколения.

4 Постановка задачи исследования

Наиболее вероятно, что перевод авиации на СПГ должен быть поэтапным. На первом этапе целесообразно произвести модернизацию существующих самолетов и их двигателей путем замены керосиновой топливной системы на криогенную. Так как СПГ технически сложно разместить в крыле (в отличие от керосина), примем, что на борту ЛА потребуется установка внешнего криогенного топливного бака (ТБ), например, над фюзеляжем. Это потребует некоторого усиления элементов конструкции крыла (из-за его «разгрузки») и фюзеляжа (из-за размещения на нем ТБ). Кроме этого, несколько увеличится масса СУ за счет установки дополнительных элементов топливной системы: топливно-насосного агрегата и теплообменника-испарителя для газификации СПГ.

Примем далее, что увеличение массы конструкции ЛА при переходе с керосина на СПГ компенсируется пропорциональным снижением массы топлива $m_{\text{топл}}$ с целью сохранения неизменной взлетной массы самолета. Требуется при заданной массе полезной нагрузки (ПН) (в данном случае — количестве пассажиров $N_{\text{пас}}$) оценить изменение дальности полета модернизированного самолета и других критериев эффективности его функционирования: экологических (эмиссии CO_2 за весь полет), экономических (стоимости летного часа $C_{\text{лч}}$), а также показателя топливной эффективности самолета — расхода топлива на перевозку одного пассажира на дальность в один километр, определенного при полете самолета с рассматриваемой пассажироместимостью на соответствующую этой пассажироместимости техническую дальность полета

$$\text{ПЭ} = \frac{m_{\text{топл}}}{N_{\text{пас}} L_{\text{пол}}} [\text{г топл}/(\text{пас} \cdot \text{км})],$$

называемого также критерием пассажирской эффективности (ПЭ).

Стоимость летного часа определяется согласно работе [13]:

$$C_{\text{лч}} = C_{\text{ам}}^{\text{ЛА}} + C_{\text{ам}}^{\text{СУ}} + C_{\text{то}}^{\text{ЛА}} + C_{\text{то}}^{\text{СУ}} + C_{\text{экип}} + C_{\text{гсм}},$$

где расходы на амортизацию ЛА и СУ ($C_{\text{ам}}^{\text{ЛА}}$ и $C_{\text{ам}}^{\text{СУ}}$), их техническое обслуживание ($C_{\text{то}}^{\text{ЛА}}$ и $C_{\text{то}}^{\text{СУ}}$) и оплату труда летного экипажа ($C_{\text{экип}}$) в расчетах принимаем одинаковыми для ЛА на керосине и СПГ. Это означает, что на значение $C_{\text{лч}}$ будет оказывать влияние только стоимость горюче-смазочных материалов $C_{\text{гсм}}$, расходуемых за полет:

$$C_{\text{гсм}} = 1,1 Q_{\text{топл}} t_{\text{пол}} \Pi_{\text{топл}},$$

где $Q_{\text{топл}}$ — часовой расход топлива, кг/ч; $t_{\text{пол}}$ — налет самолета, ч; $\Pi_{\text{топл}}$ — цена топлива, руб./кг. **Примем в наших исследованиях, что цена СПГ в 4 раза меньше цены авиакеросина [14].**

Рассмотрим четыре типа пассажирских (грузопассажирских) самолетов:

- региональный самолет (РС), предназначенный для перевозки 30–50 пассажиров (или 5000 кг ПН) на расстояние до 3000 км (за прототип взят перспективный отечественный транспортный самолет Ил-112 с заменой на нем двух ТВД ТВ7-117СТ на ТРДД типа CF-34);
- ближнемагистральный самолет (БМС), предназначенный для перевозки 50–100 пассажиров на расстояние 3000–4000 км (за прототип взят отечественный региональный самолет SSJ-100 нового поколения с двигателем SaM146);
- ближне-среднемагистральный самолет (БСМС), предназначенный для перевозки 150–180 пассажиров на расстояние 4500–6000 км (прототип — перспективный отечественный самолет МС-21 с двигателем типа ПС-14);
- среднемагистральный самолет (СМС), предназначенный для перевозки 150–210 пассажиров на расстояние 6500–7500 км (прототип — Ту-214 с серийным двигателем ПС-90А).

Исходные данные для расчета брались из опубликованных источников (рекламных проспектов, ресурсов сети Интернет, например [15, 16] и др.). Облик исследуемых самолетов и СУ на СПГ показан на рис. 3.

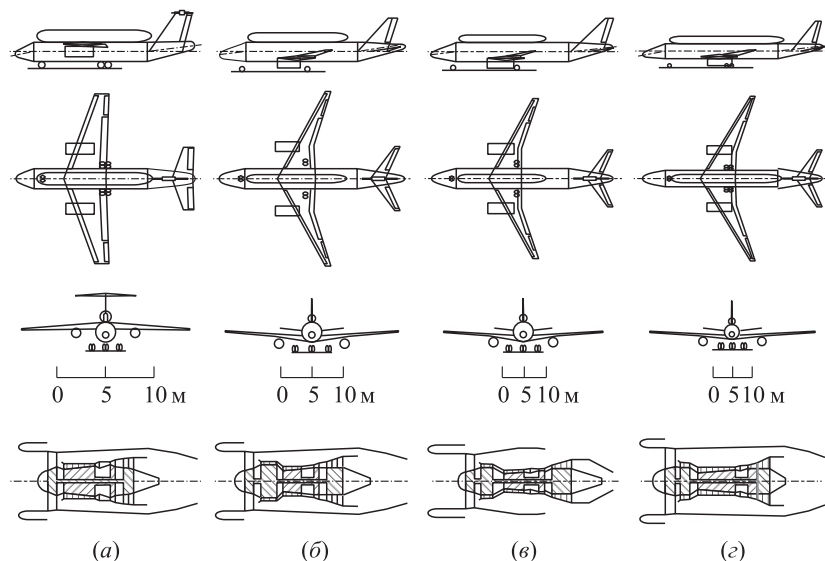


Рис. 3 Облик РС (а), БМС (б), БСМС (в) и СМС (г) и их СУ

5 Результаты исследования системы «летающий аппарат — силовая установка — топливо»

С использованием рассмотренной выше КММ произведены расчеты характеристик СУ и ЛА. Основные исходные данные и результаты исследования приведены в табл. 1. В ней для самолетов на СПГ приведены значения относительной пассажирской эффективности ($\overline{\Pi\mathcal{E}} = \Pi\mathcal{E}^{\text{СПГ}}/\Pi\mathcal{E}^{\text{кер}}$), относительной эмиссии CO_2 (выбрасываемой массы m_{CO_2}) за полет $\overline{m}_{\text{CO}_2} = m_{\text{CO}_2}^{\text{СПГ}}/m_{\text{CO}_2}^{\text{кер}}$, относительной стоимости летного часа $\overline{C}_{\text{лч}} = C_{\text{лч}}^{\text{СПГ}}/C_{\text{лч}}^{\text{кер}}$ и относительной дальности полета $\overline{L}_{\text{пол}} = L_{\text{пол}}^{\text{СПГ}}/L_{\text{пол}}^{\text{кер}}$, отнесенные к соответствующим значениям для самолетов на керосине.

Анализ показал, что относительная масса снаряженного самолета $\overline{m}_{\text{снаряж ЛА}} = \overline{m}_{\text{пл}} + \overline{m}_{\text{СУ}} + \overline{m}_{\text{т.с}}$ (включающая массу планера, СУ и топливной системы) при переходе с керосина на СПГ увеличивается для всех четырех типов самолетов: РС — на 5%, БМС — на 4,4% (рис. 4), БСМС — на 4,5% и СМС — на 4,4%. Относительная масса

Таблица 1 Показатели эффективности ЛА на СПГ

Самолет	Взлетная масса ЛА, кг	Максимальная масса ПН, кг (количество пассажиров)	Относительная ПЭ	Относительная эмиссия CO ₂	Относительная стоимость летного часа	Относительная дальность полета (с максимальной ПН)
РС	23 000	5 000 (50)	0,94	0,77	0,23	0,94
БМС	42 500	11 000 (98)	0,93	0,76	0,23	0,95
БСМС	75 830	18 100 (180)	0,93	0,77	0,22	0,96
СМС	114 000	21 000 (210)	0,92	0,79	0,22	0,98

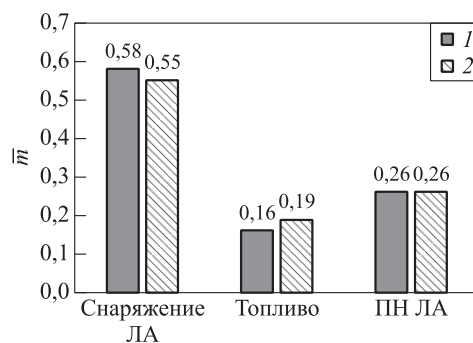


Рис. 4 Сравнение относительных масс снаряженного самолета, топлива и полезной нагрузки БМС на СПГ (1) и керосине (2)

топлива $\overline{m}_{\text{топл}}$ на борту всех самолетов уменьшается в среднем на 8%–10%.

При этом дальность полета незначительно уменьшается для всех самолетов: РС — на 6%, БМС — на 5%, БСМС — на 4% и СМС — на 2%. Видно, что по мере увеличения дальности полета (от РС до СМС) различия в последней для СПГ и керосина практически исчезают.

Следует отметить, что установка внешнего криогенного ТБ приводит к снижению аэродинамического качества K_{max} ЛА в среднем на 4%–6% при крейсерских числах M полета ($M_{\text{кр}} = 0,6$ — для РС и 0,8 — для всех остальных самолетов).

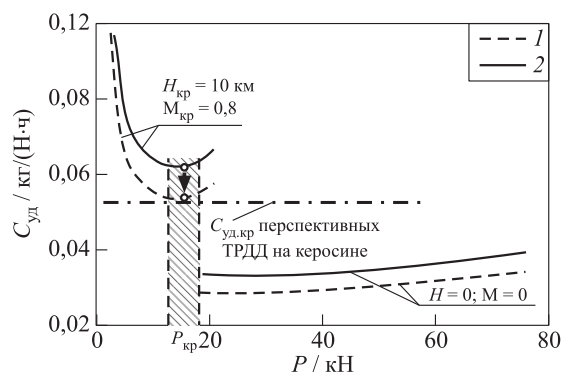


Рис. 5 Дроссельные характеристик СУ на СПГ (1) и керосине (2) (для БМС)

Учет состояния топлива в баке показал, что СПГ находится на линии насыщения. В процессе моделирования полета ЛА необходимо контролировать температурный предел, при котором давление насыщенных паров может стать выше максимально допустимого по условиям прочности бака. После заправки криогенным топливом самолет должен иметь возможность стоять на стоянке и ожидать взлета, а после посадки — некоторое время ожидать заправку. Создание легкого и прочного авиационного криогенного топливного бака является задачей, которая требует детальной конструкторской проработки. В перспективе возможно создание авиационного криогенного ТБ, обеспечивающего бездренажное суточное хранение СПГ и использование его в полете, с относительной массой конструкции около 10 кг/м^2 .

Как известно, массовая теплота сгорания СПГ на 17% выше теплота сгорания керосина [11]. Это приводит к практически пропорциональному уменьшению удельного расхода топлива $C_{уд}$ на дроссельных режимах работы СУ при взлете и в крейсерском полете (рис. 5). Видно, что применение СПГ вместо керосина даже без повышения параметров цикла ТРДД (в первую очередь, суммарной степени повышения давления в компрессоре и степени двухконтурности) способствует «легкому» достижению «рубежных» значений $C_{уд} \approx 0,052\text{--}0,055 \text{ кг/(Н·ч)}$ в крейсерском полете, принятых в качестве проектных для следующего поколения двигателей (типа GTF, ПС-14, Sa-128) перспективных магистральных самолетов на авиакеросине.

Значение критерия ПЭ у всех типов самолетов снижается (т.е. уменьшается расход топлива на один пас.-км) при переходе с керосина на СПГ, однако в различной степени в зависимости от взлетной массы ЛА: для РС — на 6%, для БМС, БСМС и СМС — на 8%. Стоимость летного часа при переходе с керосина на СПГ снижается весьма существенно, в среднем в 4,3 раза (см. табл. 1). Эмиссия CO₂ при переходе на СПГ также заметно снижается: для РС — на 23%, БМС — на 24%, БСМС — на 23% и СМС — на 21%.

В заключение следует отметить, что в результате выполненных на базе комплексной междисциплинарной математической модели расчетов эффективности применения СПГ (вместо авиакеросина) в региональных, ближнемагистральных, ближне-среднемагистральных и среднемагистральных самолетах по критериям эффективности системы «ЛА–СУ–топливо» установлено следующее:

- при переводе существующих (с их незначительной модернизацией) и перспективных пассажирских самолетов на СПГ дальность их полета практически (в пределах 2%–6%) не меняется;
- для принятого уровня цен на СПГ (в 4 раза ниже цены на авиакеросин) стоимость летного часа самолетов на СПГ снизится в среднем в 4,3 раза за счет повышения топливной экономичности СУ и меньшей стоимости топлива;
- расход топлива на один пассажирокилометр у всех самолетов на СПГ снижается по сравнению с керосином на 6%–8%, а эмиссия CO₂ снижается на 21%–24%;
- проведенные исследования дают основание утверждать о технико-экономической и экологической целесообразности перевода пассажирской (и грузопассажирской) авиации на СПГ. Более точные оценки характеристик ЛА и СУ на СПГ требуют проведения дальнейших исследований.

Литература

1. Бакулин В. Н., Брещенко Е. М., Дубовкин Н. Ф., Фаворский О. Н. Газовые топлива и их компоненты. Свойства, получение, применение, экология: Справочник. — М.: МЭИ, 2009. — 614 с.
2. Андреев В., Борисов В., Климов В., Малышев В. Орлов В. Внимание: газы. Криогенное топливо для авиации. — М.: Моск. рабочий, 2001. — 224 с.

3. Яновский Л. С., Дубовкин Н. Ф., Галинов Ф. М. и др. Инженерные основы авиационной химмотологии. — Казань: Изд-во Каз. ун-та, 2009. — 740 с.
4. Резников М. Е., Разносчиков В. В. Методика ЭИМ (эксергия-импульс-масса), как теоретическая основа применения криотоплив в перспективных летательных аппаратах // Сб. докл. IV науч.-техн. конф. «Применение криогенных топлив в перспективных ЛА». — М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1998. — С. 12–15.
5. Антонов А. В. Системный анализ. — М.: Высшая школа, 2006. — 454 с.
6. Луковников А. В. Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в междисциплинарной постановке // Вест. МАИ, 2008. Т. 15. № 3. С. 34–43.
7. Разносчиков В. В., Чепанов А. И. Анализ использования криогенных и газовых топлив в силовых установках магистральных самолетов // Научн. вестн. Моск. гос. технич. ун-та гражданской авиации, 2008. № 134. С. 10–15.
8. Гриценко Н. А., Икрянников Е. Д. Расчет аэродинамических характеристик ЛА: Учеб. пособие. — М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1994. — 259 с.
9. Проектирование самолетов: Учеб. для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др.; под ред. С. М. Егера. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.
10. Бутов А. М., Козарев Л. А. Математическое моделирование рабочего процесса авиационных двигателей: Учеб. пособие. — М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1993. — 143 с.
11. Дубовкин Н. Ф., Яновский Л. С., Харин А. А. и др. Топлива для воздушно-реактивных двигателей. — М.: МАТИ-РГТУ им. К. Э. Циолковского, 2001. — 443 с.
12. National Institute of Standards and Technology. <http://www.nist.gov>.
13. Прозоров Б. Н. Военно-экономический анализ на стадиях жизненного цикла авиационной техники и вооружения: Мат-лы лекций. — М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2008.
14. International Energy Agency. <http://www.iea.org>.
15. Справочно-информационный ресурс о пассажирской авиации infoavia.ru, <http://infoavia.ru/airplanes/>.
16. Aviation Explorer — содружество авиационных экспертов. <http://www.aex.ru/>.

Снижение крейсерской эмиссии за счет оптимизации проектных параметров силовой установки сверхзвукового административного самолета

А. А. Мирзоян

1 Введение

Реализуемость сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) второго поколения во многом определяется согласованностью выбранных проектных параметров (таких как схема и компоновка самолета, удельная нагрузка на крыло и тяговооруженность, топливная эффективность, степень двухконтурности, температурная «раскрутка», суммарная степень повышения давления, размер двигателя и др.) с основными летно-техническими характеристиками (ЛТХ), экологическими и эксплуатационными требованиями (дальность, шум, эмиссия, звуковой удар, ресурс, высотность аэродрома и др.).

В 2006–2010 гг. цикл исследований СПС второго поколения [1] был продолжен в направлении оптимального выбора основных проектных параметров силовой установки (СУ) сверхзвукового административного самолета (САС) на этапе концептуального проектирования. Основными целями этого этапа исследований были:

- включение эмиссионных характеристик САС в критерии оценки эффективности самолета при выборе основных проектных параметров СУ;
- выбор и настройка математических моделей соответствующего уровня точности, обеспечивающих возможность уже на ранних этапах проектирования самолета проведение многодисциплинарного анализа, оптимизации и исследования проектных параметров СУ, оптимальных с точки зрения комплекса ЛТХ, шумовых и эмиссионных показателей;
- анализ влияния основных проектных параметров СУ на выходные показатели самолета и двигателя САС, включая эмиссионные показатели;

- многокритериальная оптимизация основных проектных параметров СУ САС по комплексу критериев, включая эмиссионные, анализ полученных оптимальных решений.

Наиболее значимым на данном этапе исследований стало включение в список рассматриваемых до настоящего времени критериев [1] (дальность, длина взлетно-посадочной полосы (ВПП) и скорость струи) эмиссионных критериев. Для СПС одним из наиболее важных эмиссионных критериев и показателей с точки зрения его вредного воздействия на озон является эмиссия оксидов азота NOx в крейсерском полете. Данный показатель определяется эффективностью организации процесса горения в двигателе, параметрами воздуха на входе в камеру сгорания, а также общими затратами топлива в крейсерском полете. Еще одним важным эмиссионным показателем, характеризующим влияние эмиссии на изменение климата, является изменение средней температуры поверхностного (приземного) слоя атмосферы, связанного с эмиссией H₂O, CO₂ и NOx в крейсерском полете. Данный показатель зависит также от высоты крейсерского полета.

В последние годы в ИКАО идет широкое обсуждение различных показателей эмиссии, которые должны быть ограничены в ближайшие годы, с тем чтобы значительно уменьшить воздействие авиации на климат и концентрацию озона. В настоящее время пока не приняты ограничения на вредные выбросы в крейсерском полете, но постоянно идет ужесточение норм по выбросам в районе аэропорта за взлетно-посадочный цикл по таким параметрам как уровни эмиссии NOx, окиси углерода CO и несгоревших углеводородов HC.

2 Постановка задачи междисциплинарной оптимизации проектных параметров силовой установки сверхзвукового административного самолета

Данные комплексные исследования проведены для проекта САС с пассажироместимостью 10 чел. и взлетным весом 56 т с СУ, базирующейся на двух турбореактивных двухконтурных двигателях (ТРДД) со смешением потоков с регулируемым сверхзвуковым соплом и обычной камерой с диффузионным сгоранием топлива (общий вид самолета приведен на рис. 1). Размер двигателя (и соответственно, взлетная тя-



Рис. 1 Общий вид САС

говооруженность) при заданном взлетном весе самолета определялся заданной величиной потребной длины ВПП 1983 м (6500 фт).

Вектор оптимизируемых проектных параметров СУ включал в себя степень двухконтурности на взлете m_0 , температуру газа на выходе из камеры сгорания на взлете T_{g0} , степень повышения давления $\pi_{\kappa\Sigma 0}$, относительную взлетную тягу R_0 , число Маха в крейсерском полете $M_{\text{кр}}$ и удельную нагрузку на крыло G/S :

$$\text{Вектор проектных параметров СУ} = \begin{bmatrix} m_0 \\ T_{g0} \\ \pi_{\kappa\Sigma 0} \\ R_{0\text{rel}} \\ M_{\text{кр}} \\ \frac{G}{S} \end{bmatrix} \quad (1)$$

Поскольку уровень максимальной температуры газа на входе в турбину не менялся, то изменение T_{g0} соответствует изменению температурной «раскрутки» двигателя (разность максимальной и взлетной температуры газа).

Вектор критериев оптимизации включал в себя относительную практическую дальность полета R_{rel} , изменение уровня шума струи dE_{max} (в боковой или пролетной контрольной точке в зависимости от того, где запас по уровню шума ниже), относительную эмиссию NOx в крейсерском полете $D_{\text{rv\_rel}}$ (абсолютную массу эмиссии NOx за

крейсерский полет на единицу средней рейсовой скорости полета V_r) и изменение температуры поверхностного слоя атмосферы dt :

$$\text{Вектор критериев} = \begin{bmatrix} R_{\text{rel}} \\ dE_{\text{max}} \\ Dp v_{\text{rel}} \\ dt_{\text{rel}} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Все значения критериев приведены в относительном виде и отнесены к соответствующим значениям для базового варианта сочетания проектных параметров, соответствующего максимальной дальности и удовлетворяющего минимальным требованиям по шуму.

При оптимизации были приняты следующие основные допущения и ограничения:

- расчет длины ВПП производился из условия сбалансированного взлета с учетом посадки;
- минимальные требования по шуму на взлете соответствуют уровням шума струи в боковой и пролетной контрольных точках не хуже требований гл. 3 ИКАО (т. е. обеспечивают как минимум возможность удовлетворения требований гл. 4 [2]);
- скорость на участке начального набора высоты не менее $V_2 + 19$ км/ч (условие сертификационных испытаний по шуму на местности), где V_2 — безопасная скорость взлета [2];
- высота прохода трансзвукового диапазона скоростей — 8 км;
- при дросселировании на начальном наборе высоты величина градиента набора высоты при всех работающих двигателях должна быть не менее 4% и при отказе двигателя — 0%.

3 Моделирование эмиссионных характеристик

Оценка эмиссии для САС, совершающего длительный полет в стратосфере, приобретает важнейшее значение, прежде всего с точки зрения прогнозирования вредного влияния полета самолета на озон и изменение климата.

Одним из основных параметров, определяющих это вредное воздействие САС, является уровень эмиссии оксидов азота NO_x в крейсерском сверхзвуковом полете. В настоящее время пока не существует международных стандартов, ограничивающих этот показатель.

Таблица 1 Результаты расчетов эмиссии NOx в КС диффузионного типа различными КМ

Метод	Фирма	Модель
КМ 1	GE	EI NOx = $f(p_k, T_k, HB)$
КМ 2 и 3	MTU и RRD	EI NOx = $f(p_k, T_k)$
КМ 4	SNECMA	EI NOx = $f(t_{пр}, p_k, T_k)$
КМ 5	RR	EI NOx = $f(t_{пр}, p_k, T_4)$

Примечания: $t_{пр} = V_k p_k \cdot 10^6 / (G_k R_v T_k)$ — время пребывания газа в КС; p_k и T_k — давление и температура воздуха на входе в КС; HB — влажность атмосферного воздуха; V_k — объем КС; G_k — расход воздуха на входе в КС; R_v — универсальная газовая постоянная; T_4 — температура газа на выходе из КС.

На этапе концептуального проектирования, когда еще неизвестны подробные геометрические характеристики камеры сгорания (КС), выбор моделей оценки эмиссионных характеристик представляет собой сложную задачу, так как потенциальные упрощенные модели-претенденты требуют обязательной валидации (проверки правильности). В данном случае отбор и валидация моделей оценки эмиссии проводилась на базе сравнения результатов расчета, полученных по различным моделям для ряда существующих дозвуковых двигателей, с сертификационными данными ИКАО и результатами более точных эмиссионных моделей.

Рассмотрено несколько корреляционных методов (КМ) расчета эмиссии NOx, основанных на использовании основных параметров потока на входе (и иногда на выходе) в КС, а также объема КС [3, 4].

Сравнивались пять КМ для оценки эмиссии NOx в КС обычного (диффузионного) типа, приведенные в табл. 1.

Для сравнение и отбора КМ проведены численные оценки EI NOx на взлетном режиме для ряда существующих двигателей и для заданного исходного двигателя САС.

Для существующих двигателей рассчитанные значения EI NOx сравнивались с соответствующими экспериментальными сертификационными данными из базы данных по эмиссии ИКАО [5].

Для исходного двигателя САС рассчитанные данные сравнивались с данными, полученными по валидированной точной модели

эмиссии проф. А.М. Старика [6]. Как видно из табл. 2, наилучшие результаты получены при использовании КМ 4. Погрешность оценок индекса эмиссии с помощью этой КМ была не более 5%. Эта КМ и была затем использована при прогнозировании EI NOx.

Расчет эмиссионных показателей проводился с использованием среднего значения индекса эмиссии NOx в крейсерском полете и средней рейсовой скорости полета V_r :

$$Dpv = 1000 EI NOx_{кр.ср} \frac{G_{т.кр}}{V_r},$$

где Dpv — относительная эмиссия NOx в крейсерском полете (абсолютная масса эмиссии NOx за крейсерский полет на единицу средней рейсовой скорости полета) (г/км/ч); $EI NOx_{кр.ср}$ — средний индекс эмиссии NOx в крейсерском полете (г/кг топлива); V_r — средняя рейсовая скорость полета (км/ч); $G_{т.кр}$ — расход топлива в крейсерском полете (кг).

Расчет суммарного изменения температуры поверхностного слоя атмосферы проводился по упрощенным климатическим функциям, предложенным DLR, учитывающими влияние водяного пара, CO₂, озона и метана и зависящими в целом от EI NOx, средней высоты $H_{кр}$ и расхода топлива в крейсерском полете:

$$dt = f(EI NOx_{кр.ср}, G_{т.кр}, H_{кр}).$$

Влияние основных проектных параметров СУ m_0 , $T_{г0}$, $\pi_{к\Sigma 0}$ и $M_{кр}$ на эмиссионные характеристики определяется сложным сочетанием изменений $G_{ткр}$, $EI NOx_{кр}$, V_r (из-за изменения дальности и времени полета) и $H_{кр}$.

На рис. 2 и 3 приведено влияние $\pi_{к\Sigma 0}$ и m_0 (рис. 2), $T_{г0}$ и $M_{кр}$ (рис. 3) на Dpv и dt . Не сложно заметить, что самое сильное влияние на Dpv оказывает $\pi_{к\Sigma 0}$ (при изменении $\pi_{к\Sigma 0}$ в диапазоне (23–28) Dpv может измениться на 15%–16%), а на dt — m_0 и $\pi_{к\Sigma 0}$ (при изменении m_0 в диапазоне 2,2–2,7 или $\pi_{к\Sigma 0}$ в диапазоне (23–28) dt может измениться на 25%–35%), а самое слабое влияние на Dpv имеет m_0 . Эти влияния необходимо учитывать при анализе и выборе оптимальных проектных параметров СУ САС.

Таблица 2 Результаты расчета эмиссии КС существующих двигателей с помощью КМ

Двигатель	EINO _x ICAO	КМ1		КМ2		КМ3		КМ4		КМ5	
		EINO _x	%	EINO _x	%	EINO _x	%	EINO _x	%	EINO _x	%
JT9D-7	37,9	20,5	45,91	20,6	45,6	30,9	44,9	36,9	2,6	37,4	1,4
JT8D-17	20,6	14,6	29,13	15,3	25,7	15,3	25,7	21,5	-4,4	24,2	-17,5
Olympus	18	13,4	25,56	14,1	21,8	14,1	21,7	18,8	-4,7	23,1	-23,1
V2527-A5	26,5	26,393	0,403	26,4	0,4	26,9	-1,5	26,5	-0,1	26,1	1,5
GE90-85B	52,01	41,121	20,94	40,2	22,7	40,4	22,3	52,1	0,1	41,8	19,6
PW 4164	38,57	30,378	21,24	30,1	21,8	30,8	20,2	38,6	-0,2	36,0	6,5
BR700-715C1	31,39	31,599	-0,67	31,3	0,3	31,9	-1,6	31,5	-0,3	29,6	5,8
AE3007C1	20,2	12,86	36,3	13,7	32,2	14,0	30,7	20,2	-0,1	27,6	-36,5
Trent 556-61	44,1	39,108	11,32	38,3	13,1	38,6	12,4	44,1	-0,1	38,4	13,0
Эталон	36,4	19,0	47,8	19,5	46,5	19,9	45,4	37,7	-3,6	39,4	-8,4

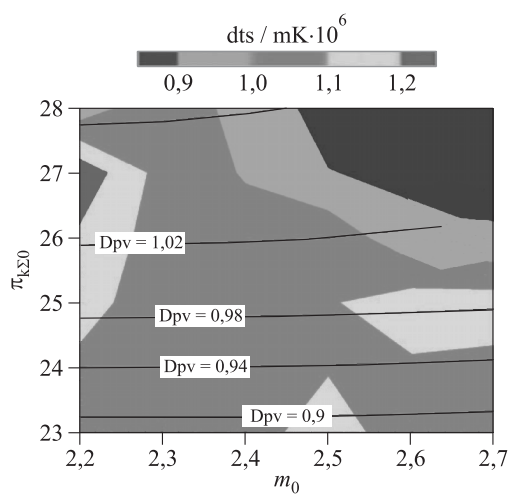


Рис. 2 Влияние $\pi_{k\Sigma 0}$ и m_0 на эмиссионные показатели D_{pv} и dt

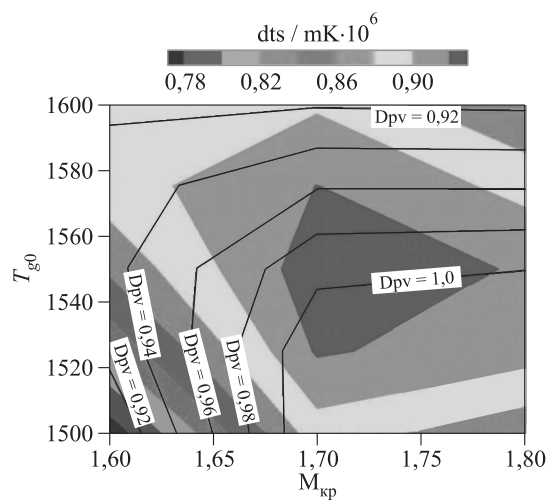


Рис. 3 Влияние T_{g0} и $M_{кр}$ на эмиссионные показатели D_{pv} и dt

4 Результаты оптимизации проектных параметров силовой установки сверхзвукового административного самолета

На рис. 4 и 5, а также в табл. 3 представлены основные результаты оптимизации проектных параметров СУ по трем критериям, характеризующим суммарную дальность, шум самолета на местности и эмиссию в крейсерском полете. На рис. 4 и 5 результаты показаны в виде Парето-оптимального множества (светлые точки) оптимальных соотношений относительной практической дальности полета R_{rel} , отклонения уровня шума струи dE_{max} , относительной эмиссии NO_x в крейсерском полете на единицу рейсовой скорости Dpv (рис. 4) и относительного изменения температуры поверхностного слоя атмосферы dt (рис. 5). Правые верхние точки данного множества (т. е. крайние правые точки для каждого рассматриваемого уровня шума) являются Парето-оптимальными по двум критериям — дальности и шуму. Здесь же нанесены исходный (базовый) вариант (черные квадраты), оптимальные решения, соответствующие минимальному

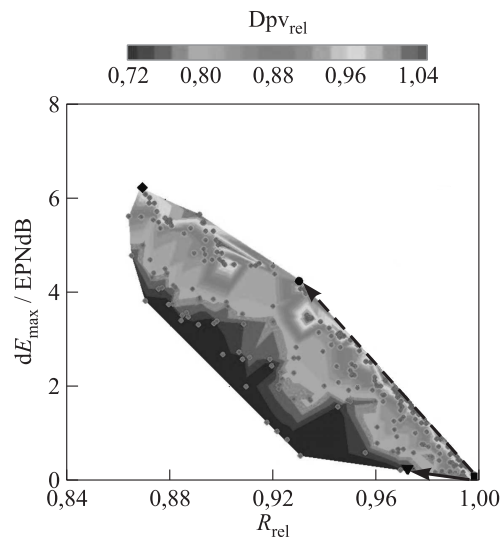


Рис. 4 Оптимальные соотношения R_{rel} , dE_{max} и Dpv

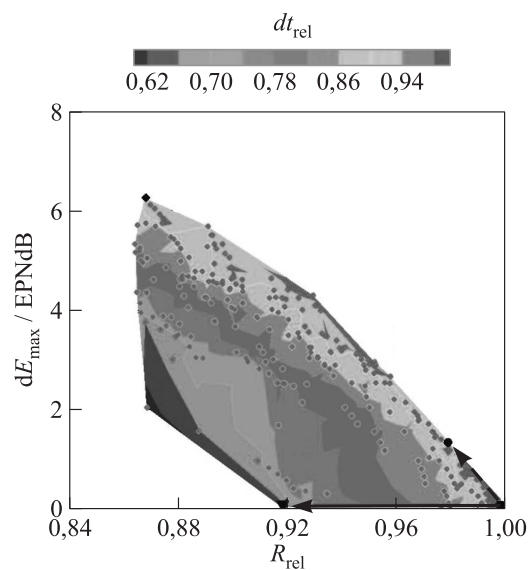


Рис. 5 Оптимальные соотношения R_{rel} , dE_{max} и dt

Таблица 3 Базовые и оптимальные по эмиссионным и шумовым критериям значения основных проектных параметров СУ САС

Критерий	m_0	$T_{g0}, \text{К}$	P_{k0}	$R_{to_{\text{rel}}}$	$M_{\text{кр}}$	$G/S, \text{кг/м}^2$	Изменение $R_{\text{rel}}, \%$	Изменение шума, EPNdB	Изменение Dpv, %	Изменение dt
$R = \text{max}$ (базовые точки)	2,2	1550	26	1,00	1,8	390	0	0	0	0
$Dpv = \text{min}$ (2 критерия)	2,5	1550	23	0,85	1,8	370	-8	-4,3	-18	-4
$Dpv = \text{min}$ (3 критерия)	2,2	1625	23	0,85	1,8	370	-0,2	-0,2	-29	-8
$dt = \text{min}$ (2 критерия)	2,6	1550	28	1,00	1,7	370	-2	-1,3	5	-11
$dt = \text{min}$ (3 критерия)	2,7	1625	29	1,00	1,8	380	-8	0	-17	-35
$dE_{\text{max}} = \text{max}$	2,7	1475	24	0,95	1,8	390	-14	6,2	-4	-9

шуму (черные ромбы), минимальным значениям D_{pv} и dt при оптимизации по критериям R_{rel} и dE_{max} (черные кружки), и при оптимизации по критериям R_{rel} , dE_{max} и D_{pv} или dt (черные треугольники).

Видно, что максимальное снижение D_{pv} в случае оптимизации по двум критериям R_{rel} и dE_{max} может достигать лишь 15%–18% (по сравнению с базовым вариантом) и связано с потерями дальности на 8%–10% (штриховая стрелка на рис. 4). Оптимизация проектных параметров СУ по трем критериям может позволить снизить D_{pv} на 25%–30% при всего лишь 2%–3% потерях в дальности (сплошная стрелка на рис. 4).

Максимальное возможное снижение dt при оптимизации по критериям R_{rel} и в dE_{max} составляет 10%–11% при небольших потерях дальности (штриховая стрелка на рис. 5), тогда как при оптимизации по трем критериям оно может достигать уже 35%–40% при 6%–8% потерях в дальности (сплошная стрелка на рис. 5).

Таким образом, можно констатировать, что в случае рассмотрения только двух критериев (дальности и шума струи), теряется возможность с помощью проектных параметров СУ значительного снижения эмиссии. В случае добавления третьего критерия (D_{pv} или dt) можно, учитывая требования по дальности и шуму, значительно снизить эмиссию путем оптимального выбора проектных параметров.

В табл. 3 приведены оптимальные значения проектных параметров СУ для различных Парето-оптимальных решений.

Таким образом, с учетом принятых ограничений по дальности полета и максимальному шуму струи оптимальная по эмиссионным и шумовым критериям область основных проектных параметров СУ характеризуется следующими величинами: $\pi_{k\Sigma 0 \text{ опт}} = 23\text{--}29$, $T_{г0 \text{ опт}} = 1475\text{--}1625 \text{ К}$, $m_{0 \text{ опт}} = 2,2\text{--}2,7$, $R_{0 \text{ опт}} = 0,85\text{--}1,0$, $M_{кр \text{ опт}} = 1,7\text{--}1,8$, $G/S_{\text{опт}} = 370\text{--}390 \text{ кг/м}^2$. С помощью выбора оптимального сочетания этих параметров D_{pv} или dt могут быть уменьшены максимально на 30%–35% без увеличения шума струи на взлете (в сравнении с базовым вариантом, обеспечивающим максимальную дальность и минимальные требования по шуму на взлете). При этом снижение dt может сопровождаться небольшими потерями в дальности до 6%–8%.

По результатам проведенных исследований можно сделать следующие основные выводы:

- разработаны и валидированы модели оценки эмиссионных характеристик, предназначенные для использования на этапе кон-

цептуального проектирования двигателя и позволяющие оценивать среднюю эмиссию NOx в крейсерском полете, а также изменение температуры поверхностного слоя атмосферы dt применительно к КС ТРДД (диффузионного типа);

- определена область оптимальных значений проектных параметров СУ, позволяющая максимально на 30%–35% (по сравнению с базовым вариантом, обеспечивающим максимальную дальность при минимальных требованиях по шуму) снизить эмиссию без существенного ухудшения дальности полета;
- показано, что учет эмиссионных показателей (наряду с учетом дальности и шума на местности), особенно важен при выборе проектных параметров СУ САС уже на этапе концептуального проектирования;
- целесообразно в дальнейшем продолжить работу в направлении рассмотрения моделей эмиссии для более перспективных КС, в том числе для КС типа LPP (Lean–Premixed–Prevaporized — с предварительным смешением и испарением).

Литература

1. Мирзоян А. А. Достижения в области исследований силовой установки сверхзвукового административного самолета // ЦИАМ 2001–2005. Основные результаты научно-технической деятельности. Т. I. — М.: ЦИАМ, 2005.
2. ИКАО. Международные стандарты и рекомендуемая практика, «Охрана окружающей среды». Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Т. I: Авиационный шум. — 4-е изд., 2005.
3. The impact of NOx emission from aircraft upon the atmosphere at flight altitudes 8–15 km (AERONOX). Final Report to the Comission of European Communities. Ed. U. Schumann. Aug. 1995.
4. Schaefer M. Methodologies for aviation emission calculation. A comparison of alternative approaches towards 4D global inventories. 2006.
5. ICAO Aircraft Engine Emissions Data Bank. Doc 9646-AN/943. Issue 15B. Oct. 2007.
6. Lebedev A. B., Secundov A. N., Starik A. M., Shepin S. A., Titova N. S. Modeling of N-containing species emission from gas-turbine combustors using detailed kinetic mechanisms / Nonequilibrium processes: Combustion and detonation. Vol. I. Eds. G. D. Roy, S. M. Florov, A. M. Starik. — Moscow: TORUS PRESS, 2005. P. 158–167.



РАЗДЕЛ 2
ВОПРОСЫ ТЕОРИИ
И МАТЕМАТИЧЕСКОГО
МОДЕЛИРОВАНИЯ
АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Об учете диссоциации продуктов сгорания в высокотемпературных газотурбинных двигателях

А. С. Полев, А. С. Дрыгин, В. Е. Шлякотин, Ю. А. Эзрохи

В настоящее время при расчетных исследованиях параметров и характеристик авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) широкое распространение получил метод, основанный на учете зависимости термодинамических свойств рабочего тела (воздуха или газа) от его температуры и состава, при этом состав рабочего тела при заданном виде топлива определяется только относительной массовой долей последнего в его смеси с воздухом. Возможные эффекты, связанные с диссоциацией и последующей рекомбинацией молекул продуктов сгорания, не учитываются. Такие подходы подробно описаны в [1].

Однако в связи с тем, что адекватное описание термохимических процессов, происходящих в проточном тракте авиационного ГТД является одним из направлений по уточнению параметров и характеристик при математическом моделировании двигателей с высоким уровнем параметров, в настоящее время становится достаточно актуальным вопрос о влиянии физико-химических процессов, проходящих в проточной части двигателя (в основном, в его горячей части), на параметры и характеристики как самого двигателя, так и отдельных его узлов.

При проведении расчетных исследований параметров и характеристик авиационных ГТД возможны подходы к описанию термодинамических свойств рабочего тела (продуктов сгорания), основанные на различных способах учета изменения свойств рабочих тел, обусловленных изменением их термодинамических параметров (давления и температуры) и химического состава в тракте двигателя.

Первый подход основан на представлении термодинамических свойств рабочего тела в виде зависимостей, связывающих термодинамические параметры компонентов смеси с температурой. При этом свойства рабочего тела определяются только его составом, который для смеси воздуха и продуктов сгорания однозначно задается, например, коэффициентом избытка воздуха и считается неизменным.

В этом случае не учитываются процессы диссоциации и рекомбинации в рабочем теле. Частный случай такого подхода в настоящее время нашел широкое применение при проведении расчетных исследований параметров и характеристик авиационных ГТД [1, 2].

Второй подход базируется на «равновесном приближении», позволяющем учитывать изменение состава продуктов сгорания (диссоциацию и рекомбинацию) в условиях энергетического, химического и фазового равновесий (в предположении, что все химические реакции завершены) в зависимости от относительного массового содержания продуктов сгорания и воздуха в рабочем теле, а также его температуры и давления [3].

Третий подход связан с представлением о том, что состав рабочего тела дополнительно зависит и от скорости химических превращений, т. е. учитывается кинетика химических реакций. Иногда этот подход рассматривают совместно с колебательной кинетикой, учитывающей неравновесные распределения молекул по их внутренним колебательным степеням свободы и временную эволюцию этих распределений в процессе релаксации [4].

Различия в этих подходах к описанию термохимического состояния рабочего тела могут характеризоваться первым критерием Дамкелера, представляющим собой отношение времени физического процесса (времени пребывания в зоне химической реакции) ко времени протекания самой химической реакции, т. е. $Da_1 = \tau_{\text{физ}}/\tau_{\text{хим}}$. Если для первого подхода условное значение этого критерия равно нулю $Da_1 = 0$, а для второго — имеет бесконечно большое значение, то для третьего — величина Da_1 имеет вполне определенное конечное значение, определяемое термодинамическими и химическими процессами, происходящими в проточном тракте, а также его геометрическими размерами.

В настоящее время такие подходы успешно реализованы при расчетах параметров и характеристик прямоточных воздушно-реактивных (ПВРД) и жидкостных ракетных (ЖРД) двигателей [3, 5]. Кроме того, были сделаны попытки оценить влияние отмеченных эффектов на параметры авиационных двигателей 4-го поколения [6]. Подобные подходы были использованы и в данной работе.

Необходимой базой расчета состава и свойств высокотемпературных смесей является информация о термических константах и термодинамических свойствах индивидуальных веществ, входящих в

состав топлива и продуктов сгорания, которая представлена в справочнике [7].

Согласно теореме Дюгема равновесное состояние термодинамической системы, исходные массы которой известны, определяются двумя параметрами. Для камеры сгорания такими параметрами являются давление p и энтальпия h системы, а для течения в сопле — давление p и энтропия S . Критерием равновесного состояния будет максимум энтропии системы $S = S_{\max}$ или в вариационной форме $dS = 0$. Задача определения равновесного состояния системы сводится к решению задачи на отыскание условного экстремума целевой функции S — энтропии системы. Для решения этой задачи в настоящей работе использован метод неопределенных множителей Лагранжа. Заданными являются элементный химический состав топлива и условия организации процессов горения (давление, энтальпия воздуха и топлива).

В данном исследовании в качестве топлива взят керосин (его условная химическая формула $\text{C}_{\text{H}_{1,956}}$ [3], т. е. $[\text{C}]$ — 85,9%, $[\text{H}]$ — 14,1%) а окислителем — воздух ($\text{N}_{53,91}\text{O}_{14,48}\text{Ar}_{0,3204}\text{C}_{0,01045}$) с коэффициентом избытка α . В результате горения смеси воздуха и керосина, образованных из пяти (C, H, N, O, Ar) химических элементов, образуется смесь следующих тринадцати химических веществ: H_2O , CO_2 , NO_2 , CO , OH , NO , O_2 , H_2 , N_2 , O , H , N , Ar .

Система уравнений связывает между собой равновесные значения количеств веществ всех химических веществ, термодинамических параметров p , T , v (удельный объем), h и неопределенных множителей Лагранжа. Данная система уравнений решается методом Ньютона.

Изложенный метод термодинамического расчета химического равновесия реализован в виде программы расчета на ЭВМ. Данная программа позволяет определять состав и параметры систем газообразных веществ при заданных значениях давления и энтропии. Она может быть включена в математическую модель ГТД, например так, как это сделано в [6].

Иллюстрацией применения рассматриваемого метода является сравнение данных, полученных по этой методике, с результатами расчетов [3], выявившее их хорошее совпадение. На рис. 1 сплошной линией показаны результаты расчета температуры продуктов сгорания смеси воздуха и керосина ($p_{\text{к}}^* = 1$ МПа, $T_{\text{к}}^* = 293,15$ К, $\eta_r = 1,0$, $H_u = 43124$ кДж) на выходе из камеры сгорания. Там же маркерами приводятся аналогичные результаты, взятые из [3]. Относительная

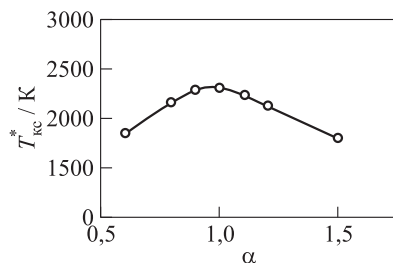


Рис. 1 Зависимость температуры продуктов сгорания от коэффициента избытка воздуха

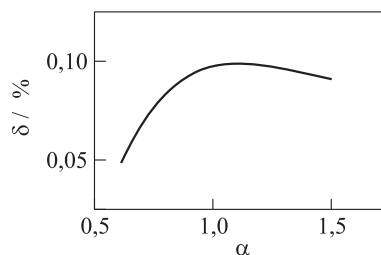


Рис. 2 Погрешность расчета температуры по сравнению с результатами [3]

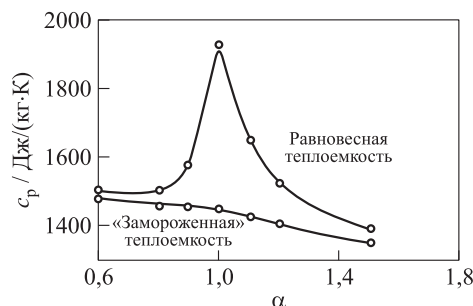


Рис. 3 Зависимость теплоемкости продуктов сгорания от коэффициента избытка воздуха

величина несовпадения этих расчетов, показанная на рис. 2, не превышает 0,1%.

На рис. 3 приводятся рассчитанные для тех же условий значения равновесной теплоемкости продуктов сгорания. Там же показаны величины теплоемкости, рассчитанные без учета изменения состава смеси («замороженной» теплоемкости). Результаты расчета [3] показаны маркерами.

Для оценки влияния диссоциации продуктов сгорания на полезную энергию газового потока (через суммарное воздействие изменения температуры и теплоемкости) был выполнен расчет модельного ЖРД, работающего на воздухе и керосине. На рис. 4 сплошной ли-

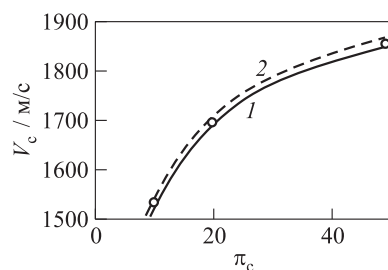


Рис. 4 Скорость истечения из сопла ЖРД с учетом (1) и без учета (2) диссоциации

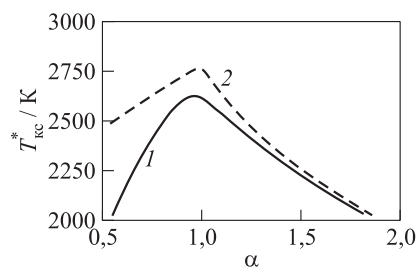


Рис. 5 Температура продуктов сгорания, рассчитанная с учетом (1) и без учета (2) диссоциации

нией показана скорость истечения продуктов сгорания при равновесном расширении в сопле ($p_k^* = 1$ МПа, $T_k^* = 293,15$ К, $\eta = 1,0$, $H_u = 43\,124$ кДж, $\alpha = 1,1$). Там же пунктиром приводятся результаты, полученные по методике [2] без учета диссоциации. Маркерами показаны результаты расчета [3]. Отличие результатов, полученных с учетом и без учета диссоциации, не более 1%.

Рассмотрим, как может повлиять учет диссоциации продуктов сгорания на результаты расчета параметров газового потока в ГТД. На рис. 5 сплошной линией показана температура продуктов сгорания смеси воздуха и керосина ($p_k^* = 3$ МПа, $T_k^* = 900$ К, $\eta = 1,0$, $H_u = 42\,915$ кДж) на выходе из основной камеры сгорания, рассчитанная по изложенной выше методике. Там же пунктиром показана температура, рассчитанная без учета диссоциации по методике [1].

Из полученных результатов можно сделать вывод, что, во-первых, диссоциация приводит к изменению термодинамических свойств продуктов сгорания (см. рис. 3). Так, учитывающая теплоту равновесных химических реакций равновесная теплоемкость при $\alpha = 1,5$ превышает значение «замороженной» на 3%, а при $\alpha = 1,0$ — на 30%. Во-вторых, при среднемассовых температурах $T_{кс}^* = 2000\text{--}2200$ К влияние диссоциации приводит к снижению $T_{кс}^*$ на 25–30 К, а увеличение газовой постоянной очень мало — не более 0,1%. При этом расчетное значение потребного расхода топлива увеличивается на 2,2%–3,2%, а степень диссоциации изменяется в диапазоне 1%–4% в зависимости от режима полета самолета.

Таким образом, при уровнях температур и давлений, прогнозируемых для двигателей 6-го поколения, влияние диссоциации на интегральные характеристики ГТД следует учитывать по причинам изменения термодинамических свойств и температуры газового потока, которые определяют программу управления двигателем и характеристики элементов «горячего» тракта и двигателя в целом. Поэтому в дальнейшем необходима разработка уточненных математических моделей высокотемпературных ГТД с описанием термодинамических параметров газоздушного потока за компрессором как в равновесном приближении, так и с возможным учетом неравновесности процессов расширения в турбине и сопле.

Литература

1. Руководящий технический материал авиационной техники РТМ 1677-83. Двигатели авиационные газотурбинные: Методы и подпрограммы расчета термодинамических параметров воздуха и продуктов сгорания углеводородных топлив. — М., 1983.
2. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. — М.: Машиностроение, 1979. — 432 с.
3. Алемасов В.Е. и др. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: В 5 т. — М., ВИНТИ, 1971–1974.
4. Савельев А.М., Старик А.М., Титова Н.С. Исследование динамики образования экологически вредных газов в элементах газотурбинного двигателя // Теплофизика высоких температур, 1999. Т. 37.
5. Синярев Г.Б., Трусов Б.Г. и др. Применение ЭВМ для термодинамических расчетов. — М., 1982.
6. Шлякотин В.Е., Эзрохи Ю.А., Хайлов В.М., Сериков Р.И. Исследование влияния учета физико-химической неравномерности продуктов сгорания на параметры и характеристики перспективных высокотемпературных ГТД. Научно-технический отчет ЦИАМ № 1680503001. — М., 2001.
7. Термодинамические свойства индивидуальных веществ: Справочник. В 4-х т. / Под ред. В.П. Глушко. — М., Наука, 1978–1982.

Исследования в обоснование формирования запаса по температуре газа перед турбиной авиационных газотурбинных двигателей

*М. М. Цховребов, Б. Ш. Ланда, Л. И. Швец, С. Ф. Ладыгин,
Е. И. Худяков, Ю. А. Эзрохи, О. Е. Светлакова, Т. А. Морзеева*

С развитием авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) возрастает роль факторов, способствующих увеличению температуры газа перед турбиной на всех этапах жизненного цикла.

На этапе *разработки* эти факторы обусловлены стремлением обеспечить компактность и меньший вес двигателя, лучшую экономичность, независимость от климатических условий эксплуатации.

Реальные условия *серийного производства* ГТД обуславливают некоторый «разброс» основных параметров, включая температуру газа, относительно номинальных значений. В процессе *эксплуатации* также происходит отклонение параметров авиационных двигателей от начальных, соответствующих приемо-сдаточным испытаниям. Воздействие этих факторов проявляется в увеличении радиальных зазоров в лопаточных машинах, в износе сопряженных элементов, уплотнений, в эрозионном изменении формы профилей лопаток, в появлении люфтов в приводе направляющих аппаратов, в загрязнении элементов проточной части и каналов системы охлаждения и др. Указанные отклонения возрастают с наработкой двигателя, причем в большей степени у двигателей с высокими параметрами рабочего процесса. Поэтому одной из наиболее важных задач является разработка мероприятий, обеспечивающих стабилизацию параметров (прежде всего поддержание тяги) в процессе эксплуатации, что требует совершенствования методологии проектирования новых двигателей и модернизации существующих, в частности, разработки методов формирования необходимых «запасов» по температуре газа, так как рост температуры газа является основным способом поддержания тяги двигателя на необходимом уровне.

В обеспечение конкурентоспособности ГТД влияние отмеченных факторов должно быть учтено уже на ранней стадии проектирования при формировании основных параметров двигателя. При прие-

мо-сдаточных испытаниях (ПСИ) серийного авиационного ГТД контролируются основные параметры, приведенные к стандартным атмосферным условиям (САУ). Факторы, вызывающие увеличение температуры газа перед турбиной по сравнению с исходным проектным значением, имеют различную природу. Часть этих факторов носит определенный, детерминированный характер, отражаемый конкретными требованиями, изложенными в нормативно-технической документации (Нормы летной годности, ОТУ-2006 и др.) и в техническом задании (ТЗ) на разработку двигателя. К ним относятся требования поддержания тяги в нестандартных условиях, обеспечения взлетной тяги в ситуации с отказом одного двигателя, требования к установке двигателя на самолет (в части отборов мощности и воздуха на нужды летательного аппарата (ЛА)) и к развитию двигателя по тяге в составе семейства ГТД.

Другая часть факторов, вызывающих увеличение температуры газа по сравнению с исходным проектным значением для нового двигателя, на этапе его разработки носит неопределенный характер. К ним относятся возможность недобора до проектного уровня показателей эффективности узлов (коэффициент полезного действия (КПД), утечки рабочего тела), технологический разброс параметров при серийном производстве, установка двигателя в самолет (в части влияния деформации корпуса при подвеске в конкретном ЛА и приработки в первом полете), «непрогрев» двигателя при запуске в условиях интенсивной эксплуатации, ухудшение характеристик ГТД по мере наработки в эксплуатации. Приближенный учет этих факторов на стадии проектирования двигателя возможен путем использования оценок изменения температуры газа на аналогах в практике разработки, производства и эксплуатации ГТД. Сумму возможных увеличений максимальной температуры газа перед турбиной ΔT_{Gi} от действия указанных факторов недетерминированной природы предложено рассматривать в качестве собственно запаса по температуре газа, который должен быть учтен при проектировании двигателя.

Опыт разработки турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) показал тенденцию превышения требуемой для обеспечения заявленных тяговых характеристик температуры газа перед турбиной по сравнению с исходным проектом. Отличием этих двигателей от более ранних авиационных ГТД является существенное уменьшение размеров проточной части внутреннего контура («тепловой ма-

шины»), связанное со значительным увеличением степени повышения давления в компрессорах, а также широким внедрением ТРДД большой степени двухконтурности. Уменьшение размеров лопаток газогенератора усиливает отрицательную роль неточности выполнения кромок профилей, радиальных зазоров, утечек и других технологических факторов, влияния пограничного слоя и неравномерностей потока.

Получена ориентировочная зависимость возможной относительной разницы $\Delta \bar{T}_{г\eta}$ между температурой газа на максимальном режиме в реальном двигателе и принятой в исходном проекте от параметра размерности газогенератора, показывающая тенденцию некоторого увеличения $\Delta \bar{T}_{г\eta}$ с уменьшением размерности газогенератора.

Увеличение температуры газа в результате недобора КПД элементов проточной части двигателя является одной из основных причин, вызывающих необходимость опережающих, т. е. до полномасштабной разработки, экспериментальных исследований газогенератора и демонстрационного двигателя в соответствии с современной методологией создания авиационных ГТД. Доля величины $\Delta \bar{T}_{г\eta}$ в общем запасе по температуре газа ΔT_r связана обратной зависимостью с полнотой применения современной методологии, предусматривающей опережающее создание НТЗ, испытания экспериментального газогенератора (ЭГГ) и двигателя демонстратора-прототипа (ДДП) до завершения рабочего проекта двигателя.

Разброс параметров ГТД при их серийном производстве обусловлен отклонением размеров и характеристик в пределах допуска на изготовление деталей, узлов и систем, погрешностями при сборке и отладке двигателей.

Создание ТРДД нового поколения требует совершенствования технологических процессов в целях обеспечения высокоточного изготовления деталей двигателя и газогенератора с относительно малыми размерами. В соответствии с современной методологией создания ГТД должна быть обеспечена технологическая готовность производства к серийному изготовлению двигателя нового поколения. При этом увеличение температуры газа перед турбиной ТРДД на взлетном режиме в результате отклонений в серийном производстве для «худшего» двигателя $\Delta T_{r,c}$ определяется на основе опыта и может быть уточнено с учетом конкретных производственно-технологических характеристик предприятия, на которое ориентировано серийное произ-

водство нового двигателя. Пути снижения величины $\Delta T_{г.с}$ связаны с освоением перспективных высокоточных технологий как производства деталей, узлов, агрегатов и двигателя в целом, так и средств и методов измерения их параметров.

Воздействие факторов эксплуатации (загрязнение тракта, эрозия, износ пар трения и уплотнений, перегрузки при эволюциях ЛА, попадание посторонних предметов и др.) приводит к отклонению параметров ГТД от начальных, соответствующих приемо-сдаточным испытаниям. С учетом ужесточения требований к ресурсу, топливной экономичности и надежности проблема стабилизации параметров по наработке является одной из наиболее актуальных при разработке перспективных и модернизации существующих ГТД.

Проявление факторов эксплуатации в конкретных двигателях носит случайный характер, и степень их воздействия на характеристики зависит не только от расчетных параметров ГТД и размерности газогенератора, но и от условий эксплуатации, т.е. от ее интенсивности, климатических условий, частоты и глубины техобслуживания, продолжительности межремонтных сроков и т.п., а также от закона управления двигателем. По этим причинам установление общих закономерностей в целях прогнозирования изменения параметров и характеристик ГТД в эксплуатации затруднено. На практике анализ изменения параметров по наработке осуществляется применительно к конкретным типам ГТД по результатам испытаний двигателей, прошедших эксплуатацию или длительные циклические испытания, и по оценке технического состояния их деталей, на основании чего вырабатываются конструктивно-технологические мероприятия по повышению стабильности параметров по наработке.

Ориентировочное прогнозирование изменения параметров разрабатываемого двигателя по наработке и установление соответствующей составляющей запаса по температуре газа $\Delta T_{г.с}$ возможно путем математического моделирования параметров ГТД, в характеристики узлов которого введен приближенный учет их изменения в эксплуатации по данным для узлов аналогичного назначения, прошедших реальную эксплуатацию. В этих целях в ЦИАМ разработана математическая модель (ММ) рабочего процесса ТРДД в эксплуатации, основанная на типовой поузловой модели ТРДД, в которой используются характеристики, учитывающие изменение эффективности по наработке узлов, в наибольшей степени подверженных влиянию из-

носа [1]. Модель основана на предположении, что основным объектом «износа» являются лопаточные машины газогенератора двигателя. Характер изменения температуры газа по наработке, полученный по разработанной ММ, показан на рис. 1. Созданная математическая модель, отражая главные закономерности изменения параметров рабочего процесса по мере наработки, в то же время является приближенной, поскольку основана на ограниченном объеме фактической информации по «уходу» параметров по наработке. Необходимо дальнейшее ее совершенствование по мере накопления опыта эксплуатации ГТД.

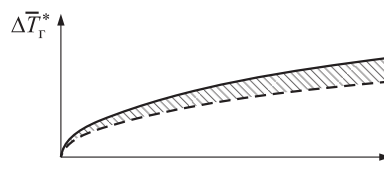


Рис. 1 Возрастание по наработке температуры газа для типичного ТРДД (по матмодели, $R_{взл} = const$)

Выполнение требования поддержания тяги по наработке с повышением температуры газа перед турбиной из-за снижения КПД узлов ведет к ухудшению топливной экономичности ТРДД. Поэтому проектная величина запаса по максимальной температуре газа на ее рост по наработке ΔT_τ должна быть согласована с допустимым по нормативам ростом удельного расхода топлива в эксплуатации. Сумму составляющих ΔT_{gi} от факторов, носящих недетерминированный характер, предложено рассматривать в качестве собственно запаса по температуре газа перед турбиной на взлетном режиме $\Delta T_g = \sum \Delta T_{gi}$, который должен быть учтен при проектировании двигателя наряду с учетом других факторов, определенных в соответствии с ТЗ на двигатель. Расчет на прочность деталей двигателя производится с учетом обеспечения работы при максимально допустимой в эксплуатации температуре газа, величина которой определяется с учетом ΔT_g .

Исследования показали, что запас по температуре газа зависит от многих факторов, в том числе от параметров и размерности двигателя. Например, согласно оценкам, суммарный относительный запас ΔT_g применительно к перспективному ТРДД для ближне-среднего магистрального самолета (БСМС) может составить $\sim 10\%–12\%$. Эти данные требуют дальнейшего уточнения по мере накопления фактических показателей разработки, производства и эксплуатации новых двигателей.

Имеющийся опыт анализа и обобщения данных об изменении параметров и характеристик ГТД по наработке в эксплуатации в основном ограничен ТРДД для дозвуковой магистральной авиации, у которых характерным с точки зрения влияния на ресурс и выбор запаса по температуре газа перед турбиной является взлетный режим. В этом случае облегчается возможность фактического контроля роста температуры газа по наработке путем выборочных стендовых испытаний экземпляров ТРДД, прошедших эксплуатацию, а также построение математических моделей изменения параметров для «средних» по парку двигателей.

В отличие от дозвуковых ТРДД, для двигателей многорежимной авиации характерным является применение максимальных по температуре газа режимов в существенно различных по высоте и скорости условиях полета.

Оценка влияния ухудшения эффективности лопаточных машин внутреннего контура выполнялась с применением математического моделирования путем определения коэффициентов их влияния на относительное изменение $\delta T_r = \Delta T_r / T_r^*$ температуры газа, площади критического сечения реактивного сопла $\delta F_c^* = \Delta F_c^* / F_c^*$ и других рабочих параметров при условии сохранения тяги $R = const$, полученной при принятом «номинальном» законе регулирования в данных полетных условиях для «нового» двигателя. В качестве «номинальных» законов для поддержания $R = const$ в данных полетных условиях рассмотрены (рис. 2) $n_1 = const$, $n_2 = const(\dots)$, $F_c^* = const(\dots)$ и $\pi_{т\Sigma} = const(\dots)$.

Результаты численного моделирования показаны на рис. 2 в виде зависимости $K_{T_{\eta_i}} = \delta T_r^* / \delta \eta_i^*$ от $K_{F_{\eta_i}} = \delta F_c^* / \delta \eta_i^*$ на режимах с дополнительным подводом тепла перед соплом, как типичный пример. Во всех рассмотренных случаях $K_{T_{\eta_i}} < 0$, т.е. уменьшение η_i от начального в данной точке значения требует увеличения температуры газа перед турбиной для сохранения тяги в данных (М, Н) условиях. Это увеличение при изменении КПД компрессора (КВД) и турбины высокого давления (ТВД) на 1% примерно одинаково для рассмотренных законов управления и по сравнению с земными статическими условиями (линия I) в полетных условиях несколько уменьшается (линии II и III), что связано с положительным влиянием роста скоростного напора. При этом требуемое изменение площади «горла» относительно невелико ($K_{F_{\eta_i}} = -0,6 \dots + 0,22$ для различных законов управления).

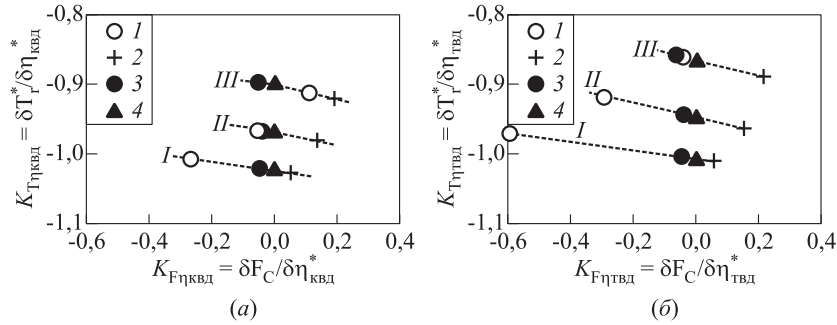


Рис. 2 Требуемое для поддержания неизменной тяги относительное изменение температуры газа перед турбиной и соответствующее относительное изменение площади «горла» сопла при изменении КПД КВД (а) и ТВД (б) на 1% и различных законах регулирования: 1 — $\pi_{\tau\Sigma} = \text{const}$; 2 — $n_b = \text{const}$; 3 — $\pi_d = P_{\tau}^*/P_{\text{вх}} = \text{const}$; 4 — $F_c^* = \text{const}$

Влияние изменения КПД турбины низкого давления (ТНД) на температуру газа перед турбиной примерно втрое ниже влияния КПД лопаточных машин газогенератора и также не очень существенно зависит от условий полета. Более слабое влияние на T_{Γ}^* снижения $\eta_{\text{ТНД}}^*$ по сравнению с влиянием ухудшения КПД лопаточных машин газогенератора связано с тем, что в этом случае поддержание тяги обеспечивается в том числе благодаря сохранению частоты вращения ротора газогенератора практически на исходном уровне и тенденцией к небольшому повышению расхода воздуха в КВД по сравнению со случаем снижения КПД лопаточных машин газогенератора. В результате требуемая мощность внутреннего контура может быть обеспечена при несколько меньшей температуре газа перед турбиной по сравнению со случаем ухудшения $\eta_{\text{КВД}}^*$ или $\eta_{\text{ТВД}}^*$ на 1%.

На максимальных режимах без дополнительного подвода тепла перед соплом влияние КПД лопаточных машин газогенератора на T_{Γ}^* для поддержания тяги на исходном уровне достаточно велико ($K_{T_{\eta_{\text{КВД}}}} = -0,8 \dots 0,9$, $K_{T_{\eta_{\text{ТВД}}}} = -0,73 \dots 0,85$) и также не очень существенно зависит от режима полета в рассмотренном диапазоне. Влияние КПД ТНД проявляется примерно втрое слабее по сравнению с влиянием КПД лопаточных машин газогенератора и относительно слабо зависит от полетных условий в рассмотренном диапазоне их изменения.

Сходный характер влияния различных полетных условий на требуемое относительное изменение температуры газа в целях сохранения тяги при изменении КПД узлов дает основание рассматривать режимы максимальной тяги при $M_n = 0$, $H = 0$ как представительные для анализа и оценки изменения потребной T_r для выполнения условия $R = const$.

В качестве примера рассмотрим оценку изменения параметров на режиме при условии $R = const$ ($\alpha_{\Sigma \min} = const$). Рабочий процесс контролируется по условию поддержания $n_{1np} = const$, что практически соответствует $F_c^* \approx const$. Ухудшение по наработке эффективности лопаточных машин в соответствии с ранее полученными закономерностями [1] обуславливает смещение рабочей точки на характеристике КВД от исходной величины, при этом запас газодинамической устойчивости (ГДУ) несколько снижается. «Скольжение» роторов по наработке несколько увеличивается, что может рассматриваться в качестве диагностического признака износа. Следствием снижения эффективности лопаточных машин внутреннего контура является возрастание степени двухконтурности и потерь в канале наружного контура. В результате поддержание тяги на исходном уровне требует некоторого увеличения температуры газа перед турбиной. Удельный расход топлива $C_{гф}$ при этом не изменяется благодаря перераспределению расходов топлива в пользу основной камеры сгорания (ОКС), где подвод тепла осуществляется с более высоким термическим КПД.

Численное моделирование показывает, что на максимальном режиме без дополнительного подвода тепла перед соплом закономерности изменения параметров по наработке в основном носят аналогичный характер, однако во избежание возрастания тяги из-за роста T_r и выполнения условия $R = const$ требуется небольшое программное раскрытие «горла» сопла по наработке $F_c^*(\tau)$ ($n_{1np} = const$).

Таким образом, численный анализ показал принципиальное сходство подходов к определению запасов ΔT_r и для многорежимных двигателей, что дает возможность сформулировать предварительные оценки целесообразных законов регулирования для двигателей такого типа.

Результаты исследований в целом показали, что наибольший вклад в запас ΔT_r вносит «уход» параметров по наработке, а также возможный недобор КПД узлов двигателя, влияние которого может быть значительным в случае газогенератора небольшой размерности

при недостаточном научно-техническом заделе (НТЗ). В целях снижения требуемого запаса по температуре газа перед турбиной для перспективных ГТД необходимы:

- в соответствии с современной методологией опережающее освоение критических технологий, создание НТЗ, отработка экспериментального газогенератора и двигателя-демонстратора в период до полномасштабной разработки двигателя;
- применение в конструкции двигателя решений, обеспечивающих высокую стабильность параметров в эксплуатации при больших межремонтных сроках, использование ресурсосберегающих законов управления;
- обеспечение технологической готовности серийного производства к выпуску двигателя нового поколения с применением высокоточных технологий изготовления и измерения параметров деталей, узлов, агрегатов и двигателя;
- применение эффективных, с использованием развитой технической диагностики, технологий техобслуживания двигателя в эксплуатации, направленных на поддержание стабильности параметров по наработке.

На основе результатов выполненных исследований разработано «Руководство по определению запасов по температуре газа перед турбиной при создании базовых двигателей нового поколения для магистральных самолетов гражданской авиации».

Литература

1. Цховребов М. М., Худяков Е. И. Математическое моделирование параметров ТРДД в процессе эксплуатации // ЦИАМ 2001–2005: Основные результаты научно-технической деятельности. Т. 1. — М.: ЦИАМ, 2005.

Параметрический анализ влияния «электрификации» двигателя «электрического» самолета на технический облик и характеристики перспективных турбореактивных двухконтурных двигателей

Л. И. Швеи, А. В. Челомбитко, М. М. Жигунов, А. С. Бельков

«Электрификация» самолета и двигателя потребует увеличения электрической мощности на борту летательного аппарата (ЛА). Тенденции к этому хорошо прослеживаются уже на существующих самолетах. Так, например, В767-200, разработанный в начале 1980-х гг., располагал электрической мощностью на борту, равной 260 кВт; В747, конца 1980-х гг., — 550 кВт; А340, начала 1990-х гг., — 450 кВт; А380, середины первого десятилетия XXI в., — 850 кВт; а один из самых современных гражданских самолетов В787, располагает электрической мощностью на борту равной 1400 кВт.

Конструктивно «более электрический» двигатель будет отличаться от своих современных аналогов отсутствием отборов воздуха на самолетные нужды (система кондиционирования салона, антиобледенительная система и другие, энергия для функционирования которых будет электрической) и наличием мощных генераторов, размещенных непосредственно на валах двигателя.

Таким образом, при параметрическом анализе влияния «электрификации» двигателя на его характеристики необходимо оценить влияние на параметры двигателя замены отбора воздуха и мощности на отбор только мощности.

Для начала были проведены расчеты характеристик серийного двигателя АИ-25ТЛ и созданного на его основе двигателя-демонстратора с демонстрационной системой автоматического управления с электроприводными исполнительными механизмами — топливным насосом-дозатором, входным направляющим аппаратом компрессора высокого давления и клапанами перепуска воздуха. При замене штатных двигательных агрегатов на указанные выше электроприводные,

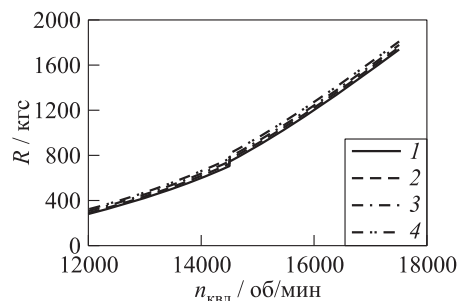


Рис. 1 Зависимость тяги двигателя от частоты вращения ротора ВД ($H = 0$, $M = 0$): 1 — штатный двигатель; 2 — отбор от ВД 43 л.с.; 3 — отбор от ВД 87 л.с.; 4 — отбор от ВД 130 л.с.

количество отбираемой от вала высокого давления мощности уменьшается на 350 кгс·м/с (~ 5 л.с.). Так как различие в 5 л.с. сравнительно небольшое, кривые зависимости параметров двигателя от частоты вращения ротора высокого давления для двигателя со штатными агрегатами практически совпадают с аналогичными кривыми для двигателя с электрическими агрегатами. Поэтому с учетом того, что впоследствии ожидается увеличение отборов мощности, для количественной оценки влияния повышенных отборов мощности на параметры двигателя с помощью математической модели двигателя в штатной компоновке были рассчитаны дроссельные характеристики с различными отборами мощности ($H = 0$, $M = 0$, МСА).

Рассмотрены три варианта отборов мощности (от вала высокого давления): 43 л.с., 87 л.с. и 130 л.с. По результатам расчетов видно: чем больше отбор мощности, тем выше становятся значения всех рассмотренных параметров двигателя (тяга, удельный расход топлива, частота вращения вала низкого давления, расход воздуха, значения давлений и температур по тракту двигателя) при одинаковых значениях частоты вращения вала высокого давления, принятой в качестве параметра регулирования двигателя АИ-25ТЛ. Для примера приведено изменение тяги двигателя (рис. 1). При этом с повышением тяги уменьшается разность между значениями удельного расхода топлива при различных отборах (рис. 2).

Для оценки влияния на параметры двигателя замены отбора воздуха и мощности на отбор только мощности на примере перспектив-

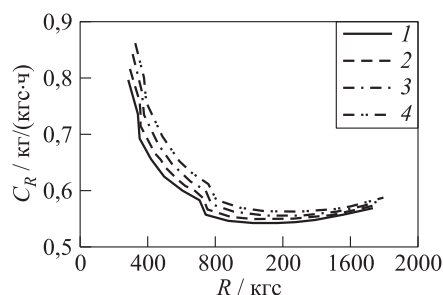


Рис. 2 Зависимость удельного расхода топлива от тяги двигателя ($H = 0$, $M = 0$): 1 — штатный двигатель; 2 — отбор от ВД 43 л.с.; 3 — отбор от ВД 87 л.с.; 4 — отбор от ВД 130 л.с.

ного турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) с $R_{взл} \approx 12$ тс (типа ПС-12) были проведены расчеты для крейсерского режима в условиях $H = 11\,000$ м, $M = 0,8$, МСА.

Для одного из вариантов перспективного самолета типа ближне-среднего магистрального самолета (БСМС) потребные величины отборов мощности и воздуха равны 95 л.с. и 1500 кг/ч соответственно. По предварительной оценке ЦАГИ, для «электрического» варианта этого же самолета указанные отборы могут быть заменены эквивалентным отбором мощности в количестве 295 л.с.

В результате расчетов определены параметры двигателя на крейсерском режиме с различными сочетаниями величин отборов воздуха и мощности:

- указанный выше вариант отборов — отбор мощности в количестве 95 л.с. от вала высокого давления (ВД), отбор воздуха в количестве 1500 кг/ч из промежуточных ступеней компрессора ВД (КВД);
- отбор мощности, равной 295 л.с., от вала НД, без отбора воздуха;
- отбор мощности, равной 295 л.с., от вала ВД, без отбора воздуха;
- «располовиненный» отбор мощности — от валов низкого и высокого давлений отбирается по 147,5 л.с., без отбора воздуха.

Параметры двигателя при всех указанных вариантах отборов сравнивались с параметрами двигателя на крейсерском режиме без отборов воздуха и мощности.

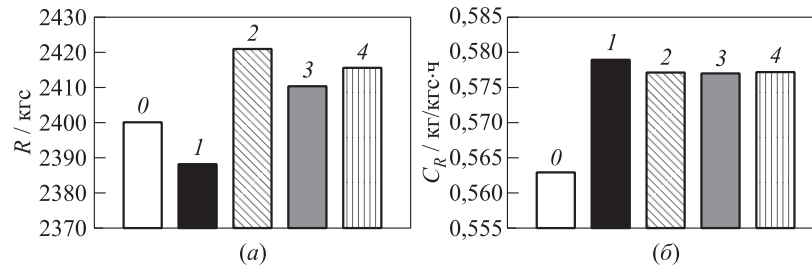


Рис. 3 Влияние отборов воздуха и мощности на тягу двигателя (а) и удельный расход топлива (б) ($n_{нд} = const$): 0 — $\Delta N = 0$, $\Delta G = 0$; 1 — $\Delta N_{вд} = 95$ л.с., $\Delta G = 1500$ кг/ч; 2 — $\Delta N_{нд} = 295$ л.с., $\Delta G = 1500$ кг/ч; 3 — $\Delta N_{вд} = 95$ л.с., $\Delta G = 1500$ кг/ч; 4 — $\Delta N_{нд} = \Delta N_{вд} = 147,5$ л.с., $\Delta G = 0$

Во всех расчетах принято условие постоянства частоты вращения вала НД ($n_{нд}$ — параметр регулирования двигателя).

Тяга двигателя на крейсерском режиме в базовом варианте (без отборов воздуха и мощности) равна 2400 кгс. При отборе $\Delta N_{вд} = 95$ л.с. и $\Delta G = 1500$ кг/ч тяга снизилась на 0,5% (как указано, выполняется условие $n_{нд} = 3684$ об/мин = $const$). При отборах мощности (при $\Delta G = 0$) тяга возросла: при $\Delta N_{нд} = 295$ л.с. — на 0,87%, при $\Delta N_{вд} = 295$ л.с. — на 0,44%, а при $\Delta N_{нд} = \Delta N_{вд} = 147,5$ л.с. — на 0,64% (рис. 3, а).

Удельный расход топлива в варианте с $\Delta N_{вд} = 95$ л.с. и $\Delta G = 1500$ кг/ч увеличивается на 2,97%, при отборе $\Delta N_{нд} = 295$ л.с. от ротора НД — на 2,53%, а при отборе $\Delta N_{вд} = 295$ л.с. от ротора ВД — на 2,54%. При отборе мощности от обоих валов ($\Delta N_{нд} = \Delta N_{вд} = 147,5$ л.с.) удельный расход топлива возрастает на 2,48% (рис. 3, б). Таким образом, при замене отборов воздуха и мощности на повышенный отбор мощности двигатель становится несколько более экономичным, причем различные варианты отбора мощности в этом плане равнозначны.

Аналогично тяге и удельному расходу топлива, было рассмотрено влияние отборов на другие двигательные параметры (частоту вращения вала ВД, температуру газа перед турбиной, запасы газодинамической устойчивости подпорных ступеней и КВД, мощности турбин высокого и низкого давлений, КПД лопаточных машин). Анализ

расчетов показал, что вариант с отбором мощности от ротора НД выглядит предпочтительнее, так как характеризуется наименьшим значением температуры газа перед турбиной, повышенным значением запаса газодинамической устойчивости подпорных ступеней компрессора, наименьшим снижением $\Delta K_{у\text{ КВД}}$. Следует отметить, что уменьшение запаса устойчивости КВД при переходе от отборов воздуха и мощности к отбору только мощности может быть парировано соответствующим выбором пропускной способности соплового аппарата турбины ВД (ТВД) на стадии «завязки» двигателя.

Для оценки влияния рассмотренных вариантов отборов воздуха и мощности на параметры двигателя на взлетном режиме ($R_{\text{взл}} = 11,8$ тс) в условиях $H = 0$, $M = 0$, МСА были также проведены соответствующие расчеты. Здесь также сохранялось условие неизменности частоты вращения ротора НД.

Поскольку принимались те же абсолютные величины отборов воздуха и мощности, их относительное влияние в сравнении с крейсерским режимом меньше, но и на этом режиме при отборе 295 л.с. от ротора НД по сравнению с отбором $\Delta N_{\text{вд}} = 95$ л.с. и $\Delta G = 1500$ кг/ч наблюдается снижение температуры газа перед турбиной на 4 К при росте тяги на 0,21%.

Определение параметров турбины при стендовых испытаниях газогенераторов

*В. Д. Венедиктов, А. И. Деев, М. Я. Иванов, В. Н. Федякин,
С. В. Харьковский, А. А. Церетели, М. М. Цховребов, А. И. Чепурко,
Ю. А. Эзрохи*

1 Введение

Наиболее надежные экспериментальные характеристики охлаждаемых турбин высокого давления (ТВД) могут быть получены на специальных турбинных стендах с подачей на вход газа соответствующей кондиции и гидротормозом. Однако такие стенды редки и дороги. Поэтому фактически единственным альтернативным способом определения экспериментальных характеристик охлаждаемых ТВД является их определение в системе соответственно препарированного газогенератора (ГГ) по результатам испытаний на обычном стенде с наддувом и подогревом, в которой газогенератор играет роль части экспериментальной установки для загрузки турбины и обеспечения на ней условий, близких к реальным. Полученные таким путем характеристики турбины могут несколько уступать по точности характеристикам, полученным на специальном турбинном стенде, однако обладают тем преимуществом, что в них с большей полнотой отражаются реальные условия работы ТВД. При этом необходимо решение ряда технико-методических задач для возможно более объективной оценки параметров. Рассмотрим их на примере определения двух характерных показателей рабочего процесса ТВД:

- температуры газа $T_{гСА}^*$ в горловом сечении первого соплового аппарата (СА) ТВД как фактора, определяющего термогазодинамические характеристики и работоспособность ТВД;
- коэффициента полезного действия (КПД) η_T^* ТВД как фактора, определяющего эффективность ТВД.

2 Измеряемые параметры и исходные данные

Так как прямое измерение среднемассовой температуры газа в горловом сечении («горле») СА ТВД невозможно, используется расчетный метод определения $T_{гСА}^*$.

Температура газа в горловом сечении СА может быть определена четырьмя различными расчетными методами:

- по измеренному расходу рабочего тела на входе в ГГ $G_{вх}$;
- по пропускной способности «горла» СА турбины A_t ;
- по измеренной температуре газа за турбиной T_t^* ;
- по балансу тепла в тракте ГГ Q_i .

Практически используются первые два метода, в зависимости от принятой схемы компоновки ГГ на стенде. При компоновке с присоединенным непосредственно к входу в проточный тракт газогенератора трубопроводом применяется первый способ, так как расход рабочего тела на входе в газогенератор в этом случае измеряется наиболее точно. При иной схеме компоновки, где нет возможности достаточно точно измерить расход рабочего тела при входе в газогенератор, применяется второй способ определения температуры газа — по пропускной способности «горла» СА турбины.

Два последних способа определения $T_{гСА}^*$ могут быть применены как дополнение для проверки и сравнительного анализа данных, полученных расчетным и экспериментальным путем.

Например, критерием качественного препарирования ГГ и первичной обработки результатов непосредственных измерений можно считать удовлетворительное совпадение расчетной температуры газа за турбиной T_t^* , полученной всеми четырьмя способами от измеренной $T_{т.экс}^*$, если их разница находится в диапазоне $\Delta T = |T_t^* - T_{т.экс}^*| \leq \leq 15 \dots 25 \text{ К}$ [1]. При расчете всеми четырьмя способами выполняется комплексная проверка увязки параметров газогенератора как единого агрегата.

Коэффициент полезного действия ТВД определяется как отношение мощности, затрачиваемой на совершение работы сжатия рабочего тела в компрессоре высокого давления (КВД), привод вспомогательных агрегатов, установленных на ГГ (топливных и масляных насосов и др.), и механические потери, к располагаемой мощности ТВД при изэнтропическом процессе расширения, вычисленной по параметрам в горловом сечении СА и полному давлению на выходе из ТВД.

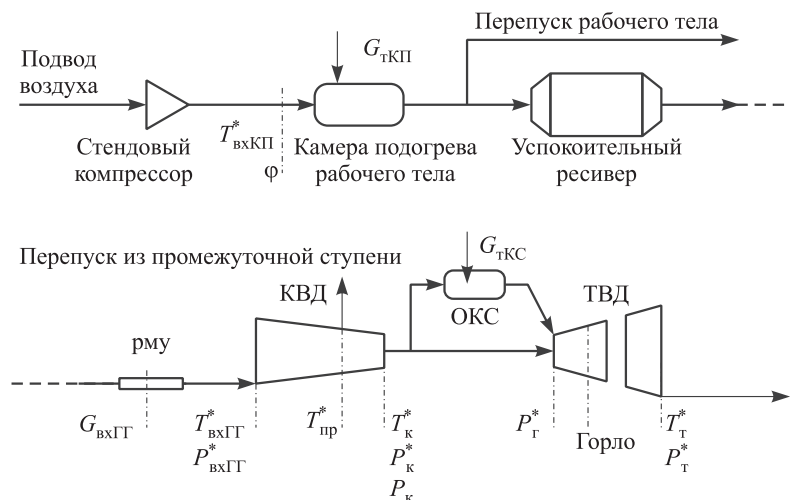


Рис. 1 Схема измерений параметров ГГ на испытательном стенде с агрегатами наддува и подогрева

Исходными данными для определения $T_{гСА}^*$ и η_t^* являются осредненные интегральные значения параметров потока, непосредственно измеряемых в ходе эксперимента, и параметры, учитывающие конструктивные особенности газогенератора (геометрическая площадь «горла» и пропускная способность ТВД), а также потери в элементах газогенератора. Значения этих параметров принимаются на основе анализа результатов расчетно-экспериментальных исследований узлов ГГ или отдельных элементов его конструкции (полнота сгорания топлива в основной камере, площадь «горла» СА ТВД и др.).

На рис. 1 показана типичная схема основных измерений параметров по тракту газогенератора на испытательном стенде с наддувом и подогревом воздуха для обеспечения заданных условий на входе в газогенератор ($P_{вхГГ}^*$, $T_{вхГГ}^*$).

Приняты следующие условные обозначения основных параметров, получаемых по результатам непосредственных измерений:

– камера стендового подогрева:

- φ — относительная влажность воздуха на входе в КП, %;
- $T_{вхКП}^*$ — температура торможения на входе в КП, К;
- $F_{тКП}$ — расход топлива, подаваемого в КП, кг/с;

- компрессор высокого давления:
 - $T_{\text{вхГГ}}^*$ — температура торможения на входе в КВД, К;
 - $P_{\text{вхГГ}}^*$ — полное давление на входе в КВД, Па;
 - $G_{\text{вхГГ}}^*$ — расход рабочего тела, измеряемый при входе в КВД газогенератора в расходомерном устройстве, кг/с;
 - $T_{\text{пр}}^*$ — температура торможения за промежуточной ступенью КВД с отбором воздуха (при его наличии), К;
 - $T_{\text{к}}^*$ — температура торможения на выходе из КВД, К;
 - $P_{\text{к}}^*$ — полное давление на выходе из КВД, Па;
 - $P_{\text{к}}$ — статическое давление на выходе из КВД, Па;
- основная камера сгорания (ОКС):
 - $G_{\text{ТКС}}$ — расход топлива, подаваемый в ОКС, кг/с;
- турбина высокого давления (ТВД):
 - $P_{\text{г}}^*$ — полное давление рабочего тела на входе в СА ТВД (по передней кромке СА), Па;
 - $T_{\text{т}}^*$ — температура торможения на выходе из ТВД, К;
 - $P_{\text{т}}^*$ — полное давление на выходе из ТВД, Па;

К группе исходных данных, значения которых задаются при определении $T_{\text{гСА}}^*$ и $\eta_{\text{т}}^*$, относятся следующие величины:

- низшая теплотворная способность топлива в основной камере сгорания и камере подогрева $H_{\text{и}}$, Дж/кг. Задается по результатам химического анализа или паспортным данным на используемое в эксперименте топливо;
- полнота сгорания в камере стендового подогрева $\eta_{\text{кп}} = f(\alpha_{\text{кп}})$. Принимается на основе опыта ее эксплуатации и должна уточняться по результатам эксперимента;
- полнота сгорания в ОКС $\eta_{\text{кс}}$. Должна быть известна подтвержденная экспериментально зависимость изменения полноты сгорания от коэффициента избытка воздуха в необходимом диапазоне в камере данного типа;
- коэффициент полного давления в основной камере сгорания $\sigma_{\text{кс}} = P_{\text{г}}^*/P_{\text{к}}^*$. Обычно определяется по эмпирической зависимости: $\sigma_{\text{кс}} = f(\lambda_{\text{к}})$, где расчетная величина приведенной скорости $\lambda_{\text{к}}$ находится из отношения статического и полного давлений ($P_{\text{к}}/P_{\text{к}}^*$), измеряемых на выходе из КВД.

Однако на точность определения потерь полного давления в ОКС при таком способе существенное влияние оказывает точность определения давления P_k , погрешность которого может быть значительной из-за местных отклонений поверхности проточной части в месте установки датчиков P_k . Следствием ошибки при определении потерь полного давления в ОКС является ошибка в определении $T_{гСА}^*$. Это особенно важно иметь в виду, поскольку небольшое изменение величины $\sigma_{кс}$ заметно сказывается на уровне температуры газа в «горле» СА ТВД. Пример: $\Delta\sigma_{кс} = +1\%$; $\Delta T_{гСА}^* = 10 \dots 15$ К.

Точность определения температуры газа не может быть удовлетворительна и в том случае, если величина коэффициента полного давления определяется в испытаниях камеры на автономных стендах на «холодных» режимах.

Поэтому для повышения достоверности оценок $T_{гСА}^*$ целесообразно определять полное давление на выходе основной камеры сгорания P_g^* непосредственным измерением его датчиками, установленными в носке передней кромки первого соплового аппарата ТВД. Надежность определения $\sigma_{кс}$ по характеристике ОКС можно также повысить, если в качестве аргумента использовать не λ_k , а приведенный расход воздуха на выходе из компрессора, определенный по измеренным значениям расхода воздуха, полного давления и температуры за КВД.

Утечки и отборы рабочего тела по тракту газогенератора¹:

- относительный суммарный расход рабочего тела, отбираемого из тракта компрессора и вторичного контура ОКС $\sum \delta_{отб} = \delta_{ут} + \delta_{охлСА} + \delta_{охлРЛ} + \delta_{отб.пр}$;
- относительный суммарный расход рабочего тела, безвозвратно отбираемого из тракта ГГ (утечки) $\delta_{ут} = G_{ут}/G_{вхГГ}$;
- относительный расход рабочего тела на охлаждение лопаток СА $G_{охлСА} = G_{охлСА}/G_{вхГГ}$, возвращаемого в проточную часть до горлового сечения СА ТВД;
- относительный расход рабочего тела на охлаждение рабочих лопаток (РЛ) $G_{охлРЛ} = G_{охлРЛ}/G_{вхГГ}$, возвращаемого в проточную часть за «горлом» СА до выхода из ТВД;

¹Изложенные ниже положения в части учета отбора воздуха на охлаждение СА и рабочих лопаток относятся к ГГ с ТВД $Z_T = 1$, что не меняет их принципиального характера относительно ТВД иных схем.

- относительный расход рабочего тела, безвозвратно отбираемого из промежуточной ступени КВД $\delta_{отб.пр} = G_{отб.пр.}/G_{вхГГ}$.

Как известно, отборы и утечки рабочего тела оказывают существенное влияние на основные показатели рабочего процесса ТВД — температуру газа в горловом сечении соплового аппарата и КПД. Например, при прочих равных условиях, изменение величины суммарных отборов $\delta G_{отб.Σ}$ на $\sim 2\%$ дает изменение температуры газа в «горле» СА на $\sim 1,5 \dots 2\%$, а влияние на КПД составляет $\sim 1\%$.

Поэтому необходимо как можно более достоверное определение всей номенклатуры и величин утечек и отборов с измерением давлений и температур воздуха в полостях и проходных сечений;

- пропускная способность «горла» соплового аппарата ТВД $A_{СА} = G_{г-СА} \sqrt{T_{г-СА}^*/P_g^*}$, [кг·К^{0,5}/(с·Па)], может быть определена из соотношения:

$$A_{СА} = A_{САрасч} \frac{F_{САгор}}{F_{САхол}},$$

где $F_{САгор}$ — площадь «горла» СА ТВД в «горячем» состоянии, см²; $F_{САхол}$ — площадь «горла» (по чертежу) в холодном состоянии, см²; $A_{САрасч}$ — расчетная пропускная способность «горла» СА ТВД в горячем состоянии.

Следует иметь в виду принципиальную возможность некоторого изменения пропускной способности «горла» соплового аппарата турбины по режимам работы газогенератора, что может быть учтено поправками на основе опыта предшествующих работ;

- $\eta_{мех}$ — механический КПД; задается с учетом затрат мощности турбины на привод вспомогательных агрегатов (топливных и масляных насосов и других потребителей, установленных на ГГ), на потери, связанные с трением рабочего тела о вращающиеся внешние поверхности дисков ротора КВД и ТВД, и механические потери с соответствующим обоснованием. При этом следует иметь в виду, что при принятой схеме эксперимента погрешность определения $\eta_{мех}$ величиной 0,01 ведет к такой же по величине погрешности η_T^* , но с обратным знаком.

3 Системы уравнений для определения искомых величин

Расчет параметров рабочего тела проводится с учетом изменения теплофизических свойств газа в зависимости от его температуры, состава и влагосодержания в соответствии с РТМ 1677-83 [2].

При наличии в схеме стендовой компоновки камеры предварительного подогрева, откуда на вход газогенератора поступает «загрязненный» продуктами сгорания воздух, необходимо учитывать присутствие продуктов сгорания топлива в рабочем теле при определении его теплофизических свойств.

Относительный расход топлива в камере подогрева находится из уравнения баланса тепла:

$$(1 + q_{\text{т КП}}) i_{\text{вх ГГ}}^* (T_{\text{вх ГГ}}^*, q_{\text{т КП}}, d) = i_{\text{вх КП}}^* (T_{\text{вх КП}}^*, d) + q_{\text{т КП}} H_u \eta_{\text{КП}},$$

где $q_{\text{т КП}}$ — относительный расход топлива в камере подогрева; $i_{\text{вх КП}}^* = f(T_{\text{вх КП}}^*, d)$ — удельная энтальпия воздуха на входе в камеру подогрева, определяемая по измеренной температуре на входе в КП $T_{\text{вх КП}}^*$, и влагосодержанию (Дж/кг); $i_{\text{вх ГГ}}^* = f(T_{\text{вх ГГ}}^*, q_{\text{т КП}}, d)$ — удельная энтальпия рабочего тела на входе в КВД, определяемая по измеренной температуре газа на входе в КВД $T_{\text{вх ГГ}}^*$, относительному расходу топлива в камере подогрева и влагосодержанию рабочего тела (Дж/кг); d — влагосодержание рабочего тела (кг пар/кг сух. возд.) определяется по известной формуле [3]:

$$d = 0,622 \frac{p_{\text{нас}} \varphi}{P_{\text{вх КП}}^* - p_{\text{нас}} \varphi},$$

где $p_{\text{нас}}$ — давление сухого насыщенного пара, Па, при температуре $T_{\text{вх КП}}^*$.

Определение температуры газа в горловом сечении соплового аппарата турбины высокого давления

1. По измеренному расходу рабочего тела $G_{\text{вх ГГ}}$ на входе в ГГ определяется совместным решением уравнений энергии в ОКС и расхода газа:

$$\begin{aligned} G_{\text{ГСА}} i_{\text{ГСА}}^* &= (G_{\text{ГСА}} - G_{\text{ТКС}}) i_{\text{к}}^* + G_{\text{ТКС}} (i_{\text{т0}} + H_u \eta_{\text{КС}}); \\ G_{\text{ГСА}} &= G_{\text{вх ГГ}} \left(1 - \sum \delta_{\text{отб}} + \delta_{\text{охл ГСА}} \right) + G_{\text{ТКС}}, \end{aligned}$$

где $G_{гСА}$ — расход газа в горловом сечении СА, кг/с; $i_{гСА}^*$ — удельная энтальпия газа в «горле» СА ТВД (Дж/кг); $i_k^* = f(T_k^*, q_{тКП}, d)$ — удельная энтальпия рабочего тела на выходе из КВД, определяемая по измеренной температуре за компрессором T_k^* , относительному расходу топлива в камере подогрева и влагосодержанию рабочего тела (Дж/кг); $i_{т0}$ — начальная энтальпия топлива (при $T_0^* = 293,16$ К).

Исходные данные: T_k^* , $G_{вхГГ}$, $\sum \delta_{отб}$, $\delta_{охлСА}$, $G_{тКС}$, H_u , $\eta_{КС}$, d .

Искомые величины: $G_{гСА} = f(i_{гСА}^*, q_{тСА}, d)$, $G_{гСА}$.

Здесь $q_{тСА} = G_{тСА}/G_{вСА}$ — относительный расход топлива по расходу воздуха в «горле» соплового аппарата ТВД; $G_{тСА} = G_{гСА} - G_{вСА}$ — расход топлива в «горле» СА ТВД (кг/с); $G_{вСА} = (G_{гСА} - G_{тКС})/(1 + q_{тКП})$ — расход чистого воздуха в «горле» СА ТВД (кг/с).

2. По пропускной способности «горла» СА ТВД $A_{СА}$ — определяется решением системы 2 уравнений с двумя неизвестными ($G_{гСА}$ и $T_{гСА}^*$):

$$G_{гСА} = A_{СА} \frac{P_{г}^*}{\sqrt{T_{гСА}^*}} = A_{СА} \frac{P_{к}^* \sigma_{КС}}{\sqrt{T_{гСА}^*}};$$

$$G_{гСА} i_{гСА}^* = (G_{гСА} - G_{тКС}) i_k^* + G_{тКС} (i_{т0} + H_u \eta_{КС}).$$

Исходные данные: T_k^* , P_k^* , $\sigma_{КС}$, $G_{тКС}$, H_u , $\eta_{КС}$, $A_{СА}$, d .

Искомые величины: $G_{гСА} = f(i_{гСА}^*, q_{тСА}, d)$, $G_{гСА}$.

Здесь $q_{тСА} = G_{тСА}/G_{вСА}$ — относительный расход топлива по расходу воздуха в «горле» соплового аппарата ТВД; $G_{вСА} = (G_{гСА} - G_{тКС})/(1 + q_{тКП})$ — расход «чистого» воздуха в «горле» СА ТВД (кг/с); $G_{тСА} = G_{гСА} - G_{вСА}$ — расход топлива в «горле» СА ТВД, (кг/с).

3. По измеренной температуре газа за турбиной $T_{т.экс}^*$ — определяется из уравнения равенства мощностей компрессора и турбины: $N_{т} = N_{к}/\eta_{мех}$.

Работа сжатия в КВД определяется по измеренному расходу рабочего тела на входе в КВД $G_{вхГГ}$, измеренному расходу топлива в ОКС, принятому (или измеренному) отбору рабочего тела из-за промежуточной ступени КВД, относительному расходу воздуха на охлаждение, отбираемого за КВД и выпускаемого в тракт за горловым сечением СА, и значениям энтальпий рабочего тела на входе, за про-

межуточной ступенью и на выходе КВД с учетом влагосодержания и «загрязнения» от камеры подогрева:

$$N_k = G_{\text{вхГГ}} [(i_{\text{к.переп}}^* - i_{\text{вхГГ}}^*) + (1 - \delta_{\text{отб.пр}})(i_k^* - i_{\text{к.переп}}^*)], \text{ Вт},$$

где $i_{\text{вхГГ}}^* = f(T_{\text{вхГГ}}^*, q_{\text{тКП}}, d)$ — удельная энтальпия рабочего тела на входе в КВД, определяемая по измеренной температуре на входе в КВД $T_{\text{вхГГ}}^*$, относительному расходу топлива в камере подогрева и влагосодержанию рабочего тела (Дж/кг); $i_{\text{к.переп}}^* = f(T_{\text{пр}}^*, q_{\text{тКП}}, d)$ — удельная энтальпия рабочего тела за промежуточной ступенью КВД, определяемая по измеренной температуре за промежуточной ступенью компрессора $T_{\text{пр}}^*$, относительному расходу топлива в камере подогрева и влагосодержанию рабочего тела (Дж/кг); $i_k^* = f(T_k^*, q_{\text{тКП}}, d)$ — удельная энтальпия рабочего тела на выходе из КВД, определяемая по измеренной температуре за компрессором T_k^* , относительному расходу топлива в камере подогрева и влагосодержанию рабочего тела (Дж/кг).

Действительная удельная работа турбины, затрачиваемая на совершение работы сжатия рабочего тела в КВД, и на преодоление механических потерь:

$$L_T = \frac{G_{\text{вхГГ}} L_k}{G_{\text{ГСА}} \eta_{\text{мех}}} = \frac{(i_{\text{к.переп}}^* - i_{\text{вхГГ}}^*) + (1 - \delta_{\text{отб.пр}})(i_k^* - i_{\text{к.переп}}^*)}{(1 - \sum \delta_{\text{отб}} + \delta_{\text{охлСА}} + G_{\text{ТКС}}/G_{\text{вхГГ}}) \eta_{\text{мех}}}.$$

Удельная энтальпия газа в горловом сечении СА ТВД (Дж/кг) определяется с использованием следующих уравнений:

$$(G_{\text{ГСА}} + G_{\text{вхГГ}} \delta_{\text{охлРЛ}}) i_{\text{т.эксп}}^* = G_{\text{ГСА}} i_{\text{Т}}^* + G_{\text{вхГГ}} \delta_{\text{охлРЛ}} i_{\text{к}}^*;$$

$$i_{\text{ГСА}}^* = L_T + i_{\text{Т}}^*,$$

где $i_{\text{т.эксп}}^* = f(T_{\text{т.эксп}}^*, q_{\text{тТВД}}, d)$ — удельная энтальпия газа, определяемая по измеренной температуре газа на выходе из ТВД $T_{\text{т.эксп}}^*$, относительному расходу топлива в этом сечении $q_{\text{тТВД}}$ и влагосодержанию рабочего тела (Дж/кг); $i_{\text{ГСА}}^*$ — удельная энтальпия газа в «горле» СА ТВД (Дж/кг); $q_{\text{тТВД}} = G_{\text{тТВД}}/G_{\text{вТВД}}$ — относительный расход топлива по расходу воздуха на выходе из ТВД; $G_{\text{тТВД}} = G_{\text{ГСА}} + \delta_{\text{охлРЛ}} G_{\text{вхГГ}}$ — расход газа на выходе из ТВД (кг/с); $G_{\text{тТВД}} = G_{\text{ГТВД}} - G_{\text{вТВД}}$ — расход топлива (содержание продуктов сгорания) в сечении выхода из ТВД (кг/с); $G_{\text{вТВД}} = (G_{\text{ГТВД}} - G_{\text{ТКС}})/(1 + q_{\text{тКП}})$ — расход «чистого» воздуха на выходе из ТВД (кг/с).

Исходные данные: T_K^* , $G_{\text{вхГГ}}$, $\sum \delta_{\text{отб}}$, $\delta_{\text{отб.пр}}$, $\delta_{\text{охлСА}}$, $\delta_{\text{охлРЛ}}$, $G_{\text{ТКС}}$, H_u , $\eta_{\text{КС}}$, $\eta_{\text{мех}}$, d .

Искомые величины: $T_{\text{ГСА}}^* = f(i_{\text{ГСА}}^*, q_{\text{ТСА}}, d)$, $G_{\text{ГСА}}$, где $q_{\text{ТСА}} = G_{\text{ТСА}}/G_{\text{всА}}$ — относительный расход топлива по расходу воздуха в «горле» СА ТВД; $G_{\text{ТСА}} = G_{\text{ГСА}} - G_{\text{всА}}$ — расход топлива в сечении «горла» СА ТВД, (кг/с); $G_{\text{всА}} = (G_{\text{ГСА}} - G_{\text{ТКС}})/(1 + q_{\text{ТКП}})$ — расход чистого воздуха в «горле» СА ТВД (кг/с).

4. По балансу тепла в тракте газогенератора:

$$Q_{\text{вх}} + Q_{\text{Т}} - Q_{\text{ут}} = Q_{\text{Т}},$$

где $Q_{\text{вх}} = G_{\text{вхГГ}} i_{\text{вхГГ}}^*$ — количество тепла на входе в газогенератор (Дж); $i_{\text{вхГГ}}^* = f(T_{\text{вхГГ}}^*, q_{\text{ТКП}}, d)$ — удельная энтальпия рабочего тела на входе в КВД, определяемая по измеренной температуре на входе в КВД $T_{\text{вхГГ}}^*$, относительному расходу топлива в камере подогрева и влагосодержанию рабочего тела (Дж/кг); $Q_{\text{Т}} = H_u G_{\text{ТКС}} \eta_{\text{КС}}$ — количество тепла, подведенного с топливом (Дж); $Q_{\text{ут}} = G_{\text{вхГГ}} (\delta_{\text{отб.пр}} i_{\text{к.переп}}^* + \delta_{\text{ут}} i_{\text{к}}^*)$ — количество тепла, потерянного с безвозвратными утечками по тракту газогенератора до сечения измерения температуры газа за турбиной $T_{\text{Т.эксп}}^*$ (Дж); $i_{\text{к.переп}}^* = f(T_{\text{пр}}^*, q_{\text{ТКП}}, d)$ — удельная энтальпия рабочего тела за промежуточной ступенью КВД, определяемая по измеренной температуре за промежуточной ступенью компрессора $T_{\text{пр}}^*$, относительному расходу топлива в камере подогрева и влагосодержанию рабочего тела (Дж/кг); $Q_{\text{Т}} = G_{\text{Т}} i_{\text{Т}}^*$ — количество тепла, на выходе из ТВД (Дж); $i_{\text{Т}}^*$ — удельная энтальпия газа на выходе из ТВД; $G_{\text{Т}} = G_{\text{вхГГ}} + G_{\text{ТКС}} - G_{\text{ут}}$ — расход газа на выходе из ТВД (кг/с); $G_{\text{ут}} = G_{\text{вхГГ}} (\delta_{\text{отб.пр}} + \delta_{\text{ут}})$ — безвозвратные утечки (кг/с).

Исходные данные: $T_{\text{вхГГ}}^*$, T_K^* , $G_{\text{вхГГ}}$, $\sum \delta_{\text{отб}}$, $\delta_{\text{отб.пр}}$, $\delta_{\text{охлСА}}$, $\delta_{\text{охлРЛ}}$, $G_{\text{ТКП}}$, $G_{\text{ТКС}}$, H_u , $\eta_{\text{КП}}$, $\eta_{\text{КС}}$, d .

Искомые величины: $T_{\text{Т}}^* = f(i_{\text{Т}}^*, q_{\text{ТТВД}}, d)$.

Определение эффективности турбины высокого давления в системе газогенератора

Коэффициент полезного действия ТВД:

$$\eta_{\text{Т}}^* = \frac{N_{\text{К}}}{G_{\text{ГСА}} H_{\text{Тis}} \eta_{\text{мех}}}.$$

Мощность, идущая на привод КВД (Вт):

$$N_{\text{к}} = G_{\text{вхГГ}} \left[(i_{\text{к.переп}}^* - i_{\text{вхГГ}}^*) + (1 - \delta_{\text{отб.пр}}) (i_{\text{к}}^* - i_{\text{к.переп}}^*) \right] .$$

Расход газа в горловом сечении СА (кг/с):

$$G_{\text{ГСА}} = G_{\text{вхГГ}} (1 - \sum \delta_{\text{отб}} + \delta_{\text{охлСА}}) + G_{\text{ТКС}} .$$

Удельная располагаемая работа турбины при изоэнтропическом процессе расширения (Дж/кг):

$$H_{\text{Тis}} = i_{\text{ГСА}}^* - i_{\text{Тis}}^* .$$

Удельная энтальпия газа в «горле» СА ТВД (Дж/кг):

$$i_{\text{ГСА}}^* = f(T_{\text{ГСА}}^*, q_{\text{ГСА}}, d) .$$

Удельная энтальпия газа в конце изоэнтропического процесса расширения в ТВД (Дж/кг):

$$i_{\text{Тis}}^* = f(T_{\text{Тis}}^*, q_{\text{ГСА}}, d) .$$

Температура газа в конце изоэнтропического процесса расширения в ТВД (К):

$$T_{\text{Тis}}^* = f\left(\frac{P_{\text{Г}}^*}{P_{\text{Т}}^*}, T_{\text{ГСА}}^*, q_{\text{ГСА}}, d\right) .$$

В целях сравнительного анализа получаемых результатов и повышения их достоверности целесообразно провести эксперименты по определению параметров турбины в составе газогенератора в некотором диапазоне изменения режимов — по частоте вращения, входной температуре воздуха, загрузки КВД поворотом лопаток направляющего аппарата компрессора (НАК) и др.

Авторы выражают признательность В. А. Горелову (ММПШ «Салют»), Д. В. Карелину, М. Ю. Вовку (НПО «Сатурн») за полезные обсуждения рассматриваемых в статье вопросов.

Литература

1. Черкез А.Я. О методике и точности расчетного определения температуры газа перед турбиной двухконтурного турбореактивного двигателя // Тр. ЦИАМ, 1984. № 1115.
2. РТМ 1677-83. Руководящий технический материал авиационной техники. Двигатели турбореактивные. Термогазодинамические параметры газа (ЦИАМ).
3. Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. —М.: Машиностроение, 1979.

Процессы смешения и горения в компактной камере сгорания с закруткой воздушного потока на входе

В. Н. Строкин, В. А. Степанов, Ю. М. Шихман

Условные обозначения

ВХ — вход
ГТД — газотурбинный двигатель
ЖТ — жаровая труба
КВД — компрессор высокого давления
ККС — компактная камера сгорания с кольцевым стабилизатором
КС — камера сгорания
ОКС — основной кольцевой стабилизатор
СА — сопловой аппарат
ТПС — топливоподающая система
ТРДД — турбореактивный двухконтурный двигатель
УККС — ультракомпактная камера сгорания
ФУ — фронтное устройство
 C — массовая концентрация
 f — топливо
 $\bar{g}$ — безразмерный коэффициент центробежных сил, относительный расход топлива
 G — расход
 H — высота полета
 k_i — константа скорости i -й реакции
 M — число Маха
 P — давление
 r — радиальный
 T — температура
 X, Y, Z — пространственные координаты
 α — коэффициент избытка воздуха
 ε — скорость диссипации
 γ — угол закрутки потока относительно оси x

η — коэффициент полноты сгорания
 κ — энергия турбулентности
 Θ — коэффициент температурной неравномерности
 σ — коэффициент сохранения полного давления
 τ — время
 $[\dots]$ — концентрация
 $*$ — для параметров торможения

1 Введение

При разработках перспективных ТРДД для самолетов гражданской авиации различного назначения рассматриваются проблемы совершенствования рабочего цикла двигателя и создания его эффективных узлов в обеспечение требований повышенной топливной экономичности и снижения экологического воздействия на окружающую среду — снижение уровней шума и эмиссии вредных выбросов. Очевидно, что одним из основных узлов ГТД, определяющим эмиссию вредных выбросов, является КС.

Так, требования уменьшения выбросов CO_2 и H_2O в первую очередь связаны с необходимостью повышения топливной экономичности и обуславливают работы по совершенствованию цикла двигателя и параметров его узлов. А уменьшение эмиссии NO_x , CO и C_nH_m связано, прежде всего, с повышением технологического и экологическим совершенства КС, т. е. с улучшением процессов горения при внедрении новых технологий сжигания топлив.

Одним из перспективных направлений является исследование компактных камер сгорания (УККС). Возможности использования УККС в перспективных ГТД рассматривались в работах [1–3] в двух основных направлениях — в качестве основной КС, а также в виде межтурбинной КС для дополнительного подогрева рабочего тела между каскадами турбины высокого и низкого давления. Целесообразность применения УККС в качестве основной камеры сгорания определяется, главным образом, возможностью сокращения габаритов и массы двигателя при реализации эффективного рабочего процесса и удовлетворении современным экологическим требованиям.

В работе [3] предложены два варианта новых схем компактных КС — камеры с кольцевым и с нишевыми стабилизаторами и рассмот-

рена компоновочная схема перспективного ТРДД с ККС. Показано, что при использовании компактной камеры сгорания, интегрированной с КВД без СА последней ступени, т.е. с закрученным потоком на входе, укороченными диффузорным каналом за КВД и предкамерным диффузором, длина двигателя может быть заметно уменьшена, причем длина газогенератора уменьшается примерно на 10%–12%.

Цель данной работы заключалась в математическом моделировании и анализе основных закономерностей и особенностей рабочего процесса в ККС, использующих новые принципы организации рабочего процесса — прямоточная схема течения через общее для всей камеры фронтное устройство и закрученный поток воздуха на входе.

2 Схема компактной камеры сгорания

Основные особенности схемы ККС (рис. 1) — сохранение в тракте КС закрутки потока, выходящего из КВД, наличие на входе в ЖТ

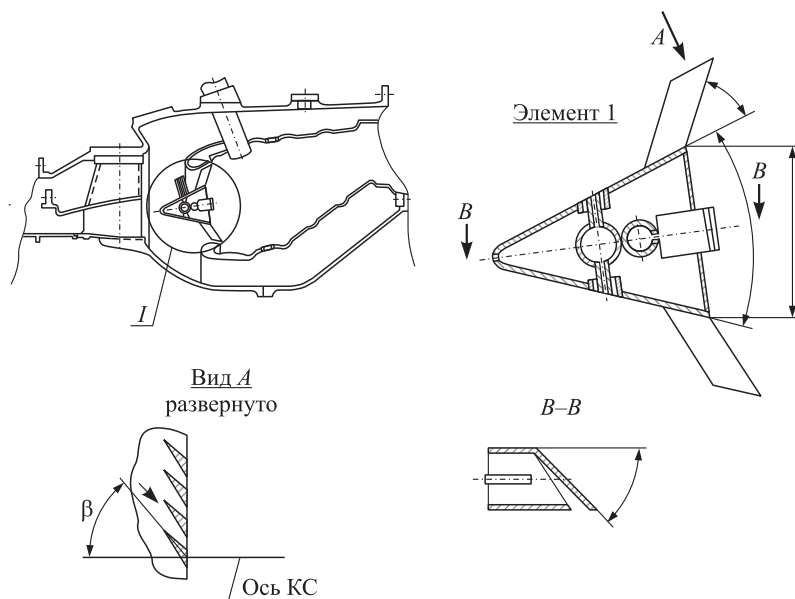


Рис. 1 Конструктивная схема ККС (общий вид и элементы)

фронтальной решетки пилонов-стабилизаторов, расположенной непрерывно по всему кольцевому сечению, и организация очагов первичного горения в фиксированных отрывных зонах основного стабилизатора и пилонов фронтальной решетки. Предполагалось, что закрутка потока воздуха по всему сечению приведет к улучшению перемешивания и ускорению выгорания, так же как это предполагалось в работах [1, 2]. Подача топлива в камеру осуществляется как в отрывную зону основного кольцевого стабилизатора, так и перед фронтальной решеткой для предварительного смешения топлива с воздухом. Отметим, что угол закрутки потока γ определяется как угол между проекциями оси двигателя и вектора абсолютной скорости газа на плоскость, параллельную оси двигателя и касательную к одной из окружностей (например, внутренней), образующей текущее сечение канала проточного тракта.

На новую схему ККС получен патент на конструкцию и способ работы КС ГТД, подробное описание их представлено в работе [4]. Камера содержит расположенные соосно наружный и внутренний корпуса, установленный на входе в КС кольцевой диффузор и ЖТ с ФУ. На стенках ЖТ имеются поперечные пояса отверстий для подвода воздуха, ФУ состоит из основного кольцевого стабилизатора Δ -образного сечения, фронтальной решетки пилонов-стабилизаторов, фронтальной и стабилизаторной ТПС с пневматическими форсунками. Пилоны-стабилизаторы и форсунки равномерно расположены по периметру кольцевого стабилизатора. На наружном корпусе ККС установлен пусковой воспламенитель.

Компактная камера сгорания с кольцевым стабилизатором работает следующим образом. Закрученный поток воздуха из диффузора поступает в полость перед фронтальной решеткой, а оттуда в каналы вокруг ЖТ и на фронтальную решетку радиальных пилонов-стабилизаторов. Топливо к форсункам ТПС поступает из коллекторов, расположенных внутри кольцевого стабилизатора. Улучшению распыла способствует подача воздуха внутрь кольцевого стабилизатора.

Стабилизаторная ТПС подает топливо к форсункам на торце кольцевого стабилизатора и может обеспечить устойчивую работу ККС на режимах запуска и пониженной мощности. Для выхода на режимы большей мощности подключается фронтальная ТПС с форсунками на стенках кольцевого стабилизатора. Стабильное горение фронтального топлива обеспечивается тем, что из зоны обратных токов за кольце-

Таблица 1 Параметры на выходе из КВД варианта перспективного ТРДД (МСА)

Режим работы	P^* , ат	T^* , К	γ
Крейсерский: $M = 0,8$, $H = 11$ км	13,049	757,3	$58,8^\circ$
Взлетный: $M = 0$, $H = 0$ км	30,071	821,1	$58,4^\circ$
Малый газ: $M = 0$, $H = 0$ км	5,138	486,0	$41,1^\circ$
Запуск: $M = 0$, $H = 0$ км	1,03	288,0	$13,8^\circ$

вым стабилизатором продукты сгорания стабилизаторного топлива за счет массообмена перемещаются в отрывные зоны за торцы радиальных стабилизаторов обоих венцов и взаимодействуют с закрученным потоком ТВС, выходящим из каналов между радиальными стабилизаторами. Расход фронтного топлива определяется режимом работы двигателя.

При прохождении топливовоздушной смеси через фронтную решетку закрутка потока сохраняется. Для этого радиальные стабилизаторы устанавливаются на поверхностях стенок кольцевого стабилизатора под необходимым углом относительно оси x ККС. При этом большое количество и расположение радиальных стабилизаторов обеспечивают уменьшение масштаба турбулентного смешения, малые размеры зон горения фронтного топлива и сокращение длины ККС. Для снижения эмиссии вредных веществ возможно перераспределение расходов топлива между фронтной и стабилизаторной ТПС вплоть до отключения стабилизаторной ТПС.

Условия работы ККС в системе двигателя определяются параметрами двигателя на различных режимах работы. В качестве примера в табл. 1 представлены параметры перед КС.

3 Расчетная схема и методика расчета

Расчетные исследования физических процессов, происходящих в камере сгорания, проводились на примере элемента жаровой трубы (рис. 2). Основной задачей первого этапа исследований было определение аэродинамических характеристик ФУ ККС, особенностей течения и процессов смешения и горения за ним. Расчеты проводились для упрощенного модельного канала ЖТ без поджатия на выходе.

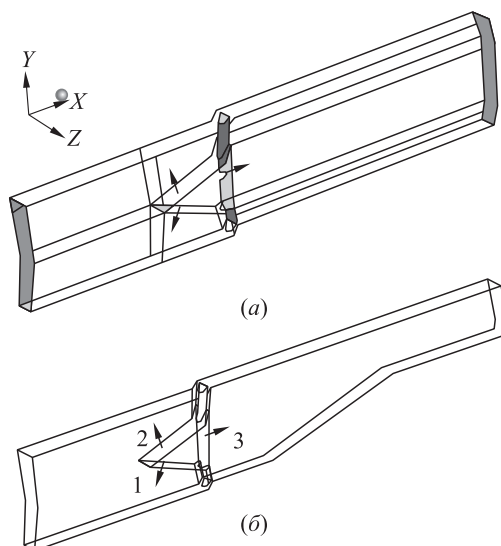


Рис. 2 Расчетная область для моделирования течения в модельном канале ЖТ ККС без поджата (а) и с поджатием (б) на выходе. Стрелками и цифрами обозначены форсунки для подачи топлива

Расчетный канал представлял собой вырезку из кольцевого канала с углом вырезки 3° . Сверху и снизу кольцевого стабилизатора располагались по одному пилону-стабилизатору фронтальной решетки. Вид расчетной области показан на рис. 2, а. Угол установки пилонов в решетке ФУ, по смыслу соответствующий углу закрутки γ , принимался равным $53,5^\circ$. Число ячеек в расчетной области $\approx 2 \cdot 10^6$.

Задачи второго этапа — более полное расчетное исследование аэродинамических характеристик и особенностей процессов горения в ККС. При этом, во-первых, поскольку течение в тракте ЖТ во многом определяется условиями на выходе из камеры, расчеты проводились для тракта с геометрическим поджатием на выходе подобным поджатию тракта реальной камеры (рис. 2, б). Во-вторых, в расчетах с горением варьировались модели горения и реакционные кинетические схемы, поскольку те и другие лишь приближенно описывают реальные процессы выгорания топлива. В третьих, для большей достоверности расчеты проводились на сетках с большим количеством

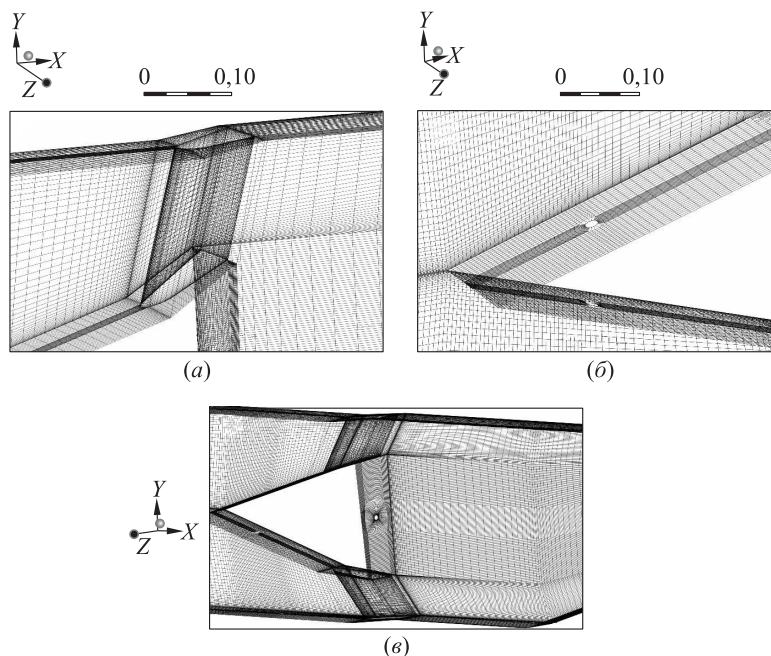


Рис. 3 Структура расчетной сетки: (а) фрагмент сетки для пилонного узла; (б) фрагмент сетки вблизи отверстий подачи топлива на передней части конического стабилизатора; (в) сетка вблизи отверстия подачи топлива на торце конического стабилизатора

ячеек — размер сеточной области был увеличен до $3 \cdot 10^6$ ячеек. Структура расчетной сетки показана на рис. 3.

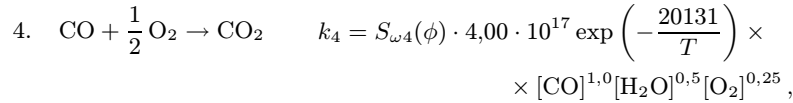
Для расчета течения использовался численный метод установления, реализованный в пакете ANSYS CFX 12.0 [5]. В соответствие с этим методом пространственные вязкие трехмерные турбулентные течения вязкого сжимаемого газа при наличии химических превращений моделировались на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, интегрируемых методом контрольных объемов. Использовалась стандартная двухпараметрическая $k-\varepsilon$ модель турбулентности, исследованная в работах [6, 7].

В качестве начальных условий во всех подобластях расчетной области задавались, как правило, параметры набегающего потока. Для

различных областей исследуемого течения использовались разные типы граничных условий. Для вязких течений на стенках задавались условия прилипания. На границах расчетной области (на входе и выходе) принималось обращение в нуль нормальных производных от параметров течения и задание значений энергии турбулентности κ и скорости диссипации ε . На боковых поверхностях расчетной области задавались условия периодичности. На выходе из ККС задавалось значение статического давления, изменением которого моделировались различные режимы на входе ККС, которые могут возникать при работе камеры сгорания. На входе в ККС задавалось значение полного давления и вектор скорости потока. Для форсуночных отверстий задавалось граничное условие в виде значений расхода топлива G_1 и G_2 через отверстия форсунок фронтальной системы подачи и G_3 через отверстие форсунки стабилизаторной системы подачи.

Кинетика горения моделировалась упрощенной полуэмпирической глобальной четырехреакционной схемой, учитывающей деструкцию топлива в предпламенных процессах и образование характерных компонентов продуктов сгорания C_2H_4 , H_2 , CO , CO_2 и H_2O . Реакции этой схемы, рекомендованной в работе [8] для расчетов горения тяжелых углеводородов парафинового ряда, следующие:

Реакции	Скорости реакций
1. $C_nH_m \rightarrow \frac{n}{2} C_2H_4 + \left(\frac{m}{2} - n\right) H_2$	$k_1 = 2,09 \cdot 10^{17} \exp\left(-\frac{24962}{T}\right) \times [C_nH_m]^{0,5} [O_2]^{1,07} [C_2H_4]^{0,4};$ при $\tau = 0$: $[C_2H_4] = 10^{-4} [C_nH_m]$.
2. $C_2H_4 + O_2 \rightarrow 2CO + 2H_2$	$k_2 = 5,01 \cdot 10^{14} \exp\left(-\frac{25164}{T}\right) \times [C_2H_4]^{0,9} [O_2]^{1,18} [C_nH_m]^{-0,37}.$
3. $H_2 + \frac{1}{2} O_2 \rightarrow H_2O$	$k_3 = 3,31 \cdot 10^{13} \exp\left(-\frac{20634}{T}\right) \times [H_2]^{0,85} [O_2]^{1,42} [C_2H_4]^{-0,56}.$



$$\text{где } S_{\omega 4}(\phi) = \min[7,93 \exp(-2,4\phi); 1].$$

Следуя работе [3], для описания взаимодействия процессов турбулентного переноса и химических реакций использована представленная в пакете CFX комбинированная модель (eddy-dissipation + eddy-dissipation-finite-rate-chemistry [5]) с подбором коэффициентов модели, определяющих роль турбулентности и химических реакций.

Коэффициент полноты сгорания в тракте ЖТ для значений коэффициентов избытка воздуха $\alpha \geq 1,0$ определялся по среднemasсовой концентрации O_2 в топливовоздушной смеси и продуктах сгорания как

$$\eta = \frac{C_{\text{O}_2, \text{нач}} - C_{\text{O}_2}}{C_{\text{O}_2, \text{нач}} - C_{\text{O}_2, \text{кон}, \eta=1}}$$

при

$$C_{\text{O}_2, \text{нач}} = \frac{C_{\text{O}_2, \text{возд}} \alpha L_0}{1 + \alpha L_0} \text{ и } C_{\text{O}_2, \text{кон}, \eta=1} = C_{\text{O}_2, \text{нач}} \left(1 - \frac{1}{\alpha}\right),$$

где $C_{\text{O}_2, \text{нач}}$ — начальная концентрация (массовая доля) кислорода в топливовоздушной смеси до начала горения; C_{O_2} — среднemasсовая концентрация оставшегося кислорода в текущем сечении тракта; $C_{\text{O}_2, \text{кон}, \eta=1}$ — концентрация кислорода после полного выгорания топлива с $\eta = 1,0$.

Рассчитывалась ККС с размерностью и параметрами воздуха на входе, соответствующими размерам перспективного гражданского ТРДД и параметрам максимального крейсерского режима. В качестве топлива рассматривались пропан и тяжелый углеводород, газообразный н-декан, как аналог керосина, распыленного и частично испаренного в пневматических форсунках.

Исследовались изменения следующих режимно-конструктивных параметров: углов закрутки в диапазоне $\gamma_{\text{вх}} = 20^\circ - 60^\circ$; коэффициентов избытка воздуха в диапазоне $\alpha = 1,9 - 3,9$; распределения расходов топлива между стабилизаторной и фронтальной ТПС; распределения расходов топлива между форсунками ТПС, расположенными на наружной и внутренней стенках конического стабилизатора; формы

тракта участка выгорания ЖТ, т.е. длины зоны горения за кольцевым стабилизатором.

4 Результаты расчетного исследования

Предварительные расчеты с использованием модели диффузионного выгорания керосина показали, что в тракте ЖТ ККС при $\alpha = 2,0\text{--}3,0$ возможно получение коэффициентов полноты сгорания на уровне $\eta = 0,97\text{--}0,99$ без учета вдува дополнительного воздуха, повышающего эффективность горения. Оценки кинетических параметров процесса горения гомогенной ТВС показали, что время горения менее 10^{-3} с. Это время меньше времени пребывания топлива в ЖТ и более чем на порядок меньше времени медленных процессов формирования NO_x ($3 \cdot 10^{-2}$ с), что свидетельствует о возможности получения пониженного уровня эмиссии вредных выбросов в такой камере.

А. Прямолинейный модельный канал жаровой трубы

Расчеты без и с подачей пропана показали, что течение в канале с закруткой потока без горения имеет сложный пространственный характер. За клинообразным стабилизатором образуется парный торoidalный вихрь, который взаимодействует с отрывными зонами, образующимися в донных областях верхних и нижних пилонов, что видно на схеме линий тока на рис. 4, а, построенной в продольном сечении за торцом конического стабилизатора. На рис. 4, б видно, как затягиваются линии тока в отрывные зоны за торцами пилонов-стабилизаторов решетки ФУ.

Определено, что при различных углах натекания потока на решетку ФУ с затупленными передними кромками пилонов-стабилизаторов (углы атаки $-30^\circ \dots 20^\circ$) обтекание кромок безотрывное и потери полного давления на ФУ составляют $\approx 1,6\%$. Установлено, что в канале ЖТ без поджата за торцом кольцевого стабилизатора на длине до 1 калибра высоты канала расположены парные торообразные вихри с противоположным вращением газа в продольной плоскости.

Высокая интенсивность смешения с воздухом пропана ($\alpha = 2,0$ без горения) характеризуется коэффициентом полноты смешения не менее 0,99 и относительно низкими коэффициентами неравномерности концентраций 0,155 и 0,08 на расстоянии $\approx 2,0$ и 2,5 калибра высоты

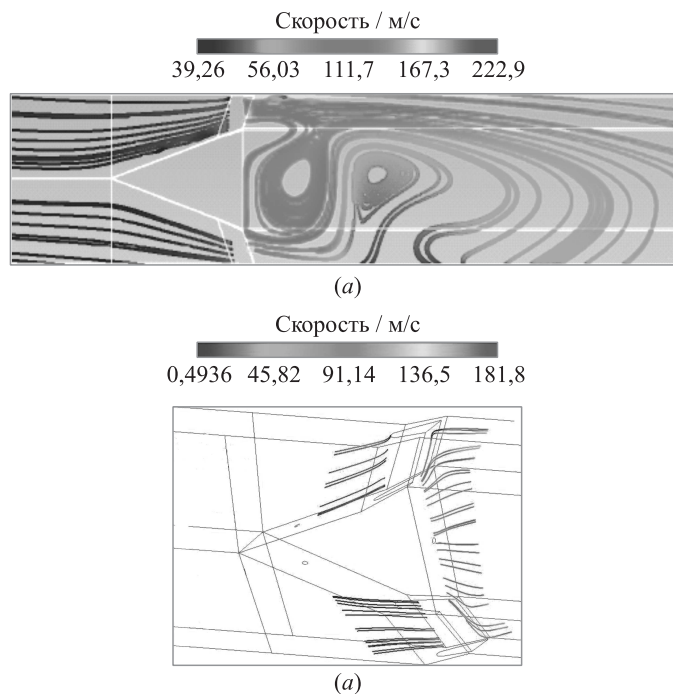


Рис. 4 Линии тока в модельном канале ЖТ при расчете с пропаном без горения: (а) общая схема; (б) линии тока за торцами пилонов-стабилизаторов

канала от торца кольцевого стабилизатора, что меньше коэффициентов неравномерности температур, требуемых для КС перспективного ТРДД.

При моделировании процесса горения в прямолинейном канале выявлено существенное изменение картины течения и интенсивное выгорание топлива с коэффициентом полноты сгорания 0,96–0,97 на длине 2,0–2,5 калибра высоты канала за торцом кольцевого стабилизатора. При этом потери полного давления малы и составляют 2%–3%.

Анализ параметров потока выявил значительную несимметрию течения газа относительно верхней и нижней стенок жаровой трубы — вследствие закрутки потока максимум интенсивности процессов смешения и горения смещен к верхней стенке (рис. 5).

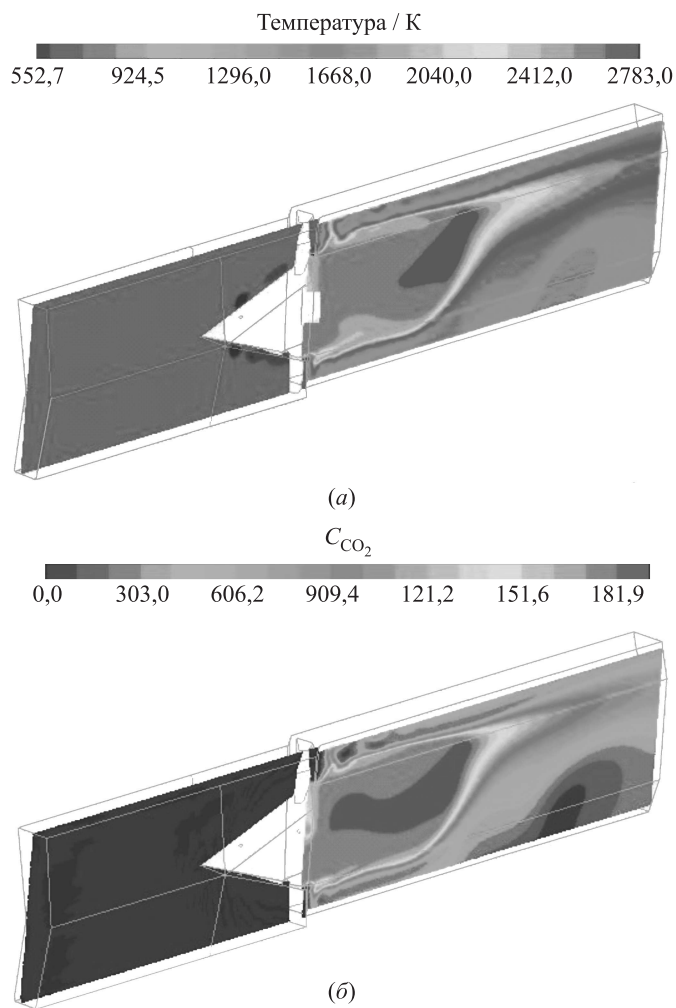


Рис. 5 Распределения температуры (а) и концентрации CO_2 (б) в продольном сечении модельного канала (горение пропана, $\alpha \approx 2,0$)

Б. Модельный канал жаровой трубы с поджатием на выходе

Влияние геометрического поджатия на выходе из модельного канала обусловило существенное изменение течения с интенсификацией горения топлива. Выявлена сложная вихревая структура пространственного течения в тракте ЖТ с противоположным направлением векторов скоростей в областях течения основного потока и вихрях отрывных зон за коническим стабилизатором и в области излома нижней стенки ЖТ. При этом максимальные значения безразмерного коэффициента центробежных сил в поле течения достигают уровня $\bar{g} = 10^4$ и более. В качестве примера на рис. 6 приведены поля температур и массовых концентраций горючих компонент газовой смеси в канале жаровой трубы ($\alpha = 1,9$).

Влияние изменения угла закрутки потока в диапазоне $\gamma = 20^\circ$ – 60° рассматривалось при $\alpha \approx 1,9$ и постоянном угле установки пилонов. Расчеты показали, что при углах $\gamma = 54^\circ$ – 60° топливо практически полностью выгорает на длине ≈ 3 калибра высоты канала ЖТ за торцем ОКС и коэффициент полноты сгорания на выходе из отсека ККС достигает значений $\eta = 0,98$ – $0,99$ (рис. 7, кривые 1 и 2). Уменьшение угла закрутки до $\gamma = 40^\circ$ относительно расчетного $53,5^\circ$ приводит к уменьшению η на $\Delta\eta = 0,03$ – $0,05$, а при $\gamma = 20^\circ$ эффективность горения еще более снижается до уровня $\eta = 0,89$ – $0,9$ вследствие уменьшения длины смешения и времени пребывания горючих компонент в тракте жаровой трубы. Кроме того, в исследуемом тракте ЖТ отмечается довольно значительная радиальная неравномерность поля температур на выходе (см. рис. 6, а). Очевидно, что одной из причин этих эффектов является существенная неравномерность распределения топлива по сечению ЖТ.

Для определения возможности устранения этой неравномерности было проведено расчетное исследование варианта впрыска с искусственным размещением дополнительных источников топлива над поверхностями стенок конического стабилизатора (рис. 8). При этом расходы топлива, подаваемые в потоки над верхней и под нижней стенок ОКС, сохранялись неизменными, т. е. через каждый из источников — форсунка и два дополнительных источника — подавался тот расхода, который ранее подавался через форсунку на стенке.

Результаты этого расчета с улучшенным смешением топлива с воздухом перед фронтальной решеткой показали возможность повыше-

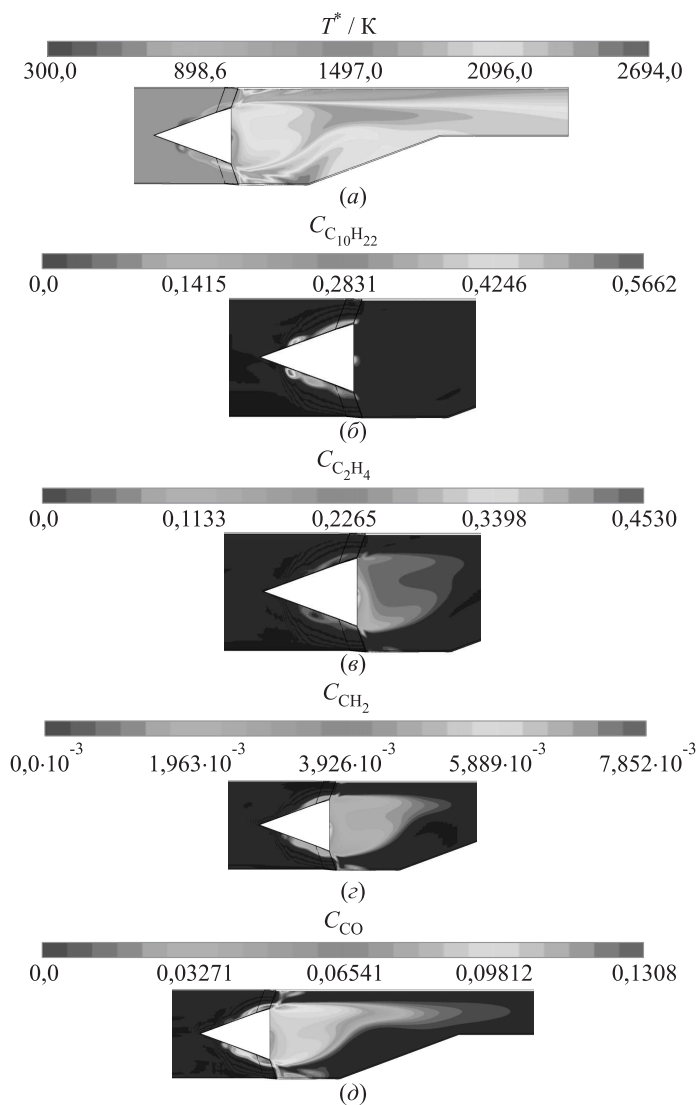


Рис. 6 Поля полных температур и массовых концентрации н-декана и горючих компонент продуктов его превращения в модельном тракте ЖТ ($\gamma_{\text{вх}} = 53,5^\circ$, $\alpha = 1,9$)

ния эффективности горения н-декана в ЖТ (рис. 7, кривая 3) с уменьшением температурной неравномерности потока на выходе из тракта ЖТ при всех исследованных значениях $\gamma_{\text{вх}}$. При этом для $\gamma_{\text{вх}} = 53,5^\circ$ получены значения η выше 0,99, а коэффициенты восстановления полного давления σ в диапазоне $\gamma_{\text{вх}} = 20^\circ\text{--}60^\circ$ изменяются слабо (доли процента) при уровне $\sigma = 0,965\text{--}0,968$.

Интересный и важный результат получен при определении изменения углов закрутки по длине тракта ЖТ. Осредненные по расходу величины углов γ существенно изменяются по длине тракта (рис. 9). Наиболее заметно уменьшение γ в зонах интенсивного тепловыделения. Однако в выходном сечении при $\gamma_{\text{вх}} = 20^\circ\text{--}60^\circ$ угол закрутки практически постоянный и составляет

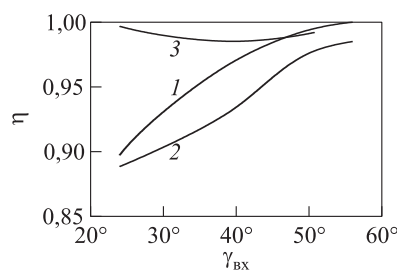


Рис. 7 Эффективность горения пропана и н-декана в модельном канале ЖТ — 4 реакции, комбинированная модель горения: 1 — пропан, 3 форсунки; 2 — н-декан, 3 форсунки и 4 дополнительных источника топлива

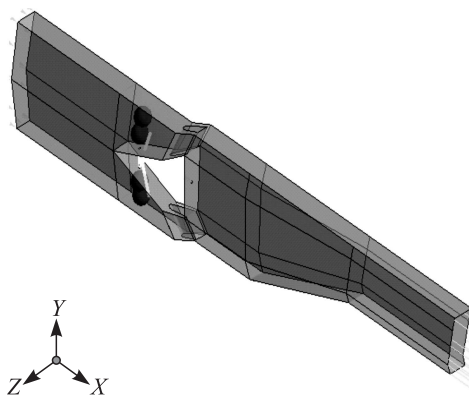


Рис. 8 Расчетная область с четырьмя дополнительными источниками подачи топлива (черные символы)

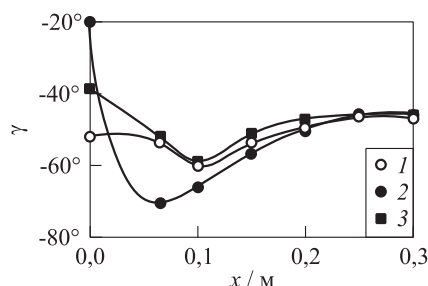


Рис. 9 Изменение угла закрутки потока $\gamma_{\text{вх}}$ (осреднение по расходу) по длине тракта жаровой трубы при различной закрутке на входе (н-декан, дополнительные источники топлива): 1 — $\gamma_{\text{вх}} = 53,5^\circ$; 2 — 20° ; 3 — $\gamma_{\text{вх}} = 40^\circ$

$\approx 46,5^\circ$, что характеризует определяющее влияние угла установки пилонов-стабилизаторов и позволяет, в дальнейшем, использовать это свойство для выявления возможности интеграции КС с турбиной высокого давления и конструктивного упрощения СА турбины.

Влияние коэффициента избытка воздуха рассматривалось при сохранении расхода воздуха и изменении расходов топлива в диапазоне $\alpha = 1,9\text{--}3,8$. Результаты расчетов свидетельствуют о значительном сокращении (почти на калибр высоты канала) длины зоны выгорания топлива при увеличении от $\alpha = 1,9$ до $\alpha > 2,3$. При этом существенно изменяется структура зоны горения (рис. 10). Так, при $\alpha > 3,0$ горение, в основном, осуществляется в тороидальном вихре за торцем ОКС и в следе за ним, а температурная неравномерность на выходе из КС уменьшается с ростом α . Изменения структуры течения и сокращение длины зоны горения хорошо видны также по изменениям полей концентраций горючих компонентов тракте ЖТ (рис. 11).

Влияние относительного расхода топлива через форсунки стабилизатора ($\bar{g}_{f3} = G_{f3}/G_{f\Sigma}$) на параметры ККС определялось при $\alpha = 1,9$ в диапазоне изменения $\bar{g}_{f3} = 0\text{--}0,2$. Результаты расчета (рис. 12) свидетельствуют об очень малом изменении эффективности горения топлива ($\Delta\eta = \pm 0,006$), сравнимым с расчетной точностью определения коэффициента полноты сгорания.

Полученный результат приводит к важному выводу и возможности существенного уменьшения расхода топлива после розжига ККС,

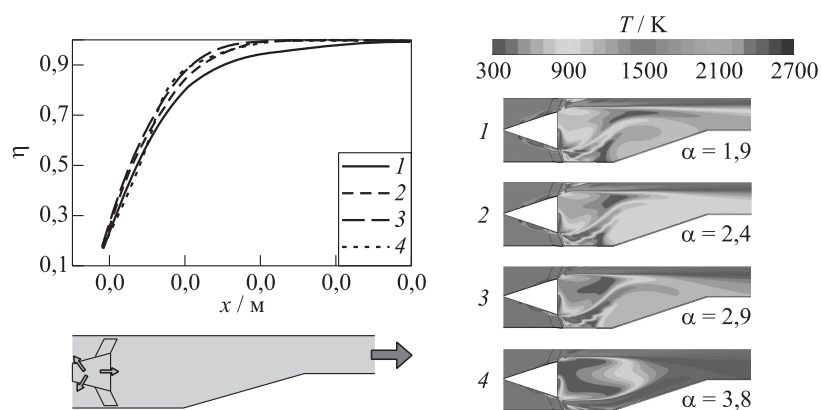


Рис. 10 Изменение коэффициента полноты сгорания η (1 — $\alpha = 1,91$; 2 — 2,37; 3 — 2,85; 4 — $\alpha = 3,79$) и полей полных температур в канале ЖТ при различных α (G_f — 80%-ная фронтальная и 20%-ная стабилизаторная ТПС)

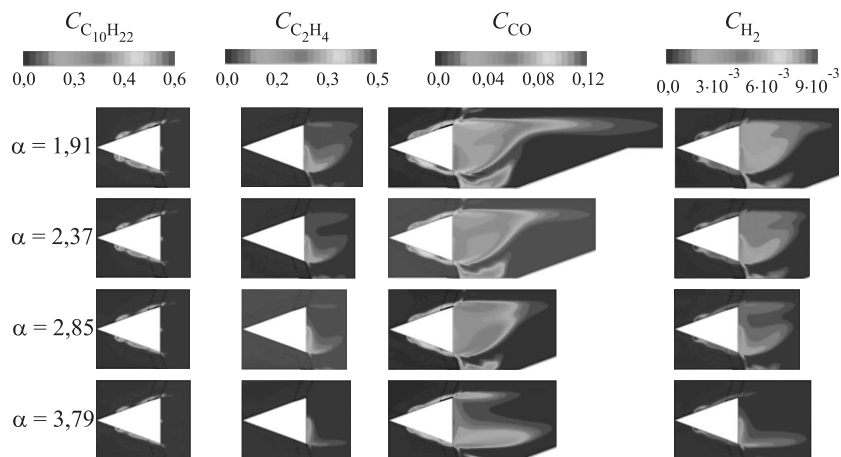


Рис. 11 Поля массовых концентраций горючих компонентов $C_{10}H_{22}$, C_2H_4 , CO и H_2 в ЖТ при различных α (распределение топлива — 80%-ная фронтальная и 20%-ная стабилизаторная ТПС)

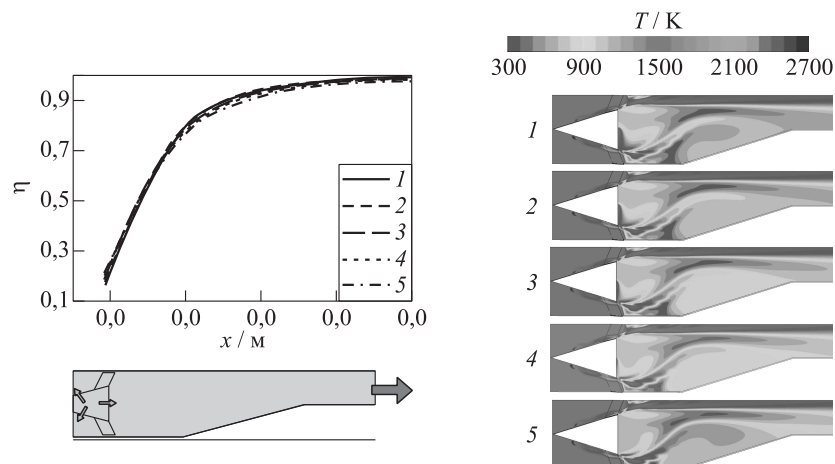


Рис. 12 Эффективность горения и поля полных температур в ЖТ в зависимости от доли расхода топлива через стабилизаторную ТПС ($\alpha = 1,9$, $G_{f1} = G_{f2}$, $G_{f3} = \text{var}$): 1 — $\bar{g}_{f3} = 20\%$; 2 — 15% ; 3 — 10% ; 4 — 5% ; 5 — $\bar{g}_{f3} = 0\%$

в том числе и на режимах малого газа. Такое регулирование расхода топлива, подаваемого через стабилизаторную ТПС, позволит заметно уменьшить размеры области высоких температур вблизи торца ОКС, понизить уровень температур в вихревой зоне. Это может способствовать снижению уровня, вырабатываемого в вихревой зоне NOx, и требований к охлаждению торцевой стенки ОКС.

Влияние распределения топлива через нижний и верхний ряды форсунок фронтальной топливной системы на неравномерность поля температур на выходе из ККС исследовалось при 10%-ном расходе топлива через стабилизаторную ТПС с суммарным расходом топлива, соответствующем $\alpha = 1,9$. На рис. 13 видно, что при изменении расхода топлива через верхние форсунки в широком диапазоне (пояс 2, $G_{f2}/G_{f,1+2}$ — от 50% до 90% суммарного расхода топлива фронтальной ТПС) заметно изменяется поле T^* . Уменьшается (до исчезновения) зона интенсивного горения у нижней стенки, вихревая зона с интенсивным горением за ОКС удлиняется, а температура продуктов сгорания в ней увеличивается.

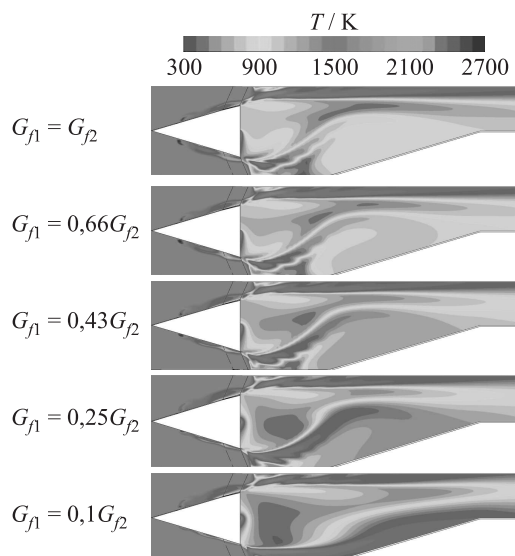


Рис. 13 Поля полных температур при различных соотношениях расходов топлива через верхний (2) и нижний (1) пояса форсунок фронтальной ТПС

При этом значения η на выходе ККС изменяются слабо — не более чем на $\Delta\eta = 0,017$ (рис. 14). В то же время, как и ожидалось, при увеличении доли расхода топлива через верхний пояс форсунок значение коэффициента радиальной температурной неравномерности уменьшается более чем в 2 раза до уровня $\Theta_r = 0,16$ при $G_{f2}/(G_{f1} + G_{f2}) = 0,8$ по сравнению с $\Theta_r = 0,37$ при одинаковых расходах через верхний и нижний пояса форсунок фронтальной ТПС.

Таким образом, полученные данные свидетельствуют об эффективности управления температурной неравномерностью в выходном сечении тракта ЖТ путем изменения распределения расходов по поясам подачи фронтальной ТПС.

Влияние линейных размеров тракта ЖТ на аэродинамику течения и эффективность горения проводилось для модифицированного модельного канала с уменьшенными в 2 раза длинами участка постоянной площади проходного сечения и сужающегося участка. Расчеты выполнялись в диапазоне $\alpha = 1,9-3,0$ при подаче 20% расхода

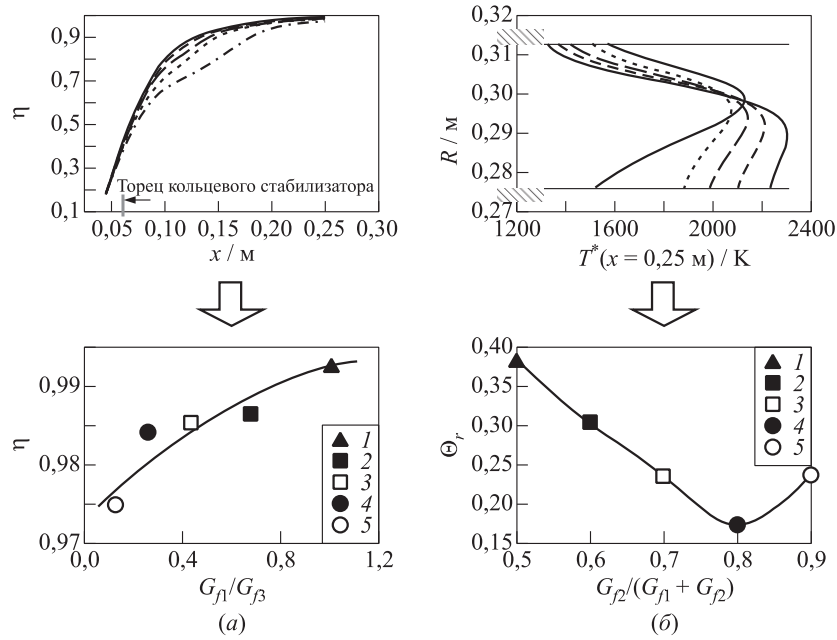


Рис. 14 Эффективность горения и температурная неравномерность в модельном канале при различном распределении расходов топлива через нижний G_{f1} и верхний G_{f2} ряды форсунок фронтальной ТПС ($G_{f3} = 0,1G_{f\Sigma}$, $\alpha = 1,9$): 1 — $G_{f1} = G_{f2}$; 2 — $(2/3)G_{f2}$; 3 — $(3/7)G_{f2}$; 4 — $(1/4)G_{f2}$; 5 — $G_{f1} = (1/9)G_{f2}$

топлива через стабилизаторную ТПС и равных расходах через 1 и 2 пояса форсунок фронтальной ТПС. Параметры воздуха на входе, поперечные размеры канала ЖТ и размеры стабилизаторов были такими же, как и для исходного варианта канала.

Результаты расчетных оценок свидетельствуют о возможности значительного сокращения длины зоны выгорания топливовоздушной смеси в ККС с закрученным воздушным потоком на входе до уровня 100–120 мм при коэффициентах избытка воздуха $\alpha > 2,0$. Так, в качестве примера, на рис. 15 показано сравнение полей температур торможения и коэффициентов полноты сгорания в исходном и модифицированном каналах ЖТ при $\alpha = 1,9$, а также кривые $\eta(x)$ при различных α для модифицированного канала.

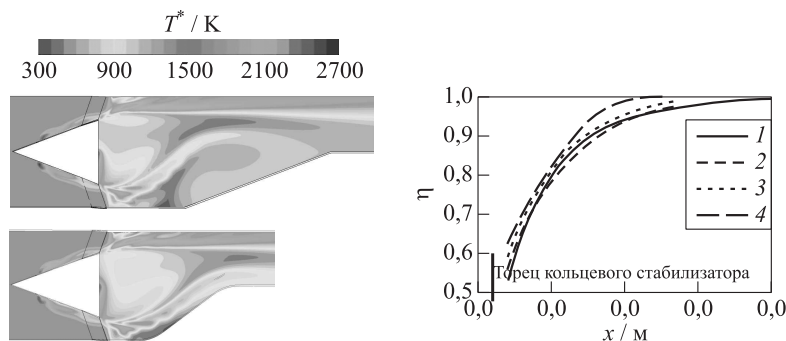


Рис. 15 Поля полных температур при $\alpha = 1,9$ и эффективность горения в исходном и модифицированном каналах ЖТ ($\bar{g}_{f3} = G_{f3}/G_{f\Sigma} = 0,2$, $G_{f1} = G_{f2}$). Исходный канал ЖТ: 1 — $\alpha = 1,9$; модифицированный канал: 2 — $\alpha = 1,9$; 3 — 2,5; 4 — $\alpha = 3,0$

На рис. 16 показаны поля температур торможения при различных α для модифицированного канала. Видны следующие признаки трансформации полей T^* вследствие уменьшения расхода топлива: уменьшение продольного размера зоны интенсивного горения топлива, приближение зоны повышенных температур к торцу ОКС, уменьшение размеров вихревой зоны с повышенной температурой вблизи нижней стенки, снижение температур в выходном сечении с одновременным уменьшением температурной неравномерности.

Потери полного давления в укороченном канале ЖТ близки полученным ранее для канала исходной конфигурации — при $\alpha = 1,9$ –3,0 они составляют 3,2%–2,9%.

Очевидно, что при использовании рассмотренных выше для исходного канала ЖТ эффектов влияния изменения распределений расходов топлива по поясам подачи фронтальной и стабилизаторной топливоподающих систем можно получить более равномерные поля T^* в выходном сечении и для укороченного канала жаровой трубы ККС.

Таким образом, расчетные исследования модельного канала жаровой трубы ККС показали принципиальные возможности организации эффективного сжигания топлива на длинах до 1,2–1,5 калибров высоты канала тракта ЖТ с приемлемыми коэффициентами радиальной неоднородности полей температур при практическом отсутствии окружной неравномерности.

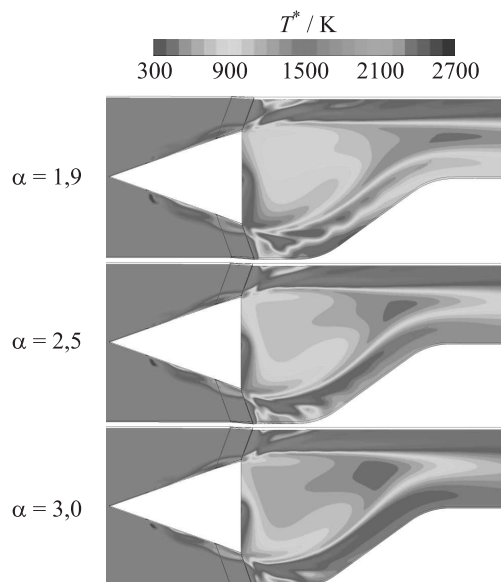


Рис. 16 Поля T^* в укороченном канале ЖТ при $\alpha = \text{var } (\bar{g}_{f3} = G_{f3}/G_{f\Sigma} = 0,2, G_{f1} = G_{f2})$

5 Заключение

Рассмотрена новая схема компактной камеры сгорания (ККС). В основе схемы положены принципы возможной интеграции ККС с компрессором и турбиной ГТД. Особенностью ККС является наличие закрутки воздушного потока на входе, специальный вид фронтального устройства (ФУ).

Расчетно-теоретическое исследование пространственного течения в тракте жаровой трубы ККС проведено с использованием пакета программ ANSYS CFX 12.0, комбинированной модели горения и упрощенной 4-реакционной кинетической схемы. Определены влияния изменения режимно-конструктивных параметров на аэродинамику течения, эффективность горения топлива и поля температур на выходе (без учета вдува дополнительного воздуха со стенок ЖТ).

Показано, что наличие существенной закрутки воздуха перед жаровой трубой такой камеры и независимость угла закрутки потока в выходном сечении от закрутки на входе, т. е. от режимов работы двигателя, позволяет использовать эти свойства для интеграции ККС с компрессором и турбиной ГТД.

В такой камере с длинами участка выгорания до 1,2–1,5 калибров высоты канала тракта ЖТ достигается высокая полнота сгорания топлива $\eta = 0,99$ –1,0, причем значительное сокращение зоны выгорания топлива происходит при увеличении α от $\alpha = 1,9$ до $\alpha > 2,3$. Из-за изменения структуры зоны горения радиальная температурная неравномерность на выходе из ККС уменьшается с ростом α , а окружная практически отсутствует вследствие большого количества пилонов-стабилизаторов и топливных форсунок. Потери давления в жаровой трубе ККС в указанном диапазоне α составляют 2,9%–3,5%.

Установлено, что уменьшение доли расхода топлива, поданного с торца кольцевого стабилизатора в диапазоне 0%–20% ($\alpha = 1,9$) приводит к уменьшению объемов зон горения с повышенными температурами при очень малом изменении суммарной эффективности горения топлива ($\Delta\eta = \pm 0,006$). Такое влияние на процессы в ККС должно способствовать снижению генерации вредных выбросов.

Показано, что изменение распределения подачи топлива по поясам подачи существенно влияет на неравномерность температурного поля на выходе из ККС без заметного изменения эффективности горения топлива. Это позволяет управлять радиальной эпюрой температуры газа на выходе из камеры.

Авторы выражают глубокую признательность первому заместителю генерального директора ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» профессору В. И. Солонину за инициативу в постановке работы и обсуждение ее результатов, а также благодарят инженеров К. Е. Митрофанова, Т. В. Шилову и О. И. Панову за помощь.

Литература

1. Zelina J., Ehret J., Hancock R., Shouse D., Roquemore W. Ultra-compact combustion technology using high swirl to enhance combustion rate. AIAA Paper No. 2002-3725, 2002.

2. Zelina J., Greenwood R., Shouse D. Operability and efficiency performance of ultra-compact, high gravity (g) combustor concept // Conference (International) Turbo-Expo 2006 Proceedings. Paper No. GT2006-90119, 2006.
3. Строкин В. Н., Шихман Ю. М., Фурлетов В. И., Шлякотин В. Е., Виноградов В. А., Степанов В. А. Некоторые особенности разработки эффективных камер сгорания с фиксированными отрывными зонами для перспективных ТРДД // Докл. на Междунар. конф. «Новые рубежи авиационной науки», IX международный симпозиум «Авиационная техника XXI века». — М., 19–22 авг., 2007.
4. Строкин В. Н., Шихман Ю. М., Шлякотин В. Е., Степанов В. А., Шилова Т. В. Кольцевая камера сгорания газотурбинного двигателя и способ ее работы. Пат. № 2343356 от 10.01.2009, заявка рег. № 2007118551 от 21.05.2007.
5. ANSYS-CFX Inc., CFX Ver.12, www.ansys.com, 2009.
6. Гуляев А. Н., Козлов В. Е., Секундов А. Н. К созданию универсальной однопараметрической модели для турбулентной вязкости // Изв. РАН, МЖГ, 1993. № 2. С. 69.
7. Vasil'ev V., Zakotenko S. N., Krashenninnikov S. Yu., Stepanov V. A. Numerical investigation of mixing augmentation behind oblique shock waves // AIAA J. 1994. Vol. 32. No. 2.
8. Герасимов Г. Я., Лосев С. А. Кинетические модели горения керосина и его составляющих // Инж.-физ. ж. 2005. Т. 78. № 6. С. 14–25.

Обоснование целесообразности и эффективности управления производительностью насосов системы смазки перспективных газотурбинных двигателей

Н. К. Аксенов, М. М. Жигунов, А. С. Бельков, А. А. Струков

Анализ дефектов масляных систем, имевших место в последние годы при доводке и эксплуатации высокотемпературных авиационных газотурбинных двигателей, показывает, что для проектирования масляных систем таких двигателей требуются новые подходы. Одним из таких подходов является перевод приводных агрегатов системы смазки (насосов и суфлеров) на электрический привод и обеспечение автоматического управления их производительностью.

Как известно, масляная система включает в себя три подсистемы: подачи масла к трущимся элементам (нагнетающая магистраль), откачки масла и суфлирования масляных полостей.

Системы подачи масла к узлам трения могут быть двух типов:

- (1) с регулируемым давлением (с применением редукционного клапана) для обеспечения постоянной подачи масла к смазываемым узлам трения в широком диапазоне изменения частоты вращения;
- (2) с подачей в зависимости от частоты вращения (с заданными величинами подачи) для обеспечения действительной потребности узлов трения в масле на разных режимах.

Система подачи второго типа имеет преимущества над системой первого типа:

- существенно уменьшается барботаж масла на нерасчетных режимах (выделение меньшего количества тепла);
- улучшаются условия откачки масла на нерасчетных режимах благодаря его меньшему количеству.

Применяемые в настоящее время масляные насосы шестеренного типа подвержены кавитации, что делает необходимым ограничение частоты их вращения. Для этого в коробке приводов агрегатов устанавливается дополнительная промежуточная шестерня, усложняющая кинематическую схему привода масляных насосов.

Для устранения этих недостатков целесообразно применение автономного (индивидуального) привода масляных насосов, например с использованием электропривода.

Применение электропривода нагнетающего насоса позволит подать к трущимся элементам двигателя необходимое количество масла на всех режимах и при всех эксплуатационных условиях работы двигателя.

Способ регулирования подачи масла в зависимости от частоты вращения имеет преимущество как при использовании системы смазки с «горячим» баком, когда теплообменник размещается в магистрали подвода масла из бака в двигатель, так и с «холодным» баком, когда теплообменник размещается в магистрали отвода масла из двигателя в бак.

Система откачки предназначена для отвода масла из масляных полостей подшипниковых опор узлов двигателя, где оно соприкасается с нагретыми элементами конструкции и смешивается с горячим воздухом, образуя масловоздушную смесь.

Во избежание перегрева масла масловоздушная смесь должна как можно быстрее удаляться из масляной полости. В связи с этим, откачивающие насосы обычно выполняются переразмеренными, т. е. их производительность в несколько раз превышает количество масла, подаваемого в подшипниковые узлы (избыточность откачивающих насосов).

Использование электропривода каждого откачивающего насоса позволит установить их необходимую избыточность. Это позволит провести тщательную быструю откачку масла из каждой масляной полости в процессе работы и после останова двигателя, что обеспечит уменьшение теплопритока в масло.

После откачивающих насосов масло попадает в приводной **центробежный воздухоотделитель**, в котором происходит отделение воздуха от масла.

Эффективность работы воздухоотделителя зависит от частоты вращения ротора. При пониженных частотах вращения приводной центробежный воздухоотделитель (ПЦВ) работает неэффективно, вследствие этого масло вместе с воздухом может перетекать в суфлируемую полость, куда обычно отводится воздух. Также ПЦВ не может полностью очистить масло от воздуха, так как, отбрасывая масло к периферии ротора и повышая тем самым давление, он од-

новременно повышает и количество воздуха, растворенного в масле. Поэтому после воздухоотделителя в масле остается часть воздуха. При правильно выбранной частоте вращения воздухоотделителя содержание воздуха в масле уменьшается до 1%.

Применение электропривода для центробежного воздухоотделителя поможет установить необходимую частоту вращения и обеспечить содержание воздуха в масле менее 1%.

При работе двигателя в полости подшипниковых опор роторов поступает воздух из проточной части двигателя, что вызывает увеличение давления в этих полостях. Повышенное давление в масляных полостях может привести к утечкам масла.

Для снижения давления в масляных полостях необходимо отводить воздух из них в атмосферу. Вместе с воздухом в атмосферу может выбрасываться большое количество масла, находящегося в нем в виде мельчайших капель. Для уменьшения выброса масла в атмосферу на пути выходящего воздуха устанавливается **центробежный суфлер**, который отделяет частицы масла и возвращает их в маслобак.

На процесс сепарации частиц масла очень сильное влияние оказывает частота вращения центробежного суфлера. При малых частотах вращения вала частицы масла успевают пройти через центробежный суфлер в атмосферу, что приводит к повышению расхода масла. При большой частоте вращения вала под действием центробежных сил частицы масла отбрасываются на периферию крыльчатки центробежного суфлера, откуда оно возвращается в маслобак двигателя. Учитывая вышеизложенное, целесообразно для уменьшения расхода масла (снижения безвозвратных потерь) применять электропривод центробежного суфлера, что позволит обеспечить оптимальную частоту вращения суфлера при работе двигателя на всех режимах от малого газа до максимального, а также при авторотации.

Рассмотренные выше способы реализации электропривода в системе смазки двигателя позволят существенно улучшить работу масляных агрегатов и как следствие:

- уменьшить теплоподвод в масло;
- уменьшить расход масла (снизить безвозвратные потери);
- уменьшить содержание воздуха в масле, откачиваемом из масляных полостей и возвращаемом в маслобак;

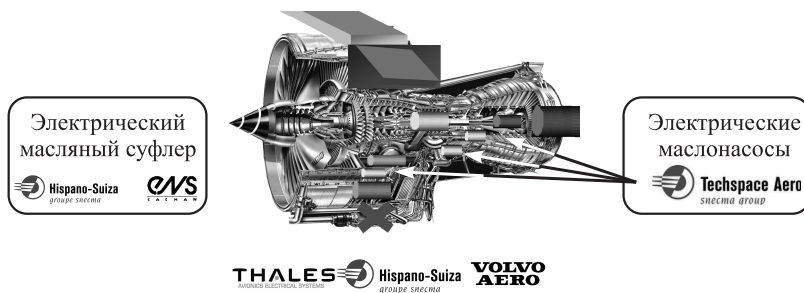


Рис. 1 Электроприводная маслосистема в «электрическом» ТРДД фирмы «Rolls-Royce»

- повысить эффективность системы смазки при запуске двигателя после длительной стоянки в условиях низких температур;
- повысить эффективность работы системы смазки на режимах авторотации;
- повысить долговечность уплотнений подшипниковых опор роторов.

Все это обеспечит существенное повышение надежности работы маслосистемы во всех условиях эксплуатации двигателей.

Изложенная идеология использования электроприводов в маслосистеме прослеживается в «электрическом» турбореактивном двухконтурном двигателе фирмы «Rolls-Royce» (рис. 1).

Применение идентифицированной математической модели газотурбинного двигателя для анализа результатов испытаний

М. М. Цховребов, Ю. А. Эзрохи, А. С. Дрыгин

Математическое моделирование авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) относится к числу основных инструментов, используемых на всех этапах создания двигателя, включая проектирование и анализ экспериментальных данных при его испытаниях. Разработка математической модели выполненного («железного») двигателя (ММД) имеет ряд особенностей. Предварительно она формируется на базе характеристик его узлов и элементов, полученных в результате автономных испытаний или расчетов. Эти характеристики требуют согласования в системе двигателя, после чего их вид может претерпеть некоторые изменения. В данной работе кратко излагается методика, используемая авторами для согласования априорной математической модели авиационного двигателя (АММД) с данными эксперимента. Опыт применения рассмотренных подходов при анализе испытаний ряда авиационных ГТД показал их хорошую работоспособность; по большинству измеряемых параметров среднеквадратичные отклонения обычно не превышают $\sim 2\%$, что можно считать показателем удовлетворительного согласования ММД с данными испытаний.

1 Основные положения математического моделирования рабочего процесса газотурбинного двигателя

Как известно [1], математическая модель рабочего процесса авиационного двигателя представляет собой совокупность формул, уравнений, неравенств и логических условий, которая связывает термодинамические характеристики двигателя и его узлов, а также параметры рабочего тела в различных сечениях проточного тракта с исходными данными, внешними условиями и наложенными ограничениями (законами регулирования).

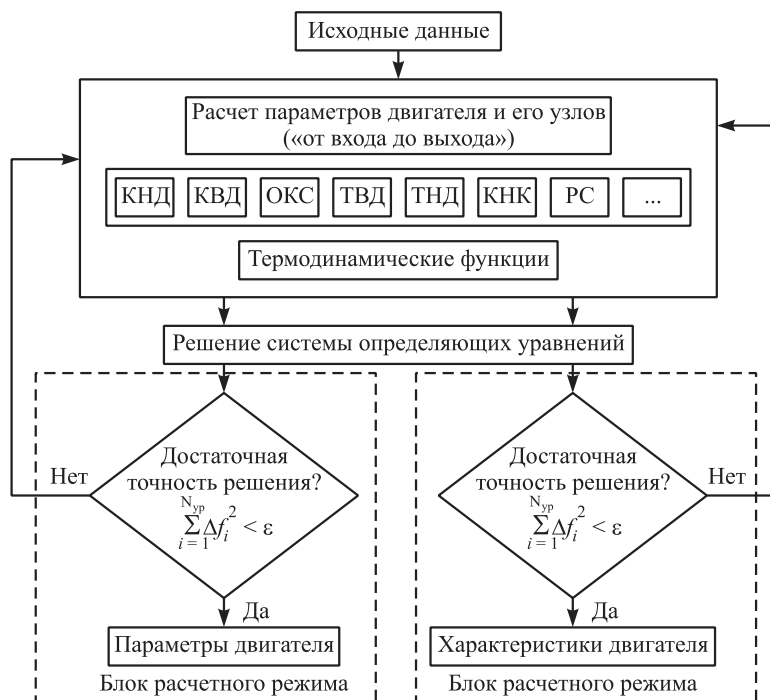


Рис. 1 Блочная схема ММД

По существу такая модель является математическим (виртуальным) аналогом физического объекта, в котором совершается рабочий процесс. Математическая модель обычно охватывает достаточно широкий диапазон эксплуатационных режимов двигателя и позволяет варьировать номенклатуру исходных данных и результатов, т. е. существенно изменять постановку задачи.

На рис. 1 представлена условная блочная схема рассматриваемой ММД турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД). Блок ввода информации предусматривает задание исходной информации по узлам двигателя, условиям его работы и т. д. Блок расчетного режима в задачах моделирования выполненного двигателя служит для определения эквивалентных площадей некоторых сечений проточного

тракта (например, площади на входе и выходе из канала наружного контура, на выходе из затурбинного диффузора, площади сечения выходного тракта и др.). Блок расчета характеристик предназначен для определения параметров рабочего процесса и характеристик двигателя на установившихся и переходных режимах работы. При этом значения параметров, определяющих режим работы двигателя, считаются известными.

Оба блока расчета построены по принципу формализации алгоритма и связаны с блоком решения системы определяющих уравнений. Решение системы уравнений выполняется методом Ньютона–Раффсона. В блоке решения системы уравнений выполняется вычисление неравных нулю величин правых частей уравнений («невязок») и определение нормы, т. е. средней квадратичной величины всех «невязок». Эти «невязки», в свою очередь, определяются в результате расчета двигателя от входа до выхода путем последовательного обращения к математическим моделям каждого узла и элемента двигателя. Блок расчета термодинамических свойств рабочего тела предназначен для определения значений термодинамических констант, а также взаимосвязей между изменениями энтальпии, температуры и давления в различных сечениях проточного тракта двигателя.

В блоке решения системы уравнений выполняется вычисление неравных нулю величин правых частей уравнений («невязок») и определение нормы, т. е. средней квадратичной величины всех «невязок». Эти «невязки», в свою очередь, определяются в результате расчета двигателя от входа до выхода путем последовательного обращения к математическим моделям каждого узла и элемента двигателя. Блок расчета термодинамических свойств рабочего тела предназначен для определения значений термодинамических констант, а также взаимосвязей между изменениями энтальпии, температуры и давления в различных сечениях проточного тракта двигателя.

2 Методика идентификации математической модели с результатами испытаний газотурбинного двигателя

Упрощенная схема процесса разработки и согласования математической модели выполненного двигателя представлена на рис. 2. Вначале на основе анализа имеющейся исходной информации (напри-

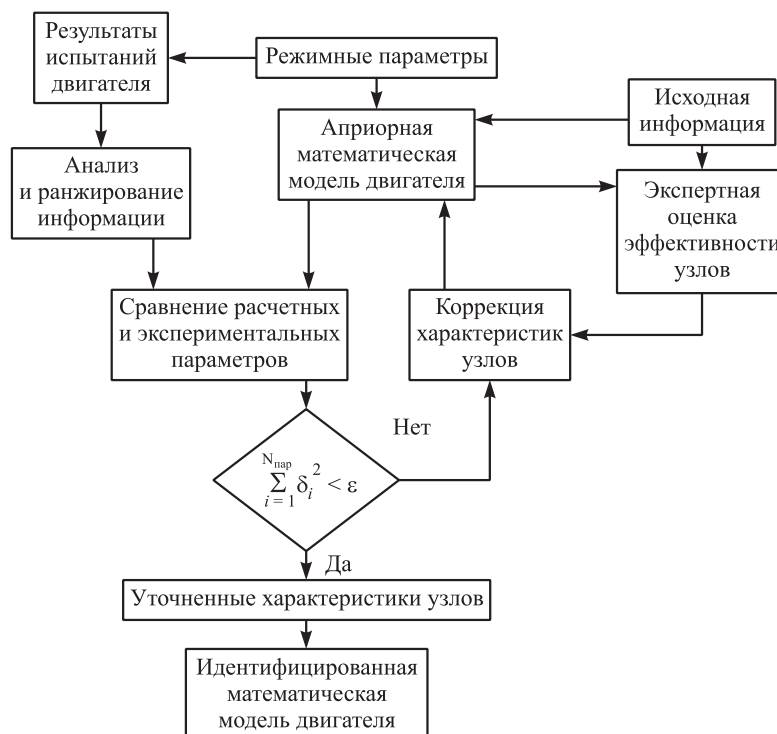


Рис. 2 Схема процесса разработки и согласования ММД

мер, характеристик узлов) на базе типовой ММД данной термодинамической схемы составляется априорная модель. При этом исходная информация об узлах и элементах ранжируется по степени достоверности. С помощью расчетов по этой модели предварительно определяются параметры рабочего процесса и характеристики рассматриваемого двигателя в условиях, соответствующих условиям испытаний.

В результате сопоставления предварительных расчетных результатов с данными испытаний как по отдельным узлам (результаты измерения температуры и давлений в различных сечениях), так и по двигателю в целом, а также анализа причин возможного рассогласо-

вания вырабатываются способы коррекции некоторой части исходной информации (главным образом, расчетного происхождения).

Выбор корректирующих факторов для характеристик того или иного узла производится с привлечением данных экспертизы этого узла, выполненной соответствующими специалистами и основанных на имеющемся опыте, а также результатах двух- и трехмерных расчетов узла пространственными методами.

3 Результаты идентификации математической модели двигателя

Верификация идентифицированной с помощью указанных выше поправок ММД проводится в два этапа. На первом этапе сравниваются полученные по ММД расчетные оценки параметров в различных характерных сечениях двигателя с экспериментальными данными при испытаниях двигателя в условиях $H = 0$, $M = 0$.

Пример такой верификации для отдельных параметров рабочего процесса ТРДД представлен на рис. 3. Результаты расчета показаны сплошной линией, а экспериментальные данные — маркерами. В данном случае, при заданных параметрах на входе (температура, давление), режим работы двигателя в расчете задавался значением частоты вращения ротора низкого давления $n_{\text{нд пр}}$ и площадью критического сечения реактивного сопла $F_{\text{кр}}$.

Из анализа результатов следует, что полученное среднеквадратичное отклонение основных параметров двигателя (стендовая тя-

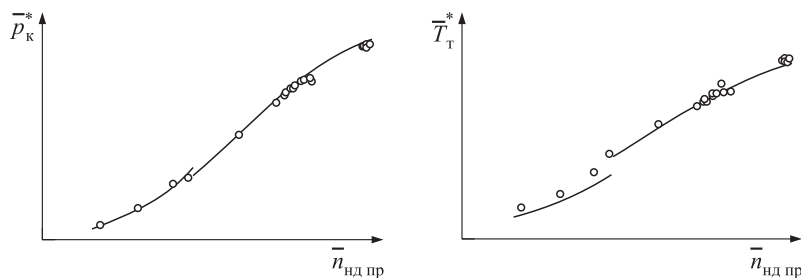


Рис. 3 Результаты верификации ММД в условиях $H = 0$, $M = 0$

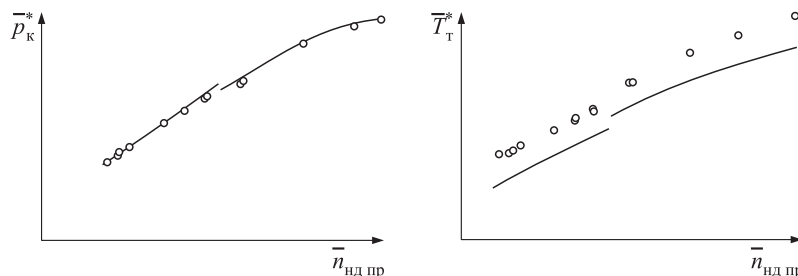


Рис. 4 Результаты верификации ММД в условиях крейсерского полета

га R , расход воздуха через двигатель G_v , температура и давление за вентилятором $T_{кнд}^*$, $P_{кнд}^*$ и компрессором T_k^* , P_k^* , расход топлива G_T и др.), в основном, не превышает $\sim 1\% \dots 2\%$, что можно считать показателем удовлетворительного согласования ММД с данными испытаний.

Для проверки адекватности ММД, идентифицированной на режимах $H = 0$, $M = 0$, на втором этапе проводится ее верификация для других условий, в которых были выполнены экспериментальные исследования.

На рис. 4 показан пример протекания расчетных и экспериментальных значений параметров двигателя вдоль дроссельной характеристики в условиях крейсерского полета. Режим работы двигателя определялся приведенным значением частоты вращения вала низкого давления $n_{нд пр}$ и площадью критического сечения реактивного сопла. Необходимо отметить, что в ММД было дополнительно учтено влияние пониженного уровня давления на коэффициент полноты сгорания в основной камере, значения которого было снижено на $\sim 1\%$.

Из анализа результатов следует, что расхождение между расчетными результатами и данными испытаний сохранилось, в основном, на том же уровне, что и для условий взлета ($H = 0$, $M = 0$), при которых проводилась идентификация.

Исключение в рассматриваемом примере составила температура газа за турбиной T_T^* , величина которой, рассчитанная по ММД, отличалась на $3\% \dots 4\%$ от измеренных значений. Причиной такого расхождения может быть существенная неравномерность поля температуры газа за турбиной НД, для точного измерения которого необ-

ходимы более представительные измерения. Поэтому для корректного ее сравнения с измеренной величиной T_t^* необходимо иметь фактическое осредненное по сечению значение T_t^* , которое может быть определено при стендовых испытаниях с помощью специальной аппаратуры (например, поворотной температурной гребенки).

Заключение

Опыт применения рассмотренных выше подходов при анализе испытаний ряда авиационных ГТД показал их удовлетворительную работоспособность; по большинству измеряемых параметров среднеквадратичные отклонения обычно не превышают $\sim 2\%$, что можно считать показателем удовлетворительного согласования ММД с данными испытаний.

Разработанная и идентифицированная таким образом ММД может применяться как для оценки параметров рабочего процесса и характеристик двигателя во всем диапазоне его эксплуатационных режимов, так и для разработки рекомендаций по улучшению параметров двигателя на основных режимах его работы, а также для совершенствования законов регулирования.

Литература

1. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. — М.: Машиностроение, 1979. — 432 с.

Математическое моделирование авиационного газотурбинного двигателя на установившихся и переходных режимах с учетом элементов тепловой и газодинамической нестационарности

Ю. А. Эзрохи, А. Н. Антонов

1 Введение

Как известно, большую часть времени авиационные газотурбинные двигатели (ГТД), и в первую очередь, двигатели для маневренных самолетов, работают на переходных режимах. Такой неустановившийся характер работы может быть вызван различными причинами: изменением условий полета летательного аппарата (набор или сброс высоты, разгон или торможение, маневр и т. д.), изменением режима работы двигателя летчиком (увеличение или уменьшение частоты вращения роторов, включение форсажной камеры, впрыск испаряющейся жидкости), кратковременным «попаданием» на вход в двигатель пульсаций полного давления или температуры (например, вследствие пуска ракеты) или, наконец, появлением в полете крайне нежелательных «нештатных» ситуаций (внезапное открытие сопла, погасание камеры сгорания, различного рода повреждения конструкции, помпаж компрессора и всего двигателя в целом и др.). В зависимости от причин, вызывающих переходный процесс, характер этого процесса может быть различным. Так, например, неустановившиеся режимы, вызванные изменением условий полета самолета (набор высоты, снижение, разгон, торможение или другие эволюции самолета), являются относительно медленными, протекающими в течение нескольких десятков секунд или даже минут. В связи с этим моделирование такого рода переходных процессов методически упрощается и может быть сведено к задаче в квазистационарной постановке.

В настоящей работе, в основном, предполагается рассмотреть переходные процессы, вызванные воздействием летчика (приемистость,

сброс газа, запуск в полете и на земле, впрыск воды, более сложные комбинации сброса и разгона и т. д.), а также появлением некоторых «нештатных» ситуаций.

Все эти «воздействия» на двигатель приводят к вынужденному изменению режима его работы с одного, условно говоря, установившегося режима на другой. Такой процесс перехода может занимать довольно продолжительный период времени, длительность которого зависит от ряда факторов. К числу таких факторов относятся не только особенности самих этих режимов (начального и конечного), характер воздействия на двигатель, но и в значительной степени тепловое состояние самого двигателя. Последнее обстоятельство объясняется тем, что любой переходный процесс в двигателе сопровождается изменением его параметров вдоль проточного тракта, которое приводит к нарушению установившегося теплового равновесия между рабочим телом и омываемыми им элементами конструкции. Вследствие этого происходит теплообмен между газовой воздушным потоком и конструкцией, что приводит к отводу или подводу тепла к рабочему телу и изменению радиальных зазоров в компрессорах и турбинах, вызванному деформацией корпусов, дисков и лопаточных венцов из-за термического расширения.

Изменение частоты вращения ротора двигателя неизбежно приводит к изменению центробежных сил, действующих на диски и лопатки турбокомпрессора, что также оказывает влияние на изменение радиального зазора. Однако, в различных случаях «вклад» этих двух факторов, влияющих на изменение радиального зазора, может быть различным. Например, на первом этапе процесса приемистости, когда относительно резко нарастает частота вращения, а прогрев деталей проточной части лопаточных машин несколько «запаздывает», происходит уменьшение радиальных зазоров, например, в компрессоре из-за вытягивания дисков и лопаточных венцов вследствие увеличения центробежных сил. На последующих этапах, когда происходит интенсивный прогрев элементов двигателя, и в первую очередь, корпуса компрессора, происходит его термическое расширение и, соответственно, увеличение радиального зазора.

Как показывают результаты экспериментов, влияние элементов тепловой нестационарности на протекание переходных режимов авиационных ГТД может быть довольно значительным. Так, например, процессы приемистости «холодного» двигателя, двигателя, прорабо-

тавшего какое-то время на режиме малого газа, и прогретого двигателя, проработавшего в течение продолжительного времени на максимальном режиме, могут значительно отличаться как по времени выхода на максимальные режимы, так и по характеру протекания основных параметров (тяги, частоты вращения и т. д.).

Решение достаточно сложной в методическом плане задачи моделирования переходных процессов в двигателе с учетом тепловой нестационарности проводится в ГНЦ ЦИАМ в течение ряда лет. Одними из первых работ в направлении моделирования ГТД с учетом тепловой нестационарности, выполненных с использованием математической модели авиационного ГТД первого уровня, были работы, проведенные в ЦИАМ совместно с к.т.н. А. Г. Юдиным. В этих работах рассматривалась математическая модель турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой (ТРДДФ) на неустановившихся режимах работы на примере двигателей АЛ-31Ф и РД-33 в предположении о неизменности характеристик узлов. Несмотря на принятые допущения, показанное в работе значительное (до 30%–60% в зависимости от программы регулирования) влияние теплоотвода на время приемистости двигателя неплохо согласовалось с немногочисленными экспериментальными данными, которые имелись на тот момент. Большой вклад в решение этой проблемы внесли результаты работ [1–3].

2 Математическое моделирование двигателя

Рассматриваемая математическая модель ГТД основана на принципе формализации алгоритма, широко развитом в [4, 5], и относится согласно принятой классификации к первому уровню математического моделирования. Этот уровень характеризуется поузловым описанием двигателя, когда узлы (вентилятор, компрессор, турбина, камера сгорания и др.) представлены своими характеристиками.

Условия взаимодействия узлов между собой в системе двигателя записываются в виде системы нелинейных уравнений, в качестве неизвестных в которой используются некоторые параметры узлов, определяющие режим их работы. Параметры рабочего тела во всех характерных сечениях проточного тракта и самого двигателя в любой точке установившегося или переходного режима определяются путем решения этой системы уравнений, при этом на каждой итерации для

расчета правых частей уравнений (неравных нулю в процессе сходимости к решению) производится сквозной расчет двигателя «от входа до выхода». Система определяющих уравнений и неизвестных, описывающая работу двигателя на установившемся режиме работы, подробно описана в [5]. Здесь же будут рассмотрены некоторые особенности, характерные для моделирования ГТД в нестационарных условиях работы.

2.1 Особенности уравнения неразрывности с учетом газодинамической нестационарности

На установившихся режимах работы двигателя условие неразрывности потока предполагает равенство расходов рабочего тела через характерные сечения проточного тракта с учетом отборов воздуха на охлаждение, утечек из проточного тракта и подачи охлаждающего воздуха в проточную часть турбины. Для неустановившихся режимов необходимо учитывать некоторые особенности.

Так, уравнение неразрывности для струйки тока в дифференциальном виде для неустановившегося течения имеет вид:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial x} (\rho C) = 0.$$

После его интегрирования по переменной x получается

$$\rho_2 C_2 - \rho_1 C_1 = - \int_1^2 \frac{\partial \rho}{\partial \tau} dx.$$

Отсюда видно, что расход рабочего тела в различных сечениях в этом случае нельзя считать одинаковым. Разница в расходах, вызванная изменением плотности по времени в каждой точке потока, как показывают оценки, может достигать нескольких процентов.

Поэтому при использовании системы определяющих уравнений, характерной для установившихся режимов, для описания переходного режима необходимо дополнительно учесть разность в расходах за счет изменения плотности рабочего тела в каждом сечении по времени.

Для принятого поузловое уровня математического моделирования эта разность может быть определена по объему проточной части

соответствующего узла и среднему (по входу и выходу) изменению плотности за рассматриваемый интервал времени

$$\Delta G = - \int_{\text{ВХ}}^{\text{ВЫХ}} \frac{\partial \rho}{\partial \tau} F(x) dx \approx V \frac{(\rho_{i+1} - \rho_i)_{\text{ВХ}} + (\rho_{i+1} - \rho_i)_{\text{ВЫХ}}}{2\Delta\tau},$$

где V — объем проточной части узла; ρ — плотность рабочего тела; $\Delta\tau$ — временной шаг при расчете; вх, вых — обозначение сечения входа и выхода из узла, соответственно; $i+1$ и i — обозначения значений параметров на текущем и предыдущем шаге интегрирования.

Таким образом, например, группа уравнений, отражающая условия баланса расходов в компрессоре, будет иметь вид:

$$G_{\text{к}j} - G_{\text{к}(j+1)} - \Delta G_{\text{к}j} + \Delta G_{\text{к}j\_нс} = 0,$$

где $\Delta G_{\text{к}j\_нс}$ — разница расходов в сечениях на входе в j -й каскад компрессора и на выходе из него за счет эффекта изменения плотности воздуха в объеме проточного тракта этого компрессора по времени. Эта величина приближенно вычисляется по формуле:

$$\Delta G_{\text{к}j\_нс} \approx V_{\text{к}j} \frac{(\rho_{i+1} - \rho_i)_{\text{к}j} + (\rho_{i+1} - \rho_i)_{\text{к}(j+1)}}{2\Delta\tau},$$

где $V_{\text{к}j}$ — объем проточной части j -го каскада компрессора.

Аналогичные изменения вводятся и в группу уравнений, отражающую баланс расходов газа в ступенях турбины:

$$G_{\text{т}i} - [G_{\text{кс}} + \Delta G_{\text{кс\_нс}} + \sum_{k=1}^i \Delta G_{\text{са}k} + \sum_{k=1}^i \Delta G_{\text{рк}k}] + \Delta G_{\text{т}(i-1)\_нс} = 0,$$

где $\Delta G_{\text{кс\_нс}}$ — разница в расходах на входе и на выходе из камеры сгорания; $\Delta G_{\text{т}(i-1)\_нс}$ — разница в расходах на входе и на выходе из предыдущей ступени турбины.

2.2 Особенности баланса мощности с учетом динамики вращения роторов

В отличие от уравнения баланса мощности для каждого ротора двигателя на установившемся режиме, когда развиваемая мощность

турбины расходуется на вращение компрессора и привод агрегатов самолета и двигателя, на переходных режимах часть мощности турбины дополнительно расходуется и на раскрутку ротора. Таким образом, уравнения баланса мощностей на каждом валу для неустановившегося режима имеют вид:

$$N_{jT}\eta_{\text{мех}} - G_{kj}L_{kj} - \Delta N_j - \Delta N_{j\text{дин}} = 0,$$

где $\Delta N_{j\text{дин}}$ — динамическая составляющая баланса мощности для j -го ротора.

Величина этой составляющей определяется по соотношению:

$$\Delta N_{j\text{дин}} = 4\pi^2 J_j n_j \left(\frac{dn}{d\tau} \right)_j,$$

где J_j — полярный момент инерции j -го ротора; $(dn/d\tau)_j$ — ускорение j -го ротора; n_j — частота вращения j -го ротора.

2.3 Особенности уравнений регулирования при расчете переходных процессов

При расчете характеристик двигателя на неустановившихся режимах уравнения регулирования, характерные для стационарных режимов, необходимо изменить в соответствии с конкретной постановкой задачи. Так, например, при расчете приемистости двигателя с режима малого газа до максимального режима подача топлива в основную камеру сгорания может осуществляться либо по условно идеальному закону, соответствующему поддержанию минимально допустимого уровня запаса устойчивости компрессора

$$\Delta K_{\text{ук}} - \Delta K_{\text{ук min}} = 0,$$

либо (когда известна конкретная программа подачи топлива), например,

$$G_T - G_T \left(p_k, n_k, \frac{dn_k}{d\tau} \right) = 0,$$

либо (при достижении значения температуры газа за турбиной своего максимального значения) по условию ограничения

$$T_T^* - T_{T\text{max}}^* = 0.$$

Уравнение, формально определяющее условие подачи топлива в форсажную камеру на этом бесфорсажном режиме, выглядит следующим образом:

$$T_{\text{см}}^* - T_{\text{ф}}^* = 0.$$

Что касается закона изменения площади критического сечения сопла, то используемое уравнение

$$F_{\text{с.кр}} - F_{\text{с.кр}}(n_{\text{к}}) = 0$$

показывает, что площадь $F_{\text{с.кр}}$ в процессе разгона изменяется (обычно от своего максимального значения на режиме малого газа до минимального значения, соответствующего максимальному режиму).

Очевидно, что в зависимости от конкретной постановки задачи эти уравнения могут быть различными.

2.4 Дополнительные уравнения и независимые переменные для описания переходных режимов

Кроме измененных уравнений неразрывности и баланса мощности для роторов двигателя для описания неустановившихся режимов система определяющих уравнений должна быть расширена за счет включения в нее условий для определения частоты вращения каждого ротора на текущем временном шаге $n_{j(i+1)}$, исходя из частоты вращения на предыдущем временном шаге $n_{j(i)}$ и ускорения ротора $(dn/d\tau)_j$. Это условие вытекает из решения дифференциального уравнения движения для каждого ротора двигателя:

$$n_{j(i+1)} - \left[n_{j(i)} + \left(\frac{dn}{d\tau} \right)_j \Delta\tau \right] = 0,$$

где $\Delta\tau$ — временной шаг интегрирования.

Количество таких уравнений определяется количеством роторов двигателя и для N -вального двигателя равно N .

Система независимых переменных в этом случае также расширяется за счет включения в нее ускорений каждого ротора $(dn/d\tau)_j$, число которых также равно N .

Кроме этого, в связи с тем, что термодинамический расчет лопаточных машин (вентилятора, компрессора, турбин) проводится до

расчета теплового состояния этого узла, в число независимых переменных необходимо также включить поправку по коэффициенту полезного действия (КПД) для каждого каскада компрессора и турбины $\Delta\eta_{\text{зак}j}$ и $\Delta\eta_{\text{зат}j}$. В качестве соответствующих уравнений используются условия равенства этих значений поправок КПД (заложенных в термодинамический расчет лопаточной машины) и тех значений, которые определяются по рассчитанным в блоке теплового состояния величинам радиальных зазоров:

$$\begin{aligned}\Delta\eta_{\text{зак}j} - \Delta\eta_{\text{зак}j}(\delta_{\text{р.зк}j}) &= 0; \\ \Delta\eta_{\text{зат}j} - \Delta\eta_{\text{зат}j}(\delta_{\text{р.зт}j}) &= 0.\end{aligned}$$

Таким образом, общее количество уравнений для N -вального ТРДДФ на этом режиме увеличивается и равно $5N + Z + 2$.

3 Моделирование влияния элементов тепловой нестационарности

3.1 Оценка изменения теплосодержания рабочего тела вследствие теплообмена с элементами конструкции

Одним из факторов влияния тепловой нестационарности на характеристики двигателя является теплообмен между рабочим телом и элементами конструкции. Этот теплообмен усложняется значительной тепловой инерцией конструкции, т.е. тем обстоятельством, что темп изменения температуры элемента конструкции меньше темпа изменения температуры газового потока, омывающего этот элемент. Изменение температуры газового потока в основном определяется самим переходным процессом, программой управления двигателем во время этого процесса, характеристиками узлов и другими особенностями двигателя. Изменение температуры элементов конструкции зависит, с одной стороны, от изменения температуры газового потока, с другой стороны, определяется процессами теплообмена, теплопроводности и нагрева самого этого элемента. Определение температуры каждого элемента конструкции в любой момент времени является отдельной достаточно сложной теплофизической задачей и рассматривается в разд. 4. При всех дальнейших рассуждениях температурное поле конструкции будет считаться известным.

Рассмотрим учет особенностей теплообмена между газовым потоком и конструкцией двигателя на примере компрессора. Очевидно, что процесс теплообмена между потоком воздуха и конструкцией компрессора происходит непрерывно вдоль проточного тракта компрессора в течение всего процесса сжатия. При этом изменение температуры воздуха за счет теплообмена в предыдущей ступени влияет на процесс сжатия в последующей ступени. Так, отвод тепла, например в процессе приемистости, приводит к более эффективному, а подвод тепла при сбросе газа — к менее эффективному сжатию в компрессоре. Однако на данном узловом уровне математического моделирования условно предполагается, что теплообмен происходит «скачком» за соответствующим узлом.

Уравнение теплового баланса для случая теплообмена между рабочим телом и элементами конструкции, в данном случае компрессора, записывается исходя из следующих предположений.

Пусть за бесконечно малый интервал времени $\Delta\tau$ температура какой-то составной части или элемента компрессора (корпуса или лопаток), которая на данном уровне математического моделирования предполагается одинаковой для всего элемента¹, изменилась с t_i до t_{i+1} . При этом количество тепла, которое этот элемент принял от рабочего тела (или отдал рабочему телу), зависит от массы этого элемента M_∂ , его удельной теплоемкости c_∂ и изменения температуры:

$$Q_\partial = M_\partial c_\partial (t_{i+1} - t_i).$$

Суммируя эти количества тепла для всех элементов компрессора, получаем общее количество тепла, которое компрессор принял от рабочего тела, проходящего за это время через компрессор (или отдал ему):

$$Q_\Sigma = \sum Q_\partial.$$

С другой стороны, за это время через компрессор проходит масса рабочего тела $M_{p.t} = G_{p.t} \Delta\tau$ (здесь $G_{p.t}$ — секундный расход рабочего тела через компрессор), при этом удельная энтальпия рабочего тела изменяется на величину Δi^* . Тепло, отданное (или принятое) этим количеством рабочего тела $Q_{p.t}$, равно

$$Q_{p.t} = M_{p.t} \Delta i^*.$$

¹Те элементы, для которых это допущение является слишком грубым (например, диск компрессора), на данном этапе не рассматриваются.

Таким образом, уравнение теплового баланса имеет вид:

$$Q_{p.т} = Q_{\Sigma}$$

или

$$G_{p.т} \Delta \tau \Delta i^* = Q_{\Sigma}.$$

Отсюда изменение удельной энтальпии за счет теплообмена с элементами конструкции

$$\Delta i^* = \frac{Q_{\Sigma}}{G_{p.т} \Delta \tau}.$$

Теплосодержание рабочего тела за компрессором с учетом рассмотренного выше теплообмена определяется следующим образом:

$$i_k^* = i_{k0}^* - \Delta i^*,$$

где i_{k0}^* — удельная энтальпия воздуха за компрессором без учета теплообмена с элементами конструкции. Знак величины Δi^* зависит от того, отбирается тепло от потока или подводится к нему. Температура воздуха за компрессором определяется по известному значению удельной энтальпии $T_k^* = T(i_k^*)$. При этом считается, что давление воздуха за компрессором вследствие такого теплообмена не изменилось.

Аналогичным образом рассчитывается изменение теплосодержания рабочего тела вследствие теплообмена с элементами конструкции и для других узлов двигателя: вентилятора, камеры сгорания, канала наружного контура, турбин, смесителя, форсажной камеры (если она имеется) и реактивного сопла.

3.2 Учет изменения радиальных зазоров в лопаточных машинах

Еще одним фактором, влияющим на характеристики авиационного ГТД на переходных режимах, как известно, является изменение радиальных зазоров его лопаточных машин: вентилятора, компрессора и турбин. Действительно, в процессе изменения режима работы двигателя радиальный зазор каждой ступени турбокомпрессора не остается постоянным. Это происходит, с одной стороны, из-за механического растяжения диска и самих лопаток рабочего колеса турбины или компрессора вследствие действия центробежных сил на эти

вращающиеся элементы, а с другой стороны, вследствие температурных деформаций диска, лопаток и корпуса при изменении их температурного состояния. В свою очередь, эти деформации в значительной степени зависят от конкретного конструктивного исполнения несущей статорно-роторной конструкции двигателя.

Для точного определения величины радиального зазора каждой ступени в любой момент времени необходимо учитывать большое число различных факторов, включающее в себя и такие, как, например, особенности конструкции самих дисков и междисковых элементов, лабиринтных уплотнений и подшипниковых опор, валов, шлицевых соединений и массу других факторов, сложность и объем информации для задания которых во много раз превосходит всю остальную входную информацию для расчета двигателя, вместе взятую. Поэтому для каждой ступени турбокомпрессора предполагается учитывать лишь наиболее существенные факторы: температурную деформацию корпуса, деформацию диска вследствие центробежных сил, а также температурную и центробежную деформацию диска и лопатки рабочего колеса компрессора и турбины. (Здесь предполагается рассмотрение изменения радиальных зазоров в осесимметричной постановке; эффекты, связанные с неравномерностью изменения зазоров по окружности, например, вследствие вертикальных перегрузок, не учитываются.) Для принятого уровня математического моделирования, когда узел двигателя (вентилятор, компрессор, турбина) рассматривается как элемент в целом без разбиения на ступени и лопаточные венцы, необходима методика выделения некоторой «осредненной» ступени для каждого компрессора и турбины, чтобы на ней условно определять изменение радиального зазора и влияние этого изменения на характеристики всего узла.

3.3 Определение изменения радиального зазора в ступени лопаточной машины

Величина радиального зазора ступени лопаточной машины, т. е. расстояние между лопаточным венцом и корпусом, определяется следующим образом:

$$\delta_{р.з} = 0,5(D_k - D_d) - h_d,$$

где D_k — диаметр корпуса; D_d — диаметр диска; h_d — высота лопатки.

Каждый из этих элементов в процессе работы авиационного двигателя изменяется вследствие нагревания, а диск и лопатки дополнительно под действием центробежных нагрузок.

При использовании повенцового расчета каждой лопаточной машины в отдельности необходимо оценивать саму величину радиального зазора рабочего колеса каждой ступени и вносить соответствующую поправку на потери в этом венце. Однако в ряде случаев для определения влияния этого зазора на характеристики лопаточной машины (и всего двигателя в целом) целесообразно оценивать изменение этого зазора от режима к режиму:

$$\Delta\delta_{p.z} = 0,5(\Delta D_k - \Delta D_d) - \Delta h_{л},$$

где ΔD_k — изменение диаметра корпуса; ΔD_d — изменение диаметра диска; $\Delta h_{л}$ — изменение длины лопатки.

3.4 Увеличение диаметра корпуса вследствие его температурного расширения

Для оценки изменения диаметра корпуса будем предполагать, что он является тонким цилиндром, свободно деформирующимся под действием температурного расширения. В этом случае приближенно можно считать, что

$$\Delta D_k = D_{k0} \alpha_k (T_k - T_{k0}),$$

где D_{k0} — диаметр корпуса в исходном (холодном) состоянии; α_k — коэффициент линейного расширения материала корпуса; T_k — температура корпуса; T_{k0} — температура корпуса в исходном (холодном) состоянии.

3.5 Увеличение длины лопатки вследствие центробежных сил и температурного расширения

При определении растягивающих напряжений лопатку будем рассматривать как консольный стержень в общем случае переменного сечения [6] (рис. 1).

На элемент лопатки объемом $S(r_1) dr_1$ действует центробежная сила

$$dF_{цб} = \rho \omega^2 S(r_1) dr_1,$$

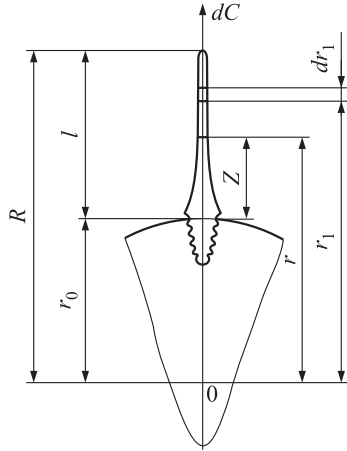


Рис. 1 К определению растягивающих напряжений в лопатке

где ρ — плотность материала лопатки; ω — угловая скорость вращения ротора ($\omega = 2\pi n/60$, n — частота вращения ротора); $S(r_1)$ — площадь поперечного сечения на расстоянии r_1 от оси вращения.

Полная сила, растягивающая лопатку в сечении на расстоянии r от оси вращения, равна:

$$F_{\text{цб}} = \rho\omega \int_r^R S(r_1) dr_1,$$

где R — наружный радиус лопаточного венца.

Напряжение растяжения в сечении на расстоянии r от оси вращения:

$$\sigma(r) = \frac{F_{\text{цб}}}{S(r)} = \frac{\rho\omega^2 \int_r^R S(r_1) dr_1}{S(r)}.$$

Упругое удлинение лопатки от центробежных сил

$$\Delta l_{\text{цб}} = \int_{r_0}^R \frac{\sigma(r)}{E} dr,$$

где E — модуль упругости материала лопатки; r_0 — внутренний радиус лопаточного венца.

С учетом зависимости для напряжения центробежных сил удлинение лопатки в общем случае определяется по формуле

$$\Delta l_{\text{цб}} = \rho\omega^2 \int_{r_0}^R \frac{dr}{ES(r)} \int_r^R S(r_1)r_1 dr_1.$$

Удлинение лопатки из-за термического расширения:

$$\Delta l_{\tau} = \int_{r_0}^R \alpha [T(r) - T_0] dr,$$

где α — коэффициент термического линейного расширения материала лопатки; $T(r)$ — температура лопатки на расстоянии r от оси вращения; T_0 — начальная температура лопатки.

Общее удлинение лопатки складывается из двух составляющих

$$\Delta l_{\Sigma} = \Delta l_{\text{цб}} + \Delta l_{\tau}$$

или

$$\Delta l_{\Sigma} = \rho \omega^2 \int_{r_0}^R \frac{dr}{ES(r)} \int_r^R S(r_1) r_1 dr_1 + \int_{r_0}^R \alpha [T(r) - T_0] dr.$$

Для упрощенного случая (лопатка постоянного сечения, термическое удлинение определяется средней температурой лопатки) будем пользоваться формулой:

$$\Delta h_{\text{л}} = h_{\text{л}0} \left[\frac{\rho u^2}{3E} (1 - d_{\text{вт}}) (1 + 0,5 d_{\text{вт}}) + \alpha (T_{\text{ср}} - T_0) \right],$$

где $\Delta h_{\text{л}}$ — удлинение лопатки; $h_{\text{л}0}$ — исходное значение длины лопатки; u — окружная скорость на внешнем радиусе лопатки ($u = \pi R n / 30$); $d_{\text{вт}}$ — втулочное отношение ($d_{\text{вт}} = r_0 / R$); $T_{\text{ср}}$ — средняя температура лопатки.

3.6 Увеличение радиуса диска вследствие центробежных сил и температурного расширения

При определении деформаций во вращающемся неравномерно прогретом диске будем использовать уравнения равновесия и упругости элемента диска в общем случае переменного сечения в поле центробежных сил [6] (рис. 2).

Для выделенного элемента условие равновесия выглядит следующим образом:

$$\frac{d}{dr} (\sigma_r h) + (\sigma_{\theta} - \sigma_r) \frac{h}{r} + \rho \omega^2 r h = 0,$$

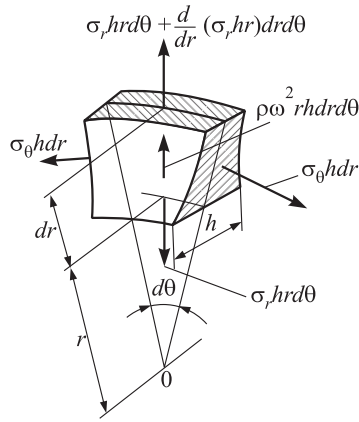


Рис. 2 К определению деформаций в диске

где σ_r — радиальное напряжение от центробежных сил; σ_θ — окружное напряжение от центробежных сил; h — толщина диска; r — расстояние от оси вращения; ρ — плотность материала диска; ω — угловая скорость вращения.

Деформация элемента диска в радиальном ε_r и окружном направлениях ε_θ определяются как

$$\varepsilon_r = \frac{du}{dr}; \quad \varepsilon_\theta = \frac{u}{r},$$

где $u(r)$ — радиальное перемещение точки диска, расположенной на расстоянии r от оси вращения.

Из уравнения упругости с учетом теплового расширения следует:

$$\begin{aligned} \varepsilon_r &= \frac{1}{E} (\sigma_r - \nu \sigma_\theta) + \alpha(T - T_0); \\ \varepsilon_\theta &= \frac{1}{E} (\sigma_\theta - \nu \sigma_r) + \alpha(T - T_0), \end{aligned}$$

где E — модуль упругости материала диска; ν — коэффициент Пуассона материала диска; α — коэффициент термического линейного расширения материала; T — температура элемента диска на данном радиусе; T_0 — исходная температура материала диска.

Решая уравнения упругости относительно напряжений, имеем:

$$\begin{aligned} \sigma_r &= \frac{E}{1 - \nu^2} \left(\frac{du}{dr} + \nu \frac{u}{r} \right) - \frac{E\alpha(T - T_0)}{1 - \nu}; \\ \sigma_\theta &= \frac{E}{1 - \nu^2} \left(\frac{u}{r} + \nu \frac{du}{dr} \right) - \frac{E\alpha(T - T_0)}{1 - \nu}. \end{aligned}$$

Для определения радиальных и окружных напряжений, а в последующем и деформации диска необходимо решить эти уравнения совместно с условием равновесия. При этом необходимо учесть, что решение для диска переменного сечения $h = h(r)$ возможно лишь для

частных случаев (например, диска постоянной толщины или гиперболического профиля).

Для принятого уровня математического моделирования, когда влияние радиального зазора в многоступенчатых лопаточных машинах оценивается по «осредненной» ступени, будем условно считать, что диск этой ступени имеет постоянную толщину.

В этом случае радиальное перемещение внешнего диаметра диска с внутренним отверстием определяется как

$$\Delta R = \frac{\sigma_{rR}R}{E} \left(\frac{R^2 + R_0^2}{R^2 - R_0^2} - \nu \right) - \frac{\sigma_{rR_0}R_0}{E} \frac{2R_0^2}{R^2 - R_0^2} + \\ + \frac{\rho\omega^2 R}{4E} [R^2(1 - \nu) + R_0^2(3 + \nu)] + \frac{2R^2}{R^2 - R_0^2} \theta(R),$$

где R — внешний радиус диска; R_0 — радиус внутреннего отверстия в диске; σ_{rR} — радиальное напряжение на внешнем радиусе вследствие центробежных сил со стороны лопаток (рассмотрено выше); σ_{rR_0} — радиальное напряжение на радиусе внутреннего отверстия (при отсутствии отверстия равно нулю);

$$\theta(R) = \frac{\alpha}{R^2} \int_{R_0}^R r[T(r) - T_0] dr.$$

Так, например, для степенного закона распределения температуры по радиусу $T(r) = \Delta T(r/R)^n$ (ΔT — изменение температуры диска от оси вращения до сечения внешнего радиуса) значение $\theta(R)$ будет равно

$$\theta(R) = \frac{\alpha\Delta T}{n+2} \left[1 - \left(\frac{R_0}{R} \right)^{n+2} \right],$$

а для случая линейного изменения температуры по радиусу

$$\theta(R) = \frac{\alpha\Delta T}{3} \left[1 - \left(\frac{R_0}{R} \right)^3 \right].$$

Таким образом, изменение диаметра диска ΔD_d можно определить по формуле:

$$\Delta D_d = 2 \left\{ \frac{\sigma_{rR} R}{E} \left(\frac{R^2 + R_0^2}{R^2 - R_0^2} - \nu \right) - \frac{\sigma_{rR_0} R_0}{E} \frac{2R_0^2}{R^2 - R_0^2} + \right. \\ \left. + \frac{\rho \omega^2 R}{4E} [R^2(1 - \nu) + R_0^2(3 + \nu)] + \frac{2R^3}{R^2 - R_0^2} \theta(R) \right\}.$$

3.7 Влияние изменения радиального зазора на характеристики лопаточных машин

Для учета влияния изменения радиального зазора на характеристики вентилятора и компрессора в настоящее время существует достаточно большое количество полуэмпирических соотношений, хороший обзор и анализ которых выполнен в статье [7]. Эти соотношения получены на основе обобщения экспериментального материала, относятся, в основном, к прямым компрессорным решеткам и могут применяться для оценки влияния радиального зазора на потери в рабочем колесе ступени компрессора, например при использовании повенцовых моделей компрессора [8]. Согласно этим методикам коэффициент потерь вследствие радиального зазора $\xi_{\text{зая}}$ зависит от геометрических размеров профиля рабочей лопатки, удлинения лопатки и относительной величины радиального зазора. Так, например, в работе [8] используется формула Лакшминараяна:

$$\xi_{\text{зая}} = 0,7 C_y^2 \bar{\delta}_{\text{р.з}} \tau \frac{1}{h} \frac{\sin^2 \beta_1}{\sin^3 \beta_m},$$

где C_y — коэффициент подъемной силы; τ — плотность решетки; β_1 — угол на входе в рабочее колесо; $\beta_m = \text{arctg}\{0,5(\text{ctg } \beta_1 + \text{ctg } \beta_2)\}$; $\bar{\delta}_{\text{р.з}}$ — относительная величина радиального зазора ($\delta_{\text{р.з}}/h$); h — удлинение лопатки рабочего колеса.

В соответствии с принятым в данной работе поузловым уровнем математического моделирования двигателя вентилятор и компрессор представляются как узлы в целом без разбиения на ступени и лопаточные венцы. Поэтому становится актуальной задача использования этих данных для оценки влияния изменения радиального зазора на эффективность всего каскада компрессора и, в первую очередь, на его коэффициент полезного действия.

Для этого можно применить следующую упрощенную модель. Известно, что при равномерном распределении по ступеням компрессора удельных работ и КПД ступени (т. е. при $L_{cti} = idem$ и $\eta_{cti}^* = idem$) удельная работа всего компрессора будет равна $L_k = nL_{cti}$, КПД компрессора будет равен $\eta_k^* = \eta_{cti}^*$, где n — число ступеней компрессора. Поэтому после расчета параметров каскада компрессора по его математической модели, зная его КПД η_k^* и удельную работу L_k , можно его условно заменить n -ступенчатым компрессором с равномерно распределенной по ступеням удельной работой $L_{cti} = L_k/n$ и КПД $\eta_{cti}^* = \eta_k^*$. Такую ступень и будем считать «осредненной». Проведя для этой ступени обратную задачу, например по методике [7], можно определить на среднем радиусе весь набор геометрических параметров, необходимый для расчета потерь в рабочем колесе вследствие радиального зазора.

Обычно величина коэффициента потерь вследствие радиального зазора $\xi_{ззз}$ зависит от относительной величины самого зазора ($\delta_{р.з}/h_{л}$), углов потока на входе и выходе из лопаточного венца рабочего колеса β_1 и β_2 , удлинения ($h_{л}/b$) и густоты решетки (b/t) [7]. Для определения углов β_1 и β_2 рассмотрим треугольник скоростей на среднем радиусе для «осредненной» ступени.

Величина удельной работы рассматриваемой «осредненной» ступени H , как известно, приближенно может быть определена по формуле [9]:

$$H \approx u(C_{2u} - C_{1u}).$$

С другой стороны, величина удельной работы известна и равна $H = L_k/n$.

Из треугольника скоростей (рис. 3) видно, что

$$\begin{aligned} C_{1u} &= \frac{C_a}{\operatorname{tg} \alpha_1}, & W_{1u} &= u - C_{1u}, & \operatorname{tg} \beta_1 &= \frac{C_a}{W_{1u}}; \\ (C_{2u} - C_{1u}) &= \frac{H_{ад}}{u}, & W_{2u} &= W_{1u} - (C_{2u} - C_{1u}), & \operatorname{tg} \beta_2 &= \frac{C_a}{W_{2u}}. \end{aligned}$$

Величину удлинения ($h_{л}/b$) и густоты решетки (b/t) для «осредненной» ступени условно можно принять равными средним значениям для ступеней компрессора с учетом весовой доли каждой ступени в суммарной работе каскада на расчетном режиме.

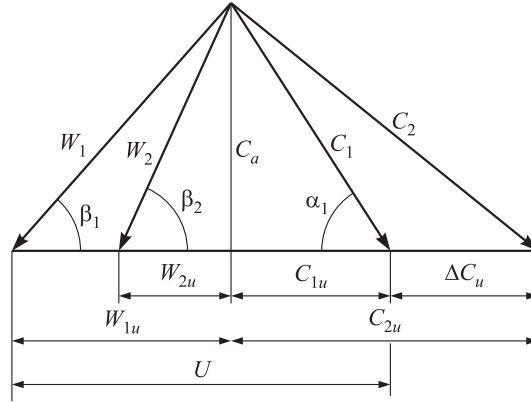


Рис. 3 Треугольник скоростей ступени компрессора

Величина самого радиального зазора определяется согласно описанным выше соотношениям, применительно к этой «осредненной» ступени. Геометрические размеры проточной части для этой ступени в меридиональном сечении (диаметры корпуса и диска, высота лопатки) определяются как средние по входу и выходу из компрессора.

Связь между уменьшением КПД вследствие радиального зазора и коэффициентом потерь может быть получена, исходя из следующих соотношений:

$$\begin{aligned}
 \overline{\Delta\eta_{\text{заз}}} &= \frac{\Delta\eta_{\text{заз}}}{\eta} = \frac{L_{\text{ад}} - L_{\text{ад заз}}}{L\eta} = 1 - \frac{L_{\text{ад заз}}}{L_{\text{ад}}} = \\
 &= 1 - \frac{(p_2^*/p_1^* - \Delta p^*/p_1^*)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1}{(p_2^*/p_1^*)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1} = \\
 &= 1 - \frac{[\pi_{\text{ст}}^* - \varepsilon(\lambda)\lambda^2\xi_{\text{заз}}\kappa/(\kappa+1)]^{(\kappa-1)/\kappa} - 1}{\pi_{\text{ст}}^{*(\kappa-1)/\kappa} - 1} = \\
 &= \frac{\pi_{\text{ст}}^{(\kappa-1)/\kappa} - [\pi_{\text{ст}}^* - \varepsilon(\lambda)\lambda^2\xi_{\text{заз}}\kappa/(\kappa+1)]^{(\kappa-1)/\kappa}}{\pi_{\text{ст}}^{*(\kappa-1)/\kappa} - 1} \approx \\
 &\approx \frac{\varepsilon(\lambda)\lambda^2\xi_{\text{заз}}(\kappa-1)/(\kappa+1)\pi_{\text{ст}}^{-1/\kappa}}{\pi_{\text{ст}}^{*(\kappa-1)/\kappa} - 1}.
 \end{aligned}$$

Таким образом, уменьшение КПД для ступени вследствие радиального зазора в зависимости от величины коэффициента потерь $\xi_{\text{зaz}}$ определяется как

$$\overline{\Delta\eta_{\text{зaz}}} = \frac{\Delta\eta_{\text{зaz}}}{\eta} = \frac{\varepsilon(\lambda)\lambda^2\xi_{\text{зaz}}(\kappa-1)/(\kappa+1)\pi_{\text{ст}}^{-1/\kappa}}{\pi_{\text{ст}}^{*(\kappa-1)/\kappa}-1},$$

где η — исходное значение КПД ступени; $\pi_{\text{ст}}^*$ — исходное значение степени сжатия ступени; $\varepsilon(\lambda)$ — газодинамическая функция; λ — приведенная скорость на входе в рабочее колесо.

Само же значение коэффициента полезного действия для «осредненной» ступени (а, значит, согласно принятой модели, и для всего каскада компрессора) будет равно

$$\eta_{\text{оср ст}}^* = \eta_{\text{к}}^* = \eta_{\text{к}}^*(1 - \overline{\Delta\eta_{\text{зaz}}}).$$

Естественно, что принятие такого рода допущений вносит неточность в оценку влияния радиального зазора на многоступенчатый компрессор. В основном, эта неточность связана с рассогласованием ступеней компрессора между собой при переходе с одного режима на другой. Однако, как показали оценки, проведенные авторами для ряда компрессоров, расхождения в значениях $\overline{\Delta\eta_{\text{зaz}}}$, полученных по повенцовым оценкам и с использованием модели «осредненной» ступени, крайне незначительны и составляют сотые доли процента от исходного значения КПД каскада.

Кроме описанного выше способа учета влияния радиального зазора на КПД каскада компрессора в рассматриваемой математической модели предусмотрен и другой способ, основанный на использовании полуэмпирических зависимостей, опубликованных в работе [10]. В этой работе на основе анализа известных экспериментальных данных получено обобщающее соотношение, позволяющее с достаточной для инженерных расчетов точностью оценивать величину снижения КПД многоступенчатого компрессора в зависимости от величины радиального зазора «осредненной» ступени:

$$\overline{\Delta\eta_{\text{зaz}}} = 0,214\overline{\delta}_{\text{р.з}}^{0,227} - 0,005.$$

Рекомендации по использованию того или иного способа для оценки влияния радиального зазора на характеристику компрессора можно

будет дан лишь на основе опыта после проведения сравнительного анализа расчетных и экспериментальных результатов в процессе верификации разработанной модели.

Что же касается учета влияния радиального зазора в ступени турбины на коэффициент полезного действия, то здесь удобно воспользоваться соотношением, взятым из [11]:

$$\Delta\eta_{\text{г заз}}^* = AB^{0,8}.$$

Здесь A — коэффициент, зависящий от конструкции лопатки ($A = 2$ — для лопаток без бандажных полок, $A = 1,4$ — для лопаток с бандажными полками); $B = (\delta_{\text{р.з.}}/h_{\text{л}})(1 + h_{\text{л}}/D)$, где $\delta_{\text{р.з.}}/h_{\text{л}}$ — величина относительного радиального зазора; $h_{\text{л}}$ — высота лопатки рабочего колеса; D — средний диаметр рабочего колеса.

3.8 Особенности учета влияния радиального зазора на характеристику компрессора в математических моделях газотурбинных двигателей I уровня

В математических моделях авиационных ГТД II уровня с повенцовым описанием узлов турбокомпрессора [8] при расчете лопаточного венца рабочего колеса компрессора при оценке влияния радиального зазора на потери полного давления учитывается величина зазора, имеющегося на данном режиме работы компрессора в системе двигателя. Величина этих потерь наряду с другими видами потерь в венце (профильными, вторичными и др.) определяют значение полного давления, а работа ступени, вычисляемая в соответствии с треугольником скоростей, — значение температуры и энтальпии на выходе из каждой ступени и, соответственно, компрессора в целом. В этом случае величина коэффициента полезного действия имеет лишь справочное значение и может применяться для оценки эффективности или положения рабочей точки на характеристике узла.

На данном поузловом уровне математического моделирования, когда используются характеристики лопаточной машины в целом, полученные расчетным или экспериментальным путем, необходимо учитывать, что при получении этой характеристики в нее уже были «заложены» некоторые величины зазоров, например, имеющие место при испытаниях узла. Рассмотрим особенности учета влияния радиального зазора на примере использования экспериментальных харак-

теристик компрессора. При этом будем рассматривать радиальный зазор для некоторой «осредненной» ступени в том понимании, в каком она уже рассматривалась выше.

Пусть экспериментальная характеристика компрессора была получена при стандартных атмосферных условиях¹. В этом случае значения приведенной и физической частоты вращения ротора совпадают. При реализации этого же режима (по приведенной частоте вращения) в системе двигателя с температурой $T_{\text{вх}}^*$ на входе в этот компрессор значения приведенной и физической частот вращения будут связаны между собой соотношением

$$n_{\text{ф}} = n_{\text{пр}} \sqrt{\frac{T_{\text{вх}}^*}{T_0}}.$$

Как следует из полученных выше формул для определения удлинения вращающихся деталей (лопаток и дисков) вследствие центробежных сил, величина этого удлинения пропорциональна квадрату физической частоты вращения, а, следовательно, при одном и том же значении приведенной частоты вращения — значению температуры на входе $T_{\text{вх}}^*$ в компрессор. Что касается удлинения лопаток, дисков и корпусов вследствие термического расширения, то с достаточной для инженерных расчетов точностью можно допустить, что величина этого удлинения пропорциональна средней температуре этой детали, которая, в свою очередь, также пропорциональна температуре на входе в компрессор. Поэтому величина радиального зазора на подобных режимах работы компрессора будет пропорциональна значению температуры воздуха на входе². Отсюда следует методика оценки влияния радиального зазора на характеристику компрессора, в частности его КПД. После расчета теплового состояния деталей компрессора (корпуса, диска и лопаток) и определения по описанным выше соотношениям величины радиального зазора $\delta_{\text{р.з}}$ необходимо оценить

¹Обычно компрессорные характеристики экспериментально определяются именно в этих или близких к ним атмосферных условиях.

²Этот вывод, характерный, главным образом, для квазистационарной постановки задачи, сам по себе является достаточно интересным для понимания причин несоответствия характеристик изолированного компрессора и компрессора, работающего в системе двигателя, и позволяет ввести понятие «приведенное значение радиального зазора» $\delta_{\text{р.з пр}} = \delta_{\text{р.з}} T_{\text{вх}}^* / T_0$, которое может являться параметром подобия для описания потерь в радиальном зазоре.

величину радиального зазора $\delta_{p.z0}$, которую имел компрессор при испытании его на подобном по $n_{пр}$ режиме, по условию

$$\delta_{p.z0} = \delta_{p.z} \frac{T_{вх}^*}{T_0}.$$

Далее по одной из приведенных выше методик определить значения снижения КПД компрессора вследствие наличия радиального зазора для обоих случаев:

$$\Delta\eta_{зав} = \Delta\eta_{зав}(\delta_{p.z}), \quad \Delta\eta_{зав0} = \Delta\eta_{зав}(\delta_{p.z0}).$$

Истинное значение изменения КПД на этом режиме по сравнению с имеющейся характеристикой необходимо рассматривать как разность этих значений, т. е.

$$\eta_k^* = \eta_{кх}^* - (\Delta\eta_{зав} - \Delta\eta_{зав0}),$$

где $\eta_{кх}^*$ — значение КПД компрессора по характеристике.

4 Приближенная модель теплового состояния основных узлов авиационного газотурбинного двигателя

Как уже отмечалось, в данной работе используется поузловой подход к моделированию двигателя, поэтому проточную часть двигателя условно можно разбить на пять участков и рассмотреть процесс теплообмена между рабочим телом и элементами конструкции отдельно на каждом из этих участков (рис. 4). Участок I–II соответствует вентилятору, участок II–III — компрессору, участок III–IV — камере сгорания, участок IV–V — турбине и участок V–VI — смесителю, форсажной камере и реактивному соплу. Лопаточные машины условно рассматриваются как одноступенчатые устройства, состоящие из статорных и роторных лопаток, ограниченных тонкостенными оболочками. Остальные устройства считаются состоящими из тонкостенных оболочек.

Расчет теплового состояния элементов конструкции двигателя в общем случае проводится на основе решения уравнения теплопроводности [12]:

$$c\rho \frac{\partial T}{\partial \tau} = \text{div}(\lambda \text{grad } T)$$

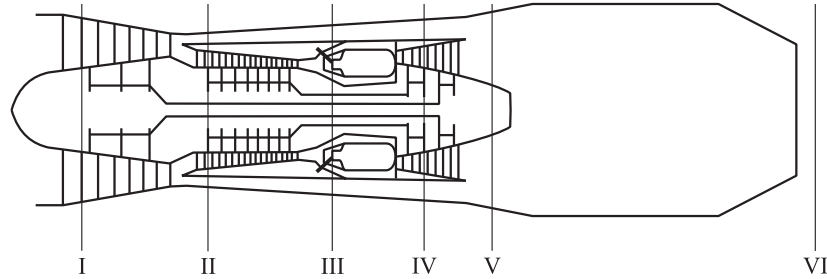


Рис. 4 Расчетная схема двигателя

при сложных граничных условиях. Здесь c , ρ , λ — удельная теплоемкость, плотность, коэффициент теплопроводности материала исследуемого тела соответственно; T и τ — температура и время. Решение уравнения теплопроводности в общей постановке для такой сложной конструкции, как авиационный газотурбинный двигатель немислимо даже при применении самых современных вычислительных средств. Поэтому в данном случае целесообразно использовать упрощенный подход, основанный, в частности, на применении теории регулярного режима к расчету нестационарных тепловых процессов в телах сложной формы.

Основные положения метода регулярного режима сводятся к следующему. Для тел простейшей геометрической формы (пластина, цилиндр, шар, параллелепипед) решение задачи на нагревание в среде с постоянной температурой при граничных условиях третьего рода можно записать так:

$$T = T_0 - \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{i=1,2,3} A_{n,i} \Phi \left(\mu_{n,i} \frac{x_i}{R_i} \right) \exp \left[- \left(\mu_{n,i}^2 \frac{R_v^2}{R_i^2} \right) \text{Fo}_v \right], \quad (1)$$

где $A_{n,i} = (A_{n,1}, A_{n,2}, A_{n,3})$ — начальные тепловые амплитуды, зависящие от начального распределения температур и геометрической формы тела; $\Phi(\mu_{n,i}, x_i/R_i)$ — функция, учитывающая распределение температур по координатам (x_1, x_2, x_3) ; (R_1, R_2, R_3) — размеры тела; R_v — обобщенный размер тела, равен отношению объема тела V к площади его поверхности S ; $\mu_{n,i}$ — характеристические корни уравнения, причем

$$\mu_{1,i} < \mu_{2,i} < \dots < \mu_{n,i} < \dots; \quad (2)$$

$Fo_v = a\tau/R_v^2$ — критерий Фурье, в котором в качестве определяющего размера принят обобщенный размер R_v .

Благодаря неравенству (2) каждый последующий член ряда в правой части равенства (1) с ростом числа Фурье становится бесконечно малым по сравнению с предыдущим, а вся сумма будет лишь на малую величину отличаться от значения первого члена. Поэтому, начиная с определенного значения критерия Фурье $Fo_v > Fo_1$, для вычисления температуры тела можно использовать только один первый член ряда:

$$T = T_0 - \prod_{i=1}^3 A_{n,i} \Phi\left(\mu_{n,i} \frac{x_i}{R_i}\right) \exp\left[-\left(\mu_{n,i}^2 \frac{R_v^2}{R_i^2}\right) Fo_v\right].$$

Таким образом, весь процесс нагревания можно разбить на три стадии. Первая стадия неупорядоченного нагрева характерна тем, что здесь большую роль играет начальное распределение температуры тела. Всякая неравномерность в начальном распределении отражается в распределении температуры в последующие моменты времени. Расчет температуры тела в течение этой стадии необходимо проводить по зависимости (1).

Вторая стадия соответствует регулярному режиму. Температура тела описывается простой экспонентой. Распределение температуры внутри тела описывается функцией Φ и не зависит от начального распределения температуры. При этом постоянная m , характеризующая скорость изменения температуры точек тела, одинакова для всех точек и равна скорости изменения его средней температуры:

$$m = -\frac{\partial [\ln(T_c - T)]}{\partial \tau}. \quad (3)$$

Третья стадия соответствует стационарному состоянию, при котором температура всех точек тела равна температуре окружающей среды.

Вышеприведенный анализ справедлив для тел любой формы и более сложных случаев обогрева.

На основании последнего равенства и граничных условий третьего рода можно написать следующее условие, справедливое для стадии

регулярного режима:

$$c\rho V \frac{\partial \bar{T}}{\partial \tau} = \alpha S(T_c - T_n) = Q,$$

где c , ρ и V — удельная теплоемкость, плотность и объем тела; α — коэффициент теплоотдачи; Q — тепловой поток в тело; T_n и T_c — температура поверхности и средняя температура тела. Отсюда получим, что величина m , называемая темпом нагревания или охлаждения, равна:

$$m = \frac{\alpha S}{c\rho V} \frac{T_c - T_n}{T_c - \bar{T}} = \frac{\alpha a}{\lambda R_v} \Psi = \frac{a}{R_v^2} \text{Kn},$$

где $\text{Kn} = \text{Bi}_v \Psi = (\alpha R_v / \lambda) \Psi$ — критерий Кондратьева, а $\Psi = (T_c - T_n) / (T_c - \bar{T})$ — параметрический критерий, характеризующий неравномерность температурного поля.

В соответствии с теорией регулярного режима для тел любой формы критерий Кондратьева можно вычислить по формуле:

$$\text{Kn} = \frac{\text{Bi}_v}{\sqrt{\text{Bi}_v^2 + 1,437\text{Bi}_v + 1}}.$$

Приведенные выше соотношения широко используются в вычислительной практике. Важным является вопрос о начале регулярного режима. Обычно это решается опытным путем. Оценки показывают, что для малых чисел Bi время регуляризации (т.е. время наступления регулярного режима) достаточно мало. С ростом числа Bi время регуляризации растет, достигает максимума при $\text{Bi} = 2$ и при дальнейшем увеличении Bi снова уменьшается [12]. Для условий авиационного двигателя $\text{Bi} < 0,2$. В данной работе теория регулярного режима используется для оценки теплового состояния элементов конструкции проточной части двигателя. Скорость изменения температуры тела будем определять по зависимости, вытекающей из формулы (3):

$$m = \frac{\partial \bar{T} / \partial \tau}{T_c - \bar{T}}.$$

Тепловой поток в тело (или от него) — по формуле:

$$Q = c\rho V m (T_c - T_n).$$

При использовании метода регулярного режима необходимо определить коэффициенты теплоотдачи к поверхностям исследуемых тел.

Компрессор. Теплоотдача к рабочим лопаткам и лопаткам направляющих аппаратов компрессоров рассчитывается по зависимостям, предложенным А. Г. Каримовой [13]:

$$\alpha_{л\kappa\kappa} = 0,206 \text{Re}_1^{0,66} f(S)_л \frac{\lambda_1}{b},$$

где $\alpha_{л\kappa\kappa}$ — средний коэффициент теплоотдачи по ободу лопатки; b — хорда лопатки; λ — коэффициент теплопроводности; $f(S)_л = 1,325 - 0,54S$;

$$S = \frac{\sin \Delta\beta \sin \beta_2}{\bar{b} \sin \beta_2} \cos(\gamma - \beta_{\text{ср}}) \sin \beta_{\text{ср}};$$

$\bar{b} = b/t$ — густота решетки; β_1, β_2 и γ — углы входа, выхода и установки профиля в решетке; b и t — хорда профиля и шаг; $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$; $\beta_{\text{ср}} = 0,5(\beta_2 + \beta_1)$.

Средняя теплоотдача на торцевых поверхностях межлопаточных каналов определяется режимными и геометрическими параметрами, а также углами атаки:

$$\alpha_{T\kappa\kappa} = 0,029 \text{Re}_1^{0,8} f(\bar{i}) f(S)_T \frac{\lambda_1}{b},$$

где $f(\bar{i}) = \bar{i}^2 - 0,4\bar{i} + 1$; $f(S)_T = 1,158 - 0,393S$; $\bar{i} = i/\beta_1$ — относительный угол атаки; i — угол атаки.

Данные зависимости справедливы при значениях относительного угла атаки $-0,343 \dots + 0,23$ ($-12^\circ \dots + 8^\circ$).

Теплоотдача к корпусу в районе радиального зазора определяется по формуле:

$$\text{Nu}_\kappa = \frac{\alpha_\kappa s}{\lambda} = 0,047 \text{Re}^{0,8} \text{Pr}^{0,4}.$$

При использовании этого уравнения за определяющую температуру принимается температура торможения воздуха в абсолютном движении на входе в колесо, за определяющий размер — ширина лопатки s в периферийной области; плотность определяется по статическому давлению в периферийном сечении перед колесом, скорость — в абсолютном движении.

В районе осевого зазора между спрямляющим аппаратом и рабочим колесом средняя теплоотдача оценивается по зависимости:

$$\text{Nu}_a = \frac{\alpha_a \delta}{\lambda} = 0,037 \text{Re}^{0,8} (1 + 1,24 \text{ctg}^{0,8} \alpha_{1a}) ,$$

где α_{1a} — угол выхода из рабочего колеса.

Здесь в качестве характерного линейного размера используется длина осевого зазора за рабочим колесом компрессора δ . Для определения числа Рейнольдса используются: осевая составляющая скорости c_{2a} , температура T_2 и давление p_2 .

Для межлопаточных каналов рекомендуется расчетная формула:

$$\text{Nu}_\Pi = 0,03 \text{Re}^{0,8} \text{Pr}^{0,4} .$$

За определяющую температуру здесь принимается температура торможения перед спрямляющим аппаратом; за определяющий размер

$$d_s = \frac{4F}{\Pi} ,$$

где $F = 0,5(F_1 + F_2)$; F_1 и F_2 — площади проходных сечений на входе и выходе из спрямляющего аппарата; Π — длина средней окружности.

Для расчетов коэффициента теплоотдачи на участке корпуса за спрямляющим аппаратом перед рабочим колесом используется зависимость [14]:

$$\text{Nu}_a = 0,032 \text{Re}^{0,8} (1 + 0,464 \text{ctg}^{0,8} \alpha_{2a}) ,$$

где $\text{Nu}_a = \alpha_a \delta / \lambda$ среднее на участке осевого зазора значение числа Нуссельта; Re — число Рейнольдса, рассчитанное по осевой составляющей скорости и параметрам потока в периферийном сечении на выходе из соплового аппарата; $\text{ctg}^{0,8} \alpha_{2a}$ — параметр, характеризующий закрутку потока; δ — ширина осевого зазора.

Камера сгорания. Методика расчета теплообмена между рабочим телом и стенками камеры сгорания во многом зависит от конструкции камеры и способа ее охлаждения. Оценочные расчеты температуры стенок камеры $T_{\text{ст}}$ часто выполняются на основе суммарных теплообменных характеристик — зависимостей, полученных на основании опытов и имеющих вид:

$$\theta_{\text{ст}} = \frac{T_{\text{г}}^* - T_{\text{ст.ср}}}{T_{\text{г}}^* - T_{\text{охл.вх}}^*} = f(\overline{G}_{\text{охл}})$$

или

$$\theta_{\max} = \frac{T_{\Gamma}^* - T_{\text{ст. max}}}{T_{\Gamma}^* - T_{\text{охл. вх}}^*} = f(\bar{G}_{\text{охл}}),$$

где $\theta_{\text{ст}}$, $\theta_{\max}$ — средняя и максимальная суммарные теплообменные характеристики, $T_{\text{ст. ср}}$, $T_{\text{ст. max}}$ — искомые средняя и максимальная температуры стенок камеры сгорания, $\bar{G}_{\text{охл}} = G_{\text{охл}}/G_{\Gamma}$ — расходный параметр; T_{Γ}^* , $T_{\text{охл. вх}}^*$ — осредненная температура газа в камере и воздуха на входе в систему охлаждения.

Снаружи трубчато-кольцевая камера охлаждается потоком вторичного воздуха, протекающим между ее стенкой и корпусом. По мере продвижения воздуха часть его, попадая через отверстия в камере сгорания, идет для пленочного охлаждения внутренней поверхности и смешивается с продуктами сгорания. Параметры потоков рабочего тела и тепла таковы, что можно пренебречь как влиянием одностороннего подвода тепла, так и оттоком массы.

При определении теплоотдачи с внутренней стороны жаровой трубы рекомендована формула:

$$\alpha_{\Gamma. \text{кс}} = 0,0206 c_p \mu^{0,18} G_u^{0,82} d_{\text{э}}^{1,82} \left(\frac{T_{\Gamma. \text{ф}}}{T_{\text{ст}}} \right)^{0,35},$$

где c_p и μ — удельная теплоемкость и коэффициент динамической вязкости рабочего тела, рассчитанные по $T_{\text{ст}}$; G_{Γ} — расход газа в жаровой трубе; $d_{\text{э}}$ — эквивалентный диаметр жаровой трубы; $T_{\Gamma. \text{ф}}$ — характерная средняя температура газа в жаровой трубе, рассчитываемая по формуле:

$$T_{\Gamma. \text{ф}} = T_{\text{охл. вх}}^* + c(T_{\Gamma. \text{ф}}^* - T_{\text{охл}}),$$

где $c = 0,5-0,8$ — эмпирический коэффициент, $T_{\Gamma. \text{ф}}^*$ — температура факела, т. е. теоретическая температура газа в зоне горения.

Коэффициент теплоотдачи, определенный по последней формуле, уточняется с помощью поправок, учитывающих влияние степени турбулентности — K_{ϵ} и влияние защитной воздушной пленки — $K_{\text{пл}}$. В окончательном виде конвективная составляющая коэффициента теплоотдачи рассчитывается по формуле:

$$\alpha'_{\Gamma. \text{кс}} = \alpha_{\Gamma. \text{КС}} K_{\epsilon} K_{\text{пл}},$$

где $K_\epsilon = 0,7(1 + \epsilon)^{0,2}$; $K_{пл} = 1,25-1,4$; ϵ — степень турбулентности потока (в процентах).

Плотность радиационного потока (65%–80% общего теплового потока) от факела к стенке жаровой трубы рассчитывается по формуле:

$$q_\Phi = \frac{Q_\Phi}{F_{жт}} = \epsilon'_{ст} \epsilon_g c_0 \left[\left(\frac{T_{г.ф}^*}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{ст}^*}{100} \right)^4 \right],$$

где Q_Φ — количество теплоты, передаваемое от факела к стенке жаровой трубы; $c_0 = 5,67 \text{ Вт}/(\text{м}^2\text{К}^4)$ — коэффициент лучеиспускания абсолютно черного тела; $F_{жт}$ — площадь внутренней поверхности жаровой трубы; $\epsilon'_{ст} = 0,51(1 + \epsilon_{ст})$ — приведенная степень черноты облоочки; $\epsilon_{ст} = 0,8-1$ — степень черноты поверхности жаровой трубы; $\epsilon_g = 0,07-0,1$ — условная степень черноты пламени.

Последнюю формулу удобно преобразовать таким образом, чтобы можно было теплоотдачу рассчитывать через коэффициент теплоотдачи:

$$\begin{aligned} \alpha_\Phi &= \frac{Q_\Phi}{F_{жт}(T_{г.ф}^* - T_{ст}^*)} = \\ &= 0,01 \epsilon'_{ст} \epsilon_g c_0 \left[\frac{T_{г.ф}^*}{100} + \frac{T_{ст}^*}{100} \right] \left[\left(\frac{T_{г.ф}^*}{100} \right)^2 + \left(\frac{T_{ст}^*}{100} \right)^2 \right]. \end{aligned}$$

Турбина. Приближенно влияние основных геометрических параметров лопаточной решетки на теплообмен может быть учтено с помощью числа подобия S_r , отражающего особенности течения газа в каналах с переменной кривизной:

$$S_r = \frac{\sin \beta_1}{\sin \beta_2} \left[\frac{2\bar{s}}{t(\sin \beta_1 + \sin \beta_2) \cos^2((\beta_1 - \beta_2)/2)} - 1 \right]^{0,5},$$

где β_1 и β_2 — углы входа потока в решетку и выхода из нее; $\bar{s} = s/b$, s и b — ширина лопатки и длина хорды лопатки; t — шаг решетки лопатки.

В сопловых решетках вместо углов β_1 и β_2 используют соответствующие углы α_1 и α_2 .

Данные по теплоотдаче в турбинных решетках обобщаются с помощью зависимости:

$$\text{Nu} = 0,206\text{Re}^{0,66} S_{\Gamma}^{0,66},$$

определяющий размер — длина хорды лопатки, определяющие параметры — статическая температура и действительная скорость газа на выходе из рабочей или сопловой решетки.

В найденную величину коэффициента теплоотдачи необходимо внести ряд поправок, учитывающих реальные условия процесса $\alpha_d = \alpha K_1 K_2 \dots$. Влияние вторичных течений у концов лопаток учитывается коэффициентом $K_1 = 1,06-1,15$. Влияние угла атаки δ учитывается коэффициентом $K_{\delta} = 0,97 + 0,78(\delta/\beta_1 - 0,2)^2$. Для сопловых лопаток используется угол α_1 . Влияние излучения на теплообмен учитывается поправкой

$$K_{\text{изл}} = \frac{1 + 50\overline{T}_{1\Gamma}^* \varepsilon_{\Gamma}}{\alpha_{\Gamma}(1 + \overline{T}_{\text{ст}} + \overline{T}_{\text{ст}}^2 + \overline{T}_{\text{ст}}^3 + \overline{T}_{\text{ст}}^4)},$$

где $\overline{T}_{\Gamma}^* = 10^{-3}(T'_{\Gamma})^*$, для сопловых лопаток $(T'_{\Gamma})^* = T'_{\Gamma^*}$, а для рабочих лопаток $(T'_{\Gamma})^* = 0,5(T'_{\Gamma^*} + T'_{\Gamma_2^*})$, $T'_{\Gamma_2^*}$ — температура торможения газа за рабочей решеткой; $\overline{T}_{\text{ст}} = T_{\text{ст}}/(T'_{\Gamma})^*$, $T_{\text{ст}}$ — средняя по обводу температура лопатки; $\varepsilon_{\Gamma} = \varepsilon_{\text{CO}_2} + \beta_{\text{H}_2\text{O}}$ — степень черноты газа при $(T'_{\Gamma})^*$, $\beta = 1,1-1,2$. Влияние степени турбулентности на процесс учитывается с помощью коэффициента $K_{\varepsilon} = A(1 + \varepsilon)^{0,2}$, $A = 0,85-0,9$ [15].

Канал наружного контура. Теплоотдача в канале наружного контура двигателя вычисляется по данным для теплоотдачи в кольцевых трубах [16]. При этом используется зависимость для стабилизированного течения в трубе:

$$\text{Nu}_{\infty} = 0,0186\text{Re}^{0,8}.$$

Число Nu рассчитывается по эквивалентному диаметру.

Теплоотдача на внутренней поверхности рассчитывается по зависимости:

$$\frac{\text{Nu}_{1\infty}}{\text{Nu}_{\infty}} = 0,86 \left(\frac{r_1}{r_2} \right)^{-0,16} J.$$

Теплоотдача на внешней поверхности канала рассчитывается по зависимости:

$$\frac{Nu_{1\infty}}{Nu_{\infty}} = 1 - 0,14 \left(\frac{r_1}{r_2} \right)^{-0,16},$$

где

$$J = \begin{cases} 1 + 7,5 \left(\frac{r_2/r_1 - 5}{Re} \right)^{0,6} & \text{при } \frac{r_1}{r_2} < 0,2; \\ 1 & \text{при } \frac{r_1}{r_2} > 0,2. \end{cases}$$

5 Пример применения математической модели для расчета процесса приемистости

Для демонстрации работоспособности и возможностей разработанных методов на рис. 5 представлены результаты расчета процесса приемистости двигателя, по параметрам близкого к двигателю четвертого поколения ($\pi_{к\Sigma} = 25$, $T_r = 1600$ К, $m = 0,5$) без учета влияния теплоотвода и изменения радиальных зазоров (1), с учетом влияния изменения радиальных зазоров в компрессоре и турбинах (2) и с учетом изменения зазоров и теплоотвода в элементы конструкции (3).

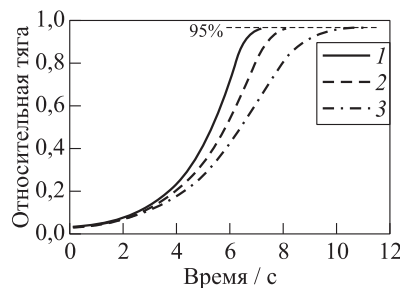


Рис. 5 Результаты расчета процесса приемистости двигателя

Из результатов расчетов видно влияние каждого из рассмотренных факторов на протекание процесса приемистости. Качественно такое протекание подтверждается имеющимися экспериментальными материалами. Проведение более точной идентификации является задачей дальнейшего исследования и предполагается выполнить после проведения предварительной верификации блоков расчета теплового состояния основных узлов проточной части двигателя и изменения радиальных зазоров в лопаточных машинах.

6 Заключение

Сформулированы общая постановка задачи моделирования и принципы построения интегральной математической модели авиационных ГТД для его исследования параметров и характеристик на установившихся и переходных режимах с учетом элементов тепловой и газодинамической нестационарности. Предложены основные этапы разработки нестационарной математической модели, включающие на первом этапе адаптацию поузловой модели для отработки на ней принципов интеграции моделей теплообмена и модели двигателя, а на втором этапе — разработку одно- и двумерных повенцовых моделей с соответствующей модернизацией моделей теплообмена. Рассмотрены основные подходы к моделированию тепловых процессов, протекающих при теплообмене между рабочим телом и элементами конструкции двигателя на переходных режимах работы, а также к моделированию изменения радиального зазора и влияния этого изменения на параметры лопаточных машин.

Сформулированы требования к экспериментальным работам в обеспечение проведения соответствующей верификации и идентификации расчетных результатов и результатов испытаний. Предложены приближенные модели теплового состояния основных элементов двигателя, позволяющие определить изменение радиальных зазоров и тепловые потоки от рабочего тела в элементы конструкции. Предложены модели отвода (подвода) тепла от рабочего тела, а также изменения радиального зазора в ступени лопаточной машины, учитывающая температурное расширение корпуса, диска и лопаточного венца, а также деформацию лопатки и диска вследствие центробежных нагрузок. Представлен пример применения математической модели для расчета процесса приемистости одного из типичных двигателей для маневренного самолета.

Литература

1. Переходные процессы в газотурбинных установках / Под ред. проф. И. В. Котляра. — М., Машиностроение, 1973. — 256 с.
2. Сосунов В. А., Литвинов Ю. А. Неустановившиеся режимы работы авиационных ГТД. — М.: Машиностроение, 1975.

3. Гуревич О. С., Гольберг Ф. Д., Селиванов О. Д. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета. — М.: Машиностроение, 1993. — 304 с.
4. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. — М.: Машиностроение, 1979. — 432 с.
5. Дружинин Л. Н., Швец Л. И., Ланшин А. И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей // Тр. ЦИАМ, 1979. № 832. 45 с.
6. Биргер И. А., Шорр Б. Ф., Иосилевич Г. Б. Расчет на прочность деталей машин: Справочник. — М.: Машиностроение, 1993. — 640 с.
7. Евтеев И. В., Солохина Е. В. Экспериментальное исследование вторичных потерь в прямых компрессорных решетках с радиальным зазором // Тр. ЦИАМ, 1978. № 804. С. 3–24.
8. Эзрохи Ю. А. Математическое моделирование авиационных ГТД с повенцовым описанием лопаточных машин в системе двигателя // Вопросы авиац. науки и техники, 1995. № 1. С. 28–51.
9. Холщевников К. В., Емин О. Н., Митрохин В. Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. — М.: Машиностроение, 1986. — 432 с.
10. Moyle I. N. Analyses of efficiency sensitivity associated with tip clearance in axial flow compressors. ASME Paper No. 88-GT-216, 1988.
11. Попов К. М., Мухтаров М. Х., Киселев Л. И., Сафроньев И. В. Влияние радиального зазора и бандажирования рабочих лопаток на потери КПД в высоконагруженных охлаждаемых турбинах // Тр. ЦИАМ, 1980. № 911.
12. Лыков А. В. Теория теплопроводности. — М.: Высшая школа, 1967. — 599 с.
13. Каримова А. Г. Эмпирические зависимости для расчета коэффициентов теплоотдачи в элементах проточной части ГТД // Третья школа-семинар под рук. акад. РАН А. И. Леонтьева (20–25 мая 2001 г., СПб., Россия). Т. 2. С. 485–488.
14. Локай В. И., Бодунов М. Н., Жуйков В. В., Шукин А. В. Теплопередача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1985. — 216 с.
15. Зысина-Моложен Л. М. Теплообмен в турбомашинах. — Л.: Машиностроение, 1974. — 336 с.
16. Калинин Э. К. Интенсификация теплообмена в каналах. — М.: Машиностроение, 1972. — 220 с.

Оптимизация параметров газотурбинного двигателя с применением математической модели и метода нелинейного программирования в ходе экспериментального исследования двигателя на высотном стенде

Б. М. Клинский, Е. М. Таран

Экспериментальное исследование газотурбинного двигателя (ГТД) на высотном стенде состоит из нескольких этапов. Успешное выполнение каждого последующего этапа зависит от успешного выполнения предыдущего. Важную роль при этом играет математическое моделирование ГТД с имитацией условий испытаний на стенде.

Этап 1. Разработка программы испытаний

Если двигатель должен устанавливаться на самолете, то программа испытания двигателя на высотном стенде отражает основные условия полета. Обычно это набор следующих сочетаний высоты и скорости полета:

- $H = 0$, $M = 0$. Условия взлета;
- $H = H_{кр}$, $M = M_{кр}$. Условия крейсерского полета;
- $H = 0$, $M = M_{макс}$. Условия максимальной скорости у земли;
- $H = H_{макс}$, $M = M_{кр}$. Крейсерский полет на максимальной высоте.

Если проводить испытания в указанных полетных условиях, получаем набор величин давления и температуры воздуха на входе в двигатель, $p_{вх}^*$, $T_{вх}^*$, заметно коррелированных между собой, т. е. низкие значения $p_{вх}^*$ сочетаются с низкими значениями $T_{вх}^*$ и наоборот.

К величинам $p_{\text{вх}}^*$, $T_{\text{вх}}^*$, которые определяют условия испытаний, необходимо добавить величину приведенной частоты вращения, например вентилятора, $N_{\text{пр}}$, если двигатель не имеет других регулируемых параметров. Из-за прочностных ограничений на параметры двигателя максимальные величины $N_{\text{пр}}$ не могут сочетаться с максимальными величинами $T_{\text{вх}}^*$. В связи со сказанным, нельзя применить классические методы планирования эксперимента для составления программы испытания ГТД. Другим препятствием для расширения программы испытания является высокая стоимость испытаний на высотном стенде с имитацией полетных условий.

Тем не менее, условия испытаний могут быть расширены за счет привлечения для построения идентифицированной математической модели результатов испытаний, проводимых для иных целей, чем определение высотно-скоростных характеристик двигателя. Такими испытаниями могут быть испытания по уточнению формул приведения параметров двигателя к стандартным атмосферным условиям (САУ), испытания по проверке прочностных свойств двигателя при повышенных значениях $p_{\text{вх}}^*$, $T_{\text{вх}}^*$. В этих испытаниях высокие значения полного давления на входе $p_{\text{вх}}^*$ сочетаются как с низкими, так и высокими значениями полной температуры воздуха на входе $T_{\text{вх}}^*$.

На этом этапе также определяется перечень средств не только для измерения основных данных двигателя, но и параметров потока в основных контрольных сечениях двигателя. Здесь также нужно найти необходимый компромисс между объемом и стоимостью препарирования с учетом искажения характеристик узлов при установке в проточную часть гребенок для измерения полного давления и полной температуры в контрольных сечениях.

Этап 2. Согласование математической модели с результатами испытаний

Данный этап также называют идентификацией математической модели (ММ). Часто такой этап проводится методом последовательных приближений, когда характеристики узлов уточняются последовательно для отдельных выбранных режимов испытаний. Такая методика требует больших затрат времени и усилий и не всегда обеспечивает нужный уровень точности согласования.



Рис. 1 Схема локального согласования ММ с результатами испытаний

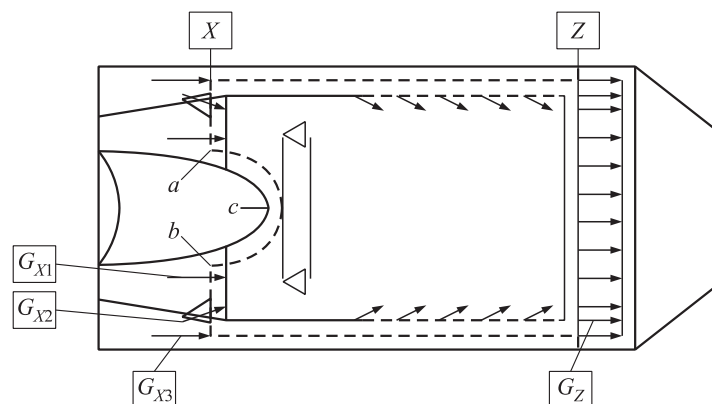


Рис. 2 Схема потоков в форсажной камере

Успешно применялся метод согласования ММ с результатами испытаний, основанный на методе математической статистики, уравнивании. Схема согласования, представленная на рис. 1, относится к так называемому локальному согласованию ММ с результатами одного режима испытаний.

Сущность метода согласования состоит в нахождении поправок к параметрам характеристик узлов δz_j и независимым измеряемым величинам δw_i таким образом, чтобы сумма квадратов этих поправок с учетом весов была минимальна, а экспериментальные величины $u_k(\delta w_i)$ и моделируемые величины $r_k(\delta w_i, \delta z_j)$ после внесения поправок равнялись друг другу.

При согласовании ММ с результатами испытаний следует учитывать особенности ММ исследуемого двигателя. К таким особенностям можно отнести следующее:

- представление характеристик узлов в критериях подобия;
- учет отличия параметров потока на выходе вентилятора в наружном и внутреннем контуре (для турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД));
- использование развитой системы охлаждения турбины;
- учет отдельных потоков в форсажной камере (для ТРДД с форсажной камерой) (рис. 2).

Этап 3. Оптимизация параметров газотурбинного двигателя с использованием математической модели двигателя

По результатам анализа результатов испытаний обычно возникает задача улучшения характеристик двигателя, снижения удельного расхода топлива или увеличения тяги двигателя в заданных полетных условиях.

Понятно, что это можно достигнуть путем повышения эффективности характеристик узлов двигателя. Однако это требует проведения сложных пространственных расчетов и испытаний изолированных узлов после введения мероприятий по повышению эффективности узла.

Наряду с этим существует возможности оптимизации геометрических размеров двигателя, например уточнения программы управления направляющих аппаратов компрессора, площади сопла, уточнение площадей сопловых аппаратов турбин и т. д. Простой перебор

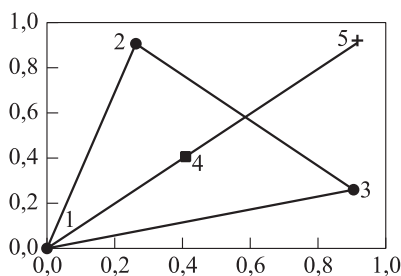
различных вариантов расчетов с использованием ММ требует большого времени и не дает уверенности в том, что достигнуто оптимальное решение.

Целесообразно использование для этой цели методов нелинейного программирования.

Суть нелинейного программирования видна из следующего простого примера (рис. 3).

Находится минимум функции двух переменных $f(x_1, x_2)$.

Рис. 3 Регулярный симплекс для случая двух переменных



Выбираются три точки 1, 2, 3 по правилу симплекса. Пусть в точке 1 функция максимальна, тогда через центр тяжести треугольника 4 производится отражение точки 1 в точку 5. Образуется новый треугольник 2–3–5, и процедура повторяется до тех пор, пока треугольник не стягивается в точку.

В рассматриваемом далее примере используется метод деформируемого многоугольника для нескольких переменных. В процессе поиска многоугольник может растягиваться, сжиматься, уменьшаться,

при этом на переменные накладываются ограничения в виде равенств и неравенств.

При такой стратегии минимизации записываются в виде

$$\Phi^{(k)} - T(x) \geq 0.$$

Здесь $\Phi^{(k)}$ — значение критерия скользящего допуска на k -м этапе поиска

$$\Phi^{(k)} = \min \left\{ \Phi^{(k-1)}, \frac{m+1}{r+1} \sum_{i=1}^{r+1} \mathbf{x}_i^{(k)} - \mathbf{x}_{r+2}^{(k)} \right\}, \quad \Phi^{(0)} = 2(m+1)t,$$

где t — величина, характеризующая размер исходного многогранника; m — число ограничений в виде равенств; $\mathbf{x}_i^{(k)}$ — вектор, задающий положение i -й вершины многогранника в E^k ; $r = n - m$ — число степеней свободы целевой функции $f(x)$; $\mathbf{x}_{r+2}^{(k)}$ — вектор, задающий положение вершины, которая соответствует «центру тяжести» рассматриваемого многогранника; $\Phi^{(k-1)}$ — значение $\Phi^{(k-1)}$ на $(k-1)$ -м этапе оптимизации.

Второй член в фигурных скобках представляет собой среднее расстояние от точек $\mathbf{x}_i^{(k)}$ ($i = 1, \dots, r+1$) до центра тяжести $\mathbf{x}_{r+2}^{(k)}$:

$$T(x) = \left[\sum_{i=1}^m h(x) + \sum_{i=m+1}^P v_i q_i^2(x) \right]^{1/2},$$

где v_i — оператор Хевисайда, обладающий следующим свойством:

$$v_i = \begin{cases} 0 & \text{при } q_i(x) \geq 0; \\ 1 & \text{при } q_i(x) < 0. \end{cases}$$

Таким образом, функционал $T(x)$ представляет собой взятый с положительным знаком квадратный корень из суммы квадратов функций, задающих полную совокупность нарушений ограничений равенств и неравенств.

В нашем рассматриваемом случае на режиме «Максимал» в условиях $H = 0$, $M = 0$ определялся максимум тяги. В качестве независимых переменных были приняты поправки:

- (1) к площади соплового аппарата турбины высокого давления (ВД)
 $\delta F_{\text{са.вд}}$;
- (2) к площади соплового аппарата турбины низкого давления (НД)
 $\delta F_{\text{са.нд}}$;
- (3) к площади критического сечения реактивного сопла δF_c ;
- (4) к частоте вращения ротора вентилятора δn_v .

В качестве целевой функции была принята величина, обратная тяге двигателя, т.е. $1/R_0$. Таким образом, фактически находился максимум тяги.

В качестве ограничений были приняты условия:

- температура газа перед турбиной T_g^* не более $T_{g\text{max}}^*$;
- частота вращения ротора вентилятора не более $n_v \leq n_{v\text{max}}$;
- приведенная частота вращения компрессора не более $n_k \leq n_{k\text{max}}$.

Также устанавливались ограничения на величины $\delta F_{\text{са.вд}}$, $\delta F_{\text{са.нд}}$, δF_c в пределах $\pm 0,05$.

Таким образом, на 4 переменных были наложены 6 ограничений в виде неравенств.

Для вычисления функции при изменении переменных использовалась математическая модель двигателя. Для согласования ММ были выбраны режимы, показанные на рис. 4.

На рис. 5 в качестве примера показана дроссельная характеристика двигателя $C_R = f(R)$ в условиях полета $H = 3$ км, $M = 0,3$, близких к условиям $H = 0$ км, $M = 0$.

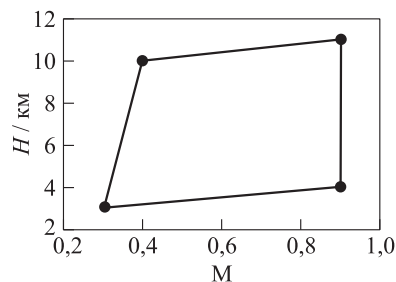


Рис. 4 План согласования ММ ГТД

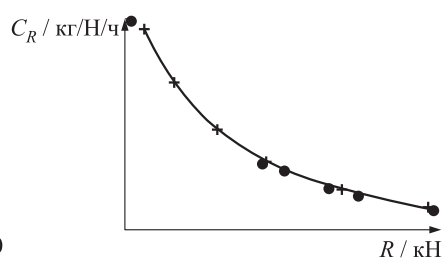


Рис. 5 Зависимость $C_R = f(R)$ для условий $H = 3$ км, $M = 0,3$

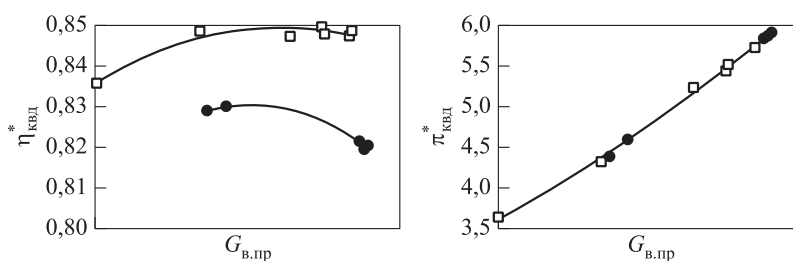


Рис. 6 Линии рабочих режимов на характеристике компрессора $\square$ — $H = 3$ км, $M = 0,3$; $\bullet$ — $H = 11$ км, $M = 0,9$

Таблица 1 Результаты оптимизации соплового аппарата ВД и реактивного сопла («0» — условный ноль)

Обозначения	Исходный вариант ($\overline{F}_{\text{савд}} = 1$; $\overline{F}_{\text{санд}} = 1$; $\overline{F}_c = 1$)	Оптимизация по тяге ($\overline{F}_{\text{савд}} \approx 1,05$; $\overline{F}_{\text{санд}} \approx 1,02$; $\overline{F}_c = 0,95$)
$n_{\text{в.пр}}$	«0»	−0,08%
$G_{\text{в.пр}}$	«0»	−0,052%
$\pi_{\text{в}}^*$	«0»	+0,03%
$\eta_{\text{в}}^*$	«0»	+0,096%
$n_{\text{к.пр}}$	«0»	+0,45%
$G_{\text{к.пр}}$	«0»	+2,7%
m	«0»	−32%
$\pi_{\text{к}}^*$	«0»	−1,13%
$\eta_{\text{к}}^*$	«0»	−0,52%
$T_{\text{г}}^*$	«0»	+26 K
$\pi_{\text{твд}}^*$	«0»	−3,29%
$\eta_{\text{твд}}^*$	«0»	+0,1%
$\pi_{\text{тнд}}^*$	«0»	−4,2
$\eta_{\text{тнд}}^*$	«0»	+0,06%
$\sigma_{\text{в.кан}}$	«0»	+1,8%
$\sigma_{\text{фк}}$	«0»	+0,37%
$\pi_{\text{с}}^*$	«0»	+7,02%
$\mu_{\text{с}}$	«0»	+0,66%
$\overline{R}_{\text{с}}$	«0»	+0,64%
$R_{\text{о.пр}}$	«0»	+6,64%
C_R	«0»	+1,22%

Такое же удовлетворительное совпадение экспериментальных данных с ММ получено и в остальных режимах полета. При этом пришлось учесть изменение характеристик узлов в условиях $H = 11$ км, $M = 0,9$ (рис. 6).

Результаты оптимизации размеров сопловых аппаратов и сопла представлены в табл. 1.

Полученные данные объясняются следующим образом. Уменьшение площади сопла на 5% привело к уменьшению степени двухконтурности, что, в свою очередь, привело к снижению потерь полного давления во внешнем контуре. Положение рабочей точки на характеристике вентилятора не изменилось. Площади сопловых аппаратов увеличились на 5% и 2% соответственно. Степень повышения давления компрессора увеличилась незначительно. Главным образом, произошло уменьшение степеней понижения давления на обеих турбинах, на 3,4% и 4,6% соответственно. В результате увеличилась степень понижения давления в сопле на 7% при увеличении тяги на 6%. При этом удельный расход топлива увеличился на 1%, а температура газа перед турбиной увеличилась на 25 К.

Использование уточненной по результатам испытаний двигателя ММ и нелинейного программирования позволяет быстро решать задачи повышения эффективности двигателя, снижения удельного расхода топлива или повышения тяги при различных ограничениях на параметры двигателя.

Подобие переходных режимов газотурбинных двигателей

Е. М. Таран

Условные обозначения

D — диаметр, м

H — высота полета

J — момент инерции ротора, кг·м²

$$l(\pi_k^*) = \frac{\pi_k^{*(\kappa-1)/\kappa} - 1}{\eta_k}$$

$$l(\pi_T^*) = \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*(\kappa-1)/\kappa}}\right) \eta_T$$

M — крутящий момент, Нм

Ma — число Маха

n — частота вращения, 1/с

p — давление, Н/м²

R — газовая постоянная, Дж/(кг·К), радиус, м

t — время, с

u — окружная скорость, м/с

η — коэффициент полезного действия (КПД)

ρ — плотность, кг/м³

ω — угловая скорость, с⁻¹

φ — угловая координата положения рабочей точки на характеристики компрессора

Индексы

в — компрессор низкого давления

вд — высокое давление

вх — входное сечение

к — компрессор высокого давления

нд — низкое давление

п — полет

рег — регулируемый параметр

т — турбина

t — время

Сравнение результатов испытаний двигателей на установившихся режимах в различных полетных условиях проводится с использованием теории подобия (приведенных параметров к некоторым выбранным условиям, например, $H = 0$, $M = 0$). Нарушение подобия вызывается изменением характеристик узлов при изменении полетных условий. Определение причин нарушения подобия и является по существу целью анализа экспериментальных данных. Для этого используется математическая модель (ММ), в которой характеристики узлов задаются также в параметрах подобия [1].

Подобие для анализа результатов испытаний двигателей на переходных режимах используется в меньшей степени. Первым шагом в развитии этого направления является разработка ММ, в которой характеристики узлов и результаты моделирования выражены в параметрах подобия.

В данном случае рассматривается метод расчета переходного процесса двухвального турбореактивного двигателя (ТРД) в параметрах подобия.

Уравнения движения ротора высокого давления выражаем с использованием крутящих моментов

$$J_{\text{вд}} \frac{d\omega_{\text{к}}}{dt} = M_{\text{тк}} - M_{\text{к}}. \quad (1)$$

Если крутящие моменты турбины и компрессора выразить через мощности, угловую скорость ротора, расход воздуха через компрессор и относительную работу компрессора, получим выражение для крутящего момента компрессора в безразмерном виде:

$$M_{\text{к}} = z(\kappa) p_{\text{вх.к}}^* F_{\text{вх.к}} R_{\text{ср.к}} \overline{M}_{\text{к}}, \quad (2)$$

где

$$\overline{M}_{\text{к}} = \frac{q(\lambda_{\text{вх.к}}) l(\pi_{\text{к}}^*)}{\lambda_{\text{ук}}}, \quad z(k) = \frac{\kappa}{\kappa - 1} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{1/(\kappa - 1)}$$

Проведя аналогичные преобразования, получим для турбины

$$M_{\text{тк}} = z(\kappa) p_{\text{св.тк}}^* F_{\text{св.тк}} R_{\text{ср.тк}} \overline{M}_{\text{тк}}, \quad (3)$$

где

$$\overline{M}_{\text{тк}} = \frac{q(\lambda_{\text{св.тк}}) l(\pi_{\text{тк}}^*)}{\lambda_{\text{утк}}}.$$

Учитывая зависимость угловой скорости компрессора от приведенной окружной скорости на среднем радиусе

$$\omega_{вд} = \frac{(2\kappa/(\kappa+1))RT_{вх.к}^*}{R_{ср.к}} \lambda_{ук},$$

а также зависимость полной температуры на входе в компрессор от степени повышения давления вентилятора (компрессора низкого давления (НД)), получим ускорение ротора высокого давления (ВД) в виде:

$$\frac{d\omega_{\kappa}}{dt} = \frac{\sqrt{2\kappa/(\kappa+1)}\sqrt{RT_{вх.к}^*}}{R_{ср.к}} \left(\frac{d\lambda_{ук}}{dt} + \frac{1}{2} \lambda_{ук} \frac{1}{1+l(\pi_{\text{в}}^*)} \frac{dl(\pi_{\text{в}}^*)}{dt} \right). \quad (4)$$

Производную относительной работы вентилятора по времени выразим через частные производные от координат положения рабочей точки на характеристике вентилятора (приведенной окружной скорости и угловой координаты на характеристике вентилятора).

Подставляя (2)–(4) в (1) и произведя преобразования, получим уравнение движения ротора в виде

$$\begin{aligned} T_{тк} \left(\frac{d\lambda_{ук}}{dt} + \frac{1}{2} \lambda_{ук} \frac{1}{1+l(\pi_{\text{в}}^*)} \left(\frac{\partial l(\pi_{\text{в}}^*)}{\partial \lambda_{ув}} \frac{\partial \lambda_{ув}}{dt} + \frac{\partial l(\pi_{\text{в}}^*)}{\partial \varphi_{\text{в}}} \frac{\partial \varphi_{\text{в}}}{dt} \right) \right) = \\ = \pi_{\kappa}^* \frac{F_{са.тк}}{F_{вх.к}} \frac{R_{ср.тк}}{R_{ср.к}} \overline{M}_{тк} - \overline{M}_{\kappa}. \end{aligned} \quad (5)$$

В этом выражении постоянная времени ротора компрессора

$$T_{тк} = \frac{w(\kappa)\sqrt{RT_{вх.к}^*}J_{вд}}{p_{вх.к}^*F_{вх.к}R_{ср.к}^2},$$

где

$$w(\kappa) = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1}} \frac{1}{z(\kappa)},$$

зависит от положения рабочей точки на характеристики вентилятора.

Подобное выражение получим для уравнения движения ротора НД (вентилятора):

$$T_{tв} \left(\frac{d\lambda_{uв}}{dt} + \frac{1}{2} \lambda_{uв} \frac{1}{T_{вх.в}^*} \frac{dT_{вх.в}^*}{dt} \right) = \frac{\pi_{в}^* \pi_{к}^*}{\pi_{тк}^*} \frac{F_{са.тв}}{F_{вх.в}} \frac{R_{ср.тв}}{R_{ср.в}} \overline{M}_{тв} - \overline{M}_{в}, \quad (6)$$

где постоянная времени ротора НД

$$T_{tв} = \frac{w(\kappa) \sqrt{RT_{вх.в}^*} J_{нд}}{p_{вх.в}^* F_{вх.в} R_{ср.в}^2}.$$

В этом уравнении производная температуры на входе в вентилятор определяется полетными условиями. В общем случае температура на входе в вентилятор определяется температурой окружающей среды $T_{н}$ и числом $M_{п}$ полета:

$$T_{вх.в}^* = T_{н} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{п}^2 \right),$$

где $T_{н} = T_* + \beta(H - H_*)$. Здесь T_* — температура на нижней границе слоя H_* ; β — градиент изменения температуры по высоте.

С учетом сказанного уравнение (6) записывается в виде

$$T_{tв} \left(\frac{d\lambda_{uв}}{dt} + \frac{1}{2} \lambda_{uв} \left(\frac{(\kappa - 1)M_{п}}{1 + (\kappa - 1)/2M_{п}^2} \frac{dM_{п}}{dt} + \frac{\beta}{T_* + \beta(H - H_*)} \frac{dH}{dt} \right) \right) = \frac{\pi_{в}^* \pi_{к}^*}{\pi_{тк}^*} \frac{F_{са.тв}}{F_{вх.в}} \frac{R_{ср.тв}}{R_{ср.в}} \overline{M}_{тв} - \overline{M}_{в}. \quad (7)$$

Если использовать (7) в (5) и применить безразмерное время $\bar{t} = t/T_{тв}$, получим уравнение движения ротора ВД в безразмерном виде:

$$\left(\frac{d\lambda_{uк}}{d\bar{t}} + \frac{1}{2} \lambda_{uк} \frac{1}{1 + l(\pi_{в}^*)} \left(\frac{\partial l(\pi_{в}^*)}{\partial \lambda_{uв}} \frac{d\lambda_{uв}}{d\bar{t}} + \frac{\partial l(\pi_{в}^*)}{\partial \varphi_{в}} \frac{d\varphi_{в}}{d\bar{t}} \right) \right) = \frac{\pi_{в}^*}{\sqrt{1 + l(\pi_{в}^*)}} \frac{J_{нд}}{J_{вд}} \frac{F_{вх.к}}{F_{вх.в}} \frac{R_{ср.к}}{R_{ср.в}} \left(\pi_{к}^* \frac{F_{са.тк}}{F_{вх.к}} \frac{R_{ср.тк}}{R_{ср.к}} \overline{M}_{тк} - \overline{M}_{к} \right). \quad (8)$$

Применив то же безразмерное время, получим уравнение движения ротора НД в безразмерном виде:

$$\left(\frac{d\lambda_{ув}}{d\bar{t}} + \frac{1}{2} \lambda_{ув} \left(\frac{(\kappa - 1)M_{\Pi}}{1 + (\kappa - 1)/2} \frac{dM_{\Pi}}{d\bar{t}} + \frac{\beta}{T_* + \beta(H - H_*)} \frac{dH}{d\bar{t}} \right) \right) = \frac{\pi_{\text{в}}^* \pi_{\text{к}}^*}{\pi_{\text{тк}}^*} \frac{F_{\text{са.тв}}}{F_{\text{вх.в}}} \frac{R_{\text{ср.тв}}}{R_{\text{ср.в}}} \overline{M}_{\text{тв}} - \overline{M}_{\text{в}}. \quad (9)$$

Для описания движения роторов составим систему дифференциально-алгебраических уравнений. Два дифференциальных уравнения (8) и (9) дополняются уравнениями неразрывности между характерными сечениями двигателя.

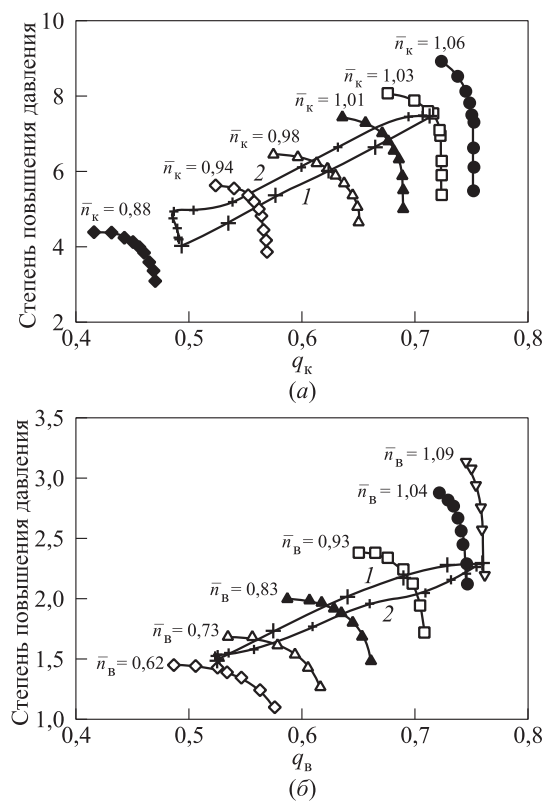


Рис. 1 Характеристики компрессора (а) и вентилятора (б): 1 — установившийся режим; 2 — переходный процесс

Приведем пример расчета переходного процесса. Согласно [2–4], подобие переходного процесса определяется путем интегрирования в безразмерных координатах при условии, что заданы начало и конец переходного процесса. В данном рассмотрении используем путь (траекторию) на характеристике компрессора как функцию степени повышения давления от приведенной окружной скорости $\pi_k^* = f(\lambda_{uk})$, протекание которой обеспечивалось идеальным регулятором (рис. 1, а). Начальный участок переходного процесса изображает начальный бросок топлива. Полученная линия рабочих режимов на характеристике вентилятора видна на рис. 1, б.

Вся информация о конкретных условиях работы двигателя содержится в величинах постоянных времени роторов вентилятора и компрессора.

Использование ММ двигателя в параметрах подобия и безразмерного времени для описания переходных процессов и соответствующее представление результатов испытаний двигателя является перспективным методом анализа и планирования испытаний на переходных режимах.

Литература

1. Сосунов В. А., Литвинов Ю. А. Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, 1975.
2. Любомудров Ю. В. Применение теории подобия при проектировании систем управления газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, 1971.
3. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок / Под ред. В. А. Сосунова, В. М. Чепкина. — М.: МАИ, 2003.
4. Литвинов Ю. А., Боровик В. О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. — М.: Машиностроение, 1979.

Комплексное исследование эффективности силовой установки сверхзвукового административного самолета при использовании перспективных технологий выходных устройств

М. Б. Слинко, А. И. Ланишин, А. К. Миронов

1 Введение

В данной работе исследуются возможности применения в составе силовой установки (СУ) перспективного сверхзвукового административного самолета (САС) модификации существующего турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) традиционной схемы с небольшой степенью двухконтурности ($m \approx 0,5$) в сочетании с мероприятиями по снижению шума выхлопной струи.

Решение задачи снижения шума струи СУ САС требует поиска новых технических решений, комплексного анализа и выбора рациональных вариантов планера, схемы и параметров силовой установки, применения рациональных траекторий взлета и посадки, разработки программ регулирования двигателем, обеспечивающих минимальный уровень шума на режимах взлета и посадки и т. д.

Оценка уровней шума двигателя перспективного САС проведена в контрольных точках взлета и набора высоты.

Анализ показал, что рассмотренные варианты модификации серийного двигателя при заданных режимах работы двигателя по траектории взлета САС с применением шумоглушащих сопел позволяют снизить уровень шума в боковой контрольной точке взлета на величину, достаточную для удовлетворения требованиям, соответствующим нормам гл. 3 ИКАО, на которые в настоящее время следует ориентироваться проектировщикам сверхзвуковых пассажирских самолетов [1]. С другой стороны, такой уровень снижения шума недостаточен для удовлетворения нормам гл. 3 ИКАО в контрольной точке набора высоты и, таким образом, вопрос о соответствии характеристик шума рассматриваемой СУ САС требованиям стандарта ИКАО подлежит дальнейшему исследованию.

Уровни шума при наборе высоты и посадке сильно зависят от траектории и глубины дросселирования двигателей. При дросселировании двигателей, с одной стороны, происходит снижение шума струи из-за уменьшения скорости истечения, с другой — траектория взлета становится более полой, самолет проходит контрольную точку на более низкой высоте, что приводит к увеличению шума. Таким образом, для САС нормам ИКАО в контрольной точке набора высоты целесообразно уделить внимание проведению расчетных исследований по выбору траектории пролета над контрольной точкой при наборе высоты и определению рационального с точки зрения снижения шума начала момента дросселирования двигателей.

Для расчета уровней шума использованы режимы работы базового двигателя, обеспечивающие траекторию взлета сверхзвукового административного самолета со взлетным весом 25 т, предложенную ЦАГИ. Было принято, что при наборе высоты и подлете к контрольной точке тяга двигателей снижалась, при этом начало момента дросселирования двигателей по траектории взлета варьировалось в диапазоне высот полета от 300 до 700 м. При этом предполагалось, что взлет происходит при условии поддержания заданных значений тяги двигателя в фиксированных точках траектории взлета ($H = 0$, $M = 0$), разбега ($H = 0$, $M = 0,3$), набора высоты и дросселирования ($H = 300, 500$ и 700 м, $M = var$). Кроме того, для каждой модификации и режима работы двигателя были проведены расчеты возможного снижения шума струи при помощи современных и перспективных шумоглушающих сопел (миксер-эжектор, секторное сопло).

Для определения влияния величины дополнительных потерь тяги, возникающих при использовании конструкции специального шумоглушающего сопла, на характеристики и параметры рассматриваемых вариантов двигателей расчеты выполнены для двух значений потерь: потери в штатном сопле серийного двигателя и потерь тяги в шумоглушающем сопле.

2 Траектория взлета сверхзвукового административного самолета и варианты двигателей

По траектории взлета САС были рассчитаны скоростные и дроссельные характеристики рассматриваемых вариантов модификаций

двигателей. На основании этих расчетов были определены параметры двигателя, соответствующие взлетному режиму и режиму набора высоты, необходимые для расчета воспринимаемого уровня шума.

Взлетный режим определялся следующими условиями: $H = 0$, $M = 0$, $\sigma_{\text{вх}} = 0,9$.

Поиск рационального по уровню шума режима набора высоты при вариации начала момента дросселирования двигателей на различных высотах предполагаемой траектории взлета производится при следующих условиях полета:

$$H = 300 \text{ м}, M = 0,353, \sigma_{\text{вх}} = 0,96;$$

$$H = 400 \text{ м}, M = 0,375, \sigma_{\text{вх}} = 0,965;$$

$$H = 500 \text{ м}, M = 0,397, \sigma_{\text{вх}} = 0,97;$$

$$H = 600 \text{ м}, M = 0,419, \sigma_{\text{вх}} = 0,97;$$

$$H = 700 \text{ м}, M = 0,441, \sigma_{\text{вх}} = 0,97,$$

где H — высота полета; M — числа Маха полета для рассматриваемой траектории взлета САС; $\sigma_{\text{вх}}$ — коэффициент восстановления полного давления в воздухозаборнике.

Изменение условий взлета и режима работы двигателей осуществлялось при реализации заданной программы регулирования двигателей: поддержание физической частоты вращения компрессора $n_{\text{к}} = \text{const}$. Переход на режим с пониженной тягой (дросселирование двигателя) реализовывался за счет снижения частоты вращения компрессора $n_{\text{к}}$.

Результаты расчета основных параметров рассмотренных модификаций базового двигателя при изменении режимов работы в контрольных точках траектории взлета и набора высоты, сведены в табл. 1–4 (в числителе указаны значения для режима работы двигателя со штатным соплом, в знаменателе — с шумоглушающим соплом).

Рассмотрены 4 варианта двигателей: вариант № 1 — базовый двигатель (БД) (табл. 1); вариант № 2 — модификация БД с увеличенным диаметром вентилятора и сохранением базового газогенератора (ГГ) (табл. 2); вариант № 3 — модификация БД, где повышение суммарного расхода воздуха достигается увеличением диаметров, как вентилятора, так и компрессора высокого давления (КВД) (табл. 3); вариант № 4 — вариант № 3 при условии дросселирования двигателя до уровня заданной тяги с одновременным раскрытием критического сечения сопла $F_{\text{кр}} = \text{var}$ для поддержания расхода воздуха через двигатель (табл. 4).

Таблица 1 Характеристики и параметры режимов работы базового варианта двигателя (вариант №1); $D_B = 74,2$ см; $D_K = 53,0$ см; $F_{кр} = 2242$ см² (для двух режимов). В числителе указаны значения для режима работы двигателя со штатным соплом, в знаменателе — с шумоглушающим соплом

Параметр	Режим работы												
	Расчет при МСА	Взлетный	Разбег	Набор высоты	Дросселирование	Набор высоты	Дросселирование	Набор высоты	Дросселирование	Набор высоты	Дросселирование	Набор высоты	Дросселирование
M	0	0	0,3	0,353	0,353	0,375	0,375	0,397	0,397	0,419	0,419	0,441	0,441
H, м	0	0	0	300	300	400	400	500	500	600	600	700	700
$\sigma_{вх}$	1	0,9($R_{потр}$)	0,95	0,96	0,96	0,965	0,965	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97
R, кгс	4740	(3800)	3650	3587	1776	3577	1768	3569	1760	3558	1759	3501	1708
$C_R, \frac{кг}{кгс \cdot ч}$	0,75	$\frac{0,774}{0,83}$	$\frac{0,884}{0,955}$	$\frac{0,89}{0,97}$	$\frac{0,94}{0,99}$	$\frac{0,904}{0,979}$	$\frac{0,948}{1,0}$	$\frac{0,91}{0,99}$	$\frac{0,954}{1,0}$	$\frac{0,918}{0,997}$	$\frac{0,962}{1,02}$	$\frac{0,925}{1,0}$	$\frac{0,978}{1,03}$
$T_{г}^*, K$	1530	$\frac{1477}{1524}$	$\frac{1480}{1527}$	$\frac{1480}{1527}$	$\frac{1200}{1222}$	$\frac{1480}{1527}$	$\frac{1200}{1221}$	$\frac{1480}{1527}$	$\frac{1200}{1221}$	$\frac{1485}{1535}$	$\frac{1295}{1226}$	$\frac{1481}{1528}$	$\frac{1200}{1221}$
m	0,649	$\frac{0,672}{0,653}$	$\frac{0,68}{0,665}$	$\frac{0,68}{0,66}$	$\frac{0,82}{0,81}$	$\frac{0,68}{0,66}$	$\frac{0,822}{0,812}$	$\frac{0,68}{0,66}$	$\frac{0,824}{0,814}$	$\frac{0,68}{0,659}$	$\frac{0,823}{0,812}$	$\frac{0,682}{0,663}$	$\frac{0,828}{0,816}$
$\bar{n}_B$	1,0	$\frac{0,983}{1,0}$	$\frac{0,98}{1,0}$	$\frac{0,98}{1,0}$	$\frac{0,816}{0,829}$	$\frac{0,98}{1,0}$	$\frac{0,816}{0,829}$	$\frac{0,98}{1,0}$	$\frac{0,816}{0,829}$	$\frac{0,982}{1,01}$	$\frac{0,819}{0,832}$	$\frac{0,98}{1,0}$	$\frac{0,816}{0,829}$
$\bar{n}_K$	0,987	$\frac{0,963}{0,983}$	$\frac{0,963}{0,983}$	$\frac{0,963}{0,983}$	$\frac{0,85}{0,858}$	$\frac{0,963}{0,983}$	$\frac{0,85}{0,858}$	$\frac{0,963}{0,983}$	$\frac{0,85}{0,858}$	$\frac{0,965}{0,986}$	$\frac{0,852}{0,86}$	$\frac{0,963}{0,983}$	$\frac{0,85}{0,858}$
$F_c, \text{см}^2$	2320	$\frac{2260}{2270}$	$\frac{2298}{2317}$	$\frac{2315}{2336}$	$\frac{2242}{2242}$	$\frac{2323}{2345}$	$\frac{2242}{2242}$	$\frac{2332}{2355}$	$\frac{2242}{2242}$	$\frac{2341}{2365}$	$\frac{2242}{2242}$	$\frac{2346}{2370}$	$\frac{2242}{2242}$
$G_B, \text{кг/с}$	78,9	$\frac{69,9}{70,4}$	$\frac{77,1}{77,9}$	$\frac{76,5}{77,8}$	$\frac{60,2}{61,7}$	$\frac{76,7}{78,1}$	$\frac{60,5}{61,9}$	$\frac{77,0}{78,4}$	$\frac{60,7}{62,0}$	$\frac{77,1}{78,5}$	$\frac{76,9}{62,4}$	$\frac{76,9}{78,3}$	$\frac{60,5}{62,0}$
Π_c^*	2,43	$\frac{2,1}{2,17}$	$\frac{2,33}{2,41}$	$\frac{2,41}{2,5}$	$\frac{1,7}{1,75}$	$\frac{2,45}{2,54}$	$\frac{1,72}{1,77}$	$\frac{2,49}{2,58}$	$\frac{1,74}{1,8}$	$\frac{2,52}{2,62}$	$\frac{1,77}{1,83}$	$\frac{2,55}{2,64}$	$\frac{1,78}{1,83}$
T_c^*, K	781	$\frac{750}{776}$	$\frac{752}{778}$	$\frac{752}{779}$	$\frac{603}{613}$	$\frac{752}{779}$	$\frac{603}{613}$	$\frac{752}{778}$	$\frac{602}{613}$	$\frac{755}{783}$	$\frac{605}{615}$	$\frac{753}{779}$	$\frac{602}{613}$
$W_c, \text{м/с}$	589	$\frac{533}{554}$	$\frac{566}{586}$	$\frac{575}{596}$	$\frac{408}{422}$	$\frac{580}{601}$	$\frac{412}{427}$	$\frac{585}{605}$	$\frac{417}{432}$	$\frac{590}{611}$	$\frac{424}{438}$	$\frac{591}{612}$	$\frac{424}{438}$

Таблица 2 Вариант модификации базового двигателя с увеличенным диаметром вентилятора и сохранением базового газогенератора (вариант №2); $D_v = 83,0$ см; $D_k = 53,0$ см; $F_{кр} = 3234$ см² (для двух режимов)

Параметр	Режим работы												
	Расчет при МСА	Взлетный	Разбег	Набор высоты	Дросселирование	Набор высоты	Дросселирование	Набор высоты	Дросселирование	Набор высоты	Дросселирование	Набор высоты	Дросселирование
M	0	0	0,3	0,353	0,353	0,375	0,375	0,397	0,397	0,419	0,419	0,441	0,441
H, м	0	0	0	300	300	400	400	500	500	600	600	700	700
$\sigma_{вх}$	1	0,9($R_{потр}$)	0,95	0,96	0,96	0,965	0,965	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97
R, кгс	5140	(3800)	3655	3587	1775	3578	1770	3578	1760	3545	1740	3500	1700
$C_R, \frac{\text{кг}}{\text{кгс} \cdot \text{ч}}$	0,736	0,773	0,91	0,925	1,06	0,931	1,08	0,937	1,08	0,946	1,01	0,96	1,02
		0,886	0,96	0,991	1,13	0,998	1,14	1,0	1,15	1,01	1,17	1,02	1,12
$T^*_г, \text{K}$	1530	1441	1462	1463	1231	1463	1231	1464	1231	1464	1465	1465	1232
		1464	1499	1499	1249	1499	1249	1499	1249	1505	1255	1503	1252
m	0,938	0,967	0,97	0,97	1,06	0,97	1,06	0,97	1,06	0,97	1,06	0,97	1,06
		0,96	0,956	0,957	1,05	0,957	1,05	0,957	1,05	0,956	1,05	0,957	1,05
$G_v, \text{кг/с}$	99,3	86,4	96,8	95,7	75,6	96,03	76,0	96,3	76,3	96,3	76,3	96,0	76,3
		87,6	97,8	97,6	77,4	97,9	77,7	98,3	78,1	98,4	78,3	98,2	78,2
$\bar{n}_v$	1,0	0,947	0,956	0,929	0,79	0,929	0,79	0,928	0,79	0,929	0,79	0,928	0,79
		0,96	0,95	0,95	0,8	0,95	0,8	0,95	0,8	0,974	0,8	0,95	0,8
$\bar{n}_k$	1,0	0,96	0,968	0,956	0,86	0,956	0,86	0,956	0,86	0,956	0,86	0,956	0,86
		0,97	0,972	0,972	0,867	0,972	0,867	0,972	0,867	0,953	0,869	0,972	0,867
$F_c, \text{см}^2$	3235	3234	3239	3247	3234	3252	3234	3247	3234	3250	3234	3254	3234
		3234	3236	3249	3234	3257	3234	3258	3234	3265	3234	3269	3234
Π^*_c	2,02	1,7	1,91	1,98	1,5	2,0	1,51	2,04	1,53	2,06	1,54	2,08	1,56
		1,74	1,97	2,04	1,52	2,07	1,54	2,1	1,56	2,13	1,58	2,15	1,6
T^*_c, K	706	665	676	677	575	677	575	677	575	677	575	678	575
		676	694	694	582	694	582	694	582	696	584	697	583
$W_c, \text{м/с}$	504	431	474	486	350	491	355	496	360	499	363	503	366
		447	491	503	361	507	366	512	371	518	377	521	379

Таблица 3 Вариант модификации базового двигателя с увеличенными диаметрами вентилятора и компрессора высокого давления (вариант №3); $D_v = 78,8$ см; $D_k = 56,8$ см; $F_{kp} = 2590$ см² (для двух режимов)

Параметр	Режим работы												
	Расчет при МСА	Взлетный	Разбег	Набор высоты	Дросселирование	Набор высоты	Дросселирование	Набор высоты	Дросселирование	Набор высоты	Дросселирование	Набор высоты	Дросселирование
M	0	0	0,3	0,353	0,353	0,375	0,375	0,397	0,397	0,419	0,419	0,441	0,441
H, м	0	0	0	300	300	400	400	500	500	600	600	700	700
$\sigma_{вх}$	1	0,9($R_{потр}$)	0,95	0,96	0,96	0,965	0,965	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97
R, кгс	5340	(3800)	3642	3593	1773	3581	1765	3571	1757	3531	1729	3500	1703
$C_R, \frac{\text{кг}}{\text{кгс} \cdot \text{ч}}$	0,77	$\frac{0,765}{0,8}$	$\frac{0,885}{0,932}$	$\frac{0,9}{0,96}$	$\frac{0,99}{1,05}$	$\frac{0,906}{0,97}$	$\frac{0,99}{1,06}$	$\frac{0,91}{0,98}$	$\frac{1,0}{1,06}$	$\frac{0,92}{0,99}$	$\frac{1,02}{1,08}$	$\frac{0,928}{1,0}$	$\frac{1,03}{1,1}$
T^*_Γ , К	1530	$\frac{1386}{1409}$	$\frac{1397}{1433}$	$\frac{1400}{1433}$	$\frac{1160}{1178}$	$\frac{1400}{1433}$	$\frac{1159}{1178}$	$\frac{1400}{1434}$	$\frac{1160}{1178}$	$\frac{1400}{1434}$	$\frac{1159}{1178}$	$\frac{1400}{1436}$	$\frac{1160}{1180}$
m	0,6	$\frac{0,652}{0,642}$	$\frac{0,651}{0,645}$	$\frac{0,655}{0,641}$	$\frac{0,76}{0,753}$	$\frac{0,656}{0,641}$	$\frac{0,76}{0,755}$	$\frac{0,656}{0,642}$	$\frac{0,76}{0,757}$	$\frac{0,656}{0,642}$	$\frac{0,766}{0,758}$	$\frac{0,657}{0,642}$	$\frac{0,768}{0,759}$
G_v , кг/с	89,0	$\frac{76,1}{77,7}$	$\frac{84,1}{85,5}$	$\frac{83,6}{85,4}$	$\frac{65,6}{67,2}$	$\frac{83,8}{85,6}$	$\frac{65,9}{67,5}$	$\frac{84,1}{86,0}$	$\frac{66,2}{67,8}$	$\frac{84,0}{85,8}$	$\frac{66,15}{67,85}$	$\frac{83,9}{85,9}$	$\frac{66,1}{67,9}$
$\bar{n}_v$	1,02	$\frac{0,917}{0,93}$	$\frac{0,92}{0,939}$	$\frac{0,92}{0,939}$	$\frac{0,78}{0,788}$	$\frac{0,92}{0,939}$	$\frac{0,777}{0,788}$	$\frac{0,919}{0,939}$	$\frac{0,777}{0,788}$	$\frac{0,919}{0,939}$	$\frac{0,777}{0,788}$	$\frac{0,919}{0,939}$	$\frac{0,777}{0,788}$
$\bar{n}_k$	0,987	$\frac{0,922}{0,932}$	$\frac{0,926}{0,941}$	$\frac{0,927}{0,941}$	$\frac{0,831}{0,838}$	$\frac{0,927}{0,941}$	$\frac{0,831}{0,838}$	$\frac{0,927}{0,941}$	$\frac{0,831}{0,838}$	$\frac{0,927}{0,941}$	$\frac{0,831}{0,838}$	$\frac{0,927}{0,941}$	$\frac{0,831}{0,838}$
F_c , см ²	2670	$\frac{2591}{2594}$	$\frac{2615}{2627}$	$\frac{2630}{2648}$	$\frac{2590}{2590}$	$\frac{2637}{2656}$	$\frac{2590}{2590}$	$\frac{2645}{2665}$	$\frac{2590}{2590}$	$\frac{2650}{2671}$	$\frac{2590}{2590}$	$\frac{2656}{2679}$	$\frac{2590}{2590}$
Π^*_c	2,39	$\frac{1,93}{1,97}$	$\frac{2,14}{2,2}$	$\frac{2,22}{2,3}$	$\frac{1,6}{1,65}$	$\frac{2,25}{2,33}$	$\frac{1,62}{1,67}$	$\frac{2,29}{2,38}$	$\frac{1,65}{1,69}$	$\frac{2,32}{2,4}$	$\frac{1,66}{1,71}$	$\frac{2,34}{2,43}$	$\frac{1,68}{1,73}$
T^*_c , К	773	$\frac{710}{723}$	$\frac{716}{731}$	$\frac{717}{737}$	$\frac{593}{601}$	$\frac{718}{736}$	$\frac{592}{601}$	$\frac{718}{737}$	$\frac{592}{601}$	$\frac{718}{737}$	$\frac{592}{601}$	$\frac{718}{738}$	$\frac{592}{602}$
W_c , м/с	589	$\frac{489}{509}$	$\frac{526}{547}$	$\frac{538}{556}$	$\frac{384}{396}$	$\frac{543}{560}$	$\frac{389}{401}$	$\frac{547}{565}$	$\frac{393}{406}$	$\frac{550}{568}$	$\frac{397}{410}$	$\frac{554}{572}$	$\frac{400}{414}$

Таблица 4 Вариант модификации базового двигателя (вариант №3) при условии дросселирования двигателя до уровня заданной тяги с одновременным раскрытием критического сечения сопла $F_{кр} = var$, направленным на поддержании расхода воздуха через двигатель (вариант №4); $D_v = 78,8$ см; $D_k = 56,8$ см

Параметр	Режим работы								
	Расчет при МСА	Взлетный	Разбег	Набор высоты	Дросселирование	Набор высоты	Дросселирование	Набор высоты	Дросселирование
M	0	0	0,3	0,353	0,353	0,397	0,397	0,441	0,441
H, м	0	0	0	300	300	500	500	700	700
$\sigma_{вх}$	1	0,9($R_{потр}$)	0,95	0,96	0,96	0,97	0,97	0,97	0,97
R, кгс	5343	(3800)	3673	3609	1739	3579	1757	3506	1702
$C_R, \frac{кг}{кгс \cdot ч}$	0,77	$\frac{0,78}{0,827}$	$\frac{0,91}{0,98}$	$\frac{0,927}{0,99}$	$\frac{1,02}{1,07}$	$\frac{0,937}{1,01}$	$\frac{1,03}{1,09}$	$\frac{0,954}{1,03}$	$\frac{1,06}{1,08}$
$T_{г}^*, K$	1534	$\frac{1407}{1446}$	$\frac{1421}{1462}$	$\frac{1419}{1462}$	$\frac{1164}{1186}$	$\frac{1420}{1463}$	$\frac{1164}{1186}$	$\frac{1421}{1464}$	$\frac{1164}{1186}$
m	0,594	$\frac{0,684}{0,667}$	$\frac{0,686}{0,671}$	$\frac{0,69}{0,67}$	$\frac{0,79}{0,78}$	$\frac{0,688}{0,67}$	$\frac{0,794}{0,785}$	$\frac{0,689}{0,672}$	$\frac{0,798}{0,788}$
$G_v, кг/с$	89,0	$\frac{78,2}{79,2}$	$\frac{86,8}{87,6}$	$\frac{86,1}{87,6}$	$\frac{68,4}{70,3}$	$\frac{86,7}{88,2}$	$\frac{69,0}{70,9}$	$\frac{86,6}{88,2}$	$\frac{69,0}{70,8}$
$\bar{n}_v$	1,0	$\frac{0,945}{0,968}$	$\frac{0,95}{0,975}$	$\frac{0,95}{0,975}$	$\frac{0,798}{0,81}$	$\frac{0,949}{0,975}$	$\frac{0,798}{0,81}$	$\frac{0,949}{0,975}$	$\frac{0,795}{0,81}$
$\bar{n}_k$	0,987	$\frac{0,93}{0,946}$	$\frac{0,935}{0,952}$	$\frac{0,935}{0,952}$	$\frac{0,833}{0,841}$	$\frac{0,935}{0,952}$	$\frac{0,833}{0,841}$	$\frac{0,935}{0,952}$	$\frac{0,831}{0,841}$
$F_c, см^2$	2670	$\frac{2770}{2770}$	$\frac{2785}{2797}$	$\frac{2798}{2812}$	$\frac{2770}{2770}$	$\frac{2810}{2828}$	$\frac{2770}{2770}$	$\frac{2822}{2841}$	$\frac{2770}{2770}$
Π_c^*	2,39	$\frac{1,85}{1,9}$	$\frac{2,07}{2,14}$	$\frac{2,14}{2,21}$	$\frac{1,56}{1,6}$	$\frac{2,21}{2,28}$	$\frac{1,6}{1,65}$	$\frac{2,26}{2,34}$	$\frac{1,62}{1,68}$
T_c^*, K	773	$\frac{710}{726}$	$\frac{718}{740}$	$\frac{717}{740}$	$\frac{588}{598}$	$\frac{718}{741}$	$\frac{587}{598}$	$\frac{718}{741}$	$\frac{587}{598}$
$W_c, м/с$	589	$\frac{476}{496}$	$\frac{516}{536}$	$\frac{526}{546}$	$\frac{374}{387}$	$\frac{536}{555}$	$\frac{383}{397}$	$\frac{543}{562}$	$\frac{389}{404}$

3 Методика расчета шума выхлопной струи самолета на местности и моделей шумоглушащих устройств

Оценка уровней шума двигателя перспективного САС в контрольных точках взлета и набора высоты проведена в соответствии с методикой ЦИАМ, основанной на расчете акустических характеристик выхлопной струи и не учитывающей шума вентилятора, компрессора и турбины. В случаях, когда струя является доминирующим источником шума, расчет уровней эффективно воспринимаемого шума (Effective Perceive Noise Level — EPNL) по предложенной методике дает хорошее совпадение с результатами сертификационных испытаний самолета. Методика расчета протестирована на данных акустической сертификации самолетов Ту-144, Конкорд, Гольфстрим II. Показано, что расхождение результатов расчета и сертификационных данных находится в пределах 0,5–0,8 EPNdB на наборе высоты и в боковой контрольной точках.

В ЦИАМ также предложена методика расчета эффективности средств шумоподавления с использованием банка данных по результатам модельных испытаний. Основное отличие этой методики от известных состоит в том, что в расчеты шума самолета на местности закладываются не прямые измерения акустических характеристик шумоглушающего сопла, а матрицы разности спектральных уровней эталонной осесимметричной струи и струи за шумоглушающим устройством, полученные по экспериментальным данным.

Достоинством предлагаемого метода определения эффективности является то, что он позволяет избежать влияния систематических экспериментальных погрешностей, так как в расчет закладываются только относительные величины измеренных уровней звукового давления.

Результатом расчетов является ΔEPNL — снижение шума самолета, оборудованного шумоглушащим соплом по сравнению базовым вариантом в заданной контрольной точке.

Расчеты EPNL при использовании средств глушения шума струи проведены для трех типов шумоглушащих сопел: плоского и осесимметричного миксера эжектора и для секторного сопла. Схема и фотографии моделей сопел, испытания которых проводились на открытом акустическом стенде ЦИАМ Ц17-А4, приведены на рис. 1.

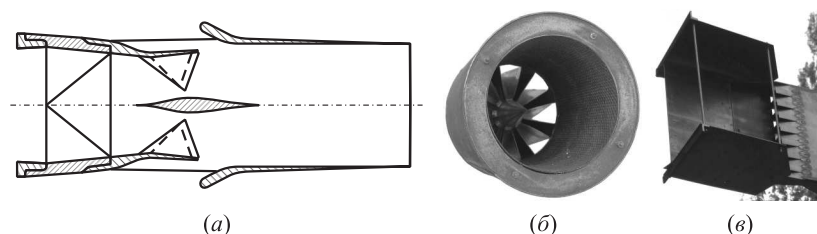


Рис. 1 Модели шумоглушающих сопел: (а) плоский миксер-эжектор; (б) осесимметричный миксер-эжектор; (в) секторное сопло

Следует отметить, что описанный выше метод расчета эффективности шумоглушающих сопел предполагает, что испытания эталонного и шумоподавляющего сопла проводятся на том же режиме работы двигателя, на котором производится взлет и набор высоты САС. Однако результаты испытаний, содержащиеся в Банке данных по шумоглушающим соплам (см. рис. 1), были получены в рамках других задач, и условия истечения струи отличаются от режимов работы базового двигателя САС и его модификаций. Проведение дополнительных экспериментов для пополнения Банка данных соответствующими результатами представляется весьма дорогостоящим, поэтому в рамках работ ЦИАМ предложена методика расчета, основанная на интерполяции имеющихся в банке данных результатов на условия истечения струи из базового двигателя и его модификаций.

Известно, что эффективность применения шумоглушающих сопел зависит в основном от скорости истечения струи. Для заданного режима работы двигателя проведены расчеты снижения эффективно воспринимаемых уровней шума ($\Delta EPNL$) при наложении матриц разностей спектральных уровней эталонной струи и струи за шумоглушающим устройством для имеющихся в Банке данных условий истечения. (При этом скорости истечения струй из Банка данных могут отличаться от реальной скорости выхлопной струи двигателя.) Далее строится зависимость $\Delta EPNL$ от скорости истечения струи, при которой получено данное снижение $EPNL$. Искомое значение эффективности шумоглушающего устройства находится по реальной скорости истечения струи двигателя.

Однако этот метод не применим при расчетах шума в контрольной точке набора высоты при дросселировании двигателя, в тех случаях,

когда изменение скорости выхлопной струи приходится на «верхние 10 EPNdB» осциллограммы пролетного шума.

В настоящей работе методика усовершенствована: интерполяция имеющихся экспериментальных результатов на условия истечения струи реального двигателя используется уже при расчете спектров акустического излучения струи на местности. После расчета спектров определяются воспринимаемые уровни шума (PNL) и обобщающая характеристика — EPNL. При таком подходе изменение скорости выхлопной струи при дросселировании двигателя автоматически учитывается в процессе расчета.

Течение газа в специальном шумоглушащем сопле характеризуется величиной дополнительных потерь тяги, отличающихся от потерь в штатном сопле серийного двигателя. С учетом того что потребная тяга остается неизменной, акустическая эффективность применения шумоглушащего сопла падает.

Достаточно простым способом компенсации потерь тяги в сопле с шумоглушением является увеличение масштаба двигателя. При этом оценки показывают: при дополнительных потерях тяги порядка 5% площадь критики сопла должна увеличиться на ту же величину без изменения скорости выхлопной струи, а эффективность шумоглушащего сопла снижается примерно на 0,2 EPNdB.

Такая величина находится в пределах точности расчета шума самолета на местности и может не приниматься во внимание. С другой стороны, при рассмотрении вариантов модификации серийного двигателя с сохранением имеющегося газогенератора при использовании шумоглушащих сопел с дополнительными потерями тяги величина заданной тяги реализуется при увеличении скорости выхлопной струи на $\approx 3,5\%$ –4%. Такая величина изменения скорости является существенной и это приводит к снижению акустической эффективности сопла с шумоглушением на 0,5–1 EPNdB в зависимости от схемы сопла и варианта модификации двигателя.

В настоящей работе потери тяги в шумоглушащих соплах учтены и расчеты шума самолета на местности проводятся при меньших скоростях истечения для двигателей без шумоглушения и при больших скоростях выхлопной струи при использовании шумоглушащих сопел. Расчеты эффективности шумоглушащих сопел по вышеизложенной методике были проведены для всех исследованных режимов двигателя в соответствии с данными табл. 1–4.

4 Результаты расчета шума выхлопной струи самолета на местности

Шум выхлопной струи двигателя САС доминирует в контрольных точках взлета и набора высоты. На посадке вклад шума струи в общий уровень двигателей незначителен.

Расчет EPNL производился только в контрольных точках при взлете и наборе высоты самолета, при этом предполагалось, что набор высоты производится без дросселирования двигателей. Показано, что при использовании возможных модификаций серийного двигателя для удовлетворения норм ИКАО (гл. 3) по шуму необходимо применение шумоглушающих сопел. При этом шумоглушающие сопла позволяют решить вопрос снижения шума только в боковой контрольной точке. Во 2-й контрольной точке ($L = 6500$ м) даже при использовании шумоглушающих сопел превышение шума над нормами ИКАО гл. 3 составляет величину 1–2 EPNdB. Следует отметить, что абсолютные значения EPNL, полученные в контрольной точке набора высоты являются предварительными, так как в этой работе рассматривалась траектория взлета без дросселирования двигателей.

Поскольку до сих пор не выработана единая концепция САС, в том числе не определены точно режимы работы двигателя и траектория взлета, в настоящей работе проведены оценки уровней шума на основании предварительных разработок ЦИАМ–ЦАГИ.

Типичные траектории взлета сверхзвукового административного самолета с взлетным весом 25 т, предложенные ЦАГИ, приведены на рис. 2, а. Здесь предполагается, что набор высоты проводится с дросселированием тяги двигателей на высотах полета $H = 300, 500$ и 700 м. Эти траектории использованы для определения EPNL в пролетной ($L = 6500$ м) контрольной точке. Кроме того, для некоторых модификаций двигателя проведены дополнительные расчеты при дросселировании тяги двигателей на высотах $H_d = 400$ и 600 м, а также при взлете самолета без дросселирования двигателей. Числа Маха полета для траекторий, приведенных на рис. 2, а, приведены на рис. 2, б.

Для примера зависимости скорости истечения струи и расхода газа для базового варианта двигателя от расстояния от начала взлетно-посадочной полосы (ВПП) приведены на рис. 3.

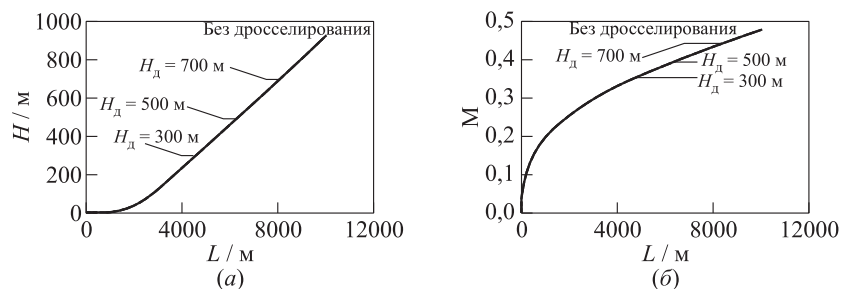


Рис. 2 Траектории взлета САС

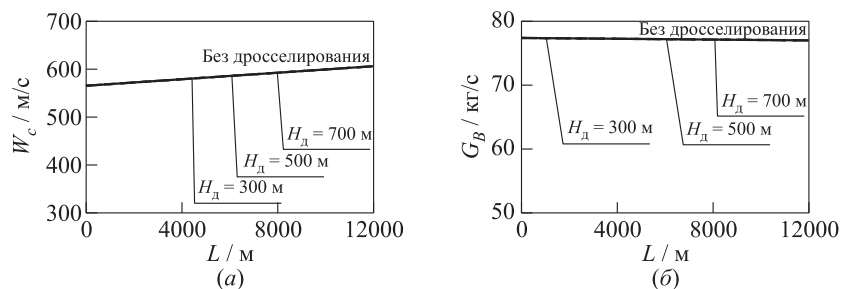


Рис. 3 Базовый вариант двигателя: (а) скорость струи; (б) расход газа

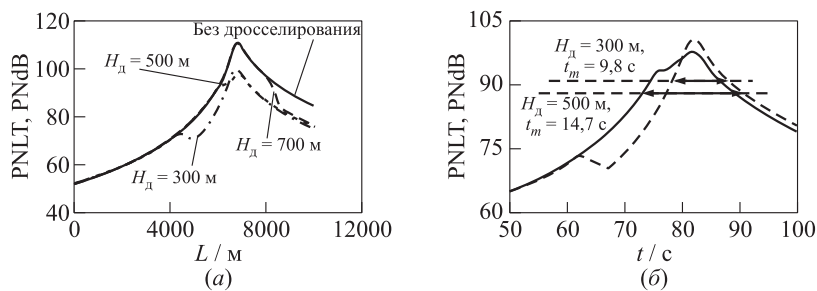


Рис. 4 Осциллограммы пролетного шума при различных высотах дросселирования

На рис. 4 показаны осциллограммы пролетного шума двигателя в контрольной точке набора высоты при использовании базового варианта двигателя без шумоглушения для различных высот начала дросселирования двигателя. Здесь по оси абсцисс отложено время от

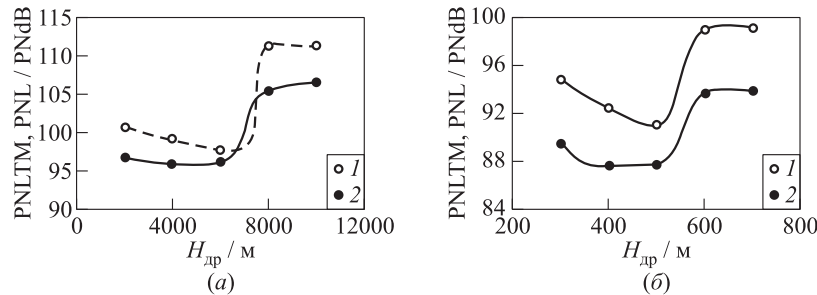


Рис. 5 Зависимость PNLTM (1) и EPNL (2) от высоты дросселирования (базовый вариант двигателя): (а) без шумоглушения; (б) осесимметричный миксер-эжектор

старта, по оси ординат — PNL. На рис. 4, а показана полная траектория взлета, на рис. 4, б — для высот дросселирования $H_d = 300$ и 500 м и более подробно показана та часть траектории, на которой достигается максимум PNLТ, так называемые «верхние 10 PNdB», которые учитываются при расчете EPNL.

Как указано выше, при дросселировании двигателей на меньшей высоте происходит снижение максимума воспринимаемого шума (Maximum Tone-corrected Perceived Noise Level — PNLТМ) струи в контрольной точке набора высоты из-за уменьшения скорости истечения. С другой стороны, поскольку самолет проходит контрольную точку на более низкой высоте, максимум воспринимаемого шума увеличивается.

Эти эффекты проиллюстрированы на рис. 5, а, где показана зависимость PNLТМ от высоты дросселирования двигателей. Видно, что PNLТМ снижается при увеличении высоты дросселирования до тех пор, пока пролет самолета над контрольной точкой ($L = 6500$ м) происходит при пониженной скорости истечения струи. Далее при увеличении высоты дросселирования ($H_d > 500$ м) максимум воспринимаемого шума резко возрастает, так как «верхние 10 PNdB» наблюдаются при более высокой скорости истечения (см. также рис. 4). В отличие от максимума PNLТ уровень эффективно воспринимаемого шума (EPNL) слабо меняется при изменении высоты дросселирования $300 < H_d < 500$ м (см. рис. 5, а). Различие составляет величину порядка 0,5 EPNdB и эта разница находится в пределах точности рас-

чета шума. Слабое влияние высоты дросселирования на эффективно воспринимаемый шум объясняется тем, что когда изменение скорости выхлопной струи при дросселировании происходит при пролете над контрольной точкой измерения шума, то время звучания «верхних 10 PNdB» увеличивается (см. рис. 4, б). Так например, при дросселировании двигателей на высоте 500 м время звучания «верхних 10 PNdB» в 1,5 раза больше, чем при $H_d = 300$ м, хотя уровень PNLTМ примерно на 2,5 PNdB ниже. Поскольку при определении эффективно воспринимаемого уровня шума «верхние 10 PNdB» интегрируются по времени, оказывается, что высота дросселирования двигателей в пределах $H_d < 500$ м практически не влияет на EPNL в контрольной точке набора высоты.

Аналогичные данные получены при расчете шума двигателя с шумоглушащими соплами. Для примера на рис. 5, б показаны результаты расчета PNLTМ и EPNL самолета в контрольной точке набора высоты при использовании осесимметричного миксера-эжектора (см. рис. 1, б) в качестве шумоглушащего сопла. Видно, что при высотах дросселирования $H_d = 400$ и 500 м расчетные величины EPNL достигают минимального значения. При этом высота дросселирования в пределах $H_d = 400$ –500 м практически не влияет на абсолютный уровень эффективно воспринимаемого шума. Исходя из вышеизложенного в настоящей работе результаты расчета эффективности шумоглушащих сопел приведены только для высоты дросселирования двигателей $H_d = 500$ м.

Осциллограммы шума в контрольной точке набора высоты при использовании различных шумоглушащих сопел на базовом варианте двигателя приведены на рис. 6. Видно, что наибольшее снижение воспринимаемого уровня шума по траектории взлета обеспечивает осесимметричный миксер-эжектор.

Основные итоговые результаты исследования показаны на рис. 7. На этом рисунке показаны результаты расчетов эффективно воспринимаемого уровня шума в пролетной контрольной точке при модификации двигателя и использовании различных вариантов шумоглушащих сопел. Нормы гл. 3 для САС с взлетным весом 25 т приведены на рис. 7 штриховой линией. Здесь следует отметить, что в приложении 16 т. I «Авиационный шум» к конвенции ИКАО «Охрана окружающей среды» нормы на шум сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) содержатся в отдельной гл. 12, в которой указано, что нормы

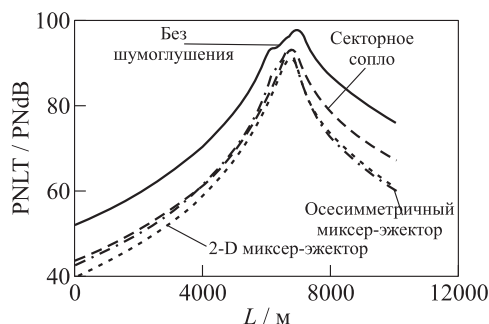


Рис. 6 Осциллограммы шума в контрольной точке набора высоты (базовая модификация двигателя, $H_d = 500$ м)

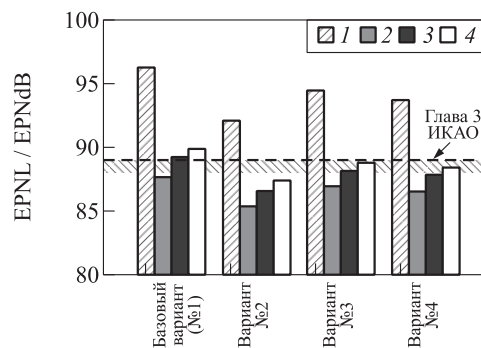


Рис. 7 Уровни шума в контрольной точке набора высоты: 1 — без шумопоглощения; 2 — осесимметричный миксер-эжектор; 3 — плоский миксер-эжектор; 4 — секторное сопло

для СПС в настоящее время разрабатываются и проектировщикам СПС следует ориентироваться на нормы гл. 3. Поэтому в настоящей работе шума САС на местности проводятся в соответствии с нормами гл. 3 ИКАО.

Отметим (см. рис. 7), что модификация базового двигателя с увеличенным диаметром вентилятора и сохранением базового газогенератора при увеличении расчетной степени двухконтурности с $m_{\text{баз.вар.}} = 0,672$ до 0,967 (вариант №2) позволяет снизить шум струи в контрольной точке набора высоты на величину порядка 4 EPNdB по срав-

нению с базовым вариантом двигателя. Однако, такое снижение шума недостаточно для удовлетворения нормам ИКАО. Превышение над нормами гл. 3 для варианта № 2 составляет ≈ 3 EPNdB. Данные рис. 7 еще раз показывают, что при использовании возможных модификаций серийного двигателя для САС необходимо применение шумоглушащих сопел. Для серийного варианта и рассматриваемых модификаций двигателя максимальное снижение шума обеспечивает осесимметричное лепестковое сопло (6–9 EPNdB). При использовании на САС базового двигателя только осесимметричный миксер-эжектор обеспечивает удовлетворение норм гл. 3 в пролетной контрольной точке. При модификации двигателя для всех исследованных вариантов (№№ 2–4) удовлетворение нормам ИКАО по шуму достигается и при применении других конструкций шумоглушащих сопел — плоского миксер-эжектора и секторного сопла.

На практике выбор того, какая именно конструкция шумоглушащего сопла является более приемлемой для САС (плоский или осесимметричный миксер-эжектор или секторное сопло), должен осуществляться с учетом весовых и тяговых характеристик такого сопла, а также с учетом наилучшей интеграции этой конструкции с планером. На современном этапе по оценкам ЦАГИ–ЦИАМ наиболее рациональной является схема плоского секторного сопла, в котором элементы конструкции планера играют роль экранирующих поверхностей сопла типа миксер-эжектор. Анализ показывает (см. рис. 7), что использование такого сопла позволит САС соответствовать нормам ИКАО по шуму при небольших модификациях серийного двигателя (варианты №№ 2–4).

С другой стороны, повышение акустической эффективности секторного сопла на 1–2 EPNdB (например, дополнительные воздухозаборники для усиления эжекции окружающего воздуха, звукопоглощающее покрытие элементов сопла) даст возможность использования и серийного двигателя для перспективного сверхзвукового административного самолета.

Литература

1. ИКАО. Международные стандарты и рекомендуемая практика, «Охрана окружающей среды». Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Т. I: Авиационный шум. — 4-е изд., 2005.



РАЗДЕЛ 3
ИССЛЕДОВАНИЯ
И РАЗРАБОТКИ
ДЛЯ СОЗДАНИЯ
ПЕРСПЕКТИВНЫХ
ГАЗОТУРБИННЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ

Определение рационального технического облика и размерности двигателя для силовой установки перспективных ближне-средних магистральных самолетов семейства МС-21

*А. И. Ланин, А. В. Челомбитко, Л. И. Швеи, А. А. Максимов,
П. А. Рябов, Ю. Д. Халецкий*

1 Введение

В рамках ФЦП «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года» предусмотрено создание перспективных ближне-средних магистральных самолетов (БСМС) семейства МС-21. Двухдвигательные БСМС семейства МС-21 рассчитаны на перевозку 150 (МС-21-200), 181 (МС-21-300) и 212 (МС-21-400) пассажиров на воздушных трассах протяженностью до $L_{\text{расч}} = 5000\text{--}5500$ км и базирование на аэродромах класса В.

В данной работе проведено исследование необходимой тяговооруженности самолетов этого семейства с учетом требований к их летно-техническим и акустическим характеристикам, а также рационального технического облика двигателей для их маршевых силовых установок. Принятые за основу при расчетах летно-технических характеристик (ЛТХ) поэлементные составляющие массы снаряженного самолета, значения взлетных масс, а также технические требования к рассматриваемым вариантам самолета и двигателя представлены в табл. 1.

Самолеты МС-21-200 и МС-21-300, на которые приходится до 80% объема прогнозируемых поставок семейства МС-21, будут иметь одинаковые крыло ($S_{\text{кр}} = 112 \text{ м}^2$) и шасси; модификация МС-21-400 отличается увеличенными размерами крыла в плане (до $S_{\text{кр}} = 129 \text{ м}^2$) при сохранении основных конструктивных решений.

Таблица 1 Основные данные самолетов семействаМС-21 и технические требования на разработку маршевой силовой установки

Самолет	МС-21-200	МС-21-300	МС-21-400
Взлетная масса, т	67,27	75,83	86,95
Масса силовой установки, т	7,84	7,88	8,43
Масса снаряженного самолета, т	37,0	40,6	44,72
Количество пассажиров	150	181	212
Площадь крыла, м ²	112	112	129
Длина ВПП, не более, м	2000	2300	2400
Отборы мощности, л.с.	96,5	104,7	115,6
Отборы воздуха, кг/ч, взлет/крейсерский полет	1980/1575	2323/1851	2647/2111
Требование к тяге при отказе одного двигателя (М = 0,25, Н = 0, +30 °С/730 мм рт. ст.), кгс	8600	9900	11300
Отборы мощности при отказе одного двигателя, л.с	183,5	186,3	212,3
Скорость крейсерская, км/ч	850		
Высота крейсерского полета, не более, км	12		
Дальность полета, км	5000	5000	5500

2 Концепция семейства двигателей

В ходе реализации программы создания самолетов МС-21 концепция выбора двигателей для маршевой силовой установки и технические требования, предъявляемые к ним, подвергались неоднократному уточнению: в марте 2008 г. разработчиком самолета (ОАО «Корпорация «Иркут») было выпущено техническое задание (ТЗ) на конкурс технических предложений по маршевым силовым установкам (МСУ) для самолетов МС-21; в ноябре 2008 г. были выпущены уточненные технические требования к МСУ, которые устанавливали еще более жесткие нормы для удельного расхода топлива, массы силовой установки и других показателей.

На первом этапе на основе научно-технического задела, созданного совместно ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» и ОАО «Авиа-

двигатель», и в соответствии с ТЗ, сформированным разработчиком самолетов в марте 2008 г., была предложена концепция двух двигателей (головной разработчик ОАО «Авиадвигатель») на основе унифицированного газогенератора с 8-ступенчатым компрессором высокого давления (КВД) и 2-ступенчатой турбиной высокого давления (ТВД) для указанных выше трех самолетов семейства МС-21. Базовым в семействе двигателей был принят ТРДД ПД-14, предназначенный для установки на самолет МС-21-300 и представляющий собой двухвальный двигатель с раздельным истечением потоков из двух контуров и прямым приводом вентилятора. Для самолета МС-21-200 предложен двигатель ПД-14А, отличающийся от базового ПД-14 тем, что он работает на пониженных режимах, а для самолета МС-21-400 предложена модификация базового двигателя — турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД) ПД-14М с тягой, повышенной за счет умеренного роста температуры газа перед турбиной и установки дополнительной подпорной ступени.

3 Выбор схемы и параметров двигателей

В ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» при поиске рационального технического облика базового ТРДД исследования были направлены прежде всего на выбор оптимальных с учетом требований ТЗ разработчика самолета (в версии марта 2008 г.) значений степени двухконтурности m и диаметра вентилятора D_v , а также суммарной степени повышения давления в тракте сжатия $\pi_{\kappa\Sigma}^*$. Максимальная температура газа перед турбиной, определяющая ресурс и прочностную надежность двигателя, с учетом данных по свойствам конструкционных материалов и эффективности систем охлаждения, а также с учетом запасов на производственные и эксплуатационные факторы была ограничена величиной $T_r^* \leq 1750$ К на максимальном взлетном режиме (применяется при взлете с одним отказавшим двигателем) в расчетных атмосферных условиях (РАУ) $t_n = +30$ °С, $p_n = 730$ мм рт. ст.

Целесообразная размерность газогенератора определялась при оптимизации облика и параметров базового двигателя в целом. На основании предварительных проработок было принято, что в расчетной точке степень повышения давления КВД должна составлять $\pi_{\text{квд}}^* = 16,8$.

Расчетные исследования выполнялись с использованием разработанных в ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» математических моделей рассматриваемых ТРДД.

В параметрических расчетах были рассмотрены три значения $\pi_{k\Sigma}^*$ на расчетном режиме (35, 40 и 45) и три дискретных значения наружного диаметра вентилятора D_v (190, 200 и 210 см). При $\pi_{kvд}^* = 16,8$ на расчетном режиме соответствующее значение $\pi_{k\Sigma}^*$ обеспечивалось путем подбора степени повышения давления в подпорных ступенях. Величина степени двухконтурности варьировалась в диапазоне от 7 до 11.

На рис. 1 в качестве примера показана часть результатов расчетов, полученных применительно к $\pi_{k\Sigma}^* = 40$.

В каждой расчетной точке расход воздуха через внутренний контур двигателя определялся в соответствии с текущими значениями m и D_v , а требуемые значения тяги обеспечивались соответствующим подбором температуры газа перед турбиной T_g^* .

Увеличение степени двухконтурности приводит, как видно из рис. 1, к существенному росту потребной температуры газа перед турбиной, причем с принятыми условиями расчета у ТРДД с меньшими диаметром вентилятора значения T_g^* существенно выше. Это определяется уменьшением размерности газогенератора, в результате чего для создания им свободной энергии, необходимой для получения заданной тяги, необходимо увеличивать температуру газа перед турбиной T_g^* .

Показано, что при ограничении температуры газа на максимальном взлетном режиме величиной $T_g^* \leq 1750$ К достижение требуемого, согласно ТЗ марта 2008 г., значения эффективного (с учетом отборов воздуха и мощности на самолетные нужды) удельного расхода топлива на крейсерском режиме 0,562 кг/(кгс·ч) возможно только при выборе высоких значений степени двухконтурности: от 9–9,5 при $\pi_{k\Sigma}^* = 45$ до 10–10,5 при $\pi_{k\Sigma}^* = 35$. При указанных значениях m и $\pi_{k\Sigma}^*$ приведенный по параметрам на выходе из КВД расход воздуха, характеризующий размерность газогенератора, варьируется в диапазоне от 2,5 до 2,9 кг/с.

С учетом требований ТЗ к удельному расходу топлива на крейсерском режиме; ограничения максимальной температуры T_g^* ; ограничения $\pi_{k\Sigma}^*$ умеренными значениями, обусловленного необходимостью выполнения норм по эмиссии оксидов азота (NOx), а также уровнем

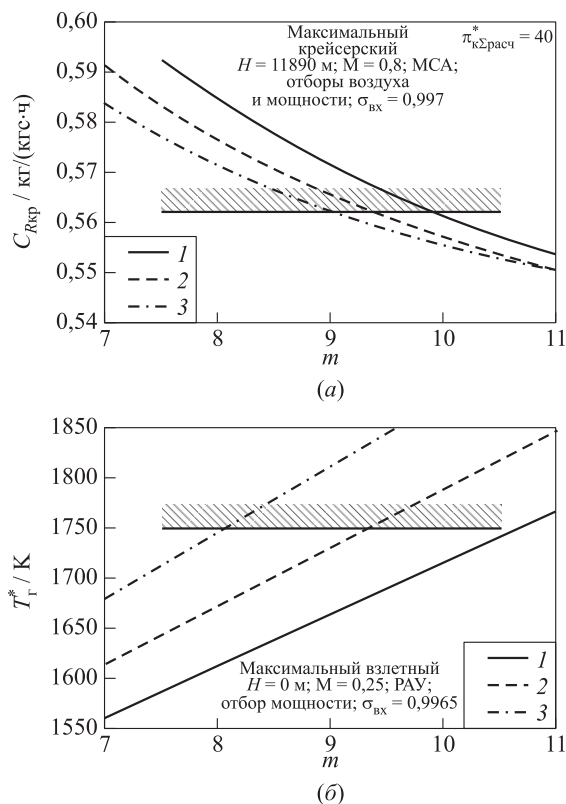


Рис. 1 Изменение удельного расхода топлива и температуры газа в зависимости от расчетного значения степени двухконтурности: 1 — $D_v = 210$ см; 2 — 200; 3 — $D_v = 190$ см

температуры деталей последних ступеней КВД и температуры воздуха, охлаждающего 1-ю ступень ТВД; обеспечения возможностей форсирования двигателя по тяге для дальнейшего рассмотрения был выбран вариант двигателя со следующими параметрами на расчетном (крейсерском) режиме: $\pi_{к\Sigma}^* = 40$, $m = 9,3$, $D_v = 200$ см, при этом на максимальном взлетном режиме температура газа перед турбиной $T_{\Gamma}^* \approx 1750$ К.

При выбранных расчетных значениях параметров рабочего процесса m , $\pi_{к\Sigma}^*$, T_{Γ}^* , а также диаметра вентилятора D_v были исследованы

возможности оптимизации расчетного значения степени повышения давления в КВД (исходное значение, как уже указывалось, было принято равным $\pi_{\text{квд}}^* = 16,8$) с целью уменьшения количества подпорных ступеней, обеспечения оптимальной газодинамической нагруженности ступеней ТВД, уменьшения размеров переходного канала между ТВД и турбиной низкого давления (ТНД). Полученные результаты продемонстрировали целесообразность увеличения $\pi_{\text{квд}}^*$ на расчетном режиме с 16,8 до $\sim 17,5$ –18, что, однако, сопряжено с увеличением технического риска при создании КВД.

Одним из недостатков применения 2-ступенчатой ТВД является то, что в такой турбине, как известно, температура газа на входе в рабочее колесо (РК) 1-й ступени в относительном движении $T_{w1\text{ст}}^*$, а следовательно, и температура рабочей лопатки существенно выше, чем в одноступенчатой ТВД при одинаковых параметрах двигателя; как показали расчеты, для рассматриваемого двигателя это различие составляет ~ 60 К. В связи с этим были выполнены расчеты с целью выявления возможных способов снижения $T_{w1\text{ст}}^*$ для первой ступени 2-ступенчатой ТВД. В частности, представлял интерес анализ влияния распределения работ (мощностей) между двумя ступенями ТВД на $T_{w1\text{ст}}^*$ с учетом изменения коэффициента полезного действия (КПД) ТВД.

Результаты соответствующих расчетов представлены на рис. 2 для трех значений степени реактивности 1-й ступени ТВД: $\rho_{\text{т}1\text{ст}} = 0,4, 0,45$ и $0,5$.

Как видно, увеличение доли работы 1-й ступени ТВД благоприятно сказывается на температуре газа в относительном движении T_w^* на входе в РК 1-й ступени, а, следовательно, и на температуре рабочей лопатки. Так, при увеличении доли работы 1-й ступени с 0,5 до 0,6 величина $T_{w1\text{ст}}^*$ может быть понижена на ~ 20 К. Возможности такого снижения температуры, однако, ограничены определенными пределами, связанными со снижением КПД ТВД из-за неоптимальной нагруженности ступеней (перегруженная 1-я ступень и недогруженная 2-я ступень). Расчетами было установлено, что при увеличении $N_{1\text{ст} \text{ ТВД}}/N_{\text{ТВД}}$ с 0,5 до 0,6 КПД ТВД может снизиться на 0,01–0,013.

Снижения $T_{w1\text{ст}}^*$ можно достичь также в результате выбора пониженных значений степени реактивности 1-й ступени (см. рис. 2); например, уменьшение $\rho_{\text{т}1\text{ст}}$ с 0,5 до 0,4 приводит к снижению $T_{w1\text{ст}}^*$ на ~ 20 К.

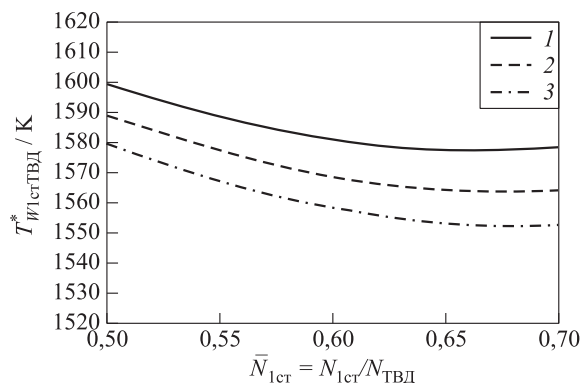


Рис. 2 Влияние распределения работы между ступенями ТВД на температуру газа на входе в РК 1-й ступени в относительном движении: 1 — $\rho = 0,50$; 2 — $0,45$; 3 — $\rho = 0,40$

4 Применение регулируемого сопла

Выбор повышенных значений степени двухконтурности, обусловленный ужесточением требований к удельному расходу топлива и акустическим характеристикам двигателя, приводит в ТРДД к уменьшению оптимальных значений $\pi_{вI}^*$, что влечет за собой, как известно, увеличение расслоения на характеристике вентилятора рабочих линий, соответствующих работе двигателя в земных и высотных условиях. Это осложняет оптимизацию режимов работы двигателя с целью обеспечения его высокоэффективной работы как в полетных, так и в земных условиях.

Противоречие заключается в том, что на расчетном крейсерском режиме работы двигателя (в высотных условиях) приходится выбирать более «низкое» положение рабочей точки на характеристике вентилятора относительно линии максимальных значений КПД с тем, чтобы обеспечить приемлемый уровень КПД и достаточный запас газодинамической устойчивости (ГДУ) вентилятора в земных условиях. Это приводит к росту крейсерского удельного расхода топлива. Оптимизация параметров двигателя может быть облегчена при введении в конструкцию двигателя регулируемого сопла наружного контура, позволяющего управлять положением рабочих линий на характеристике вентилятора.

Применительно к выбранному варианту двигателя были выполнены расчеты по исследованию влияния на параметры ТРДД регулирования сопла наружного контура. Предполагалось, что введение регулирования позволяет обеспечить расположение рабочих точек, соответствующих различным режимам работы, на линии максимальных значений КПД.

Показано, что на взлетном режиме работы двигателя (в условиях $H = 0$, $M = 0$, МСА) оказывается возможным достаточно существенно увеличить запас ГДУ вентилятора и его КПД. С принятыми условиями расчета увеличение КПД составило более 0,01. При этом потребная величина взлетной тяги достигалась при меньшей, по крайней мере, на 10 К температуре газа перед турбиной. Удельный расход топлива на крейсерском режиме работы также уменьшился примерно на 0,002 кг/(кгс·ч) ($\sim 0,4\%$). Потребное изменение площади сопла наружного контура составило $\sim 10,5\%–11\%$. Конструктивно такое изменение площади может быть обеспечено различными способами, например за счет осевого перемещения обечайки сопла при соответствующем профилировании капота внутреннего контура.

Расчеты также показали, что на максимальном взлетном режиме в условиях $H = 0$, $M = 0,25$ при введении регулирования сопла, несмотря на увеличение КПД вентилятора, снижение температуры газа не происходит. Это обусловлено тем, что «раскрытие» сопла приводит к увеличению степени двухконтурности, а с ростом t , как известно, тяга ТРДД по мере увеличения числа M снижается быстрее, что требует для обеспечения ее необходимого значения повышения температуры газа; эти два противоположных влияния в данном случае компенсируют друг друга. Тем не менее, обеспечивалось увеличение запаса ГДУ вентилятора.

Следует отметить, что приведенные количественные оценки существенно зависят от конкретной характеристики вентилятора.

Уточнение требований технического задания

Как уже указывалось, к концу 2008 г. Разработчиком самолета были приняты уточненные технические требования к маршевой силовой установке для семейства самолетов МС-21, причем требования к удельному расходу топлива были ужесточены.

Таблица 2 Основные параметры ТРДД семейства ПД-14

Двигатель	ПД-14А	ПД-14	ПД-14М
Взлетный режим, $H = 0$, $M = 0$, $t_n = +30^\circ\text{C}$, $p_n = 760$ мм рт. ст.			
Тяга, тс	12540	14000	15600
Температура газа перед турбиной, К	1667	1733	1750
Суммарный расход воздуха, кг/с	483	509	532
Режим набора высоты, $H = 11$ км, $M = 0,8$, МСА			
Тяга, кгс	2540	2820	2920
Суммарная степень повышения давления	38,0	41,0	46,1
Крейсерский режим, $H = 11$ км, $M = 0,8$, МСА			
Тяга, кгс	2360	2430	2770
Степень двухконтурности	8,6	8,5	7,2
Удельный расход топлива, кг/(кгс·ч)	0,526	0,526	0,535
Число ступеней в компрессоре	1 + 3 + 8		1 + 4 + 8
Число ступеней в турбине	2 + 6		
Сухая масса двигателя, кг	2770		2820
Масса силовой установки, кг	3740		3800

На основе указанных технических требований в ОАО «Авиадвигатель» было разработано Техническое предложение по созданию семейства ТРДД ПД-14 для БСМС. При сохранении общей концепции создания двух ТРДД принятые в Техническом предложении основные параметры базового двигателя являются несколько более умеренными по сравнению с указанными выше, что связано с рядом факторов:

- жесткие требования по весу и габаритам двигателей;
- относительная пологость экстремумов крейсерского удельного расхода топлива по $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ и m ;
- технические риски создания высоконагруженного КВД в приемлемые сроки, обеспечения требуемых экологических показателей и др.

Основные параметры двигателей семейства, по данным [1] представлены в табл. 2. Расход воздуха через КВД, приведенный по полному давлению и температуре воздуха на выходе из него, равен $G_{\text{квд пр.вых}} \approx 2,8$ кг/с; степень повышения давления в КВД — $\pi_{\text{квд}}^* = 16,6$.

На валу вентилятора установлены три подпорные ступени в двигателях ПД-14/-14А и четыре подпорные ступени в двигателе ПД-14М. Установка дополнительной подпорной ступени сопровождается ростом суммарной степени повышения давления, а увеличение надува газогенератора при $D_v = const$ приводит к снижению степени двухконтурности и соответствующему повышению удельного расхода топлива. Все ТРДД семейства имеют единый вентилятор диаметра $D_v = 1900$ мм и шестиступенчатую ТНД.

5 Летно-технические характеристики самолетов семейства МС-21

В анализе ЛТХ самолетов семейства МС-21 использовались характеристики двигателей, полученные как в ОАО «Авиадвигатель», так и в ФГУП «ЦИАМ», в соответствии с техническими требованиями Разработчика самолета конца 2008 г. Предполагается, что в соответствии с техническими требованиями (см. табл. 1) максимальное значение тяги на взлете при отказе одного из двигателей достигается повышением режима работающего двигателя, который обеспечивает $\sim 10\%$ -ное увеличение ее нормальной взлетной величины. В результате пересчета заданных потребных величин на стендовые условия ($M = 0$, $H = 0$, МСА) для трех вариантов самолета МС-21 были получены следующие значения взлетной тяги (нормальной): $R_{взл} = 11,25$, $12,70$ и $14,25$ тс соответственно для двигателей ПД-14А, ПД-14 и ПД-14М.

Оценка ЛТХ рассмотренных самолетов проводилась с использованием комплекса программ математического моделирования и следующей исходной информации:

- основные технические требования к самолету (дальность полета, масса коммерческого груза, число пассажиров, условия базирования, крейсерская скорость и др.);
- аэродинамические характеристики самолета с учетом изменения геометрических параметров планера;
- массовое совершенство планера и силовой установки, масса оборудования и снаряжения в зависимости от пассажироместности;

- дроссельные и высотно-скоростные характеристики ТРДД, полученные в системе силовой установки самолетов с отборами воздуха и мощности.

Предполагается, что полет с заданной коммерческой нагрузкой совершается с постоянной крейсерской скоростью $M_{кр} = 0,8$ на высотах эшелонирования ($H_{эш} = 10,67\text{--}11,28\text{--}11,89$ км), выбираемых из условия достижения минимальных километровых расходов топлива.

Таблица 3 Основные ЛТХ самолетов МС-21

Самолет	МС-21-200	МС-21-300	МС-21-400
Двигатель	ПД-14А	ПД-14	ПД-14М
Взлетная масса самолета, т	67,27	75,83	86,95
Взлетная тяга, тс	11,25	12,70	14,25
Взлетная тяговооруженность, тс	0,3345	0,3350	0,3278
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ²	601	677	674
Число пассажиров (одноклассная компоновка)	150	181	212
Дальность полета, км	5022	5003	5508
Высота крейсерского полета, км	11,28–11,89	10,67–11,28	
Время полета, ч	6,23	6,19	6,78
Потребная тяга начала крейсерского полета, кг	1866	2128	2489
Удельный расход топлива, кг/(кгс·ч)	0,556	0,556	0,554
Топливная эффективность, г/(пасс·км)	15,73	14,67	14,46
Часовой расход топлива, кг/ч	1972	2227	2575
Условия: +30 °С, 760 мм рт. ст. Дистанция продолженного взлета, м	2136	2342	2350
Потребная длина ВПП ($L_{кпв} = 0$), м	2186	2392	2400
Потребная длина ВПП в условиях: +30 °С, 730 мм рт. ст. ($L_{кпв} = 400$ м), м	1868	2080	2092

Аэронавигационный запас топлива соответствует дальности полета в конце крейсерского участка на расстояние 1450 км.

В табл. 3 представлены показатели эффективности семейства самолетов МС-21 с рассмотренными выше вариантами двигателей.

Как показали результаты расчетов ЛТХ, выбранные взлетные массы самолетов МС-21-200/-300/-400 с рассмотренными вариантами силовых установок на основе двигателей типа ПД-14 обеспечивают выполнение основных требований по топливной экономичности технического задания по созданию нового БСМС.

Принятый уровень совершенства элементов двигателя и аэродинамического совершенства планера позволяют получить при заданной дальности полета топливную экономичность перевозок 150-местного самолета на уровне 15,7 г/(пасс·км). С увеличением числа пассажиров (у МС-21-300/-400) с соответствующими вариантами силовых установок можно ожидать ее снижения до 14,5–14,7 г/(пасс·км).

6 Взлетно-посадочные характеристики самолетов семейства МС-21

Расчеты взлетных характеристик самолетов производились в соответствии с нормами летной годности АП-25 при заявленных значениях взлетных масс в двух постановках: а) в условиях $t_n = +30\text{ }^{\circ}\text{C}$, $p_n = 730\text{ мм рт. ст.}$ при 400-метровой концевой полосе безопасности (КПБ); б) в условиях $t_n = +30\text{ }^{\circ}\text{C}$, $p_n = 760\text{ мм рт. ст.}$ и длине КПБ $L_{\text{КПБ}} = 0$. Принято, что механизация крыла позволяет достигнуть величины коэффициента подъемной силы при отрыве $C_{y\text{отр}} = 1,95$ и аэродинамического качества $K_{\text{отр}} \approx 9,6$, обеспечивая 15%-ный запас по скорости сваливания.

Силовая установка, состоящая из двух двигателей ПД-14А с взлетной тягой 11,25 тс, обеспечивает самолету МС-21-200 безопасную эксплуатацию в РАУ ($t_n = +30\text{ }^{\circ}\text{C}$, $p_n = 730\text{ мм рт. ст.}$) на аэродромах с длиной взлетно-посадочной полосы (ВПП) не менее $\sim 1900\text{ м}$ ($L_{\text{КПБ}} = 400\text{ м}$). При взлете в условиях $t_n = +30\text{ }^{\circ}\text{C}$, $p_n = 760\text{ мм рт. ст.}$ на уровне моря без учета полосы безопасности, что сопровождается более жесткими требованиями к величине взлетной тяговооруженности, необходимая длина ВПП аэродрома составляет $\sim 2200\text{ м}$. Для обеспечения заданной в ТЗ $L_{\text{ВПП}} = 2000\text{ м}$ необходимо увеличить

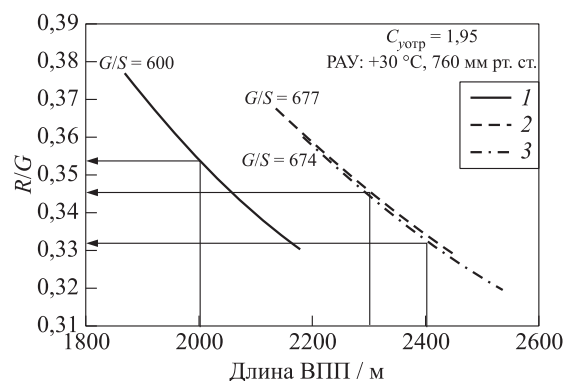


Рис. 3 Изменение длины ВПП аэродрома (при $L_{КПВ} = 0$), обеспечивающей безопасные условия эксплуатации семейства самолетов МС-21 в зависимости от взлетной тяговооруженности: 1 — МС-21-200; 2 — МС-21-300; 3 — МС-21-400

взлетную тягу примерно до 12,0 тс. В случае использования на данном самолете базового ТРДД ПД-14 граничное значение длины взлетной полосы, обеспечивающей безопасную эксплуатацию самолета в случае отказа одного из двигателей, может быть снижено до 1860–1870 м. Следует отметить, что при этом топливная экономичность перевозок и дальность полета практически остаются без изменений.

Аналогичная картина влияния взлетной тяги на требуемую длину ВПП наблюдается и для самолета МС-21-300. Так, выполнение требований по длине ВПП (2300 м) обеспечивается при нормальной взлетной тяге двигателя, равной 13,10 тс ($R/G = 0,346$). В случае отказа одного из двигателей требуемая тяга работающего двигателя должна быть увеличена до $R_{\max \text{ взл}} = 14,0$ тс.

На рис. 3 представлены зависимости, позволяющие для каждого варианта самолета МС-21 определить требуемые значения тяговооруженности, а следовательно, и взлетную тягу двигателя, обеспечивающую безопасные условия базирования на аэродромах с заданной конкретной длиной ВПП. Характер протекания зависимостей определяется величиной удельной нагрузки на крыло, которые у самолетов серии МС-21-300 и -400 близки между собой.

Предложенные ОАО «Авиадвигатель» варианты ТРДД ПД-14 имеют один и тот же вентилятор и, соответственно, диаметр гондолы двигателя, что позволяет без конструктивных изменений устанавливать больший из них на модификации самолета с меньшим числом пассажиров. Так, в случае установки двигателя ПД-14М на самолет МС-21-200 показатель топливной экономичности перевозок изменяется с 15,73 до 15,93 г/(пасс-км) (рост на 1,3%), а некоторое уменьшение дальности полета из-за большей массы силовой установки можно компенсировать дополнительной заправкой топлива. При этом значительный выигрыш достигается в сокращении длины взлета и времени на этапе разгона-набора высоты.

На основании проведенного анализа результатов расчета ЛТХ, полученных для разрабатываемых БСМС, можно заключить, что двигатели нового поколения типа ПД-14 могут обеспечить высокоэффективное их применение на всем семействе самолетов МС-21.

В крейсерских условиях полета при принятом в ОАО «ОКБ им. А. С. Яковлева» уровне аэродинамического совершенства планера на выбранных по минимуму километровых расходов топлива эшелонах полета двигатели ПД-14А и ПД-14 у самолетов серии -200/-300 обеспечивают резерв по тяге ($\Delta R = R_{\text{макс.кр}} - R_{\text{потр.кр}}$) примерно в 250/350 кгс. Самолет МС-21-400 с ТРДД ПД-14М на крейсерской высоте полета практически не имеет запаса по тяге.

Таким образом, проведенные исследования подтвердили правомерность требований к тяговым характеристикам двигателей самолетов МС-21, изложенных в ТЗ на маршевые двигатели.

7 Акустические характеристики самолетов семейства МС-21

Расчеты параметров траектории полета самолетов формировались в условиях, определяемых АП-36 ($p_n = 760$ мм рт.ст; $t_n = +10$ °С). Значение скорости набора высоты определялось сочетанием удельных проектных параметров рассматриваемых вариантов самолета МС-21 и выбором соответствующего максимального значения нормальной перегрузки $N_{y \text{ max}} = 1,15$.

При расчете траектории набора высоты для определения шума в боковой контрольной точке режим работы двигателя сохранялся по-

Таблица 4 Оценка уровней шума самолетов MC-21-200, -300, -400

Самолет	MC-21-200 $G_{\text{взл}} = 67,3$ тс	MC-21-300 $G_{\text{взл}} = 75,8$ тс	MC-21-400 $G_{\text{взл}} = 87,0$ тс
Взлет, EPNdB	93,2	95,4	96,9
Набор высоты, EPNdB	89,4	88,9	90,6
Посадка, EPNdB	91,9	93,1	96,1
Сумма по трем контрольным точкам, EPNdB	274,5	277,4	283,6
Глава 4, EPNdB	277,5	279,4	280,8
Запас относительно гл. 4, EPNdB	3,0	2,0	-2,8

стоянным, а эффективная тяга определялась протеканием высотно-скоростных и дроссельных характеристик с реализацией «теоретического» закона регулирования $T_{\Gamma} = T_{\Gamma \text{ взл}} = \text{const}$.

Для определения шума в пролетной контрольной точке по достижении дальности 5600 м, что соответствует высотам полета 520–600 м, режим работы и тяга снижаются до наибольшего из значений, обеспечивающих или горизонтальный полет с одним неработающим двигателем, или полет с выбранным градиентом набора высоты (не менее 4%) при обоих работающих двигателях.

При заходе на посадку профиль снижения определяется установившимся углом глиссады $\theta_{\text{пл}} = -3^{\circ}$ и высотой над контрольной точкой $H_{\text{к.т}} = 120$ м. Потребный режим работы двигателей выбирается из условия поддержания постоянной скорости, превышающей на 10 узлов расчетную скорость захода на посадку, и зависит от посадочной аэродинамической характеристики и максимального посадочного веса.

Оценка уровней шума самолетов MC-21-200, -300, -400 выполнена в трех контрольных точках. Результаты расчетов приведены в табл. 4.

Как видно, по сумме в трех контрольных точках модификации MC-21-200 и -300 удовлетворяют нормам гл. 4 стандарта ИКАО без применения средств шумоглушения, а модификация MC-21-400 превышает требования гл. 4 на 2,8 EPNdB. По экспертной оценке, современные системы шумоглушения позволяют снизить уровни шума

на 12–15 EPNdB. Таким образом, можно ожидать, что рассмотренные модификации самолета МС-21 будут иметь запас относительно требований гл. 4 ИКАО, равный 12–18 EPNdB.

Литература

1. Максимов И. В. Концептуальный выбор схемы и параметров ТРДД нового поколения для перспективных БСМС // Тр. междунар. научно-технич. конгресса на 11-м Международном салоне «Двигатели-2010». — М., 2010.

Идентификация математической модели турбовинтовентиляторного двигателя с безредукторным приводом винтовентилятора на примере двигателя-демонстратора GE UDF

А. И. Ланшин, А. В. Нискороднов, Л. И. Швец

1 Введение

Единственный в мировом авиадвигателестроении проект полно-размерного двигателя с биротативной турбиной (БТ) и толкающим двухрядным «открытым ротором» (винтовентилятором (ВВ)), дошедший до практической реализации, — демонстрационный турбовинтовентиляторный двигатель (ТВВД) UDF (Unducted Fan), который должен был стать прототипом серийного двигателя GE36. Фирма General Electric (с участием Snecma) приступила к разработке проекта в 1984 г., а с 1985 г. начались стендовые и летные (на самолетах Boeing 727 и MD80) испытания. В общей сложности демонстратор UDF наработал 162 ч на наземном стенде и 463 ч во время летных испытаний. Эти испытания подтвердили правильность концепции такого двигателя, но обвальное падение цен на нефть в начале 1990-х гг. сделало дальнейшую разработку этого проекта экономически нецелесообразной, хотя уже тогда имелись предпосылки для решения ряда выявившихся при испытаниях проблем, прежде всего с уровнем шума на местности и в салоне самолета.

Резкий рост цен на нефть в 2007 г. и усиливающееся давление экологического лобби сделали опять актуальной концепцию двигателя с «открытым ротором», позволяющего существенно улучшить топливную эффективность самолетов и снизить эмиссию вредных веществ. Фирмы General Electric и Snecma в рамках консорциума CFMI возобновили активную работу над двигателем с безредукторным приводом «открытого ротора». Сначала запланированы испытания различных вариантов ВВ в аэродинамической трубе, чтобы оценить его аэродинамические и акустические характеристики, необходимые для оптимизации геометрических параметров. Далее будут проводиться

испытания полностью собранного демонстратора. Его постановка на испытательный стенд планируется на вторую половину 2013 г. в рамках программы Clean Sky [1].

Безредукторная схема двигателя с БТ и толкающим двухрядным ВВ (по принятой в России терминологии) является более интегрированной по сравнению с редукторными схемами. Выбор основных параметров и компоновки БТ должен осуществляться только совместно с выбором параметров приводимого ВВ (частот вращения, распределения мощностей между рядами лопастей и др.) для обеспечения наибольшей эффективности системы «винтовентилятор–турбина», тогда как в редукторной схеме близкие к оптимальным параметры ВВ и турбины могут быть выбраны в значительной степени независимо друг от друга и согласовываться между собой посредством выбора передаточного отношения редуктора. В связи с этим исследования ТВВД безредукторной схемы, включая анализ результатов испытаний, должны сопровождаться интегральной математической моделью двигателя, в которой газотурбинный двигатель (ГТД) со свободной БТ и винтовентилятор рассматриваются как составные части единой системы.

2 Особенности математической модели безредукторного турбовинтовентиляторного двигателя

В 1986 г. в отделении 300 ЦИАМ была разработана интегральная математическая модель безредукторного ТВВД с толкающим ВВ и БТ.

Одним из ключевых элементов при создании математической модели безредукторного ТВВД было адекватное описание БТ привода ВВ. Используемое для турбин обычной схемы покаскадное представление, например в виде характеристики типа

$$q(\lambda_{ca}) = f(\pi_t^*, \lambda_u); \quad \eta_t^* = f(\pi_t^*, \lambda_u),$$

в данном случае неприемлемо, прежде всего потому, что число определяющих критериев подобия из-за наличия двух роторов возрастает на единицу, т. е.

$$q(\lambda_{ca})_{6T} = f(\pi_{6T}^*, \lambda_{u1}, \lambda_{u2}); \quad \eta_{6T}^* = f(\pi_{6T}^*, \lambda_{u1}, \lambda_{u2}),$$

и экспериментальное получение такой характеристики и ее аппроксимация для включения в математическую модель двигателя весьма затруднительны. Кроме того, обязательным должен быть учет вторичных факторов, прежде всего влияния числа Рейнольдса, поскольку на ряде основных эксплуатационных режимов работы двигателя часть ступеней БТ (или все) могут находиться в существенно неавтомоделльной области по числу Рейнольдса. Необходимо также учесть возможное изменение угла атаки на входе в БТ при смене режима работы двигателя, что особенно важно при отсутствии входного соплового аппарата (СА).

С учетом этих соображений в общую математическую модель безредукторного ТВВД была включена модель БТ, в которой расчет проводится с детализацией по лопаточным венцам аналогично принятому для турбин обычной схемы [2]. Модель основана на одномерном (1D) приближении: в качестве исходного элемента принят расчет параметров потока в каждом лопаточном венце для сечения по среднему радиусу с использованием соотношений для треугольников скоростей. При расчете компонентов гидравлических потерь в лопаточных венцах использованы те же обобщения, как и для обычных турбин [3]. В дальнейшем по мере накопления экспериментальных данных они должны быть уточнены с учетом специфики низкоперепадных и высоконагруженных (из-за небольших окружных скоростей) рабочих колес БТ с повышенными углами поворота потока.

Еще одним важным аспектом в математической модели ТВВД является адекватное и удобное для использования описание характеристик ВВ. Включение в интегральную модель ТВВД достаточно сложного описания ВВ, основанного на физических закономерностях обтекания лопастей потоком воздуха, пока представляется затруднительным и преждевременным. В настоящий момент в модели используется аналитическое описание характеристик ВВ, полученных при испытаниях полноразмерных ВВ или уменьшенных моделей, а также в результате расчета с использованием численного моделирования. Общепринятой формой представления характеристик ВВ (как однорядного, так и двухрядного) являются зависимости, связывающие между собой параметры α , β , λ , $\eta_{ВВ}$ и φ :

– в полетных условиях при $M_{\Pi} = const$

$$\beta = f(\lambda, \varphi); \quad \eta_{ВВ} = f(\lambda, \varphi);$$

– в земных условиях (например, при $M_n \leq 0,35$)

$$\beta = f(\lambda, \varphi); \quad \alpha = f(\lambda, \varphi),$$

где β — коэффициент мощности ВВ, α — коэффициент тяги ВВ, λ — относительная поступь ВВ, $\eta_{вв}$ — тяговый коэффициент полезного действия ВВ, φ — угол установки лопастей (обычно на радиусе $\bar{r} = 0,75$), град.

Характеристики двухрядных ВВ в таком виде приводятся обычно для случая с равными частотами вращения роторов и фиксированной разностью углов установки лопастей переднего и заднего рядов. Строго говоря, такой подход к представлению характеристик двухрядного ВВ не совсем корректен. Для более адекватного описания винтовентилятора в математической модели двигателя было бы логичнее использовать отдельные характеристики переднего и заднего рядов ВВ, причем для характеристики заднего ряда обязателен учет изменяющегося по режимам угла закрутки потока за передним рядом. Однако на практике получить набор таких характеристик расчетом, а тем более при испытаниях моделей ВВ весьма трудоемко, а следовательно, не всегда возможно. Тем не менее, в дальнейшем предполагается разработать методические подходы для детализированного по рядам лопастей представления характеристик двухрядного винтовентилятора, адекватные одномерной математической модели ТВВД.

3 Идентификация математической модели безредукторного турбовинтовентиляторного двигателя по результатам испытаний двигателя GE UDF

До настоящего времени подтвердить достоверность разработанной математической модели безредукторного ТВВД с толкающим ВВ и БТ не представлялось возможным, поскольку выполненных и испытанных двигателей с БТ в нашей стране не было. Сейчас стал доступен ряд материалов по проектированию и стендовым испытаниям двигателя-демонстратора UDF, разработанного и испытанного, как указывалось, фирмами General Electric и Snecma в рамках программы по двигателю GE36 [4, 5]. Это дало возможность выполнить оценку адекватности разработанной математической модели безредукторного

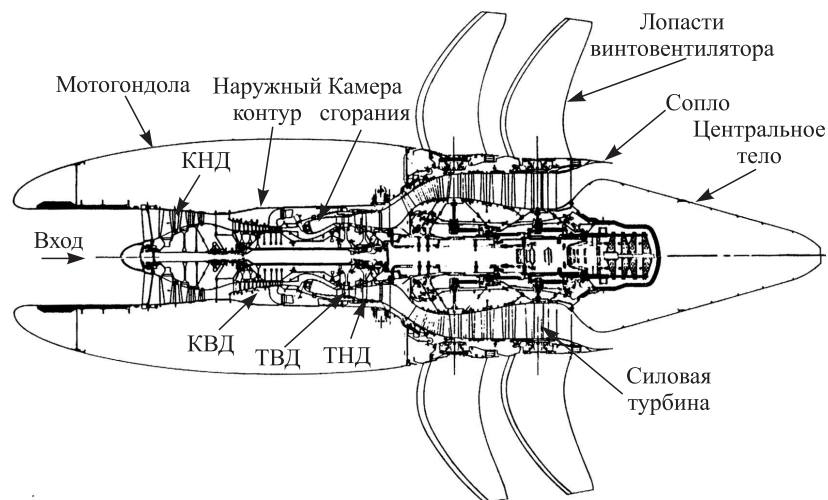


Рис. 1 Двигатель-демонстратор UDF

ТВВД с использованием результатов стендовых испытаний полноразмерного двигателя-демонстратора UDF.

Демонстрационный двигатель UDF (рис. 1) разработан с использованием двухконтурного газогенератора, представляющего собой турбокомпрессорную часть турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой (ТРДДФ) F404-400.

Двухконтурный газогенератор состоит из трехступенчатого компрессора низкого давления (КНД), семиступенчатого компрессора высокого давления (КВД), камеры сгорания, одноступенчатых турбин высокого (ТВД) и низкого давления (ТНД). Толкающий двухрядный высоконагруженный ВВ двигателя UDF с числом лопастей $z_{\text{ВВ}} = 8 + 8$ приводится во вращение БТ с числом рабочих венцов $z_{\text{БТ}} = 6 + 6$. На входе в БТ установлен СА, а на выходе — спрямляющая решетка (СР). На выходе из газогенератора перед БТ расположен промежуточный силовой корпус, выполняющий одновременно функцию смесителя потоков из наружного и внутреннего контуров. В стойках этого корпуса имеется около 41 тыс. отверстий диаметром 0,03 дюйма (0,762 мм), через которые в газовый тракт втекает воздух из наружного контура. Таким образом, одновременно осуществляется конвек-

тивно-пленочное охлаждение силовых стоек и интенсивное смешение потоков перед входом в БТ.

Для построения математической модели двигателя UDF ключевым является достаточно достоверное моделирование двухконтурного газогенератора, заимствованного из ТРДДФ F404-400 (с доработками). Для этого потребовалось разработать приближенную модель ТРДДФ F404-400 по данным [4–6].

В качестве расчетного режима при «завязке» двигателя-демонстратора UDF выбран крейсерский режим в условиях полета с $M = 0,72$ на высоте $H = 10\,668$ м. Основные проектные данные двухрядного ВВ и БТ на этом режиме были взяты из материалов фирмы GE [4, 5]:

- частоты вращения роторов ВВ (в том числе на взлетном режиме);
- средние диаметры лопаточных венцов БТ;
- радиальные зазоры у рабочих лопаток БТ;
- количество лопаток в венцах БТ;
- суммарная степень понижения давления в рабочих венцах и распределение удельной работы по рабочим венцам БТ;
- высоты лопаток — из продольного разреза турбины;
- величины утечек воздуха по тракту БТ;
- действительный перепад полных давлений в сопле.

Выбор геометрических параметров специфического смесителя перед БТ обусловил смещение линии рабочих режимов на характеристике КНД к границе устойчивых режимов по сравнению с базовым двигателем F404-400 и уменьшение степени двухконтурности газогенератора в демонстраторе UDF с $m = 0,34$ до $\approx 0,2$. Для обеспечения газодинамической устойчивости КНД входной направляющий аппарат был прикрыт на $5,5^\circ$ [4].

На рис. 2 изображены линии рабочих режимов КНД UDF — фактическая (по данным фирмы GE) и полученная расчетом по математической модели; как видно, они хорошо совпадают в значительном диапазоне изменения режимов.

В материалах фирмы GE не указаны параметры двигателя UDF на крейсерском режиме работы в условиях $M = 0,72$, $H = 10\,668$ м,

принятом в качестве расчетного режима. В связи с этим при «завязке» двигателя UDF режим работы газогенератора подбирался таким образом, чтобы при заданном значении $\pi_c^* = 1,4$ суммарная степень понижения давления в рабочих венцах БТ составляла известную из проекта величину $\pi_{БТ}^* = 3,722$ [4, 5]. В результате при заданных исходных данных расчетом по математической модели получен коэффициент полезного действия (КПД) БТ $\eta_{БТ}^* = 0,9062$.

В то же время, согласно опубликованным данным, фирмой GE с помощью программы TP3 (Turbine Performance Prediction Program) [4, 5] получен расчетный КПД БТ $\eta_{БТ}^* = 0,9105$. Это значение КПД складывалось из следующих составляющих:

базовый КПД (с нулевыми радиальными зазорами, без учета чисел Рейнольдса)	93,13%
влияние радиальных зазоров	−0,83%
влияние чисел Рейнольдса	−1,36%
влияние силового корпуса на входе	−0,39%
«гладкость» барабана (отсутствие «ниш» для СА)	+0,5%

Таким образом, разработанная в отделении 300 ЦИАМ модель БТ дает результаты, весьма близкие к расчетам фирмы GE. Необходимо отметить, что учет чисел Рейнольдса в модели ЦИАМ с использованием данных [3] приводит к снижению КПД БТ на несколько большую величину ($\sim 2,5\%$) по сравнению с данными фирмы GE. Возможно, это связано с тем, что в использованных в [3] обобщенных зависимостях для учета чисел Рейнольдса не учитываются специфические особенности профилей, применяемых в БТ.

В табл. 1 для сравнения приведены расчетные значения некоторых параметров по тракту турбины (числа Маха в относительном движении на входе и на выходе из венцов, углы выхода потока из

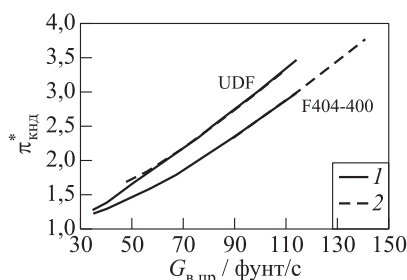


Рис. 2 Линии рабочих режимов КНД в двигателях F404-400 и UDF: 1 — данные GE; 2 — расчет по математической модели

Таблица 1 Параметры по тракту БТ

№ венца	M _{inlet}		M _{exit}		β_{exit}		$\Delta\beta$		V _z , фут/с	
	GE	мод.	GE	мод.	GE	мод.	GE	мод.	GE	мод.
1 (CA)	0,34	0,246	0,44	0,408	47,1°	52,2°	37,8°	52,2°	547	469,6
2	0,35	0,331	0,50	0,513	57,4°	61,5°	94,4°	102,3°	489	451,6
3	0,32	0,332	0,49	0,482	58,9°	60,9°	95,5°	103,7°	454	429,2
4	0,29	0,299	0,48	0,496	60,5°	62,5°	97,4°	101,1°	421	415,6
5	0,28	0,302	0,48	0,478	61,5°	62,3°	98,4°	102,9°	399	399,0
6	0,26	0,282	0,48	0,484	62,6°	63,3°	100,3°	100,9°	380	385,6
7	0,27	0,28	0,49	0,5	61,5°	62,5°	98,2°	101,4°	399	402,3
8	0,28	0,296	0,51	0,508	60,5°	61,5°	96,4°	100,2°	418	416,1
9	0,30	0,305	0,52	0,532	59,4°	60,7°	95,1°	98,3°	436	440,2
10	0,32	0,33	0,54	0,538	58,7°	59,7°	94,1°	97,7°	454	452,9
11	0,34	0,34	0,51	0,523	55,1°	56,7°	90,6°	93,8°	472	473,5
12	0,33	0,339	0,48	0,469	50,2°	51,0°	78,5°	82,7°	488	482,2
13	0,32	0,315	0,45	0,457	45,1°	46,4°	64,2°	66,2°	505	509,7
14 (CP)	0,40	0,375	0,36	0,374	—	5,0°	30,4°	27,5°	574	600,9

венца в относительном движении, углы поворота потока в венцах в относительном движении, осевые скорости за венцами). Видно, что результаты расчетов по математической модели отделения 300 ЦИАМ и данные, представленные фирмой GE [4], в целом достаточно близки. Заметные расхождения для первых трех венцов можно объяснить, по-видимому, тем, что меридиональная форма проточной части здесь характеризуется существенным подъемом, и первые ступени фактически являются диагональными, тогда как расчеты в математической модели выполняются для осевых венцов.

На рис. 3 изображены треугольники скоростей для всех венцов БТ, рассчитанные с помощью математической модели. Среди характерных особенностей следует в первую очередь отметить большие углы поворота потока в решетках.

На рис. 4 изображена схема препарирования двигателя-демонстратора UDF в стендовых испытаниях.

Изложенная в материалах фирмы General Electric методика обработки измеряемых параметров при испытаниях полноразмерного демонстратора [5] свидетельствует о том, что значительная часть параметров двигателя UDF при испытаниях определялась не прямыми

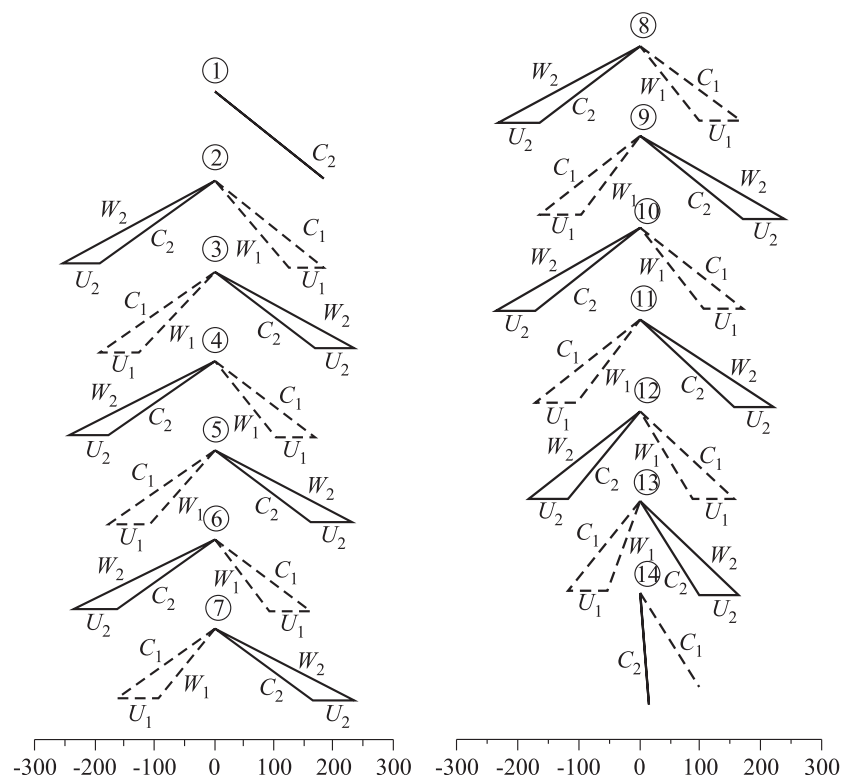


Рис. 3 Треугольники скоростей, рассчитанные по математической модели

измерениями, а вычислениями с использованием расчетных или модельных характеристик узлов. Это могло привести к заметным погрешностям при определении некоторых важных параметров, в том числе мощности БТ и ее КПД.

На рис. 5 для двигателя UDF показано изменение степени повышения температуры газа в газогенераторе $T_{\text{тнд}}^*/T_{\text{вх}}^*$ (Core Engine Temperature Ratio) в зависимости от степени повышения давления в газогенераторе $p_{\text{тнд}}^*/p_{\text{вх}}^*$ (Core Engine Pressure Ratio — EPR). Эта зависимость характеризует эффективный КПД газогенератора. Из рис. 5 видно, что рассчитанная по математической модели зависимость хорошо согласуется с экспериментальными данными, за исключением области

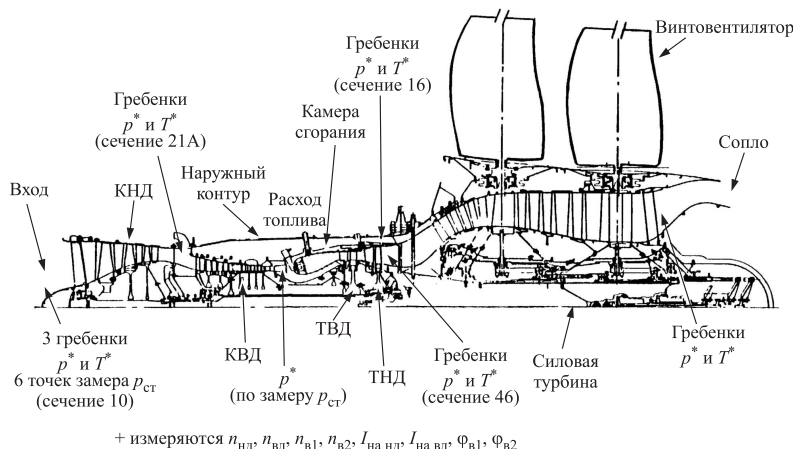


Рис. 4 Схема препарирования двигателя UDF

пониженных режимов, где расчет показывает несколько лучшую эффективность газогенератора. Это расхождение связано, по-видимому, с использованием в модели характеристик узлов-прототипов, дающих на глубоких дроссельных режимах иное протекание параметров

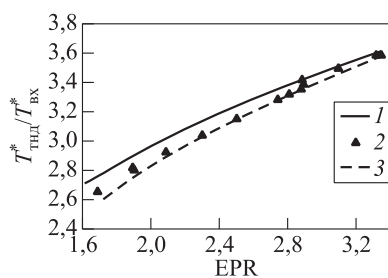


Рис. 5 Сопоставление результатов расчетов и экспериментальных данных для газогенератора UDF, полученных в стендовых условиях: 1 — расчет GE; 2 — эксперимент GE; 3 — расчет по математической модели

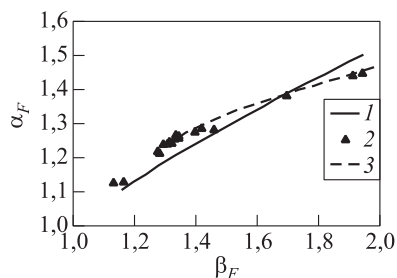


Рис. 6 Зависимость коэффициента тяги BB UDF от коэффициента мощности в стендовых условиях ($M = 0$, $H = 0$): 1 — расчет GE; 2 — эксперимент GE; 3 — расчет по математической модели

(включая КПД) по сравнению с реальными характеристиками узлов UDF.

Необходимо отметить, что в качестве параметра регулирования двигателя UDF принят параметр $EPR = p_{гнд}^*/p_{вх}^*$.

В ходе стендовых испытаний двигателя UDF возникли проблемы, связанные с повышенными вибрациями лопаток БТ, что привело к поломке лопаток первой ступени. После этого БТ была модифицирована:

- увеличены радиальные зазоры у всех рабочих лопаток;
- на всех рабочих лопатках, кроме расположенных на силовых корпусах, установлены демпфирующие штифты.

Эти мероприятия, по оценкам фирмы GE, привели к снижению КПД биротативной турбины примерно на 3,24%. В дальнейших расчетах по математической модели это было учтено.

На рис. 6 показана зависимость коэффициента тяги от коэффициента мощности (рассчитанных по ометаемой площади) для ВВ UDF. Используемая в математической модели характеристика винта-прототипа АВ-140 была смасштабирована и поправлена таким образом, чтобы зависимость $\alpha_F = f(\beta_F)$ была максимально приближена к экспериментальной.

Из материалов фирмы GE [5] известна программа регулирования частоты вращения ВВ при дросселировании двигателя UDF (рис. 7). Такое изменение частоты вращения ВВ, а также поддержание одинаковыми частот вращения переднего и заднего рядов ВВ, обеспечивается путем соответствующего изменения углов установки лопастей. Эта программа регулирования введена в математическую модель двигателя, что важно для правильного определения, например, углов атаки на входе в венцы БТ и, как следствие, протекания ее пропускной способности и КПД.

На рис. 8–10 показано сопоставление результатов расчета дроссельной характеристики двигателя UDF в стендовых условиях с приведенными в [5] результатами испытаний.

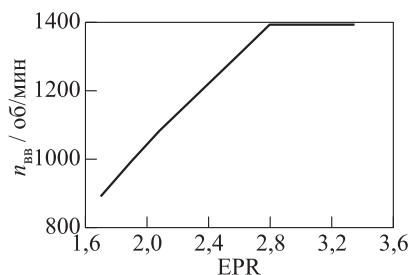


Рис. 7 Программа регулирования частоты вращения ВВ UDF в стендовых условиях ($M = 0$, $H = 0$)

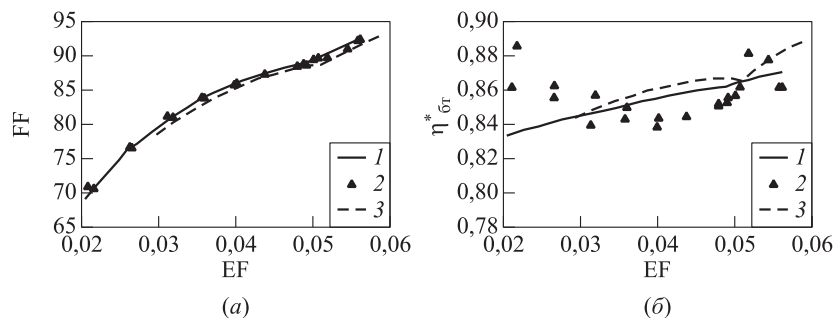


Рис. 8 Изменение пропускной способности (а) и КПД (б) БТ при дросселировании двигателя UDF в стендовых условиях ($M = 0$, $H = 0$): 1 — расчет GE; 2 — эксперимент GE; 3 — расчет по математической модели

На рис. 8, а показано изменение пропускной способности FF (Flow Function) в зависимости от параметра нагрузки EF (Energy Function) БТ. В используемых материалах не поясняется размерность этих величин, но из других источников известно, что фирмой GE в качестве параметра нагрузки EF используется величина $\Delta h / T_4^*$, где Δh — разность удельных энтальпий на входе и на выходе турбины (БТЕ¹/фунт), а T_4^* — температура на входе в турбину ($^{\circ}\text{R}^2$), причем 1 БТЕ/фунт/ $^{\circ}\text{R} = 1$ ккал/кг/К. В качестве параметра Flow Function используется аналог приведенного расхода газа — $G_4 \sqrt{T_4^* / p_4^*}$, где G_4 — физический расход газа на входе в турбину (фунт/с), T_4^* — температура газа на входе в турбину ($^{\circ}\text{R}$), p_4^* — полное давление газа на входе в турбину (фунт силы/дюйм²). Из рис. 8, а видно, что результаты расчетов хорошо согласуются с экспериментальными данными.

На рис. 8, б показано изменение КПД БТ в зависимости от параметра нагрузки (Energy Function). Наблюдается существенное различие характера изменения расчетного $\eta_{БТ}^*$ и определенного по экспериментальным измерениям, что частично объясняется ниже. Показанное протекание расчетного КПД объясняется влиянием на потери в турбине изменения углов атаки на рабочих лопатках при дросселировании с принятой программой регулирования частоты вращения ВВ.

¹БТЕ — британская тепловая единица.

²Градус Рэнкина.

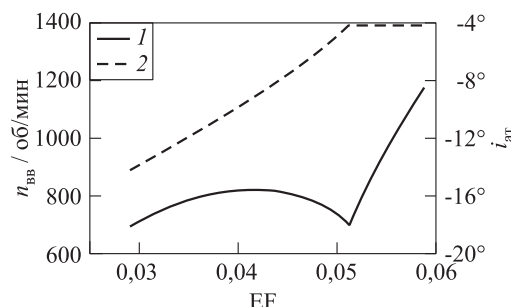


Рис. 9 Изменение угла атаки в 8-м венце БТ (1) и частоты вращения (2) при дросселировании

На рис. 9 показано изменение частоты вращения турбины при дросселировании и соответствующее изменение угла атаки на одном из рабочих венцов турбины (венце № 8). Необходимо отметить, что на расчетном режиме (крейсерский режим, $M = 0,72$, $H = 10\,668$ м) в модели принимались нулевые углы атаки (в материалах фирмы GE соответствующая информация отсутствует). Выбирая на расчетном режиме положительные углы атаки, в принципе можно за счет некоторого снижения $\eta_{6т}^*$ на крейсерском режиме получить более высокий КПД в земных условиях и несколько иное, более гладкое протекание КПД при дросселировании (с принятой программой регулирования частоты вращения ВВ).

Выбор углов атаки в венцах БТ при проектировании двигателя безредукторной схемы требует отдельного рассмотрения с учетом требований к конкретному двигателю. Но в целом при дросселировании двигателя UDF КПД биротативной турбины должен снижаться вследствие неизбежного роста отрицательных углов атаки в лопатках (что определяется принятой программой регулирования). Рост $\eta_{6т}^*$ на глубоких дроссельных режимах, полученный в эксперименте фирмой GE, может быть связан с погрешностями измерений параметров, используемых для вычисления КПД турбины. Косвенно это подтверждает большой разброс экспериментальных значений КПД.

На рис. 10 показана зависимость удельного расхода топлива от тяги двигателя в стендовых условиях. Видно, что при высоких и средних значениях тяги результаты расчетов хорошо согласуются с экспериментальными данными. Расхождения на пониженных режимах

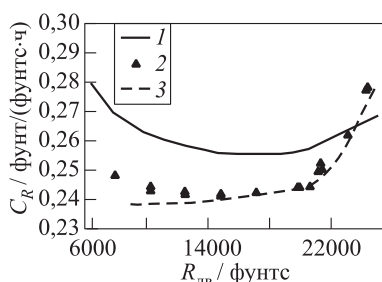


Рис. 10 Изменение удельного расхода топлива при дросселировании двигателя UDF в стендовых условиях ($M = 0$, $H = 0$): 1 — расчет GE; 2 — эксперимент GE; 3 — расчет по математической модели

тальные исследования решеток с низкими расчетными значениями скоростей $\lambda_{2wt} = 0,4-0,6$ и большими углами поворота потока $\theta = 100^\circ-120^\circ$, в том числе при повышенных отрицательных углах атаки (до -30°) и при пониженных значениях чисел $Re \leq 10^5$.

Литература

1. Air et Cosmos, 2009, 9/X, N 2189. P. 50–51.
2. Дружинин Л. Н., Швец Л. И., Ланшин А. И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей // Тр. ЦИАМ, 1979. № 832.
3. Руководящий технический материал авиационной техники РТМ 1614-79. Турбины авиационных газотурбинных двигателей. Расчет газодинамических потерь. 1979.
4. Full scale technology demonstration of a modern counterrotating unducted fan engine concept — design. — General Electric. NASA Contract No. NAS3-24210, CR-180867, December 1987.
5. Full scale technology demonstration of a modern counterrotating unducted fan engine concept — engine test. — General Electric. NASA Contract No. NAS3-24210, CR-180869, December 1987.
6. Иностранные авиационные двигатели. — 11-е изд. — М.: ЦИАМ, 1987.

можно, по-видимому, объяснить тем, что приближенная математическая модель газогенератора на этих режимах показала более высокую термодинамическую эффективность (см. рис. 5).

В целом расчеты по разработанной математической модели двигателя UDF достаточно хорошо согласуются с результатами стендовых испытаний, несмотря на дефицит исходных данных.

Для более достоверной оценки газодинамического совершенства БТ на различных режимах работы необходимы эксперимен-

Определение оптимальных параметров турбовинтовентиляторного двигателя (с «открытым ротором») с безредукторным приводом винтовентилятора для перспективного ближне-среднего магистрального самолета

А. И. Ланшин, Л. И. Швец, А. В. Нискороднов

1 Введение

Европейский совет по авиакосмическим исследованиям (ACARE — Advisory Council for Aeronautics Research in Europe) определил требования к НИОКР авиационной промышленности на 2020 г. [1, 2]:

- снижение расхода топлива и эмиссии CO_2 на 50%, причем снижение на 20% должно быть достигнуто за счет двигателя;
- снижение воспринимаемого уровня шума на местности на 50 при этом сам двигатель должен обеспечить снижение шума на 6 Б;
- сокращение уровня эмиссии NO на 80% при этом за счет двигателя эмиссия NOx должна быть уменьшена на 60%–80%.

В обеспечение этих требований зарубежными фирмами (General Electric, Snecma, Rolls-Royce) ведутся разработки различных концепций двигателя для ближних и ближне-средних магистральных самолетов (БСМС). Одной из них является двигатель с «открытым ротором», который, по оценкам фирмы Snecma, позволит уменьшить расход топлива и эмиссию CO_2 на 7% сверх целей ACARE-2020, что означает сокращение расхода топлива на 22%–28% по сравнению с двигателями 2000 г.

Поставленная задача должна быть решена, в основном, благодаря очень высокому полетному коэффициенту полезного действия (КПД), который в эквивалентном турбореактивном двухконтурном двигателе (ТРДД) может быть обеспечен при степени двухконтурности $m \approx 40$ (без потерь в наружном контуре), а также благодаря преимуществу в весе и внешнем сопротивлении, связанному с применением незакапотированного движителя.

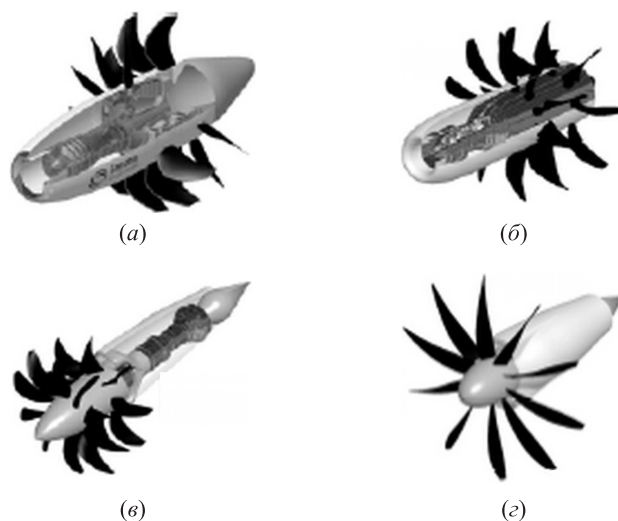


Рис. 1 Варианты двигателя с открытым ротором, рассматриваемые фирмой Snecma: (а) безредукторный двигатель с биротативной турбиной и толкающим двухрядным ВВ; (б) двигатель с толкающим двухрядным ВВ и приводом через редуктор; (в) двигатель с тянущим двухрядным ВВ и приводом через редуктор; (г) двигатель с тянущим однорядным ВВ и приводом через редуктор

Двигатель рассматриваемой концепции может быть реализован в нескольких вариантах: с редуктором или без него, с винтовентиляторами (ВВ), расположенными в передней части (тянущий ВВ) или задней части (толкающий ВВ) двигателя. На рис. 1 показаны четыре варианта двигателя, рассматриваемые фирмой Snecma:

- безредукторный двигатель с биротативной турбиной и толкающим двухрядным ВВ;
- двигатель с толкающим двухрядным ВВ и приводом через редуктор;
- двигатель с тянущим двухрядным ВВ и приводом через редуктор;
- двигатель с тянущим однорядным ВВ и приводом через редуктор.

Концепция с толкающим ВВ прямого (без использования редуктора) привода (Counter-Rotating Direct Drive Pusher) является базовой прежде всего потому, что ее характеристики известны по результатам проведенной фирмой General Electric в 1980-х гг. программы по двигателю GE36, в которой фирма Snecma имела 35%-ную долю участия.

Кроме того, эта схема двигателя обладает рядом преимуществ по сравнению с остальными:

- обеспечиваются равные крутящие моменты и мощности переднего и заднего рядов открытого ВВ;
- практически отсутствуют ограничения по мощности;
- упрощаются маслосистема и система охлаждения масла;
- уменьшается длина силовой установки (СУ) по сравнению с редукторным вариантом;
- прогнозируется уменьшение уровня вибраций.

Следует отметить, что в рамках программы работ по двигателю GE36 фирмой General Electric (с участием Snecma) был создан двигатель-демонстратор UDF (Unducted Fan) — единственный проект полноразмерного авиационного двигателя с биротативной турбиной и толкающим двухрядным открытым ротором, дошедший до практической реализации вплоть до проведения широкого комплекса стендовых и летных (на самолетах Boeing 727 и MD80) испытаний. В начале 1990-х гг., когда стоимость нефти стабилизировалась на низком уровне, а также из-за труднорешаемых проблем, связанных с вибрациями и шумом, возникших при испытаниях демонстратора, дальнейшее выполнение программы по двигателю GE36 было признано нецелесообразным, и она была прекращена.

В настоящее время, когда стал доступным ряд новых технологий, прежде всего методов вычислительной аэродинамики, акустики, прочности и др., которые отсутствовали в 1980-х гг., новых материалов, малоэмиссионных камер сгорания, новых систем автоматического управления (САУ), а также с учетом значительно возросших возможностей вычислительной техники фирмы General Electric и Snecma возобновили активную работу над концепцией «открытых роторов» для авиационных двигателей следующего поколения. NASA «реанимировала» находящийся в НИЦ им. Гленна стенд для проведения испытаний ВВ, использовавшийся в 1980-х гг. и впоследствии законсервированный.

Интерес к схеме двигателя с «открытым ротором» проявляет и фирма Rolls-Royce. Следует отметить, что в 1980-е гг. фирма Allison, которая в настоящее время является американским подразделением Rolls-Royce, совместно с фирмами Hamilton Standard и Pratt&Whitney провела широкий комплекс исследований редукторного турбовинто-вентиляторного двигателя (ТВВД) с толкающим ВВ, включая разработку и испытания демонстрационного двигателя 578DX (в том числе на самолетах Gulfstream II и MD80).

В настоящее время деятельность фирмы Rolls-Royce по данному направлению осуществляется в рамках европейских программ DREAM (стендовые испытания демонстрационного двигателя с «открытым ротором» планируется провести в 2012 г.) и Clean Sky (совместное руководство фирм Snecma и Rolls-Royce).

Основными проблемами при создании двигателей с «открытым ротором» являются:

- обеспечение высокой эффективности ВВ при достаточно большом числе Маха полета;
- снижение шума в ближнем (в салоне самолета) и дальнем (в районе аэродрома) акустическом поле;
- создание современной конструкции ВВ, обеспечивающей надежность «открытых роторов» на уровне, характерном для ТРДД — в отношении усталостной прочности и прочности при соударении с птицами;
- разработка эффективного и надежного механизма изменения шага лопастей ВВ, обеспечивающего, в том числе, режимы реверсирования и флюгирования;
- интеграция с планером самолета (крыльевое или околофюзеляжное размещение, размер пилонов и др.).

Кроме того, остается открытым вопрос о том, каким образом проводить сертификационные испытания лопастей двигателя с «открытым ротором» — как лопасти винта турбовинтового двигателя (ТВД) или лопатки вентилятора ТРДД; существующие требования и правила сертификации значительно различаются в этой части. Во втором случае лопасти двигателя с «открытым ротором» должны быть существенно упрочнены, что повлечет увеличение их веса и ограничение на выбор материалов для их изготовления. В настоящее время предусмотрено, что лопатки вентилятора ТРДД должны выдержи-

вать столкновение со значительно более тяжелой птицей, чем лопасти винта ТВД.

В отличие от редукторных ТВВД, в которых параметры ВВ и силовой турбины могут быть выбраны близкими к оптимальным благодаря наличию редуктора, в безредукторном двигателе выбор основных параметров биротативной турбины, а также ее компоновки должен осуществляться только совместно с выбором параметров приводимого ею ВВ (частоты вращения, размеры, распределение мощностей между роторами).

Настоящее исследование проводилось с применением интегральной математической модели безредукторного ТВВД, в которой газотурбинный двигатель (ГТД) со свободной биротативной турбиной и ВВ рассматриваются как единая система. Математическое описание биротативной турбины детализировано до уровня лопаточных венцов, аналогично принятому в [3] для обычных турбин. Особенности математической модели двигателя такой схемы изложены в [4].

2 Условия параметрических расчетов

Проведены параметрические исследования ТВВД для перспективного БСМС на крейсерском режиме работы в условиях полета на высоте $H = 11$ км с $M = 0,8$. Для определенности принято значение тяги двигателя в этих условиях $R_{кр} = 2800$ кгс.

Рассматриваемые варианты различаются:

- значениями температуры газа перед турбиной;
- значениями суммарной степени повышения давления в компрессоре;
- величинами диаметра ВВ (т. е. нагрузкой на ометаемую площадь).

Как известно, важнейшими параметрами ВВ как движителя являются величина нагрузки на ометаемую площадь $N_{ВВ}/F_{ВВ}$ (или $N_{ВВ}/D_{ВВ}^2$) и связанная с ней средняя величина степени повышения давления $\pi_{ВВ}^*$, более привычная в теории ГТД и характеризующая ВВ как лопаточную машину. При возрастании нагрузки $N_{ВВ}/D_{ВВ}^2$ или $\pi_{ВВ}^*$ полетный КПД движителя

$$\eta_{пол} = \frac{2V}{w_{ВВ} + V}$$

уменьшается, но вследствие увеличения требуемой частоты вращения ВВ одновременно уменьшается нагруженность биротативной турбины безредукторного ТВВД (возрастает параметр $Y_{бт}^*$) и, как следствие, растет ее КПД. Противоположное изменение КПД ВВ и его турбины и является основным фактором, обуславливающим существование оптимальной по топливной экономичности величины нагрузки или $\pi_{вв}^*$ ВВ для безредукторной схемы ТВВД.

Хотя выбор оптимальных параметров ВВ и приводящей его биротативной турбины должен осуществляться по комплексу показателей (экономичность, вес, уровень шума, компоновка на самолете и др.), анализ оптимальных по экономичности параметров турбовинтовентилятора представляет значительный теоретический и практический интерес.

Таким образом, в рассматриваемой постановке задачи определялись зависимости удельного расхода топлива C_R (т. е. определяемого по тяге, а не по мощности, как это обычно делается для ТВД/ТВВД) и других параметров ТВВД от $T_{г}^*$, $\pi_{к\Sigma}^*$, причем в каждой точке определялось оптимальное по C_R значение $\pi_{вв}^*(D_v)$.

Строго говоря, для каждой точки необходимо было также определять оптимальное распределение свободной энергии между ВВ и соплом. Как показали расчеты для базовых значений параметров $T_{г}^* = 1450$ К и $\pi_{к\Sigma}^* = 40$, во всем рассмотренном диапазоне изменения $\pi_{вв}^* = 1,08$ – $1,22$ получено $\pi_{сopt} \approx 1,4$. Ввиду пологости оптимумов по $\pi_{с}$ для упрощения остальных расчетов также принималось, что $\pi_{сopt} = 1,4$ (рис. 2).

При проведении параметрических расчетов были приняты следующие условия:

- рассматривался ТВВД с двухвальным одноконтурным газогенератором и свободной биротативной турбиной, приводящей двухрядный толкающий ВВ; турбины высокого (ВД) и низкого (НД) давления газогенератора одноступенчатые;
- в расчетах были приняты три уровня температуры газа в турбине $T_{г}^*$ (перед рабочим колесом турбины ВД) — 1450, 1500 и 1550 К;
- суммарная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к\Sigma}^*$ изменялась в диапазоне от 30 до 50; соотношение $\pi_{кнд}^*/\pi_{квд}^*$ принималось постоянным;

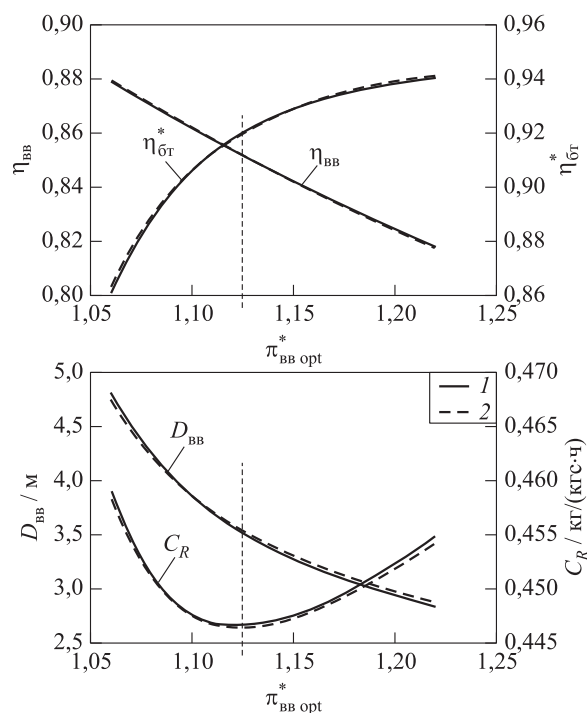


Рис. 2 Выбор оптимального по экономичности значения π_{BB}^* для двигателя с $T_{\text{Г}}^* = 1450 \text{ К}$, $\pi_{\text{КС}}^* = 40$, $R_{\text{ДВ}} = 2800 \text{ кгс}$: 1 — $\pi_c = 1,4$; 2 — π_c — оптимальное значение для каждого π_{BB}^*

- диаметр на входе в компрессор низкого давления (КНД) для каждого варианта выбирался в соответствии с потребной размерностью газогенератора (расходом воздуха), которая в свою очередь определяется в соответствии с заданным значением тяги и конкретным набором параметров для этого варианта;
- основные компоновочные соотношения для турбин ВД и НД и биротативной турбины (соотношения диаметров, форма проточной части) близки к принятым в проекте серийного ТВВД GE36; отношение диаметра втулки ВВ к диаметру на входе в КНД принято неизменным, при этом, как показали расчеты, в приня-

- том диапазоне изменения параметров двигателя величина относительного диаметра втулки ВВ изменяется от 0,394 до 0,4;
- принято, что число рабочих венцов биротативной турбины равно $7 + 7$ (в рамках данной работы влияние числа венцов биротативной турбины на ее параметры не рассматривалось); также принято, что на входе и на выходе биротативной турбины отсутствуют соответственно сопловой аппарат и спрямляющая решетка;
 - в качестве базовой точки в параметрических расчетах принят вариант с $T_{\Gamma}^* = 1450$ К и $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 40$; в области, автотермической по размерности узлов газогенератора (оценка влияния размерности описана ниже), приняты следующие значения показателей эффективности узлов: $\eta_{\text{кнд п}}^* = 0,905$, $\eta_{\text{квд п}}^* = 0,905$ (политропические КПД), $\eta_{\text{кс}} = 0,995$, $\sigma_{\text{кс}} = 0,96$; в базовой точке первичные КПД турбин $\eta_{\text{твд заз}}^* = 0,88$, $\eta_{\text{тнд заз}}^* = 0,915$, для остальных точек принимались неизменными поправочные коэффициенты K_{ζ} к суммарным коэффициентам потерь в турбинах ВД и НД [3];
 - КПД биротативной турбины определялся с помощью повенцовой одномерной (1D) математической модели, включенной в общую модель ТВВД и использующей зависимости для отдельных компонентов гидравлических потерь [5].

Влияние фактора размерности на КПД узлов учитывалось следующим образом:

- влияние размерности на КПД КНД и компрессора ВД (КВД) учитывалось с помощью обобщенной зависимости политропического КПД от приведенного расхода воздуха на выходе $\eta_{\text{п}} = f(G_{\text{пр вых}})$, предложенной фирмой Allison [6];
- при оценке влияния размерности на КПД турбин ВД и НД принимались постоянными абсолютные величины радиальных зазоров в рабочих колесах и толщины выходных кромок лопаточных венцов; влияние указанных факторов на КПД учитывалось в детализированной по лопаточным венцам модели турбин газогенератора, включенной в общую модель ТВВД; в этой модели также предусмотрен учет влияния уровня приведенных скоростей в межлопаточных каналах и чисел Рейнольдса на КПД турбины.

Влияние расхода охлаждающего воздуха. При параметрических расчетах расход воздуха, охлаждающего сопловые и рабочие

лопатки турбин ВД и НД, приближенно определялся в соответствии с заданным для исходной точки запасом длительной прочности по несущей способности рабочих лопаток и максимально допустимой температурой материала сопловых лопаток. При этом использовались зависимости параметра эффективности охлаждения от расхода воздуха $\theta_{ca} = f(G_{охл})$ и $\theta_{рк} = f(G_{охл})$ для перспективных систем охлаждения лопаток.

Принято, что лопатки биротативной турбины неохлаждаемые.

Соотношения для параметров винтовентилятора. Для анализа соотношений между основными параметрами ВВ использованы следующие выражения:

- расход воздуха через ВВ определяется согласно теории винтов, по скорости, средней между скоростью набегающего потока и скоростью за ВВ [7]:

$$G_{\text{ВВ}} = \rho_{\text{н}} \frac{w_{\text{ВВ}} + V}{2} F_{\text{ВВ}},$$

где площадь, ометаемая ВВ

$$F_{\text{ВВ}} = \frac{\pi}{4} D_{\text{ВВ}}^2 \left(1 - \bar{d}_{\text{ВВ}}^2\right)^2;$$

- тяга ВВ

$$R_{\text{ВВ}} = G_{\text{ВВ}}(w_{\text{ВВ}} - V) = \frac{\rho_{\text{н}}}{2} F_{\text{ВВ}} (w_{\text{ВВ}}^2 - V^2);$$

- тяговый КПД ВВ

$$\eta_{\text{ВВ}} = \frac{R_{\text{ВВ}} V}{N_{\text{ВВ}}}.$$

Здесь мощность ВВ

$$N_{\text{ВВ}} = G_{\text{ВВ}} \frac{\kappa}{\kappa - 1} R T_{\text{н}}^* \left(\pi_{\text{ВВ}}^{* (\kappa-1)/\kappa} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\text{ВВ}}^*},$$

где $\pi_{\text{ВВ}}^*$ — средняя степень повышения полного давления в ВВ;

- скорость за ВВ определяется из условия полного расширения воздушного потока с полным давлением за ВВ $p_{\text{ВВ}}^* = p_{\text{н}} \pi_v \pi_{\text{ВВ}}^*$ до атмосферного давления $p_{\text{н}}$:

$$w_{\text{ВВ}} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa - 1} R T_{\text{ВВ}}^* \left[1 - \frac{1}{(\pi_v \pi_{\text{ВВ}}^*)^{(\kappa-1)/\kappa}} \right]},$$

где $T_{\text{ВВ}}^*$ — температура торможения воздушного потока за ВВ:

$$T_{\text{ВВ}}^* = T_{\text{Н}}^* \left(1 + \frac{\kappa - 1}{\kappa} \frac{N_{\text{ВВ}}}{G_{\text{ВВ}} R T_{\text{Н}}^*} \right);$$

– адиабатический КПД ВВ

$$\eta_{\text{ВВ ад}}^* = \frac{L_{\text{ВВ ад}}(\pi_{\text{ВВ}}^*) G_{\text{ВВ}}}{N_{\text{ВВ}}} = \eta_{\text{ВВ}} \frac{L_{\text{ВВ ад}}(\pi_{\text{ВВ}}^*)}{(w_{\text{ВВ}} - V)V};$$

– политропический КПД ВВ

$$\eta_{\text{ВВ п}}^* = \frac{\kappa - 1}{\kappa} \frac{\ln \pi_{\text{ВВ}}^*}{\ln \left(1 + (\pi_{\text{ВВ}}^*)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1 \right) / \eta_{\text{ВВ ад}}^*}.$$

Приведенные формулы устанавливают, в частности, связь между тяговым КПД ВВ $\eta_{\text{ВВ}}$, принятым в теории винтов, и величинами $\pi_{\text{ВВ}}^*$ и коэффициентами $\eta_{\text{ВВ ад}}^*$ и $\eta_{\text{ВВ п}}^*$, используемыми для оценки аэродинамической нагруженности и совершенства вентиляторов ТРДД.

В общем случае мощность, затрачиваемая на привод ВВ, определяется из характеристики ВВ (коэффициент мощности β), в системе уравнений математической модели ТВВД она приравнивается к мощности, развиваемой биротативной турбиной. Из характеристики ВВ определяется также тяговый КПД $\eta_{\text{ВВ}}$.

Последовательность вычислений по приведенным формулам такова:

- по $D_{\text{ВВ}}$ и $\bar{d}_{\text{ВВ}}$ определяется площадь $F_{\text{ВВ}}$;
- из выражения для $\eta_{\text{ВВ}}$ вычисляется тяга $R_{\text{ВВ}}$, а по ней определяется скорость $w_{\text{ВВ}}$;
- по $w_{\text{ВВ}}$ определяется расход воздуха $G_{\text{ВВ}}$; кроме того, из выражения для $w_{\text{ВВ}}$ определяется $\pi_{\text{ВВ}}^*$;
- вычисляются КПД $\eta_{\text{ВВ ад}}^*$ и $\eta_{\text{ВВ п}}^*$.

Анализ статистических данных по КПД ряда одноступенчатых вентиляторов ТРДД с малым $\pi_{\text{В}}^*$ и ВВ ТВВД показал, что у них политропический КПД в области крейсерских режимов $\eta_{\text{В/ВВ п}}^* \approx 0,9$. В связи с этим в параметрических расчетах политропический КПД ВВ принимался неизменным — $\eta_{\text{ВВ п}}^* = 0,9$.

При проектировании безредукторного ТВВД чрезвычайно важно правильно выбрать окружную скорость на периферии лопастей ВВ и,

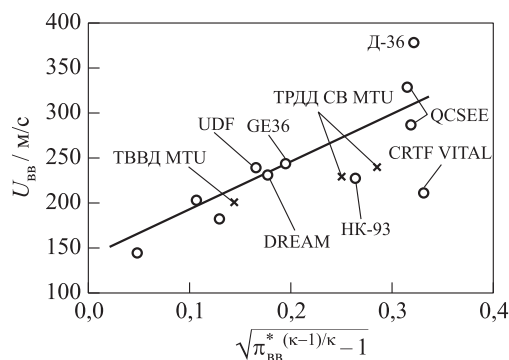


Рис. 3 Зависимость окружной скорости на периферии лопаток от средней степени повышения давления для вентиляторов и ВВ

соответственно, лопаток биротативной турбины: этот параметр определяет аэродинамическую эффективность обоих узлов, а также определяет акустические характеристики силовой установки. Оптимальным для ВВ является выбор умеренных значений $u_{\text{ВВ}}$, тогда как для высоконагруженных ступеней биротативной турбины дефицит окружной скорости приводит к заметному снижению ее КПД или к необходимости увеличения числа ее ступеней.

В принципе выбор оптимальной окружной скорости ВВ ТВВД должен быть сделан на основании аэродинамических, акустических и других расчетов, однако для целей параметрического анализа такой подход неприемлем ввиду его громоздкости. В данном случае для определения зависимости окружной скорости на периферии ВВ от средней степени повышения давления $\pi_{\text{ВВ}}^*$ используется соотношение, основанное на статистических данных. На рис. 3 представлены приведенные к режиму полета с $H = 11$ км, $M = 0,8$ значения $u_{\text{В}}$ для ряда вентиляторов ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности и ВВ ТВВД. Для параметрических расчетов принята линейная зависимость

$$u_{\text{ВВ}} = 529,5 \sqrt{\pi_{\text{ВВ}}^* (\kappa - 1) / \kappa} + 140,4,$$

показанная на рис. 3 прямой.

3 Результаты параметрических расчетов

С принятыми условиями для каждой точки с параметрами двигателя T_{Γ}^* и $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ в рассматриваемом диапазоне параметрических расчетов было определено оптимальное по C_R значение $\pi_{\text{ВВ}}^*$ (или $N_{\text{ВВ}}/F_{\text{ВВ}}$). На рис. 2 показано изменение основных параметров двигателя при $T_{\Gamma}^* = 1450$ К и $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 40$ в зависимости от $\pi_{\text{ВВ}}^*$. Видно, что при увеличении нагрузки на ометаемую площадь (росте $\pi_{\text{ВВ}}^*$) снижается тяговый КПД $\eta_{\text{ВВ}}$, но при этом одновременно наблюдается рост КПД биротативной турбины $\eta_{\text{БТ}}^*$ вследствие увеличения окружных скоростей и снижения ее газодинамической нагруженности. Взаимное влияние этих факторов с учетом влияния размерности газогенератора (двигатель имеет постоянную тягу во всем диапазоне изменения $\pi_{\text{ВВ}}^*$) определяет некоторую оптимальную величину $\pi_{\text{ВВ}}^*$ (минимум C_R). На рис. 2 приведены результаты расчетов с $\pi_c = 1,4$ (сплошные линии) и с оптимальными для каждой величины $\pi_{\text{ВВ}}^*$ значениями π_c (пунктирные линии). Видно, что ввиду пологости оптимумов по π_c для упрощения остальных расчетов, как указывалось выше, можно принять $\pi_{c \text{ opt}} = 1,4$.

Таким образом, в приведенных далее результатах параметрических расчетов в каждой точке двигатель имеет оптимальное по C_R значение $\pi_{\text{ВВ}}^*$ (или оптимальную нагрузку на ометаемую площадь ВВ).

На рис. 4–9 приведены результаты параметрических расчетов с принятыми условиями и допущениями. Видно, что возрастание $\pi_{\kappa\Sigma}^*$

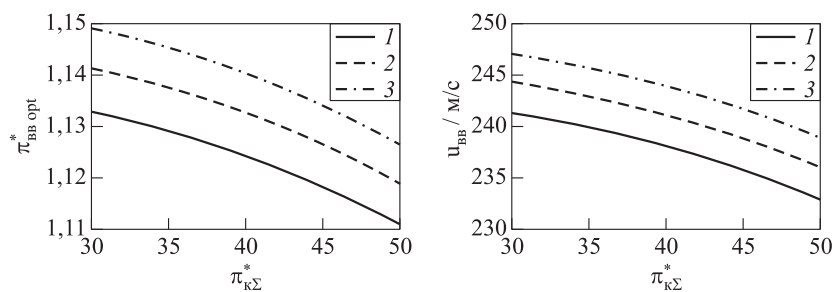


Рис. 4 Оптимальные значения $\pi_{\text{ВВ}}^*$ и $u_{\text{ВВ}}$ в зависимости от параметров двигателя ($H = 11$ км, $M = 0,8$, $R_{\text{дв}} = 2800$ кгс): 1 — $T_{\Gamma}^* = 1450$ К; 2 — 1500; 3 — $T_{\Gamma}^* = 1550$ К

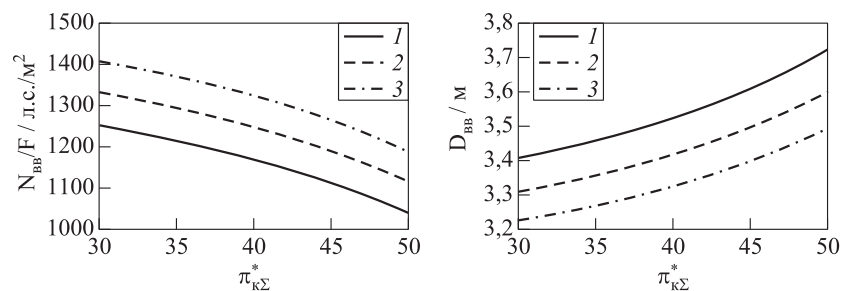


Рис. 5 Значения $N_{\text{BB}}/F_{\text{BB}}$ и D_{BB} в зависимости от параметров двигателя при оптимальных π_{BB}^* ($H = 11$ км, $M = 0,8$, $R_{\text{дв}} = 2800$ кгс): 1 — $T_{\text{г}}^* = 1450$ К; 2 — 1500; 3 — $T_{\text{г}}^* = 1550$ К

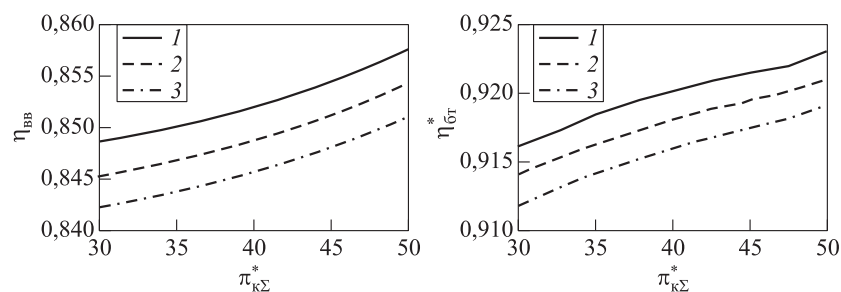


Рис. 6 Значения η_{BB} и $\eta_{\text{бт}}^*$ в зависимости от параметров двигателя при оптимальных π_{BB}^* ($H = 11$ км, $M = 0,8$, $R_{\text{дв}} = 2800$ кгс): 1 — $T_{\text{г}}^* = 1450$ К; 2 — 1500; 3 — $T_{\text{г}}^* = 1550$ К

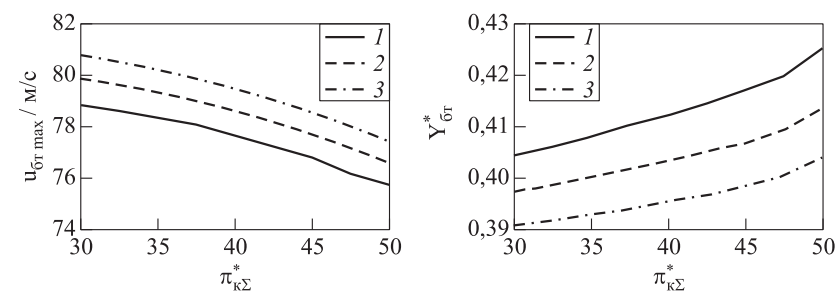


Рис. 7 Значения $u_{\text{бт max}}$ и $Y_{\text{бт}}^*$ в зависимости от параметров двигателя при оптимальных π_{BB}^* ($H = 11$ км, $M = 0,8$, $R_{\text{дв}} = 2800$ кгс): 1 — $T_{\text{г}}^* = 1450$ К; 2 — 1500; 3 — $T_{\text{г}}^* = 1550$ К

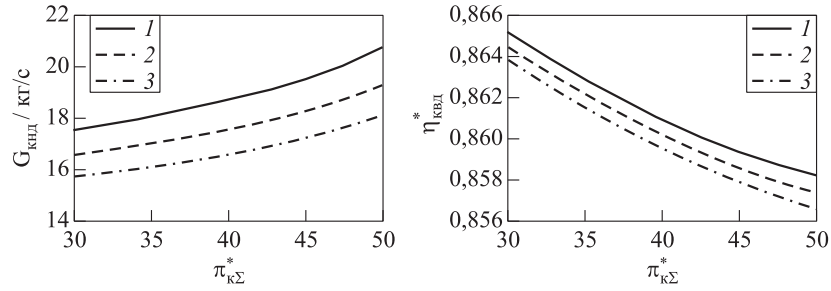


Рис. 8 Значения $G_{\text{кнд}}$ и $\eta_{\text{квд}}^*$ в зависимости от параметров двигателя при оптимальных $\pi_{\text{вв}}^*$ ($H = 11$ км, $M = 0,8$, $R_{\text{дв}} = 2800$ кгс): 1 — $T_{\gamma}^* = 1450$ К; 2 — 1500; 3 — $T_{\gamma}^* = 1550$ К

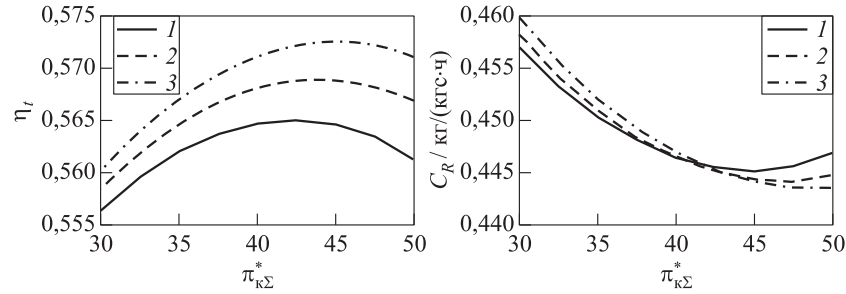


Рис. 9 Значения термического КПД цикла и C_R в зависимости от параметров двигателя при оптимальных $\pi_{\text{вв}}^*$ ($H = 11$ км, $M = 0,8$, $R_{\text{дв}} = 2800$ кгс): 1 — $T_{\gamma}^* = 1450$ К; 2 — 1500; 3 — $T_{\gamma}^* = 1550$ К

приводит к снижению $\pi_{\text{вв}}^*$ и, соответственно, к уменьшению окружной скорости $u_{\text{вв}}$ и нагрузки на ометаемую площадь $N_{\text{вв}}/F_{\text{вв}}$, а также к росту диаметра ВВ $D_{\text{вв}}$. Увеличение T_{γ}^* , наоборот, приводит к увеличению $\pi_{\text{вв}}^*$, росту $u_{\text{вв}}$ и $N_{\text{вв}}/F_{\text{вв}}$ и уменьшению $D_{\text{вв}}$. Это объясняется следующими причинами:

- оптимальное значение $\pi_{\text{вв}}^*$ в каждой точке с параметрами T_{γ}^* и $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ определяется максимумом произведения $\eta_{\text{бт}}^*$ и $\eta_{\text{вв}}^*$ по $\pi_{\text{вв}}^*$ (см. рис. 2), а поскольку выбор параметров цикла и окружных скоростей не оказывает влияния на зависимость $\eta_{\text{вв}} = f(\pi_{\text{вв}}^*)$, то $\pi_{\text{вв}}^*$ определяется протеканием $\eta_{\text{бт}}^* = f(\pi_{\text{вв}}^*)$;

- в рассмотренном диапазоне изменения $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ с его увеличением уменьшается работа цикла и, соответственно, свободная энергия, а при увеличении T_{Γ}^* они, наоборот, растут, что приводит к соответствующему изменению размерности газогенератора при «завязке» двигателей с одинаковой тягой (см. рис. 8);
- увеличение размерности газогенератора (рост $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ и/или снижение T_{Γ}^*) и средних диаметров лопаточных венцов биротативной турбины (связанных компоновочными соотношениями с диаметром входа в КНД), несмотря на некоторое снижение окружной скорости $u_{бт}$, приводит к газодинамической разгрузке биротативной турбины (см. рис. 7), росту ее КПД (см. рис. 6) и смещению $\pi_{вв\text{opt}}^*$ на меньшие значения.

На рис. 8 в качестве примера показано изменение КПД КВД с учетом влияния размерности газогенератора.

На рис. 9 показано изменение термического КПД газогенератора рассматриваемого двигателя в зависимости от T_{Γ}^* и $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ с учетом влияния размерности на КПД узлов и изменения расхода охлаждающего воздуха. На том же рисунке изображена зависимость удельного расхода рассматриваемого двигателя в зависимости от T_{Γ}^* и $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ при оптимальных по экономичности значениях $\pi_{вв}^*$. Видно, что повышение T_{Γ}^* довольно слабо влияет на удельный расход топлива, причем при $\pi_{\kappa\Sigma}^* < 42$ повышение T_{Γ}^* приводит даже к росту C_R . Противоположный характер влияния роста T_{Γ}^* при пониженных и повышенных значениях $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ объясняется разнонаправленным влиянием изменения КПД узлов движителя (ВВ и биротативной турбины) и термического КПД цикла (см. рис. 6 и 9).

Из результатов расчетов следует, что для ТВВД рассматриваемой размерности оптимальные значения $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ составляют 40–45, при этом оптимальные значения $\pi_{вв}^*$ находятся в диапазоне 1,118–1,124 ($D_{вв} = 3,52\text{--}3,6$ м) для $T_{\Gamma}^* = 1450$ К и 1,134–1,14 ($D_{вв} = 3,32\text{--}3,4$ м) для $T_{\Gamma}^* = 1550$ К, а значения $C_{R\text{кр}} = 0,444\text{--}0,447$ кг/кгс·ч.

Пологость оптимумов $C_R = f(\pi_{вв}^*)$ (см. рис. 2) позволяет несколько отступить от оптимальных значений $\pi_{вв}^*$ в сторону увеличения с тем, чтобы уменьшить диаметр ВВ без заметного ущерба для топливной экономичности. Это позволяет несколько упростить проблему компоновки силовой установки с ТВВД на самолете и снизить ее вес. Такое решение проиллюстрировано рис. 10 и 11, где показано влияние

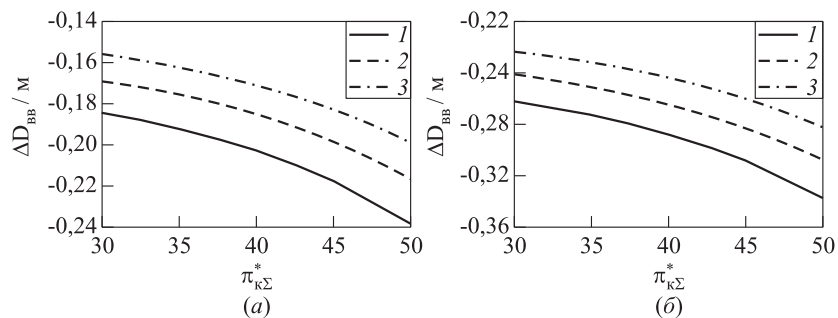


Рис. 10 Уменьшение диаметра ВВ при выборе значения $\pi_{\text{ВВ}}^*$ выше оптимального значения на 0,02 (а) ($\delta C_R \approx 0,1\%–0,2\%$) и 0,03 (б) ($\delta C_R \approx 0,2\%–0,3\%$): 1 — $T_r^* = 1450$ К; 2 — 1500; 3 — $T_r^* = 1550$ К

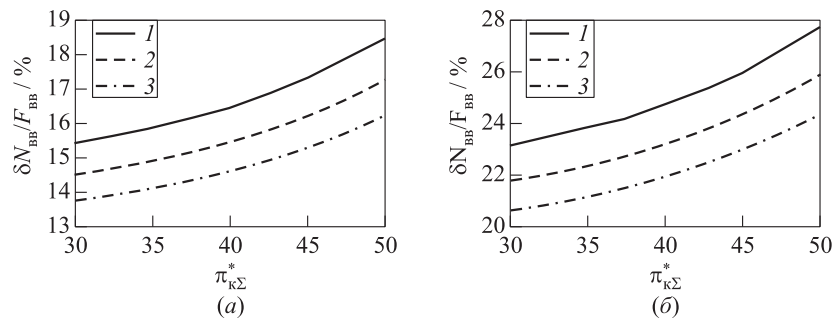


Рис. 11 Увеличение нагрузки на ометаемую площадь ВВ при выборе значения $\pi_{\text{ВВ}}^*$ выше оптимального значения на 0,02 (а) ($\delta C_R \approx 0,1\%–0,2\%$) и 0,03 (б) ($\delta C_R \approx 0,2\%–0,3\%$): 1 — $T_r^* = 1450$ К; 2 — 1500; 3 — $T_r^* = 1550$ К

увеличения $\pi_{\text{ВВ}}^*$ на 0,02 и 0,03 по сравнению с $\pi_{\text{ВВ opt}}^*$ на диаметр ВВ и нагрузку на ометаемую площадь.

Литература

1. Работы по программе ACARE до 2020 г. в направлении создания авиационных двигателей новых конструкций. Реф. № 0906. — ЦИАМ, 2009.
2. ICAS-2008, 26th Congress (International) of the Aeronautical Science // Обзорение ЦИАМ. Сер. Авиационное двигателестроение, 2009. № 31.

3. Дружинин Л. Н., Швец Л. И., Ланшин А. И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей // Тр. ЦИАМ, 1979. № 832.
4. Ланшин А. И., Нискороднов А. В., Швец Л. И. Идентификация математической модели турбовинтовентиляторного двигателя с безредукторным приводом винтовентилятора на примере двигателя-демонстратора GE UDF // Авиационные двигатели и силовые установки / Под ред. А. И. Ланшина. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. С. 243–256.
5. Руководящий технический материал авиационной техники РТМ 1614-79. Турбины авиационных газотурбинных двигателей. Расчет газодинамических потерь. 1979.
6. Anderson R. D., Gill J. C., Novick A. S. Advanced propfan engine characteristics and technology needs. AIAA Paper No. 83-1155, 1983.
7. Александров В. Л. Воздушные винты. — М.: Оборонгиз, 1951.

Численное исследование характеристик потока на входе в силовую установку для интегральных компоновок перспективных магистральных самолетов

Ф. А. Слободкина, В. В. Малинин, А. В. Евтюхин

1 Введение

Экономичность и безопасность с точки зрения защиты окружающей среды стали наиболее важными характеристиками для самолета будущего. Как показывают предварительные научные исследования, для некоторых нетрадиционных конфигураций летающего аппарата (ЛА) существует потенциал по снижению уровня потребления топлива, т. е. повышению экономической эффективности. Один из многообещающих проектов основан на идее «летающего крыла» с центральным крылом вместо традиционного фюзеляжа. Преимущества такого проекта основаны на большей подъемной силе центрального крыла, а также уменьшении смачиваемой поверхности. Аэродинамическая нагрузка частично создается в месте расположения полезного груза, что уменьшает изгибающие моменты, и, таким образом, снижает массу конструкции.

Одним из разновидностей дизайна «летающего крыла» является концепция плавного перехода от крыла к фюзеляжу (Blended Wing Body — BWB), которая представляет собой соединение фюзеляжа, крыла и в некоторых случаях вертикальных и горизонтальных стабилизаторов или хвостового оперения [1, 2].

Новые технологии создания самолета преследуют цель получения крыла с большим отношением подъемной силы к его сопротивлению, усовершенствованной технологией изготовления и монтажа, материалами следующего поколения для корпуса и обшивки. Основная идея проекта BWB состоит в том, чтобы максимизировать полную эффективность путем объединения двигательной системы, крыла и фюзеляжа в единую поверхность, создающую подъемную силу. Эта

конфигурация BWB является новой концепцией в проектировании самолетов, которая обладает большим потенциалом для существенного уменьшения эксплуатационных расходов, улучшения аэродинамических характеристик и возможности как пассажирских, так и грузовых перевозок.

Основные задачи, стоящие перед авиастроительными и научными центрами, состоят в создании самолета, обладающего:

- более высоким отношением подъемной силы к сопротивлению;
- существенно более низким расходом топлива;
- существенным улучшением экологических характеристик;
- бóльшим резервом снижения шума;
- значительно меньшими весовыми характеристиками по сравнению с самолетом обычной схемы при той же самой миссии.

Основные разработки последних лет показывают, что конфигурация BWB удовлетворяет большинству указанных требований.

Одной из первоочередных задач при создании нового самолета типа «летающее крыло» является исследование взаимодействия обтекания крыла и работы силовой установки.

В данном случае проведено численное исследование обтекания ЛА типа «летающее крыло» с целью определения параметров на входе в силовую установку. Исследование основано на уравнениях Навье–Стокса, описывающих течение сжимаемого вязкого теплопроводного газа с учетом возможных отрывов потока, образованием вихревых зон и областей со сверхзвуковым течением. Изучается крейсерский режим полета с числом Маха $M = 0,85$ и высотой $H = 11$ км в широком диапазоне изменения углов атаки.

В дальнейшем для краткости будем называть ЛА типа «летающее крыло» — летающее крыло (ЛК) или просто крыло.

2 Математическая постановка задачи обтекания самолета типа «летающее крыло»

В соответствии с исходной компоновкой самолета, исследуемой в ФГУП «ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского» под руководством А. Ю. Уджуху [2, 3], для рассмотрения принята компоновка ЛА типа «летающее крыло», представленная на рис. 1.

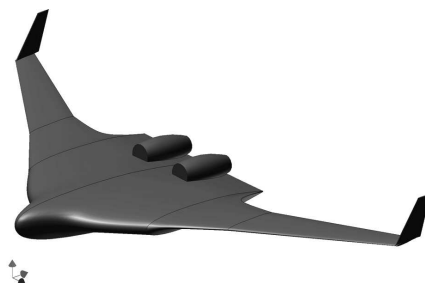


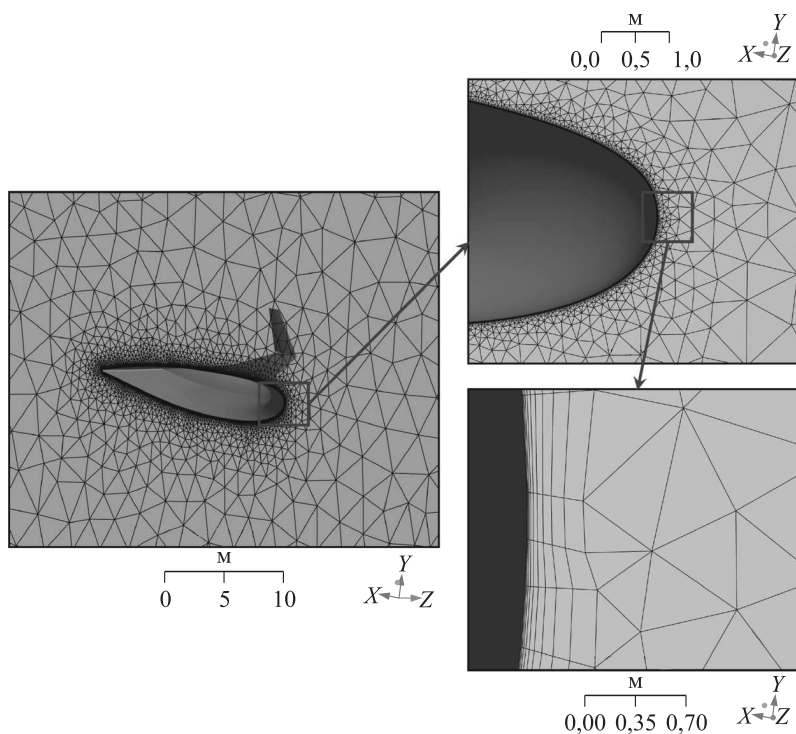
Рис. 1 Летающее крыло в проекции на наклонную плоскость

Цель настоящего исследования — получение картины обтекания верхней поверхности крыла для определения параметров потока на входе в силовую установку, поэтому мотогондолы двигателей были заменены продолжением поверхности крыла, как показано на последующих рисунках.

Для проведения расчетов выбрана область, где располагается ЛК. Рассматривается осесимметричное обтекание под разными углами атаки, поэтому рассчитывается обтекание половины крыла, отсеченной по плоскости симметрии. На плоскости отсечения выставляются граничные условия симметрии.

Так как для расчета используется модель течения сжимаемого вязкого теплопроводного газа в трехмерном пространстве, то граничные условия таковы: на твердых поверхностях выставляется условие равенства нулю скоростей течения, так называемое условие «прилипания», на свободных поверхностях — границах расчетной области — ставятся условия, соответствующие режиму крейсерского полета на высоте $H = 11$ км с числом Маха $M = 0,85$. Размеры расчетной области выбраны так, чтобы ее границы не влияли на обтекание крыла.

Необходимым условием решения задачи является задание трехмерной (3D) геометрии крыла. Модель крыла построена в пакете для трехмерного проектирования. Расчетная сетка (рис. 2), используемая при проведении газодинамического расчета, создана с использованием сеточного генератора Ansys ICEM CFD (3 млн тетрагональных ячеек). Параметры ее позволяют детально рассчитать пограничный слой.

**Рис. 2** Расчетная сетка

Течение воздуха, обтекающего крыло, полностью может быть описано при помощи уравнений неразрывности, энергии и системы уравнений импульсов. Наличие турбулентности приводит к появлению большого количества дополнительных неизвестных: пульсационных составляющих физических величин. Здесь используется двухпараметрическая модель турбулентности, где рассматриваются параметры турбулентности как осредненные величины в единице объема — энергия турбулентных пульсаций и турбулентная вязкость.

Уравнения для этих величин, так же как и для основных параметров течения, представляют собой систему дифференциальных уравнений в частных производных, аргументами которых являются три пространственные координаты и время.

3 Результаты численного моделирования обтекания самолета типа «летающее крыло»

В работе [5] проведено подробное исследование обтекания ЛК и получены результаты, демонстрирующие распределение числа Маха, давления и других параметров в нескольких сечениях, параллельных оси симметрии крыла. Здесь приведем только некоторые наиболее характерные результаты. Картина эволюции вихревых зон в зависимости от углов атаки представлена на рис. 3.

Из полученных результатов следует, что зарождение отрыва начинается при $\alpha = 5^\circ$ в кормовой части крыла. Далее, с ростом угла атаки, область отрыва увеличивается и при $\alpha \geq 10^\circ$ охватывает ту часть крыла, обтекание которой наиболее существенно сказывается на входных параметрах двигателя, в том случае если двигатели расположены в кормовой части крыла (см. рис. 1). Отметим, что одним из вариантов интегрирования силовой установки и крыла является распределенная силовая установка с размещением в хвостовой части ЛА «летающее крыло». На рис. 4 представлены распределения относительного давления (рис. 4, а) и чисел Маха (рис. 4, б) в плоскости, перпендикулярной оси симметрии крыла, на выходной кромке при трех различных углах атаки.

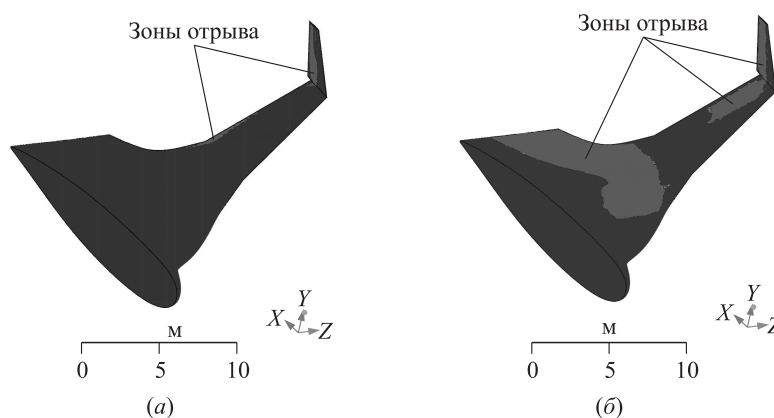


Рис. 3 Зависимость распределения зон отрывного течения от угла атаки: (а) $\alpha = 5^\circ$; (б) $\alpha = 12,5^\circ$

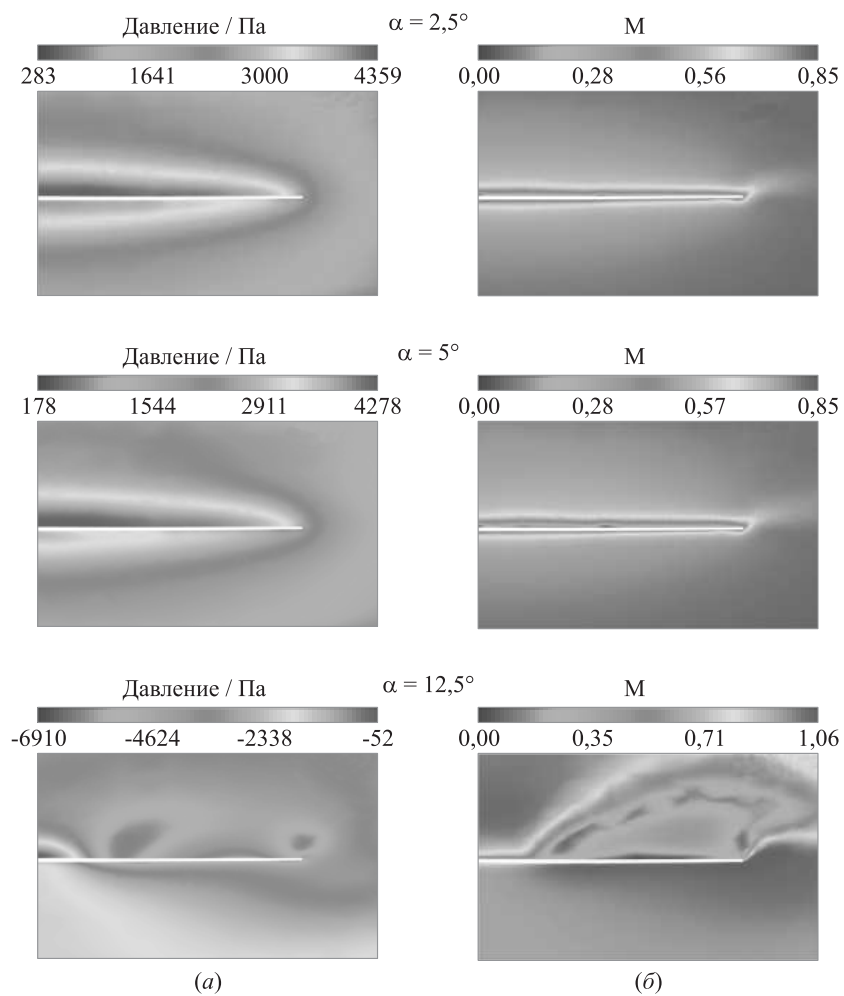


Рис. 4 Профили относительного давления (а) и чисел Маха (б) на выходной кромке самолета-крыла при трех различных углах атаки (поперечный размер профиля составляет около 8 м)

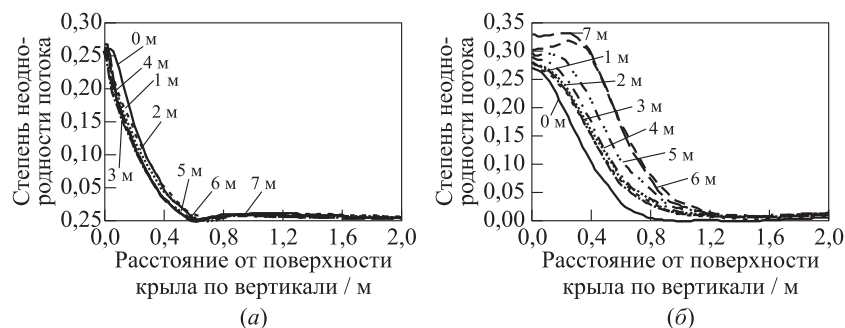


Рис. 5 Степень неоднородности потока для различных расстояний от поверхности ЛК и для разных расстояний от оси симметрии: (а) угол атаки крыла 0° ; (б) угол атаки крыла $7,5^\circ$. (В данном расчете размах крыла по задней кромке ЛА равен 8 м.)

Из результатов, приведенных на рис. 4, видно, что при малых углах атаки на крейсерском режиме поля скоростей и давлений равномерны всюду, за исключением узкой зоны вблизи поверхности летящего крыла. При больших углах атаки, не характерных для крейсерского режима полета, появляются области отрыва потока и образования сверхзвуковых скоростей, что неблагоприятно для работы двигателя.

На рис. 5 представлена степень неоднородности потока по полному давлению у задней кромки ЛК в зависимости от расстояния от поверхности ЛК. На каждом рисунке показаны зависимости для расстояний от оси симметрии ЛК. Видно, что степень неоднородности растет с углом атаки и падает при удалении от поверхности крыла. Под степенью неоднородности понимается относительное отличие полного давления от полного давления невозмущенного потока. Максимальная неоднородность $\sim 25\%$ наблюдается вблизи поверхности. На расстоянии $\sim 0,98\%$ от поверхности неоднородность по высоте не превышает $1\% - 1,5\%$. (Расстояние по высоте отнесено к длине ЛА по линии симметрии.) При расположении СУ на пилоне на высоте, составляющей $\sim 0,29\%$ от длины ЛА, неравномерность потока по высоте входа в воздухозаборник составит не более 2% .

В заключение заметим, что оптимизация характеристик ЛА типа «летающее крыло» представляет сложную многокритериальную за-

дачу, которая должна решаться исследователями разных специализаций.

Литература

1. Ikeda T., Cees B. Aerodynamic performance of a BWB configuration aircraft // 25th Congress (International) of the Aeronautical Sciences (ICAS). 2006.
2. Hansen L. U., Horst P. Representation of structural solutions in BWB preliminary design // 25th Congress (International) of the Aeronautical Sciences (ICAS). 2006.
3. Уджуху А. Ю., Сонин О. В. Проблемы и перспективы применения схем пассажирских самолетов с отбором в силовую установку пограничного слоя фюзеляжа // Материалы конф. «Двигатели 21 века». ЦИАМ, 2005.
4. Ланшин А. И., Селиванов О. Д., Максимов А. А. и др. Исследование рациональной интегральной компоновки и проектных параметров силовой установки и планера для перспективных пассажирских самолетов типа «летающее крыло». ЦИАМ, 2007.
5. Слободкина Ф. А., Евтюхин А. В. Численное исследование характеристик потока на входе в силовую установку для интегральных компоновок перспективных магистральных самолетов. — М., ЦИАМ, 2008.

Разработка облика и обоснование ключевых технологий перспективного вертолетного газотурбинного двигателя на основе базового газогенератора «малой» размерности

*Ю. В. Фокин, И. В. Осипов, Н. И. Огарко, О. И. Иванов, Т. Д. Каримбаев,
Л. Г. Близиюков, В. М. Сильверстов, В. И. Вереvский*

Для обеспечения конкурентоспособности с перспективными зарубежными аналогами необходима реализация комплексной программы создания научно-технического задела (НТЗ) и отработки «прорывных» технологий по элементам, узлам и системам вертолетных двигателей следующего поколения. Разработку новых конструктивно-схемных решений и технологий, обеспечивающих создание прорывного продукта в области малоразмерных, в том числе вертолетных, двигателей целесообразно проводить применительно к перспективному универсальному газогенератору «малой» размерности с параметрами: $G_{\text{пр}} = 7,15 \text{ кг/с}$; $\pi_{\Sigma}^* = 16$; $T_{\text{Г макс}}^* \sim 1750 \text{ К}$.

Такой газогенератор должен стать основой для создания нового поколения газотурбинных двигателей (ГТД) для вертолетов, легких самолетов различных типов и беспилотных летательных аппаратов (БЛА).

При этом в качестве базового двигателя семейства малоразмерных ГТД на основе унифицированного газогенератора может быть принят вертолетный двигатель в классе мощности 2200 кВт.

Актуальность создания вертолетного ГТД такого класса мощности определяется прогнозируемыми потребностями в двигателях в соответствии с модельным рядом вертолетов и двигателей, сформированным ОАО «Вертолеты России» совместно с ОАО «УК «ОДК» и ЦИАМ.

Газотурбинный двигатель новой разработки в классе мощности 2000–3000 кВт необходим для применения в составе силовой установки (СУ) перспективного боевого вертолета, перспективных скоростных вертолетов, а также может быть использован для замены

двигателя ТВ7-117В на модифицированных вариантах вертолета Ми-382/383. Учитывая ситуацию в отечественном двигателестроении, сформировавшуюся за 1990–2000 гг., может быть поставлена задача поэтапного преодоления имеющегося отставания в области НТЗ по малоразмерным ГТД.

На первом этапе может рассматриваться базовый «металлический» газогенератор «малой» размерности, основанный, главным образом, на развитии существующих технологий, применительно к которому должны быть отработаны технические решения, обеспечивающие по сравнению с существующими двигателями уменьшение удельного расхода топлива на 10%–15% и удельной массы на 20%–25%.

На более отдаленную перспективу может быть рассмотрено повышение параметров базового газогенератора и улучшение показателей двигателей на его основе за счет применения таких «прорывных» технологий, как использование неметаллических материалов в горячей части двигателя, позволяющее отказаться от охлаждения турбины, исключение системы смазки («сухой» двигатель) и коробки приводов агрегатов («электрический» двигатель).

Такие решения должны обеспечить «прорывное» улучшение удельных, ресурсных и стоимостных показателей, адекватное требованиям, заданным, в частности, в американской программе ААТЕ (снижение расхода топлива на 20%–25%, увеличение отношения мощности к массе двигателя на 65% и пр.), что в свою очередь обеспечит в перспективе конкурентоспособность отечественных малоразмерных ГТД, создаваемых на базе унифицированного газогенератора, по сравнению с зарубежными двигателями-аналогами следующего поколения.

При формировании облика перспективного вертолетного ГТД в первую очередь должны быть учтены требования обеспечения высоких эксплуатационных характеристик, низкой стоимости производства, технического обслуживания и ремонта, а также повышения надежности двигателя.

Указанным критериям в наибольшей степени отвечает конструктивная схема вертолетного ГТД, включающая следующие основные узлы: двухступенчатый высоконапорный однокаскадный центробежный компрессор без регулируемых элементов проточной части; кольцевая укороченная наклонная камера сгорания; одноступенчатая осе-

вая турбина компрессора; двухступенчатая осевая свободная (силовая) турбина с противоположным по отношению к турбине компрессора направлением вращения ротора, сопрягающаяся с турбиной компрессора без длинного переходного канала.

На настоящем этапе работы выполнен проектировочный расчет двухступенчатого центробежного компрессора с оптимизацией основных параметров ступеней в результате выполнения одно- (1D) и двумерных (2D) расчетов течения в проточной части.

На расчетной частоте вращения $\bar{n}_{\text{пр}} = 1,0$ и $n_{\text{пр}} = 29\,630$ об/мин) в проектной точке с $G_{\text{пр}} = 7,15$ кг/с и $\pi_{\text{к}}^* = 16$ компрессор имеет адиабатический коэффициент полезного действия (КПД) $\eta_{\text{ад}}^* = 0,78$ и запас устойчивой работы $\Delta K_y \approx 16\%$.

В данной работе рассмотрено несколько вариантов турбины компрессора с различными расчетными значениями температуры газа и частоты вращения ротора.

Предполагается, что сопловые и рабочие лопатки турбины компрессора выполняются из композитных материалов и являются не охлаждаемыми. На обдув корпуса и диска рабочего колеса турбины компрессора за компрессором отбирается 1% воздуха, на обдув корпуса и дисков рабочих колес силовой турбины отбирается 1,5% воздуха за первой ступенью компрессора.

Толщины выходных кромок лопаток приняты равными 0,5 мм. Профили сопловых и рабочих лопаток относительно тонкие — $C_{\text{отнСА}} = 0,16$, $C_{\text{отнРК}} = 0,14$. Таким образом, профили сопловых и рабочих лопаток похожи на профили лопатки неохлаждаемых турбин авиационных ГТД второго–третьего поколений, имеющих низкий уровень потерь. Этим объясняется сравнительно высокий уровень КПД рассмотренных одноступенчатых турбин.

Для варианта турбины компрессора с $T_{\text{г}}^* = 1650$ К, $n_{\text{тк}} = 29\,630$ об/мин, принятого в качестве основного, может быть получен первичный КПД $\eta_{\text{тк}}^* = 0,891$.

Для этого варианта турбины с $n_{\text{тк}} = 29\,630$ об/мин обеспечивается плавное сопряжение проточной части турбины компрессора и силовой турбины, для варианта с более высоким значением $n_{\text{тк}}$ потребуется применение переходного канала.

Сравнение основных параметров на расчетном режиме двигателей с охлаждаемой и неохлаждаемой турбиной в условиях $H = 0$, $M = 0$, МСА представлено в табл. 1.

Таблица 1 Сравнение параметров двигателей с охлаждаемой и неохлаждаемой турбиной компрессора

Вариант двигателя	Двигатель с охлаждаемой турбиной	Двигатель с неохлаждаемой турбиной
Расход воздуха на входе в компрессор, кг/с	7,15	7,15
Степень повышения полного давления в компрессоре	16,2	16,0
Частота вращения ротора турбокомпрессора, об/мин	29 630	29 630
Температура воздуха на входе в камеру сгорания, К	723,01	719,92
Расход топлива, кг/ч	623,56	705,02
Температура газа на выходе из камеры сгорания, К	1650	1650
Расход газа на входе в турбину компрессора, кг/с	6,358	7,167
Давление газа на входе в турбину компрессора, кПа	1584,0	1621,2
Температура газа на входе в турбину компрессора, К	1609,7	1650
Степень понижения полного давления газа в турбине компрессора	4,068	3,308
Мощность турбины компрессора, кВт	3233,82	3194,11
Температура газа на входе в силовую турбину, К	1192,1	1295,2
Степень понижения полного давления в силовой турбине	3,692	4,507
Мощность двигателя, кВт	2555	3145
Удельный расход топлива, кг/(кВт·ч)	0,2441	0,2242

Расчеты показали, что в двигателе с неохлаждаемой турбиной может быть достигнуто увеличение удельной мощности на 23% и снижение удельного расхода топлива на 8% по сравнению с двигателем, имеющим охлаждаемую турбину.

Расчет предварительных дроссельных, высотных и климатических характеристик перспективного вертолетного ГТД с неохлажда-

емой турбиной был выполнен для выбранной ранее размерности базового газогенератора ($G_{\text{пр}} = 7,15$ кг/с), для которой были проведены проработки облика основных узлов. В случае необходимости двигателя может быть масштабирован по расходу воздуха с соответствующим изменением мощности.

На данном этапе работы предварительно в качестве взлетной мощности рассматриваемого вертолетного ГТД может быть принято значение мощности $N_e = 2940$ кВт, поддержание которого до $t_n = +35$ °С (МСА + 20 °С) обеспечивается в «новом» двигателе при $T_r^* \sim 1700$ К, т. е. с запасом в 50 К по отношению к максимальной расчетной температуре газа $T_r^* = 1750$ К (запас на разброс в производстве, износ в эксплуатации, неточности системы автоматического управления (САУ) и т. п.).

На взлетном режиме в САУ перспективный вертолетный ГТД может иметь удельный расход топлива $C_e \sim 0,224$ кг/(кВт·ч), что примерно на 23% ниже, чем у отечественного серийного двигателя ВК-2500 и примерно на 17,5% ниже, чем у отечественного разрабатываемого двигателя ТВ7-117В, а также серийных зарубежных двигателей СТ7-8 и RTM322.

В данной работе выполнена проработка облика САУ и системы диагностирования технического состояния перспективного вертолетного ГТД.

Система автоматического управления выполняется электронной, двухканальной, с электрическими приводами агрегатов топливной системы, питаемыми от встроенного высокооборотного стартера-генератора. Безопасность эксплуатации обеспечивается применением системных и надсистемных ограничителей.

Электронная часть системы построена по централизованному принципу. В канале управления винтом вертолета применяется электронный измеритель крутящего момента. Высокая надежность электронной части позволяет строить систему управления без резервного гидромеханического регулятора с упрощенным электронным резервным каналом.

Использование электроприводных агрегатов в различных системах летательных аппаратов и двигателей рассматривается как одно из наиболее перспективных направлений улучшения их основных характеристик. Применение электроприводов (электропривод включает в себя электродвигатель и блок управления им) в САУ ГТД позво-

лит получить ряд преимуществ, среди которых улучшение теплового режима работы топливной системы, повышение надежности и эксплуатационной технологичности, свобода в размещении агрегатов на двигателе. Увеличивается также ресурс насосов, поскольку основное время они работают при пониженной частоте вращения.

Электроприводные насосы позволяют осуществить дозирование топлива в двигателе по командам от электронного регулятора без использования отдельного дозатора путем изменения частоты вращения насоса (бездозаторная система). При этом пропадает необходимость в устройствах перепуска и дросселирования для согласования расхода топлива на выходе насоса с потребностями двигателя. Это приводит к снижению массы системы топливопитания вследствие исключения из схемы дозатора топлива и механического привода насоса.

Перспективный вертолетный ГТД должен быть оснащен высокоточной системой диагностирования технического состояния с расширенным набором функций по сравнению с существующими системами. Перспективной формой оперативного диагностирования технического состояния двигателей является организация диагностики в удаленных диагностических центрах. Особенность эксплуатации вертолетов, связанная с длительным пребыванием их вдали от базового аэропорта, обуславливает целесообразность внедрения удаленной диагностики.

Повышение мощности и экономичности двигателя при одновременном улучшении его весовых характеристик требует использования современных высокопрочных материалов, имеющих конкурентоспособные ресурсные показатели. Предполагается, что на первом этапе могут использоваться металлические материалы, на последующих этапах заменяемые на более легкие композиционные материалы.

Для «прорывного» улучшения удельных показателей перспективных вертолетных ГТД необходимо применение композитных материалов различных типов для изготовления основных узлов и элементов двигателя (центробежные ступени компрессора, жаровая труба камеры сгорания, сопловые и рабочие лопатки турбины, валы, корпусные детали, подшипники).

Проведенное исследование по формированию технического облика узлов и систем перспективного вертолетного ГТД на основе унифицированного газогенератора «малой» размерности показало, что для

обеспечения конкурентоспособности с перспективными зарубежными аналогами необходима реализация комплексной программы создания НТЗ и отработки «прорывных» технологий по элементам, узлам и системам вертолетных двигателей следующего поколения.

Целью этих исследований должна быть разработка технологий, обеспечивающих «прорывное» улучшение основных технико-экономических показателей малоразмерных ГТД следующего поколения по сравнению с существующими двигателями:

- уменьшение удельного расхода топлива на 20%–25%;
- уменьшение удельной массы на 25%;
- увеличение надежности и ресурса в 1,5–2 раза;
- уменьшение числа деталей в двигателе в 2 раза;
- повышение доступности в 2–3 раза (снижение стоимости производства и эксплуатации).

Для достижения указанных целей необходимо проведение комплекса расчетно-экспериментальных исследований в следующих направлениях:

- по узлам:
 - двухступенчатый центробежный компрессор ($\pi_{\Sigma}^* = 16$; $\eta_k^* \geq 0,78$);
 - прямоточная компактная наклонная камера сгорания с неохлаждаемой жаровой трубой ($T_{\text{г макс}}^* = 1750 \text{ К}$);
 - одноступенчатая турбина компрессора ($\eta_{\text{тк}}^* \geq 0,89$) с неохлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками;
- по элементам:
 - рабочее колесо 1-й ступени компрессора из полимерного композиционного материала;
 - рабочее колесо 2-й ступени компрессора из композитного материала на титановой матрице Ti–SiC;
 - закрытое рабочее колесо 2-й ступени компрессора из порошкового титанового сплава;
 - жаровая труба камеры сгорания из композиционного материала C/SiC на основе наполнителей из углеродных волокон и керамообразующей (поликарбосилан) матрицы;

- сопловой аппарат турбины с лопатками и полками из материала типа «Скелетон» и надполочными кольцами из композиционного материала C/SiC на основе наполнителей из углеродных волокон и керамообразующей матрицы;
 - неохлаждаемые рабочие лопатки турбины компрессора из композитных материалов на основе нитрида кремния, карбида кремния и оксида алюминия;
 - подшипниками с телами качения из композиционного материала типа «Скелетон», сепараторами из углерод-углеродного композиционного материала и ободами из монокерамики;
 - корпусные детали холодной части двигателя из композитных материалов на основе органно-стекло-углепластиков;
- по системам:
- интегрированная электронная САУ нового поколения без гидромеханического резерва;
 - развитая высокоточная система диагностирования технического состояния двигателя с функциями удаленной диагностики;
 - система электрического привода агрегатов с питанием от высокооборотного встроенного стартера/генератора, позволяющая исключить из конструкции двигателя коробку приводов вспомогательных агрегатов («электрический» двигатель);
 - система опор роторов с подшипниками нетрадиционного типа (магнитные, газовые, неметаллические), позволяющая исключить из конструкции двигателя масляную систему («сухой» двигатель);
- по эксплуатационным характеристикам:
- разработка комплексных технологий, обеспечивающих увеличение ресурса и надежности вертолетных ГТД при эксплуатации в условиях повышенной запыленности воздуха.

Разработка облика и исследование характеристик комбинированных силовых установок для скоростных вертолетов

Б. А. Пономарев, *И. В. Осипов*

1 Введение

Среди концептуальных задач вертолетостроения наиболее важной является увеличение скорости горизонтального полета.

Вертолет с несущим винтом (НВ) является эффективным летательным аппаратом (ЛА) в режимах висения, вертикального взлета и посадки, авторотации. Однако НВ, как движитель имеет ограничения по скорости горизонтального полета, причем его эффективность снижается с ростом скорости полета вертолета.

Технологический предел скорости вертолета определяется разницей в скорости движения наступающей и отступающей лопастей НВ относительно воздуха. Скорость движения вертолета прибавляется к скорости наступающих лопастей и вычитается из скорости отступающих. Автомат перекоса вертолета традиционной схемы устроен так, чтобы компенсировать эту разницу, циклически уменьшая угол атаки лопастей на наступающей стороне и увеличивая на отступающей. Это значит, что винт ни при каких обстоятельствах не может реализовать весь потенциал подъемной силы. Также снижение подъемной силы происходит при переходе к горизонтальному полету вертолета.

В вертолетах соосной и многовинтовой схем для винтов используется такой же автомат перекоса, как в одновинтовых машинах. Роторы, вращающиеся в противоположные стороны, компенсируют потерю подъемной силы на отступающих лопастях без помощи автомата перекоса, поэтому такая схема превосходит традиционную по энерговооруженности. Но необходимость создавать горизонтальную тягу с помощью НВ по-прежнему заставляет идти на энергетический компромисс.

Имеется еще один фактор предела скорости вертолета. Когда окружные скорости законцовок лопастей НВ приближаются к ско-



Рис. 1 Винтокрыл Fairey Rotodyne

рости звука и на них возникают косые скачки уплотнения, сопротивление вращению резко возрастает, появляются срывные вихри, вызывающие сильные вибрации лопастей, что может привести к разрушению винта.

При увеличении жесткости лопастей в плоскости тяги и введении стреловидных законцовок возможно вывести лопасть из зоны срыва на скоростях полета вертолета до 400 км/ч.

Для дальнейшего увеличения скорости полета вертолета традиционной схемы (до 500 км/ч и более) необходимы дополнительные средства создания полетной тяги.

В 1950–1970-х гг. эта проблема решалась «в лоб» — установка дополнительных реактивных двигателей или винтов дополнительной тяги (винтокрылы) при этом НВ остается работающим во время всего полета, одновременно с работающим крылом.

Первые винтокрылы представляли собой аппараты самолетной схемы, но с укороченными крыльями и дополнительными НВ.

В 1957 г. фирма Fairey (Англия) представила опытный 30–40-местный винтокрыл Fairey Rotodyne (рис. 1). Винтокрыл был оснащен двумя турбовинтовыми двигателями (ТВД) Napier Eland (NE1.3, $N_{\text{эвб}} = 3010$ л.с.). Аппарат вызвал большой интерес, но медленные темпы доводки привели к закрытию программы в 1962 г.

В 1950-е гг. в ОКБ «Камова» был спроектирован гигантский винтокрыл. Он впервые поднялся в воздух в 1960 г. Ка-22 (рис. 2) —



Рис. 2 Винтокрыл Ка-22



Рис. 3 Опытный ХН-59А

это летательный аппарат с двумя тянущими и двумя НВ поперечной схемы, установленными на законцовках крыла. Размах крыла — 28 м. Аппарат оснастили двумя ТВД ТВ-2 мощностью по 5622 л.с. Каждый двигатель работал либо на тянущий винт (потребляющий основную мощность), либо на несущий. В пассажирском варианте винтокрыл мог перевозить 80 чел. В 1961–1964 гг. на Ка-22 было установлено несколько мировых рекордов, включая рекорд скорости — 356,3 км/ч. Машина получилась очень сложной и дорогой, поэтому в серийное производство не передавалась.

Другой тип винтокрыла — опытный ХН-59А (рис. 3) компании Sikorsky. В 1972 г. компания Sikorsky спроектировала вертолет S-69, выиграв контракт на две опытные машины ХН-59А для оценки роторной системы, включавшей два трехлопастных жестких НВ противоположного вращения и двигатель Pratt&Whitney Canada PT6T-3 Turbo Twin Pac мощностью 1850 л.с. Горизонтальная тяга обеспечивалась двумя турбореактивными двигателями (ТРД) Pratt&Whitney J60-P-3А тягой 1361 кгс, вмонтированными в гондолы с каждой стороны фюзеляжа. В таком виде он продемонстрировал скорость 488 км/ч.



Рис. 4 Конвертоплан Bell/Boeing Vertol V-22 Osprey

Конвертоплан, или комбинированный вертолет, — отдельный (самостоятельный) тип воздушного судна. Летательный аппарат с фиксированным крылом, обладающий способностью к вертикальному взлету/посадке и возможностью физически поворачивать двигатели на 90 градусов для создания как вертикальной подъемной силы, так и горизонтальной тяги.

Наиболее известным и единственным в мире серийным конвертопланом (с 1994 г.) является Bell/Boeing Vertol V-22 Osprey (рис. 4). Этот ЛА снабжен двумя ТВД Allison T406-AD-500 мощностью по 6150 л.с. Двигатель работает на трехлопастный воздушный винт, а гондола может поворачиваться на $97,5^\circ$. Он способен взлетать и садиться по вертолетному, а максимальная горизонтальная скорость составляет 582 км/ч. Применяется в качестве десантного ЛА морского базирования. Полезная нагрузка до 24 десантников с полным вооружением.

2 Комбинированная силовая установка для вертолета

В ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» совместно со специалистами ФГУП «ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского» проведено предварительное исследование комбинированной силовой установки (КСУ) с использованием пропульсивной системы (ПС) для увеличения скорости полета вертолета. В качестве прототипа ЛА был принят вертолет соосной схемы с взлетным весом ~ 13 т и двумя турбовальными газотурбинными двигателями (ТВГТД) мощностью по 2500 л.с. (энерговооруженность 0,35–0,4 л.с./кг).

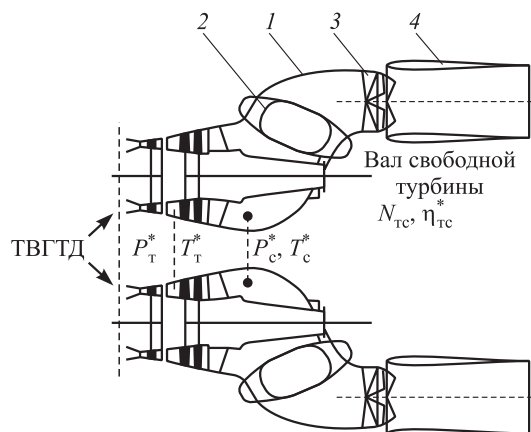


Рис. 5 Комбинированная СУ с реактивными соплами: 1 — реактивный насадок; 2 — устройство перепуска; 3 — устройство плавного регулирования площади среза сопла; 4 — экранирующий насадок

С ростом скорости полета вертолета все быстрее растет и необходимая мощность силовой установки (СУ), что связано, в том числе, со снижением пропульсивного коэффициента полезного действия (КПД) НВ. Поэтому, при росте мощности СУ после определенного предела может оказаться целесообразным перераспределение потребной пропульсивной тяги между НВ и специальной ПС.

Рассмотрен вариант КСУ, использующий реактивные сопла с регулируемой площадью проходного сечения (рис. 5).

В качестве базовой была выбрана СУ, состоящая из двух ТВГТД ВК-2500. Каждый ТВГТД взлетной мощностью по 2500 л.с. ($H = 0$, $V = 0$, $T_H = 288$ К) имеет выхлопную систему с выходом газов назад под углом $\sim 45^\circ$. Это выходное устройство рассматривалось как идеальное сопло (без потерь скорости) (табл. 1). Характеристики пропульсивной системы на режимах максимальной тяги рассчитывались при $H = 0$, $V = 340$ км/ч и $T_H = 288$ К.

При уменьшении проходного сечения сопла снижается перепад давления на свободной турбине, а, следовательно, и мощность, передаваемая на винты. Оставшийся перепад давления реализуется на осевом реактивном сопле 1 (см. рис. 5), обеспечивая пропульсивную

Таблица 1 Расчетные данные базового ТВГТД

V_n , м/с	N , л.с.	G_v , кг/с	G_r , кг/с	P^* , Па	T^* , К	R_{45° , кгс	$2R_{45^\circ}$, кгс
94,4	2500	9,174	9,251	106467	727,0	7,25	14,5

тягу. Для получения максимальной мощности на валу СУ площадь проходного сечения увеличивается, чтобы обеспечить максимальный перепад давления на свободной турбине. Эжектирующий эффект насадка 4 (см. рис. 5) не учитывался ввиду относительного малого количества подмешенного воздуха.

На рис. 6, а показана зависимость тяги такой ПС от суммарной мощности, оставшейся на валах ТВГТД.

Для обеспечения режима работы КСУ с максимальной мощностью на валах 5000 л.с. необходимо иметь эквивалентную площадь проходного сечения выходного устройства (ВУ) такую же, как у базовой СУ. На режиме максимальной тяги, например, при отборе для ПС 1000 л.с. с каждого ТВГТД потребная площадь среза сопла оказывается в 3 раза меньшей, чем у базового варианта (рис. 6, б).

В этом случае, регулирование ВУ целесообразно производить сначала дискретно до 2-кратного уменьшения площади проходного сечения ленточным устройством перепуска (2 на рис. 5) и далее, если необходимо, плавно створчатым устройством (3 на рис. 5), установ-

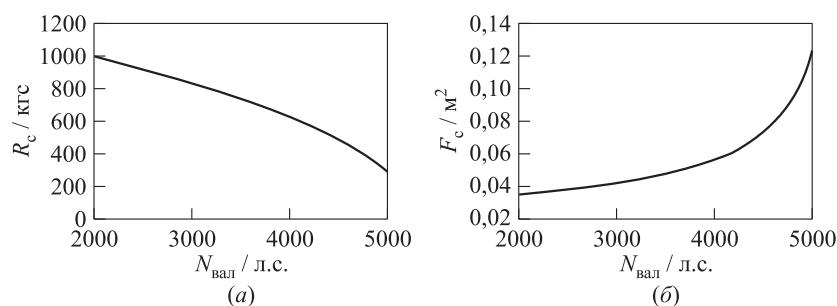
**Рис. 6** Зависимость суммарной тяги двух сопел (а) и потребной площади одного сопла (б) от суммарной остаточной мощности на валах КСУ

Таблица 2 Расчетные приросты скорости ЛА

$N_{\text{вал}}, \text{ л.с.}$	Тяга КСУ, кгс	Прирост скорости вертолета, км/ч
5000	94 (осевой выхлоп)	+18
4400	339	+17
4000	447	+10

ленным вблизи среза сопла. На режиме максимальной мощности на валах половина газов истекает через осевые каналы ВУ и создает некоторую тягу (47 кгс с двух ТВГТД), вторая половина расхода газа проходит через открытые окна ленточного устройства перепуска и выходит вверх поперек потока, не создавая тяги, и приводит к потере входного импульса величиной 88 кгс. Работа КСУ в таком режиме происходит на взлете, висении и при полете с небольшой скоростью. На скоростном режиме, для которого и предназначена ПС, окна перепускного устройства закрываются, и весь газ истекает в осевом направлении, обеспечивая максимальную тягу.

В ЦАГИ была сделана предварительная оценка скоростных характеристик вертолета с такой КСУ. Получены приросты скорости относительно базового варианта вертолета с взлетным весом 13 т и СУ, состоящей из двух ТВГТД ТВЗ-117 мощностью $N_{\text{взл}} = 2200$ л.с. каждый и выхлопом назад под углом 45° (табл. 2).

Из табл. 2 видно, что вертолет будет иметь наибольшую скорость, тогда когда на винты передается вся мощность двух ТВГТД. Любое перераспределение располагаемой работы между винтом и ПС не приводит к повышению скорости полета вертолета.

Таким образом, проведенное расчетное исследование показало, что для вертолета с энерговооруженностью на уровне $\sim 0,35$ л.с./кг перераспределение мощности между винтом и пропульсивной системой не позволяет получить существенного прироста скорости и приводит к усложнению и утяжелению конструкции силовой установки.

Пример переоборудования серийного вертолета в скоростной вертолет представила фирма Piasecki Aircraft (США). В середине 1990-х гг. военные заинтересовались применением наработок фирмы для улучшения характеристик боевых ударных вертолетов. Был проведен большой объем работ, включающий полномасштабное моделирование и цикл наземных испытаний. Потребовались изменения



Рис. 7 Вертолет Piasecki X-49A SpeedHawk

трансмиссии базовых вертолетов, новые системы управления и т.д. Но итогом стал контракт на модификацию среднего многоцелевого вертолета UH-60 Black Hawk, который получил индекс X-49A SpeedHawk (рис. 7).

Штатный рулевой винт (РВ) заменен импеллером (толкающим винтом (ТВ) в кольцевом обтекателе) с изменяемым вектором тяги, который компенсирует крутящий момент НВ и обеспечивает управляемость вертолета. Кроме того, установлено несущее крыло. Крыло и толкающий импеллер позволяют снизить нагрузку на НВ, уменьшить угол атаки отступающей лопасти и избежать срыва потока на ней.

Вертолет оснащен штатными двигателями T700-GE-700 мощностью на взлете по 1622 л.с. каждый. Первый полет X-49A состоялся 29 июня 2007 г. Испытания продемонстрировали увеличение скорости более чем на 45% на сходных режимах работы СУ (~ 360 км/ч на крейсерском режиме). Ожидается, что крейсерская скорость вертолета составит 400 км/ч, а практическая дальность — порядка 1800 км.

В июне 2005 г. компания Sikorsky объявила о начале работ по программе X2, предполагающей создание однодвигательного вертолета с двумя соосными НВ, шестилопастным толкающим хвостовым пропеллером, электронной автоматической системой управления и активной системой гашения вибраций, управляемого одним пилотом и развивающего крейсерскую скорость 460 км/ч. Все три винта приводятся от одного двигателя — ТВГТД LHTEC T800-LHT-801 мощностью на взлете 1560 л.с.



Рис. 8 Первый полет прототипа Sikorsky X2

Первый полет опытного образца X2 состоялся в 2008 г. (рис. 8).

Sikorsky X2 TechnologyTM — демонстратор, включающий несколько новых технологий. В соосной схеме Sikorsky X2 автомат перекоса не несет компенсаторных функций. Этот узел стоит только на нижнем роторе для управления креном и маневрирования на низких скоростях полета. Несущие винты не отвечают за создание горизонтальной тяги и компенсируют взаимное стремление к крену, поэтому необходимость в циклическом изменении шага винта в скоростном полете отпадает. У X2 каждая лопасть НВ в любой момент времени создает максимальную подъемную силу, поскольку для поступательного движения машине не нужно наклоняться: горизонтальная тяга от НВ не зависит. Машина демонстрирует высокую грузоподъемность при умеренном диаметре винтов. Эффективность аппарата повышается еще и за счет новых, специально разработанных лопастей (композитные лопасти), имеющих высокое отношение подъемной силы к сопротивлению. А для снижения аэродинамического сопротивления ЛА в целом на фирме Sikorsky придумали обтекаемый кокон втулки винтов. Ни один из органов управления вертолета не имеет механической связи с исполнительными механизмами — пилот лишь отдает команды компьютеру, управляющему сервоприводами. На скорости свыше 390 км/ч электроника обеспечивает постепенное снижение частоты вращения НВ, чтобы абсолютная скорость кончиков лопастей с «отступающей» стороны оставалась в пределах скорости звука. На максимальном ре-

жиме это автоматическое снижение достигает 20%. У Х2 во всем диапазоне высот и скоростей фактически меняется только частота вращения винтов — несущих и тягового. И это упрощение должно положительно сказаться на безопасности машины.

Отечественные вертолетостроители также работают над созданием высокоскоростных машин, однако их разработки находятся пока только на этапе эскизного проектирования. Проект скоростного комбинированного вертолета Ка-92 в первый раз был анонсирован на авиасалоне МАКС-2007, затем показан на вертолетной выставке HeliRussia 2008. Увеличение скорости до 460 км/ч (крейсерская 420–430 км/ч) будет достигаться за счет применения хвостового толкающего пропеллера.

Практически одновременно с Ка-92 был представлен проект высокоскоростного вертолета Ми-Х1. Разработка КБ им. Миля предполагает увеличение скорости машины при использовании традиционной схемы с одним несущим винтом и толкающим импеллером с изменяемым вектором тяги за счет размещения отклоняемых поверхностей в спутной струе.

Другая особенность проектов скоростных вертолетов — улучшенная аэродинамика, достигаемая за счет убирающегося шасси, отсутствия внешних топливных баков и обтекаемых носовой и хвостовой частей фюзеляжа.

3 Анализ трансмиссии для скоростного вертолета с толкающими винтами

Трансмиссия скоростного вертолета отличается от трансмиссии обычного вертолета наличием тянущего или толкающих винтов.

В трансмиссии вертолета с одним НВ имеется привод от главного редуктора к рулевому винту (РВ). Он может быть использован для привода ТВ, но при этом в конструкции узла ТВ должно быть предусмотрено устройство, для частичного отбора воздушной струи на компенсацию реактивного момента НВ.

В вертолетах соосной схемы привод для ТВ необходимо проектировать заново.

Кроме указанных выше изменений в конструкции трансмиссий необходимо предусмотреть механизм изменения частот вращения НВ и

ТВ при переходе от вертикального подъема к горизонтальному полету и обратно. Для этого потребуется внесение изменений в конструкцию главного редуктора и компоновку вертолета.

Ввиду большого количества конструктивных изменений, которые необходимы для реализации программы создания трансмиссии скоростного вертолета, наиболее целесообразно разработать все агрегаты трансмиссии вертолета заново с учетом имеющихся конструктивных решений.

Для снижения массы трансмиссии необходима простая конструкция главного редуктора и механизма изменения частот вращения НВ и ТВ. В главном редукторе для привода двух НВ противоположного вращения возможно применение цилиндрических передач с внешним и внутренним зацеплением.

Такая схема главного редуктора может быть использована для легких и средних вертолетов. При передаче больших мощностей целесообразно использовать многопоточные передачи.

Необходима очень простая схема механизма переключения скоростей, например с применением фрикционной муфты и муфты свободного хода (МСХ): в обычном вертолетном режиме включена фрикционная муфта, а в режиме горизонтального полета она выключается и привод идет через МСХ со снижением частоты вращения НВ.

4 Интегрированная силовая установка для скоростного вертолета

В ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» по предложению специалистов ФГУП «ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского» проведено предварительное исследование по использованию интегрированной СУ (ИСУ) для скоростного вертолета, т. е. силовой установки, в которой двигатель, НВ и тракт выхлопной системы двигателя объединены в единую структуру. Такое объединение позволяет использовать тепловую и механическую энергию двигателя для повышения энергетической эффективности СУ в целом.

За прототип был взят средний однодвигательный вертолет взлетной массой до 8 т.

Смысл работы ИСУ: двигатель работает как ТВГТД с передачей мощности на НВ, а также и как турбореактивный двухконтурный

двигатель (ТРДД), обеспечивая горизонтальную тягу. В зависимости от режима полета вертолета происходит перераспределение мощности двигателя с НВ вертолета на вентилятор ТРДД.

Рассмотрен вариант ИСУ на базе небольшого ТРДД тягой 1700–1800 кгс.

Выхлопные газы от двигателя выводятся в тракт струйной системы с управляемым соплом. С помощью створок сопла происходит как управление работой двигателя, так и управление вектором тяги, с помощью которого происходит также компенсация крутящего момента от НВ.

Проведены расчетные исследования такой ИСУ применительно к режиму максимальной скорости вертолета у земли: $V_n = 450$ км/ч, $N_{нв} = 3200$ л.с., $R = 1200$ кгс.

Для расчетного режима ИСУ принят режим работы газогенератора, соответствующий максимальному режиму базового двигателя в стандартных атмосферных условиях ($H = 0$, $M = 0$, МСА). При этом сохранялись неизменными следующие параметры базового газогенератора:

- температура газа перед турбиной компрессора;
- пропускная способность и КПД турбины компрессора;
- перепад полного давления газа в турбине компрессора;
- коэффициент восстановления полного давления и полнота сгорания топлива в камере сгорания;
- величина и схема отборов воздуха от компрессора.

Рассматривался одноступенчатый вентилятор и двухступенчатая турбина низкого давления (НД).

Для сохранения параметров газогенератора базового двигателя были использованы подпорные ступени на роторе НД.

Были рассмотрены несколько вентиляторов с различными степенями повышения давления $\pi_v^* = 1,3$ –1,7 (табл. 3).

Анализируя расчетные данные, можно сделать следующие выводы:

- вариант вентилятора с небольшим $\pi_{вп}^*$. Чем ниже $\pi_{вп}^*$, тем больше степень двухконтурности и больше расход воздуха через внешний контур, что приводит к снижению расхода топлива в двигателе. Но при этом диаметр вентилятора увели-

Таблица 3 Расчетные данные ИСУ на режиме максимальной скорости полета вертолета ($H = 0$, $M = 0,367$ ($V_n = 450$ км/ч), МСА)

Параметры	1	2	3	4
$\pi_{вп}^*$	1,3045	1,417	1,5371	1,74
m	3,539	2,263	1,624	0,804
$\pi_{пп}^*$	2,169	2,03	1,78	1,68
$\pi_{квд}^*$	6,458	6,418	6,519	6,487
π_{Σ}^*	18,0	18,11	17,57	18,69
$G_{пр\Sigma}$, кг/с	91,06	65,91	50,91	37,37
T_g^* , К	1464	1463	1490	1480
$D_{вент}$, м	0,762	0,648	0,565	0,488
R , кгс	1201	1207	1208	1208
$N_{нв}$, л.с.	3200	3200	3200	3200
$N_{эф}$, л.с.	5873	5458	5165	4563
G_T , кг/ч	1393	1397	1410	1460
$C_{еэф}$, кг/(л.с.·ч)	0,237	0,256	0,273	0,320
$U_{вент}$, м/с	~ 655	~ 560	~ 495	~ 425

чивается и затрудняется размещение ИСУ в корпусе вертолета. Растет и окружная скорость на периферии вентилятора (при заданной частоте вращения), что становится непреодолимым препятствием с точки зрения его прочностных характеристик;

- вариант вентилятора с большим $\pi_{вп}^*$ предпочтителен с точки зрения компактности самого вентилятора и удобства компоновки ИСУ в корпусе вертолета. При этом потребная тяга в большей степени создается за счет внутреннего контура, отсюда и больший расход топлива. Зато окружные скорости на периферии вентилятора принимают приемлемые значения ($U \sim 450$ м/с при $\pi_{вп}^* = 1,7$);
- выбор варианта вентилятора необходимо производить с точки зрения режимов полета вертолета. Для пассажирского вертолета, которому необходимо совершать продолжительные полеты с крейсерской скоростью, необходимо выбрать вентилятор с небольшими $\pi_{вп}^*$. Для небольшого военного вертолета, который в любой момент полета должен совершать необходимые маневры, ИСУ должна быть готова к резким сменам режимов работы.

В этом случае расход топлива не имеет критического значения. На первый план выходит надежность силовой установки. Значит лучше выбрать вентилятор с большими $\pi_{вп}^*$.

Таким образом, создание скоростного вертолета базируется прежде всего на создании его силовой установки, которая является более сложной системой по сравнению с традиционной силовой установкой вертолета.

Экспериментальное исследование характера трения в сопряжениях цилиндропоршневой группы на авиационном поршневом двигателе

Л. А. Финкельберг, Ю. Н. Никитин, В. И. Фронтов

Ведущие отечественные и зарубежные двигателестроительные предприятия постоянно ведут разработки новых авиационных поршневых двигателей (АПД). При этом ускорение научно-технического прогресса диктует необходимость внедрения новейших научных разработок и освоения прогрессивных технологий. Вместе с тем, объективно возрастают требования к эффективности выпускаемой техники, комплексной экономии всех ресурсов, рациональной организации эксперимента, производства и эксплуатации.

Разработка силовой установки для современных сверхлегких летательных аппаратов (СЛА) является длительным и трудоемким процессом, требующим решения множества проблем аэродинамики, прочности материалов, механики, химии, физики.

Отдельно стоит отметить двигатели для беспилотных летательных аппаратов (БЛА). Требования к таким двигателям могут значительно различаться в зависимости от класса летательного аппарата и его назначения. Так же отличаются технические требования к двигателям военного и гражданского назначения. Так, например, для легкого БЛА военного назначения взлетным весом порядка 100 кг и радиусом действия 100–200 км не требуется большой ресурс двигателя и топливная экономичность, так как время его полета не превышает 2–3 ч, а вероятность уничтожения при боевых действиях весьма высока. В то же время двигатель для БЛА гражданского назначения с таким же взлетным весом, но со значительно большей дальностью полета, должен обладать высокой топливной экономичностью и увеличенным ресурсом.

Выполнение функциональных требований необходимо для получения максимально возможного уровня летных и тактических данных

летательного аппарата принятой размерности. К функциональным относятся следующие основные требования:

- обеспечение максимально возможного уровня тяговых характеристик силовой установки;
- обеспечение минимально возможного уровня расходных характеристик двигателя на всех режимах полета;
- минимизация снижения несущих свойств планера СЛА из-за принятых компоновочных решений силовой установки;
- минимизация характеристик заметности (при необходимости) в заданных условиях эксплуатации.

Кроме того, двигатели для наземной техники отличаются от авиационных диапазоном рабочей частоты вращения коленчатого вала. Для наземных двигателей это диапазон частот от нижних до средних, а для авиационных — от средних до максимальных оборотов. Режим работы двигателей также отличается в части эксплуатационных нагрузок и переходных режимов.

Все это требует создания технологичных, высоконадежных, эффективных основных узлов и деталей авиационного поршневого двигателя.

Основным сопряжением поршневого авиационного двигателя является цилиндропоршневая группа (ЦПГ). Выбор конструкции деталей сопряжения, новейшие технологии изготовления, задание диаметральных зазоров в сопряжении во многом определяют параметры технического уровня, экологичность и надежность двигателя в целом.

В ЦИАМ получены патенты [1–3] на разработку конструкции поршня, задание диаметральных зазоров в сопряжении ЦПГ и оценку характера трения. Разработан расчетно-экспериментальный метод оценки характера трения в сопряжении ЦПГ, который дает возможность уточнять граничные условия расчета напряженно-деформированного состояния деталей сопряжения, определять критические режимы работы АПД, при которых происходят необратимые процессы задира и схватывания поверхностей трения. Метод включает разработку измерителя толщины масляного слоя (ТМС) на работающем двигателе, датчиков и средств контроля и записи оценочных критериев надежной работы сопряжения. Электронный измеритель представляет собой прибор, работающий по принципу частотной модуляции. Изменение емкости датчика, включенного в контур генератора

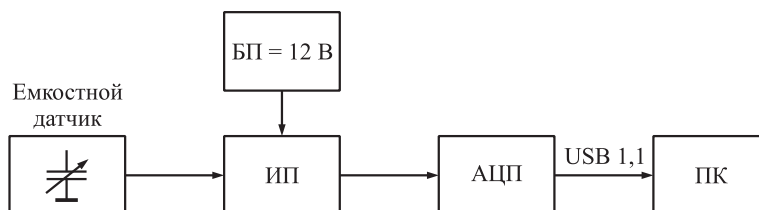


Рис. 1 Функциональная блок-схема измерителя ТМС

высокочастотных колебаний, вызывает соответствующие отклонения частоты генератора от номинальной f_0 . Величина емкости датчика зависит от толщины слоя диэлектрика, заполняющего пространство между электродом, вмонтированным в цилиндр, и поршнем. Характер изменения частоты генерируемого напряжения определяется исследуемым параметром, т. е. ТМС в цилиндре при прохождении через датчик поршня и поршневых колец.

Пределы измерения толщины масляного слоя, мкм	2–30
Несущие номинальные частоты генератора, кГц	780
Диапазон измерения частот исследуемого процесса, Гц	0–15000

Функциональная блок-схема измерительной системы показана на рис. 1.

Изменение величины емкости датчика преобразуется измерительным преобразователем (ИП) в электрический аналоговый сигнал, который после дополнительного усиления преобразуется аналого-цифровым преобразователем (АЦП) в цифровой код и вводится в память персонального компьютера (ПК).

Измерительный преобразователь работает по принципу подключения емкостного датчика к времязадающей цепи высокочастотного генератора и последующего детектирования величины отклонения генерируемой частоты от номинальной вследствие изменения величины емкости датчика.

В качестве АЦП использован внешний модуль E-440 фирмы «L-Card» (16 дифференциальных входов ± 10 В, $\pm 2,5$ В, $\pm 0,625$ В, $\pm 0,156$ В; 14 бит, 400 кГц), связь с ПК осуществляется через интерфейс USB 1.1.

Предлагаемый метод измерения толщины масляного слоя в ЦПГ включает: повышение выходных характеристик усилителя с 10

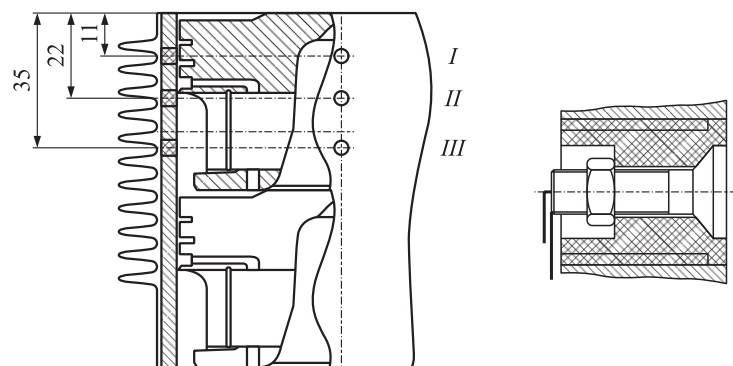


Рис. 2 Конструкция датчиков ТСМ и установка их в цилиндре двигателя. Размеры указаны в миллиметрах

до 15 кГц с целью более детальной оценки характера трения в сопряжении, доработку конструкции датчика по посадочному пояску, исключающую его проседания при длительном режиме контактирования. Сбор, обработка и визуализация данных осуществляются программой L-Graph II, позволяющей наблюдать осциллограмму в процессе записи сигнала в режиме реального времени. Имеется возможность экспорта записанных данных в файлы в формате *.txt и *.bmp [4].

На рис. 2 показана конструкция датчика толщины масляного слоя и схема установки датчиков в цилиндре АПД по следующим поясам:

- пояс I (зона жарового пояса головки поршня и первого поршневого кольца);
- пояс II (зона поршня в районе маслосъемного кольца);
- пояс III (зона юбки поршня при максимальном диаметре поршня) цилиндра авиационного двигателя.

Пример осциллограммы, зафиксировавшей процесс контактов на уровне микронеровностей и устойчивого контакта продолжительностью $2^\circ\text{--}5^\circ$ по углу поворота коленчатого вала представлен на рис. 3.

Объектом исследования являлся четырехтактный, двухцилиндровый авиационный двигатель НКС-700Е с искровым зажиганием и воздушным охлаждением размерностью $S/D = 6,0/8,5$ см/см и геометрической степенью сжатия $\varepsilon = 11,3$.

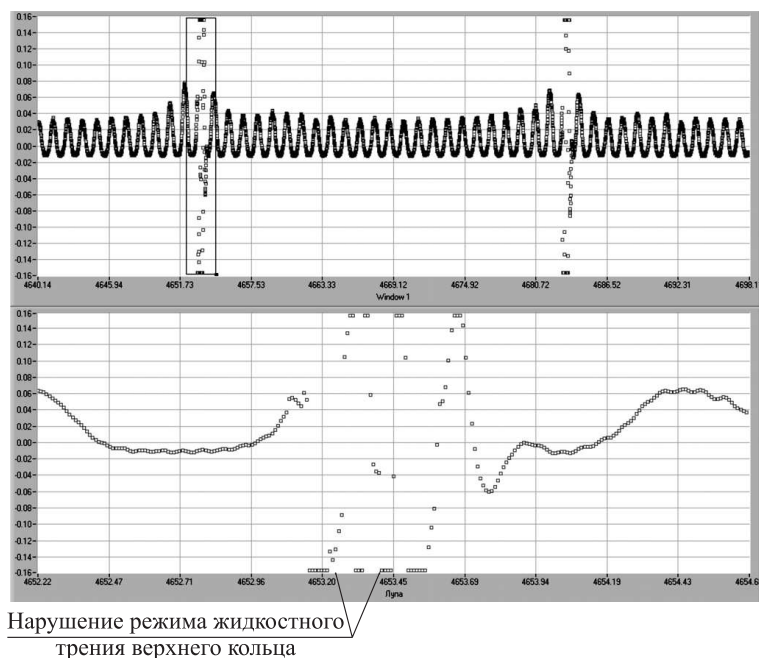


Рис. 3 Осциллограмма изменения ТМС по углу поворота коленчатого вала при контакте поверхностей трения на уровне микронеровностей и устойчивого контакта продолжительностью 0,003–0,004 с

Исследования проводились для двух режимов работы: эффективная мощность двигателя $N_e = 44,97$ кВт при частоте вращения коленчатого вала $n = 6200$ мин⁻¹ (взлетный режим), и $N_e = 42,05$ кВт при $n = 5800$ мин⁻¹ (крейсерский режим).

На рис. 4 показана осциллограмма изменения ТМС за цикл работы двигателя на взлетном режиме по первому поясу. В такте «сжатие–расширение» поршень наклоняется в ненагруженную сторону, головка поршня за счет термического расширения проходит зону датчика в режиме 25 мкм, поршневое кольцо работает в режиме жидкостного трения. В тактах газообмена головка поршня проходит зону датчика в режиме 9 мкм, переключка — 17 мкм, а поршневое кольцо в режиме нарушения масляного слоя за счет колебаний заколочного давления и

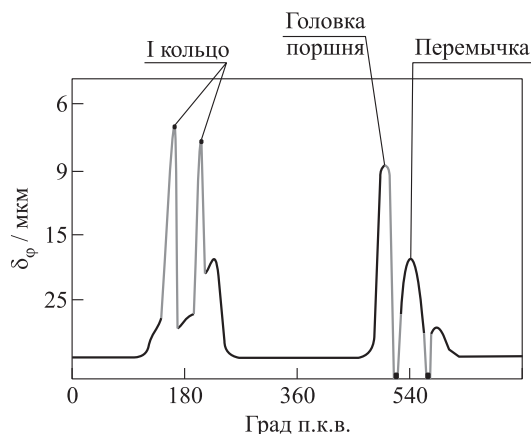


Рис. 4 Осциллограмма изменения ТМС при прохождении первого поршневого кольца и головки поршня на взлетном режиме работы двигателя

перекладки поршня. Таким образом, можно отметить, что в такте сжатия заколочное давление достаточно, чтобы перекрыть внутреннюю вибрацию самого кольца, и оно работает в режиме жидкостного трения. В такте газообмена кроме вибрации кольца за счет перекладки поршня добавляются еще и колебания заколочного давления. Этим можно объяснить, что кольцо работает в режиме нарушения сплошности масляного слоя.

С точки зрения задиристости зона установки первого датчика является самой опасной. В том случае, когда контактирование будет иметь место в тактах сжатия–расширения с силовым воздействием, свариванием поверхностей трения, выровом металла, понижением чистоты поверхности и увеличением продолжительности контакта — это может быть предвестником задира и схватывания поршня с цилиндром. В зависимости от режимов работы двигателя процесс контактирования может быть продолжительным. Контрольным параметром лавинного процесса схватывания является контактирование перемычки и головки поршня, если за рабочий цикл режим жидкостного трения не восстанавливается, а продолжительность контакта увеличивается.

Датчик второй зоны фиксирует прохождение верхней зоны юбки поршня, поршневых колец и головки поршня. Этот участок может

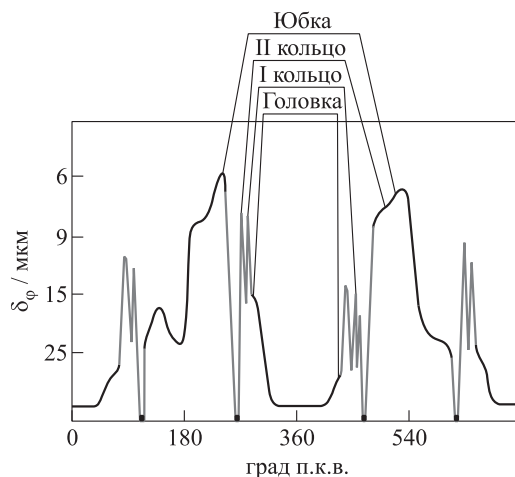


Рис. 5 Изменение ТМС при прохождении через датчик № 5 начала юбки поршня, поршневых колец и головки поршня в зоне второго пояса по нагруженной стороне на крейсерском режиме работы двигателя

быть подвержен задиру при повышении теплоотдачи в районе первого поршневого кольца, так как в этом случае повысится температура в районе бобышек. В этой зоне поршневые кольца работают в режиме жидкостного трения и внутренние колебания за счет упругости не влияют на сплошность масляного слоя. Таким образом, можно сделать вывод, что на режим жидкостного трения первого поршневого кольца в большей степени влияют колебания давлений в камере сгорания.

Датчики третьей зоны фиксируют ТМС верхней зоны юбки поршня в момент остановки поршня в верхней мертвой точке (ВМТ), прохождение трех поршневых колец и головки поршня. Начало юбки поршня, первое и второе компрессионное кольцо, головка поршня работают в режиме жидкостного трения, маслосъемное кольцо как ему и положено работает с нарушением сплошности масляного слоя (рис. 5). Зона поршня за маслосъемным кольцом в районе бобышек под поршневой палец является более опасной, так как контакт в этой зоне практически необратим и более опасен.

Поршни АПД работают в условиях значительных температурных и динамических нагрузок, причем различные их зоны отличаются

уровнем тепловой и динамической напряженности. В связи с этим для определения профиля поршня необходимо знать особенности работы каждого его элемента в условиях напряженно-деформированного и теплового состояния сопрягаемых деталей. Особое внимание заслуживает головка поршня, которая в зависимости от месторасположения на ней поршневых колец, тепловой деформации и динамики движения влияет на маслораспределение по зеркалу цилиндра и тем самым на характер трения деталей сопряжения в целом.

Следующим шагом необходимо на основании экспериментальных исследований выбрать диаметральный зазор по головке и юбке поршня, задаться оптимальным профилем и овалом. При диаметральном зазоре по головке поршня 0,4 мм сопряжение работает в режиме нарушения ТМС, с увеличением овальности с 0,075 до 0,1 мм режим жидкостного трения восстанавливается. При диаметральном зазоре 0,5 мм по головке поршня режим жидкостного трения обеспечивается даже с температурой масла до 110 °С и с уменьшением скорости охлаждающего потока воздуха.

За оценочный критерий при выборе профиля поршня были приняты диапазон и амплитуда колебаний ТМС за рабочий цикл. Это связано с тем, что как поршень, так и поршневые кольца чрезвычайно чувствительны к возмущающим скоростным и нагрузочным факторам. Поэтому чем больше диапазон колебаний, тем выше вероятность нарушения режима жидкостного трения. Изменение колебаний ТМС отдельных зон поршня влияют на резонансную частоту системы сопряжения ЦПГ в целом и, как следствие, на режимы полужидкостного трения первого поршневого кольца.

Значительное влияние на амплитуду колебаний ТМС оказывают диаметральный зазоры в сопряжении [5]. Так, при диаметральном зазоре 0,6 мм колебания головки поршня на масляном слое при крейсерском режиме достигают 45 мкм. С уменьшением диаметрального зазора до 0,45 мм величина колебаний ТМС уменьшается до 25 мкм. Аналогичная картина наблюдается при изменении диаметральных зазоров по отдельным зонам юбки поршня. Для верхней зоны юбки поршня изменение диаметрального зазора с 0,15 до 0,12 мм сопровождается уменьшением амплитуды колебаний в данной зоне от 50 до 20 мкм, в зоне наибольшего диаметра с изменением диаметрального зазора от 40 до 20 мкм амплитуда уменьшается также от 50 до 20 мкм (рис. 6).

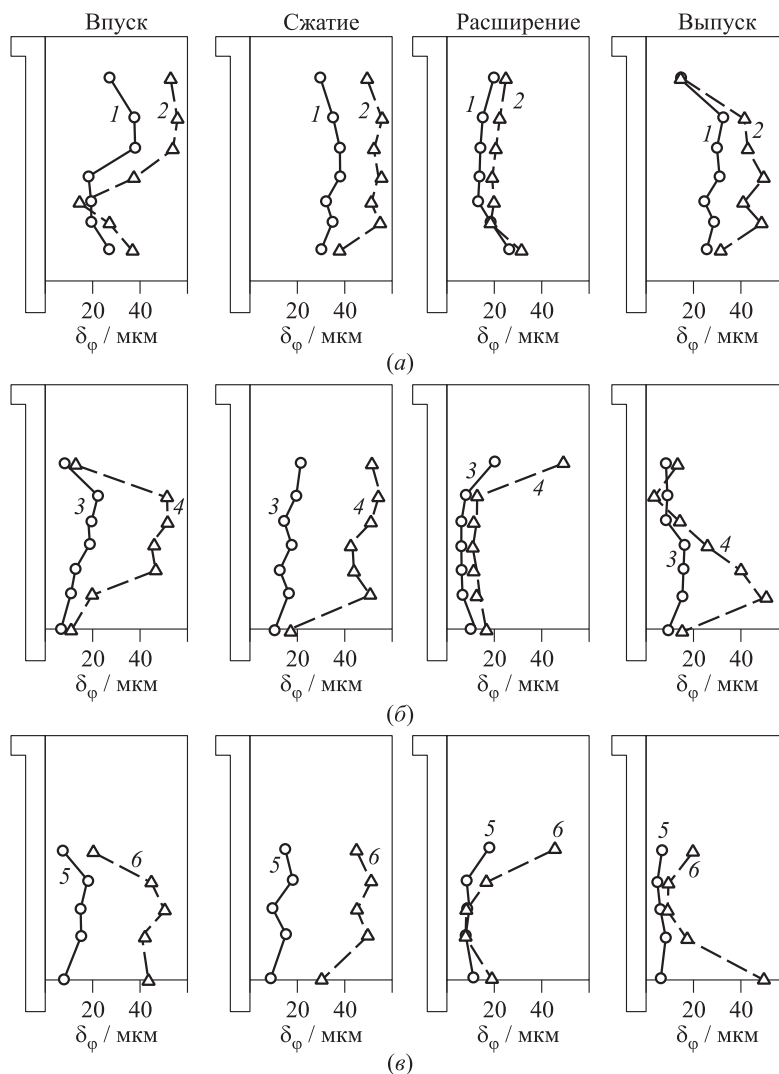


Рис. 6 Влияние диаметральных зазоров в отдельных точках поршня на изменение ТМС в сопряжении на взлетном режиме работы двигателя: (а) головка поршня; (б) верхняя зона юбки поршня; (в) зона максимального диаметра поршня: 1 — 450 мкм; 2 — 600; 3 — 120; 4 — 150; 5 — 20; 6 — 40 мкм

В процессе исследований было установлено, что минимальный диаметральный зазор в сопряжении «поршень–цилиндр» в холодном состоянии, при котором обеспечивается режим жидкостного трения и малые амплитуды колебаний ТМС, равен 15 мкм.

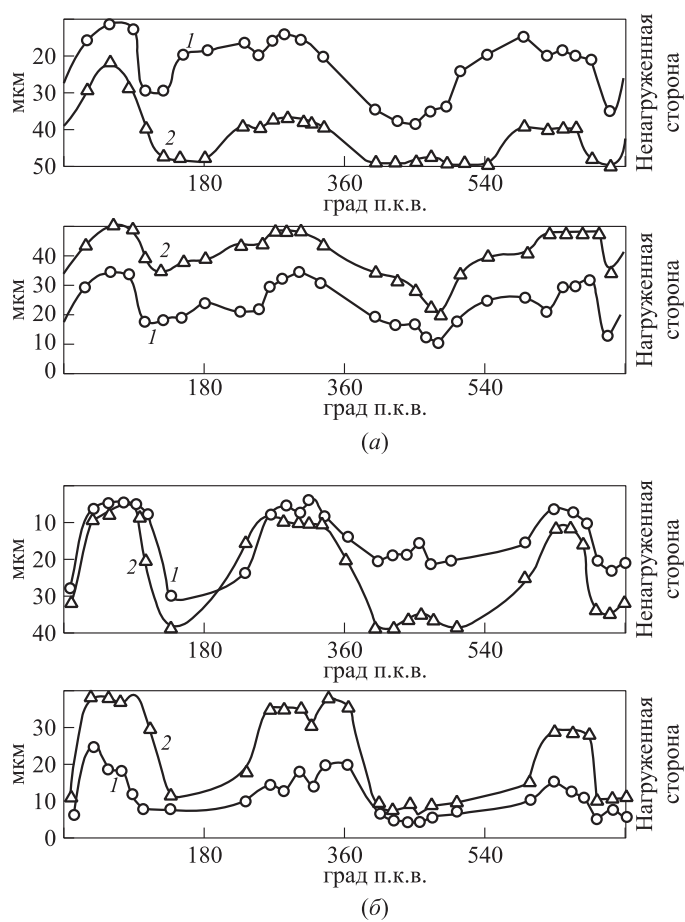


Рис. 7 Изменение ТМС по отдельным зонам поршня на взлетном (1) и крейсерском (2) режимах: (а) головка поршня; (б) верхняя зона юбки поршня

Исследование особенностей колебания ТМС в основных характерных зонах поршня в процессе движения его за рабочий цикл при минимальных диаметральных зазорах позволили выявить некоторые закономерности в динамике формирования масляного слоя на различных режимах работы двигателя (рис. 7).

Влияние нагрузки двигателя на изменение ТМС по отдельным зонам поршня показывает, что головка поршня наиболее подвержена изменению нагрузки. Разница в значениях ТМС по отдельным тактам на режимах крейсерском и взлетном соответствует 10–15 мкм. Для верхней зоны юбки поршня это влияние ослаблено, а для средней и максимального диаметра почти незаметно. В зоне наибольшего диаметра поршня разницы в состоянии ТМС на режимах взлетном и крейсерском почти не наблюдается.

Создание поршневой группы носит комплексный характер [6] и включает: экспериментальное исследование, моделирование [5] и учет технологии изготовления компонентов деталей сопряжения ЦПГ.

Отличительными особенностями технологии изготовления стальных поршневых компрессионных колец для авиационного поршневого двигателя являются:

- формирование конфигурации кольца в свободном состоянии в процессе навивки и закалки спирали на копирной оправке, не требующей механической обработки по радиальной толщине кольца;
- применение методики микрохонингования (маслокарманы) на рабочей хромированной поверхности поршневого кольца, обеспечивающей сравнительно быструю приработку без задиров и прижогов;
- колебленирование, бочкообразный профиль рабочей поверхности кольца;
- формирование радиальной толщины кольца окончательно без дальнейшей лезвийной или шлифовальной обработки. Погрешность радиальной толщины получается в пределах 0,02 мм. При этом сохраняется текстура металла, полученная при волочении, что обеспечивает высокие пружинные свойства и крепостность (сопротивляемость на релаксацию — изменение геометрических параметров в заневоленном напряженном состоянии при температурах до 300 °С до 5% при норме 8% (для самых дорогих сталей) по нормативам стандарта ISO);

Таблица 1 Сравнительные характеристики методов получения заготовки поршня

Характеристики поршня	Литье в кокиль	Изотермическая штамповка	Жидкая штамповка	Результат
Прочность, МПа	230–245	320–360	270–300	Повышение прочности, снижение размеров и веса
Твердость, НВ	95–110	120–135	115–125	Увеличивает износостойкость
Пористость, баллы	1–2	0	0	Стабильность размеров, снижение «роста»
Зазор в сопряжении «поршень–гильза»	100%	70%	60%	Уменьшение вредных объемов, шума, выброса твердых частиц

- пружинная хромисто-ванадиевая сталь марки 50ХФА (SR-34 азотируются с большим содержанием никеля, хрома (17%) и ванадия, припуск по толщине металла в заготовке кольца составляет в пределах 0,15 мм, что в 5–6 раз меньше чем чугуновых колец.

Применение стальных поршневых колец позволяет поднять верхнее поршневое кольцо к днищу поршня благодаря более высокой теплопередаче по сравнению с чугуном, тем самым сократить вредные объемы, снизить высоту и вес поршня.

В сравнении с чугунными кольцами отход металла сокращается в 6 раз, парк обрабатывающего оборудования в 4 раза, трудоемкость изготовления в 2,5 раза.

Для разработки конструкции поршня выбирается технология получения заготовок поршня.

Сравнительные характеристики методов получения заготовки поршня приведены в табл. 1. На основании данных таблицы для АПД с воздушным охлаждением принята технология изготовления заготовки поршня — изотермическая штамповка, имеющая более высокие прочностные и износостойкие характеристики.

Расчетные и экспериментальные исследования позволили разработать современную конструкцию поршня, выбрать диаметральные

зазоры 0,5 мм вместо 0,65 мм по головке поршня в сопряжении. Применение изотермической штамповки позволило уменьшить вес поршня на 20 г. На основании экспериментальных исследований по измерению толщины масляного слоя удалось уменьшить на 8 мм высоту поршня, диаметральный зазор по головке поршня сократить на 0,15 мм. В результате повысились эффективные параметры двигателя по экономичности на 3%–5%, уменьшились вредные выбросы на 5%–7%, повысилась надежность сопряжения ЦПГ.

Литература

1. Пат. RU 2037802 C1 6 G 01 M 15/00 19.06.95. Способ оптимизации профиля боковой поверхности поршня, положения поршневых колец и минимального зазора между поршнем и цилиндром двигателя в холодном состоянии и устройство для его осуществления / Никитин Ю. Н., Коротеев С. В. — 1995.
2. Пат. № 2235216. Композитный поршень с антифрикционным покрытием для двигателя внутреннего сгорания / Никитин Ю. Н., Финкельберг Л. А., Костюченков А. Н., Вершинин А. В. — 2004.
3. Никитин Ю. Н., Финкельберг Л. А., Костюченко А. Н., Астахов А. А. Способ оценки режима трения в сопряжениях цилиндро-поршневой и кривошипно-шатунной групп поршневого двигателя и устройство для его осуществления. Заявка № 2008130422 от 24.07.2008 (решение о выдаче патента 28.12.2009).
4. Финкельберг Л. А. Методология оценки характера трения в сопряжении цилиндро-поршневой группы с целью оптимизации параметров технического уровня авиационного поршневого двигателя // 66-я Междунар. науч.-технич. конф. «Автомобиль и окружающая среда»: Ассоциация автомобильных инженеров НИЦИАМТ ФГУП «НАМИ», 2009.
5. Кавтарадзе Р. З., Зеленцов А. А., Никитин Ю. Н., Финкельберг Л. А. Расчетно-экспериментальное исследование нестационарного локального теплообмена в камере сгорания и теплонапряженного состояния поршня авиационного поршневого двигателя // 66-я Междунар. науч.-технич. конф. «Автомобиль и окружающая среда»: Ассоциация автомобильных инженеров НИЦИАМТ ФГУП «НАМИ», 2009.
6. Кавтарадзе Р. З., Зеленцов А. А., Кавтарадзе З. Р., Никитин Ю. Н., Финкельберг Л. А. Моделирование локального нестационарного теплообмена в камере сгорания и теплонапряженного состояния поршня авиационного поршневого двигателя // Изв. РАН, Энергетика, 2010. № 2. С. 26.

Расчетно-экспериментальный метод оценки локального теплового состояния сопряжений цилиндропоршневой группы авиационного поршневого двигателя

Ю. Н. Никитин, Л. А. Финкельберг, Р. З. Кавтарадзе¹, А. А. Зеленцов¹

¹МГТУ им. Н. Э. Баумана

Одним из основных направлений повышения параметров технического уровня современных поршневых двигателей внутреннего сгорания (ДВС) является форсирование по литровой мощности, что приводит к повышению теплонапряженности, особенно деталей цилиндропоршневой группы (ЦПГ).

Безинерционные методы контроля теплопередачи в настоящее время настолько сложны, что использовать их в инженерных разработках на работающем двигателе при температуре 2500–3000 К и продолжительности процесса в 10 мс не представляется возможным. Наиболее приемлемым в данных условиях является метод оценки рабочих деформаций и характера трения в сопряжении ЦПГ с непосредственным замером толщины масляного слоя на работающем двигателе.

Определив экспериментально максимальные тепловые деформации деталей сопряжения, можно более надежно подойти к оценке теплопереноса от первого поршневого кольца — базового носителя. Задавание термических граничных условий на боковые поверхности поршня, особенно в области поршневых колец, требует комплексного рассмотрения процессов теплообмена в камере сгорания и определения тепловых нагрузок со стороны высокотемпературного рабочего тела, что непосредственно связано с исследованием рабочего процесса. Уточненный расчет термических граничных условий в цилиндре поршневого двигателя требует применения модели турбулентного движения с учетом химической кинетики и теории пограничного слоя [1].

Для определения конвективного теплового потока на внутренних поверхностях цилиндра ДВС в зависимости от параметров рабочего процесса необходимо определить параметры пограничного слоя на этих поверхностях. Заметим, что до настоящего времени в теории

ДВС не в полной мере используются возможности теории пограничного слоя. То, что эта теория является мощным и пока единственным инструментом для решения задач локального теплообмена, неоднократно было доказано развитием других отраслей техники (атомной, ракетной, авиационной и т. д.). Однако работы этого направления в теории ДВС появились только в последние годы [2].

Величины коэффициента теплоотдачи и температуры на боковой поверхности поршня переменны в зависимости от угла поворота коленчатого вала, что связано с перекладками колец в поршневых канавках под воздействием сил давления в заколочных объемах, сил инерции самих колец и сил трения, колебаниями кривостойкости колец (сопротивляемость на релаксацию — изменение геометрических параметров в заневоленном напряженном состоянии при температуре до 300°C), и самое важное, что поршневые кольца подвержены колебаниям от воздействия как внутренних, так и внешних факторов. Ряд авторов рассматривают это явление как чисто резонансное, связанное с представлением кольца как колебательной системы.

Интенсивный процесс теплообмена между поверхностью камеры сгорания (КС) и обтекающим ее потоком газа происходит в тонком пограничном слое. Задачи расчета теплового состояния основных деталей ДВС относятся к классу краевых задач. Точность их решения, как и любой краевой задачи, обусловлена точностью задания граничных условий. При исследовании теплового и напряженно-деформированного состояния (НДС) основных деталей ДВС необходимо задавать граничные условия, адекватно отражающие сложные физические процессы, протекающие в первую очередь в КС, а также в системах охлаждения-выпуска и т. п.

В связи с этим задача переноса представляется настолько сложной, что даже сформулировать ее не представляется возможным с учетом граничных условий четвертого рода, колебаниями давлений в камере сгорания, гидродинамикой самого кольца, внутренней упругостью материала, сложными процессами теплообмена между различными материалами сопряжения (сталь, алюминий, хром, чугун или покрытие), процесс происходит при высокой температуре и давлении с нарушением режима жидкостного трения при продолжительности взаимодействия в тысячные доли секунды.

При работе авиационного поршневого двигателя (АПД) рабочее тело в цилиндре представляет собой среду, излучающую, поглоща-

ющую и рассеивающую тепловую энергию. В рабочем цикле одновременно осуществляются все три вида переноса тепловой энергии: непосредственно движущимся веществом (конвекция), теплопроводностью и излучением.

Объектом исследования был выбран четырехтактный, двухцилиндровый авиационный двигатель HKS-700E с искровым зажиганием и воздушным охлаждением с размерностью $S/D = 6,0/8,5$ см/см и с геометрической степенью сжатия $\varepsilon = 11,3$. Исследования проводились для двух режимов работы: эффективная мощность двигателя $N_e = 44,97$ кВт при частоте вращения коленчатого вала $n = 6200$ мин⁻¹ (взлетный режим), и $N_e = 42,05$ кВт при $n = 5800$ мин⁻¹ (крейсерский режим).

Для определения конвективного теплового потока на внутренних поверхностях цилиндра ДВС в зависимости от параметров рабочего процесса необходимо использовать пограничный слой на этих поверхностях. Неравномерность распределения температур на поверхностях, где образуются динамические и тепловые пограничные слои, вибрация самих стенок, двухфазность омывающей среды, а также сильная турбулизация потока в объеме цилиндра, в котором непредсказуемо перераспределяются очаги воспламенения, то становится очевидным, что режим течения в пограничных слоях в цилиндре ДВС имеет турбулентный характер.

При движении поршня к верхней мертвой точке (ВМТ) у поверхности гильзы цилиндра в пристеночной области образуются вихревые движения заряда.

Пограничный слой в излучающей, поглощающей и рассеивающей среде, какой является рабочее тело в цилиндре двигателя, в настоящее время мало изучен.

Современная теория поршневых двигателей предусматривает изучение локальных параметров внутрицилиндровых процессов. Индикаторная диаграмма уже не отвечает требованиям задания основных параметров технического уровня ДВС. Локальные значения теплообмена необходимы для задания граничных условий на поверхностях основных деталей двигателя. Для решения теплообмена в ДВС наиболее рациональным является обобщенный метод контрольных объемов (МКО). Широкое применение получил метод для задач конвективного и кондуктивного теплообмена в работах С. Патанкара и Б. Сполдинга.

В «обобщенном методе» для расчета локальных температур рабочего тела и граничных условий теплообмена используется разработка и реализация математических моделей, предусматривающих соблюдение физических законов сохранения для каждого КО.

Исследование особенностей нестационарного турбулентного движения рабочего тела в цилиндре одновременно с процессом горения представляет одну из наиболее интересных проблем современной теории поршневых двигателей.

Характерным для рабочего процесса АПД является взаимодействие между несколькими процессами, одновременно происходящими в широком диапазоне масштабов времени и пространства. Прежде всего, это процессы переноса массы, количества движения и энергии, а также химические реакции горения. Высвобождение энергии при горении порождает градиенты давления, температуры и плотности и, конечно, вносит вклад в процессы переноса. Действительно, эти градиенты сами являются источниками процессов в газе, которые приводят к переносу массы, количества движения и энергии.

Расчет трехмерного переноса количества движения, энергии, массы и концентрации компонентов рабочего тела в данной работе проводится с помощью программного комплекса FIRE, разработанным фирмой AVL List GmbH (Лицензионное соглашение DKNR: BMSTU70203 между МГТУ им. Н. Э. Баумана и AVL List GmbH). Ядро FIRE основано на численном методе контрольных объемов с использованием усовершенствованного алгоритма SIMPLE. Численная реализация модели базируется на МКО с использованием усовершенствованного алгоритма SIMPLE. В качестве модели сгорания использовалась модель Магнуссена–Хьертагера. Модель предполагает, что в турбулентно перемешанном пламени, реагенты (топливо и кислород) содержатся в одних и тех же вихрях и отделены от вихрей, содержащих горячие продукты горения. Химические реакции обычно имеют масштаб времени, который очень короткий по сравнению с временным масштабом турбулентного переноса. Это позволяет принять, что скорость сгорания определяется скоростью перемешивания на молекулярном уровне реагентов, в вихрях, не содержащих горячие продукты горения, т. е. скоростью диссипации этих вихрей.

За основу был принят расчет трехмерного нестационарного турбулентного переноса и горения в цилиндре поршневого двигателя с применением $k-\varepsilon$ модели турбулентности.

Результатами проведенного исследования стали локальные значения параметров трехмерного нестационарного течения и теплообмена во всей расчетной области. Характерные сечения объема КС и точки на поверхности огневого днища поршня представлены на рис. 1.

На рис. 2 приводятся поля скоростей рабочего тела в объеме КС для различных сечений. Угол $\varphi = 375^\circ$ ПКВ, при котором были рассчитаны величины локальных температур (рис. 3) и коэффициентов теплоотдачи (рис. 4), соответствует развитому процессу сгорания.

В пристеночных областях величины скоростей газа влияют на толщину динамического и теплового пограничных слоев и, как следствие, на локальный теплообмен в этих областях. Помимо толщины пограничного слоя тепло-

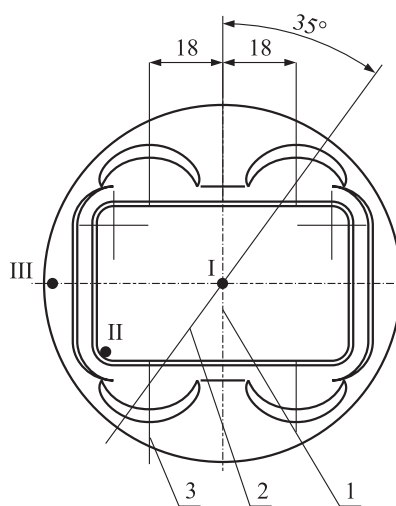


Рис. 1 Характерные сечения (1, 2, 3) и точки (I, II, III) на поверхности огневого днища поршня АПД

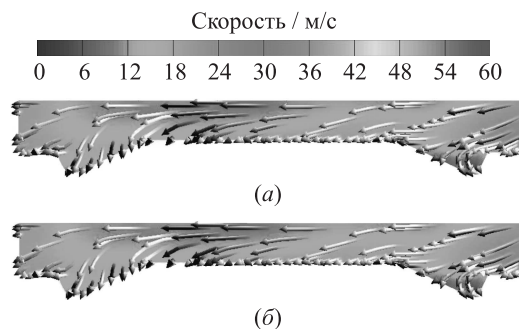


Рис. 2 Поля скоростей, полученные для авиационного двигателя (режим работы $N_e = 42,05$ кВт, $n = 5800$ мин $^{-1}$) в сечении 3 при: (а) $\varphi = 340^\circ$ ПКВ; (б) $\varphi = 375^\circ$ ПКВ

обмен в пристеночной области определяется величинами температур газа в ядре потока за пограничным слоем.

По известным величинам температур и толщины пограничного слоя во всех точках поверхности камеры сгорания определяются тепловые потоки в этих областях, характеризующиеся коэффициентом теплоотдачи.

Приведенные зависимости определяются неравномерностью протекающего процесса воспламенения и сгорания топливо-воздушной смеси в цилиндре двигателя с принудительным зажиганием, что объясняет возникновение локальных минимумов в точках I и II.

Характер скоростей и локальные температуры на поверхности огневого днища поршня позволили задать геометрические параметры вытеснителя на головке поршня, что в свою очередь дало возможность определить локальные тепловые нагрузки на боковой поверхности поршня в зоне жарового пояса и первого поршневого кольца.

На рис. 5 и 6 приведена зависимость осредненного по поверхности коэффициента теплоотдачи и тепловой поток, осредненный по поверхности огневого днища поршня авиационного двигателя от угла поворота коленчатого вала.

После анализа переноса в камере сгорания к локальной точке в зону канавки первого поршневого кольца уточняются термические граничные условия в характерных точках поршня. Граничные условия определяются при оценке максимальных рабочих деформаций головки поршня, при которых сохраняется режим жидкостного трения [3] в сопряжении при непосредственном измерении толщины масляного слоя на работающем двигателе.

Датчики толщины масляного слоя (ТМС) устанавливались в диаметрально расположенных нагруженной и ненагруженной зонах цилиндра (рис. 7) таким образом, чтобы иметь возможность оценить характер трения в наиболее характерных участках поршня, подверженных задиру и схватыванию поверхностей трения.

Поршни авиационного двигателя работают в условиях значительных температурных и динамических нагрузок, причем различные их зоны отличаются уровнем тепловой и динамической напряженности. В связи с этим для определения профиля поршня необходимо знать особенности работы каждого его элемента в условиях напряженно-деформированного и теплового состояния сопрягаемых деталей. Особое внимание заслуживает головка поршня, которая в зависимости от

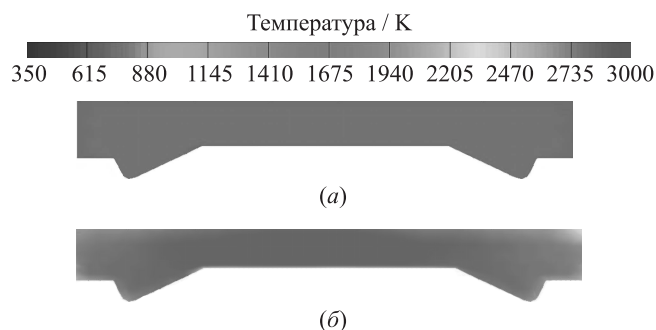


Рис. 3 Поля температур, полученные для авиационного двигателя (режим работы $N_e = 42,05$ кВт, $n = 5800$ мин⁻¹) в сечении 3 при: (a) $\varphi = 340^\circ$ ПКВ; (б) $\varphi = 375^\circ$ ПКВ

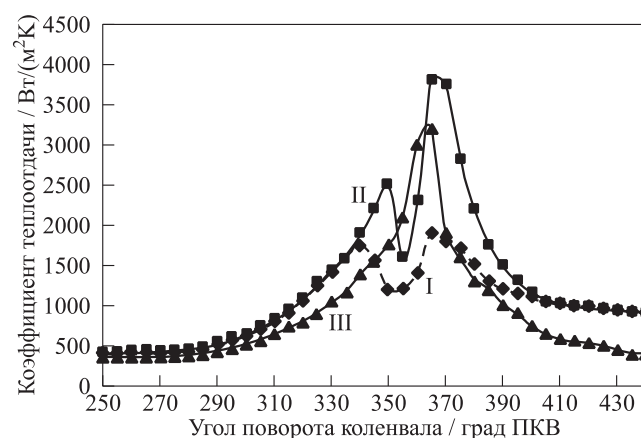


Рис. 4 Величина коэффициента теплоотдачи в характерных точках (I, II, III) на поверхности огневого днища поршня авиационного двигателя (режим работы $N_e = 42,05$ кВт, $n = 5800$ мин⁻¹)

месторасположения на ней поршневых колец, тепловой деформации и динамики движения влияет на маслораспределение по зеркалу цилиндра и тем самым на характер трения деталей сопряжения в целом.

Следующим шагом необходимо на основании экспериментальных исследований выбрать диаметральные зазоры по головке и юбке поршня, задаться оптимальным профилем и овалом.

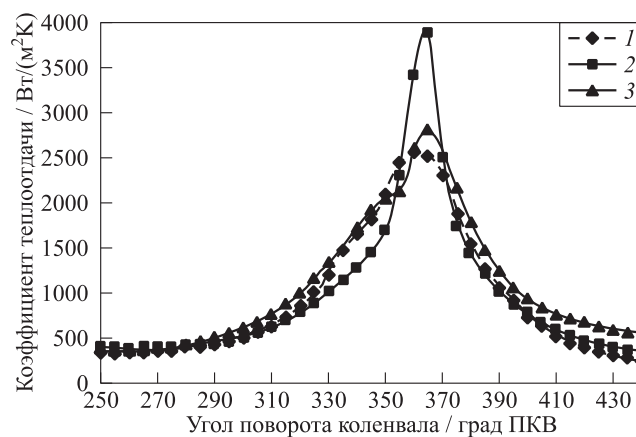


Рис. 5 Зависимость осредненного по поверхности коэффициента теплоотдачи от угла поворота коленчатого вала для авиационного двигателя (режим работы $N_e = 42,05$ кВт, $n = 5800$ мин⁻¹): 1 — крышка; 2 — гильза; 3 — поршень

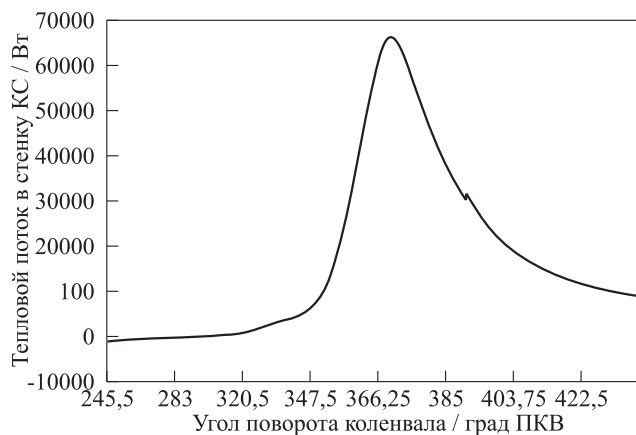


Рис. 6 Тепловой поток, осредненный по поверхности огневого днища поршня авиационного двигателя (режим работы $N_e = 42,05$ кВт, $n = 5800$ мин⁻¹)

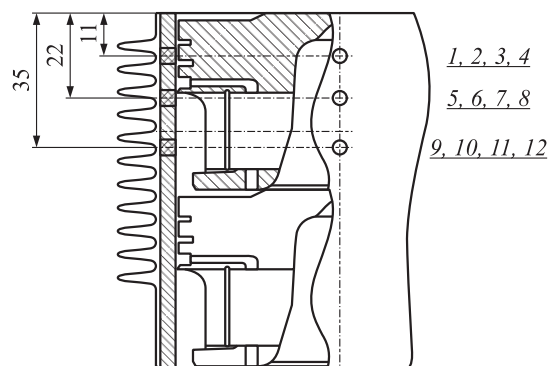


Рис. 7 Схема установки датчиков ТМС в цилиндре; цифры справа обозначают номера датчиков. Размеры указаны в миллиметрах

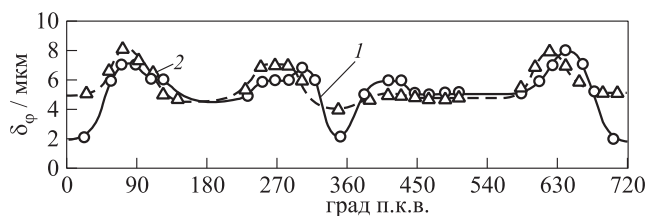


Рис. 8 Осциллограммы изменения ТМС при прохождении первого поршневого кольца по зеркалу цилиндра при диаметральном зазоре по головке поршня 0,4 мм и овальности 0,075 мм для нагруженной стороны (1) и при том же диаметральном зазоре но увеличенном овале до 0,1 мм для ненагруженной стороны (2) на взлетном режиме работы двигателя

При диаметральном зазоре по головке поршня 0,4 мм сопряжение работает в режиме нарушения ТМС, с увеличением овальности с 0,075 до 0,1 мм режим жидкостного трения восстанавливается (рис. 8).

При диаметральном зазоре 0,5 мм по головке поршня режим жидкостного трения обеспечивается даже при температуре масла в картере 110 °С и уменьшении скорости охлаждающего потока воздуха (рис. 9).

За оценочный критерий при выборе профиля поршня были приняты диапазон и амплитуда колебаний ТМС за рабочий цикл. Это

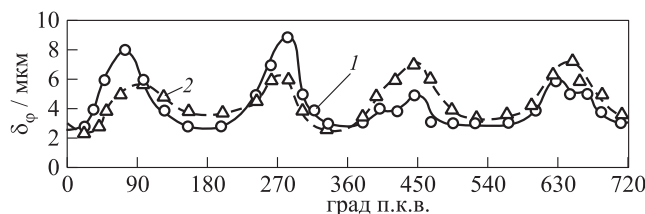


Рис. 9 Осциллограммы изменения ТМС при прохождении первого поршневого кольца по зеркалу цилиндра при диаметральном зазоре по головке поршня 0,5 мм и овальности 0,075 мм на взлетном режиме работы двигателя при температуре масла в поддоне 110 °С: 1 — нагруженная сторона; 2 — ненагруженная сторона

связано с тем, что как поршень так и поршневые кольца чрезвычайно чувствительны к возмущающим факторам скоростным, нагрузочным, что приводит к разрывам масляного слоя. Поэтому чем больше диапазон колебаний, тем вероятность нарушения режима жидкостного трения очевидна. Применение изотермической штамповки при изготовлении заготовок поршней и конструктивные изменения позволили снизить высоту поршня и его вес и тем самым уменьшить ударный импульс при его перекладке.

Оценка рабочих деформаций в различных зонах поршня позволила задать величины коэффициентов теплоотдачи и температуры на боковой поверхности поршня и на основании этих данных подойти к разработке конструкции (рис. 10, табл. 1).

На основании разработки расчетно-экспериментального метода стало возможным задавать граничные условия непосредственно на данном типе двигателя, разработать конструкцию поршня с уменьшенной высотой и весовыми характеристиками, выбрать диаметральные зазоры и комплектацию поршневых колец.

На примере данного двигателя высота поршня была уменьшена на 10 мм, вес снижен на 20 г, диаметральные зазоры по головке поршня до 0,5 мм против 0,65 мм штатного поршня, минимальный зазор до 20 мкм по максимальному диаметру, подобрана комплектация поршневых колец, что позволило снизить потери на трение, повысить экономичность на 3 г/э.л.с.ч., улучшить экологические характеристики.

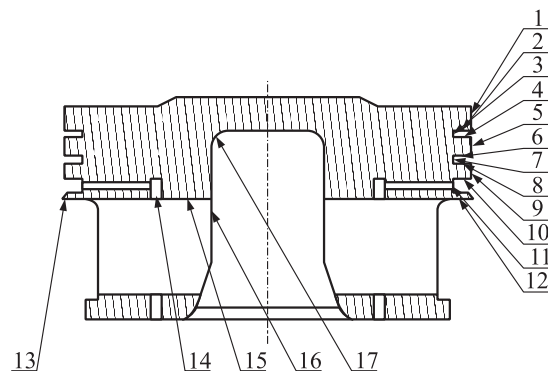


Рис. 10 К заданию граничных условий на боковой и внутренней поверхности поршня

Таблица 1 Величины коэффициента теплоотдачи и температуры на боковой и внутренней поверхностях поршня (см. рис. 10)

№	α , Вт/(м ² К)	T, К	№	α , Вт/(м ² К)	T, К
1	0	533	10	2000	428
2	2000	463	11	0	420
3	0	463	12	15000	410
4	80000	458	13	3000	400
5	500	455	14	300	358
6	2000	451	15	2000	358
7	0	448	16	170	358
8	15000	443	17	800	358
9	500	433			

Разработанный расчетно-экспериментальный метод позволит:

- задавать термические граничные условия с боковой поверхности поршня;
- определять минимальные диаметральные зазоры по жаровому поясу поршня при использовании прогрессивных технологий изготовления деталей сопряжений;
- определять критические режимы работы двигателя, при которых происходят необратимые процессы задира и схватывания поверхностей трения в сопряжении.

Литература

1. Кавтарадзе Р. З. Локальный теплообмен в поршневых двигателях. — 2-е изд. — М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2007.
2. Кавтарадзе Р. З., Зеленцов А. А., Кавтарадзе З. Р., Никитин Ю. Н., Финкельберг Л. А. Моделирование локального нестационарного теплообмена в камере сгорания и теплонапряженного состояния поршня авиационного поршневого двигателя // Изв. РАН, сер. Энергетика, 2010. № 2. С. 26.
3. Заявка № 2008130422 от 24.07.2008 / Никитин Ю. Н., Финкельберг Л. А., Костюченко А. Н., Астахов А. А. — Решение о выдаче патента 28.12.2009. Способ оценки режима трения в сопряжениях цилиндро-поршневой и кривошипно-шатунной групп поршневого двигателя и устройство для его осуществления.

Разработка технического облика «сухого» газотурбинного двигателя с ротором на электромагнитных подшипниках

В. В. Гаврилов, В. Н. Огородов, А. И. Гулиенко

1 Введение

Анализ материалов зарубежной и отечественной технической литературы показывает, что тенденции развития авиации таковы, что в будущих «более электрических» самолетах гидравлические, пневматические и механические системы будут заменены электрическими подсистемами [1, 2]. С начала 1990-х гг. исследовательские лаборатории Вооруженных сил США стали сосредотачивать свои усилия на разработке технологий для «более электрического» самолета и «более электрического» двигателя. С этой целью в 1993 г. ВВС США были проведены исследования под названием *More Electric Initiative*, которые с 1997 г. перешли в программу с этим же названием. В рамках этой программы было образовано два направления *More Electric Aircraft* (MEA) и *More Electric Engine* (MEE). В рамках исследований «более электрического» двигателя развивается направление, при котором устраняется маслосистема, а сам двигатель производит увеличенное количество электроэнергии. Указанное положение касается как маршевых, так и вспомогательных двигателей. В соответствии с этой концепцией двигатель имеет электромагнитные подшипники для подвеса роторов и интегрированный (установленный на его валу) стартер-электрогенератор (ISG, Integrated Starter Generator). Магнитные подшипники позволяют иметь более высокие рабочие температуры двигателя (из-за устранения масла) и таким образом улучшают его характеристики. В результате двигатель имеет меньший вес, меньший расход топлива, более высокую надежность и требует меньшего объема обслуживания.

В этой области за рубежом достигнуты значительные успехи, в частности, по авиационным вспомогательным газотурбинным двигателям (ВГТД) и турбостартерам (бортовым самолетным энергоузелам). Примером может служить демонстратор компании Honeywell,

представляющий собой серийный ВГТД 331-200, соединенный с SRM (стартер-генератор) на магнитных подшипниках. Результаты этих работ компания Honeywell использовала для создания интегрированной энергоустановки для самолета F-35, которая объединяет функции ВГТД, системы кондиционирования и аварийного источника электроэнергии.

Как показал обзор литературы и патентов в Российской Федерации разработки электромагнитного подвеса для авиационных ГТД, в том числе и вспомогательных, практически отсутствуют. Имеющиеся разработки относятся к наземной газотурбинной технике и различным турбоэлектрическим агрегатам.

В связи с этим целью работы на данном этапе являлась разработка технического облика «сухого» вспомогательного газотурбинного двигателя с ротором, установленным на электромагнитных подшипниках. В результате исследований должны быть определены: массово-габаритные параметры магнитных подшипников, необходимые для подвешивания ротора и компенсации неуравновешенной осевой силы, оценена возможность размещения подшипников (основных и страховочных) в традиционных конструктивных формах ГТД, выявлено влияние установки таких подшипников на конфигурацию проточной части газоздушного тракта, определено ожидаемое тепловое состояние подшипников и требования к системе их охлаждения. Должны быть также выявлены проблемные вопросы, требующие своего разрешения при рабочем проектировании и создании такого «сухого» ГТД.

2 Выбор объекта исследований

В качестве объекта настоящих исследований был выбран турбоэлектрогенератор на базе газогенератора вспомогательного двигателя ТА18-200, созданного на предприятии ОАО «НПП «Аэросила». Это современный двигатель (ВГТД 2-го поколения), выполненный по обновленной схеме и имеющий эффективный турбокомпрессор с высокими параметрами термодинамического цикла. Двигатель имеет одноступенчатый центробежный компрессор, камеру сгорания и одноступенчатую центростремительную турбину.

На турбоэлектрогенераторе устанавливается обратимый электрогенератор-стартер, который в режиме стартера обеспечивает раскрутку ротора двигателя при его запуске. Электрогенератор выполняется

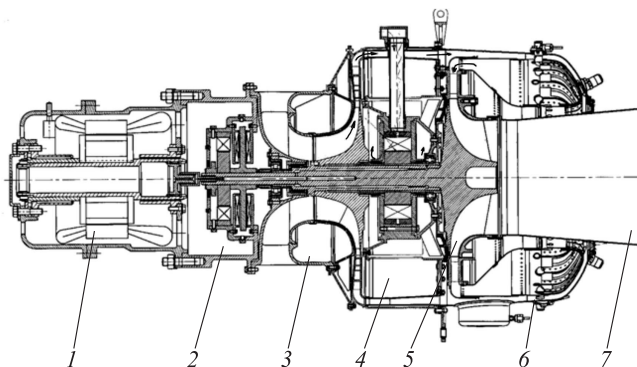


Рис. 1 Конструктивная схема турбогенератора: 1 — стартер-электрогенератор; 2 — радиально-осевой электромагнитный подшипник; 3 — компрессор; 4 — радиальный электромагнитный подшипник; 5 — турбина; 6 — камера сгорания; 7 — выхлопное сопло

по современным технологиям, на постоянных магнитах. В данной разработке предполагается, что электрогенератор устанавливается на своих безмасляных опорах (газовых) и соединяется с ротором газогенератора напрямую с помощью шлицевого соединения. При преобразовании его в турбоэлектрогенератор двигатель способен вырабатывать до 120 кВт·А электроэнергии

При переводе ротора газогенератора на электромагнитный подвес с двигателя снимаются все элементы маслосистемы и агрегаты в нее входящие, включая маслососы, фильтры, датчики, маслорадиатор, вентилятор охлаждения масла и т. д.

Схема продольного разреза турбоэлектрогенератора на базе ТА18-200 представлена на рис. 1.

3 Проектирование электромагнитных опор

3.1 Принципиальная схема магнитной опоры и управления магнитным подвесом

Магнитная опора включает в себя радиальный и осевой электромагнитные подшипники и страховочный подшипник. Основные магнитные подшипники и страховочные подшипники располагаются в одном узле или komponуются в непосредственной близости между со-

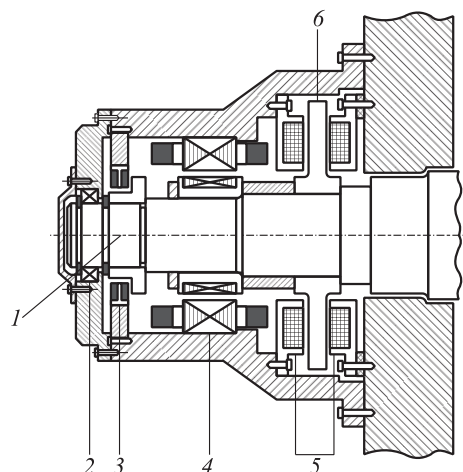


Рис. 2 Схема эквивалентной магнитной опоры: 1 — вал; 2 — страховочный подшипник; 3 — датчик положения; 4 — радиальный электромагнитный подшипник; 5 — осевой электромагнитный подшипник; 6 — упорный диск

бой. Несмотря на разнообразие возможных технических решений, все они эквивалентны схеме узла магнитного подвеса (активной магнитной опоры), показанной на рис. 2.

Радиальный магнитный подшипник 4 состоит из статорной части, набранной из пакета пластин электротехнической стали и имеющей число полюсов, обычно кратное четырем. На полюсах расположены обмотки, которые питаются электрическим током. Роторная часть представляет собой цилиндрический пакет листов электротехнической стали, установленный на валу. Осевой магнитный подшипник 5 состоит из двух статорных частей, представляющих собой кольцевые электромагниты, с помещенным между ними диском 6, также установленный на вал 1 ротора. Так как при вращении ротора не происходит изменения магнитного состояния элементов осевого подшипника, они обычно изготавливаются сплошными (из мягкой электротехнической стали). Система датчиков положения ротора включает комплект 3 датчиков осевого и радиального положения, работающих совместно с втулкой из электропроводящего материала (медь, латунь, алюминий), установленной на валу напротив датчиков.

Принцип построения простейшей и наиболее распространенной системы управления магнитным подвесом показан на схеме активной электромагнитной опоры (рис. 3) для канала стабилизации ротора по одной из пространственных осей, в данном случае вертикальной.

По сигналам регулятора 1 токи в двух электромагнитах 2, расположенных по оси регулирования, изменяются таким образом, чтобы отклонение ротора от заданного положения в пространстве было равно нулю. Это положение определяется с помощью датчиков 3 положения ротора, управляющих регулятором. Смещение ротора, например вверх, приводит к уменьшению тока в верхнем электромагните и увеличению его в нижнем и наоборот, что обеспечивает стабилизацию ротора в среднем положении относительно центра расточки статора. Система магнитного подвеса в большинстве случаев содержит пять таких каналов — по два в каждом радиальном подшипнике и один в осевом (двухопорный подвес).

В конструкции опоры предусмотрены страховочные подшипники 2, которые служат для хранения ротора неработающего двигателя, а также гарантируют защиту роторной системы от разрушений, чем обеспечивают безопасность эксплуатации при полной потере электропитания или повреждении элементов системы магнитного подвеса. В качестве страховочных подшипников могут быть использованы специальные или традиционные подшипники шарико-роликового типа или лепестковые газодинамические подшипники.

При нормальной эксплуатации магнитной подвески подшипники качения вращаются вместе с ротором, не задевая статора. При штатном останове двигателя или выходе из строя радиальных магнитных подшипников начинают функционировать вспомогательные подшипники качения, которые обеспечивают достаточно длительный аварийный выбег до полного останова ротора двигателя.

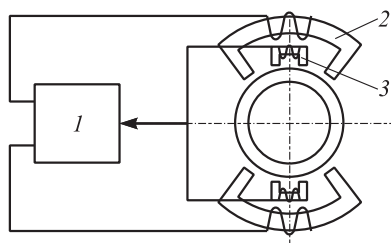


Рис. 3 Принципиальная схема управления положением ротора в вертикальном направлении: 1 — регулятор; 2 — электромагниты; 3 — датчики перемещений

3.2 Результаты расчета активных магнитных подшипников

Расчетная схема ротора газогенератора турбоэлектрогенератора представлена на рис. 4.

В качестве исходных данных при проектировании электромагнитных опор газогенератора турбоэлектрогенератора приняты следующие: масса рабочего колеса компрессора — 4,8 кг, масса колеса турбины — 15,9 кг. Расчетами определены силы реакции опор: в передней опоре (А) она составляет 000 4,1 кг и направлена вниз, в задней опоре (В) 000 24,8 кг и направлена вверх.

С учетом возможных перегрузок $8g-9g$) для авиационных ГТД, возникающих при эволюциях летательного аппарата в полете, в расчете несущей способности подшипников были приняты следующие значения: опора А — $\sim 33-37$ кг, опора В — $\sim 198-229$ кг.

Значение максимального осевого усилия, которое должен воспринимать осевой подшипник, по данным ОАО «НПП «Аэросила», составляет 120 кг. При расчете несущей способности подшипников использовались рекомендации, приведенные в работах [3, 4]. В результате проведенных расчетов были выбраны следующие размеры подшипников.

В опоре А турбогенератора применены упорный (осевой) активный магнитный подшипник двустороннего действия и радиальный активный магнитный подшипник. Параметры радиального магнитного подшипника: удельная несущая способность $P_R = 80 \text{ Н/см}^2$, диаметр расточки электромагнита $D = 30 \text{ мм}$, ширина магнитного поля $L = 15 \text{ мм}$, зазор $E = 0,3 \text{ мм}$. Несущая способность этого подшипника составляет 36 кг, что соответствует принятой расчетной нагрузке.

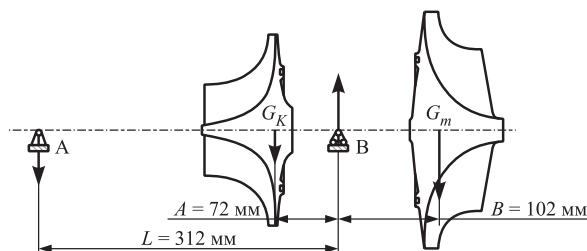


Рис. 4 Расчетная схема ротора газогенератора

Упорный подшипник имеет следующие параметры: удельная несущая способность $P_a = 50 \text{ Н/см}^2$, наружный диаметр электромагнита $D_n = 110 \text{ мм}$, внутренний диаметр $D_{вн} = 65 \text{ мм}$, толщина диска $10,5 \text{ мм}$, осевой зазор $E = 0,5 \text{ мм}$. Несущая способность этого подшипника составляет 309 кг , что соответствует величине расчетной осевой нагрузки (с учетом возможных перегрузок вдоль оси при эволюциях летательного аппарата).

В конструкции опоры В турбогенератора применен активный радиальный магнитный подшипник с удельной радиальной несущей способностью $P_R = 80 \text{ Н/см}^2$. Диаметр расточки электромагнита принят $D = 70 \text{ мм}$, ширина магнитного поля $L = 40 \text{ мм}$, зазор $E = 0,3 \text{ мм}$. Несущая способность этого подшипника равна 224 кг , что соответствует расчетной величине реакции в этой опоре с учетом перегрузки.

Расчет мощности электроэнергии на работу активных магнитных подшипников показал, что для опоры В расход электроэнергии на управление составляет 193 Вт , для опоры А — 32 Вт . В случае перегрузки при эволюциях $9g$ потребная энергия на управление возрастет примерно до $1,7 \text{ кВт}$ для опоры В и примерно до 290 Вт для опоры А. Мощность на управление упорным подшипником составляет при номинальной нагрузке на него (осевой силе 120 кг) 830 Вт . Мощность, затрачиваемая системой автоматического регулирования на управление ротором, согласно расчетам составит $P = 144 \text{ Вт}$.

После определения основных геометрических параметров элементов опор была проведена их конструктивная проработка совместно с предприятием-разработчиком базового двигателя ОАО «Аэросила».

3.3 Конструкция электромагнитных опор

Конструкция передней опоры газогенератора и размеры электромагнитных подшипников показаны на рис. 5. Передняя опора — комбинированная и включает радиальный магнитный подшипник, осевой магнитный подшипник, страховочный подшипник и датчики положения ротора. Конструктивно ротор и статор радиального активного магнитного подшипника состоят из кольцевых пакетов штампованных листов, выполненных из ферромагнитного технического железа. Электромагниты, образующие статор подшипника, набраны из листов толщиной $0,3 \text{ мм}$, на которых отштамповано 8 полюсов. Набор статора из ферромагнитных листов позволяет уменьшить потери

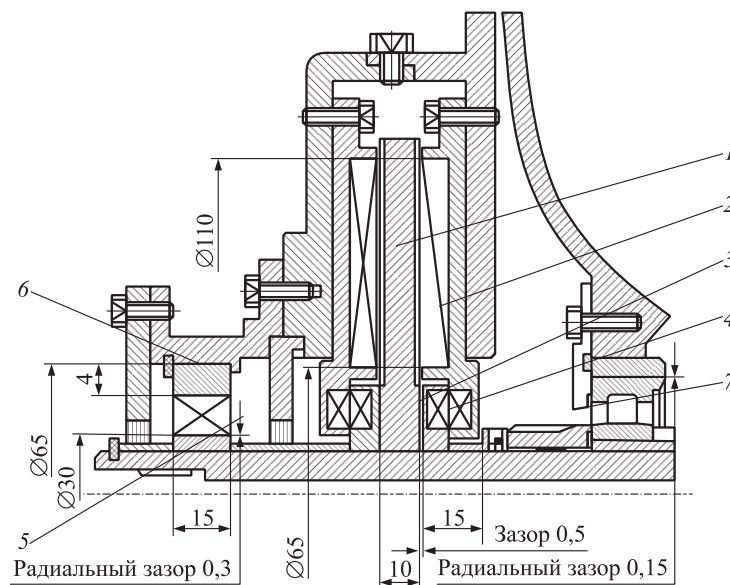


Рис. 5 Конструкция передней опоры ротора газогенератора: 1 — упорный диск вала; 2 — кольцевой электромагнит; 3 — роторная часть датчика; 4 — датчик перемещения; 5 — радиальный подшипник; 6 — датчик радиального перемещения; 7 — вспомогательный подшипник. Размеры указаны в миллиметрах

электроэнергии на токи Фуко. Магнитные силы создаются электромагнитами, т. е. обмотками возбуждения из медной проволоки, намотанной вокруг полюсов. Эти обмотки питаются токами соответствующих регуляторов.

Ротор активного магнитного подшипника образован из кольцевого пакета листов толщиной 0,1 мм без обмоток, установленного на валу. Стабилизация ротора в среднем положении относительно центра ротора статора осуществляется системой управления на основе сигналов, поступающих с двух индуктивных датчиков, расположенных диаметрально противоположно по обе стороны подшипника.

Выбранные ферромагнитный материал, диаметр ротора и ширина пакета листов железа, определяют несущую способность радиального

активного магнитного подшипника и его массу. По предварительным оценкам масса радиального подшипника составит 300–400 г, масса осевого подшипника — 1500 г.

Предельная частота вращения ротора обусловлена только прочностью на разрыв магнитного материала пакета. Предельная окружная скорость составляет 200 м/с.

Величина диаметрального рабочего зазора радиального подшипника зависит от наружного диаметра ротора. Так как диаметр ротора меньше 100 мм, то зазор выбран равным 0,6 мм. Сравнительно большая величина зазора снижает требования к качеству изготовления рабочих поверхностей и обеспечивает при эксплуатации опоры нечувствительность к ее загрязнению. Для удобства монтажа и демонтажа, радиальные активные магнитные подшипники могут быть выполнены разъемными, из двух половин.

Для обеспечения требуемого теплового состояния опоры и охлаждения электромагнитного подшипника сжатый воздух, отбираемый за компрессором, подается через трубку и по специальным каналам, выполненным в статоре, подводится в радиальный зазор между ротором и статором.

В принципе, упорные (осевые) активные магнитные подшипники могут иметь различное конструктивное исполнение. В данной опоре применены два кольцевых электромагнита, расположенные по обеим сторонам упорного диска (см. рис. 5). Роторная часть осевого подшипника передней опоры состоит из стального диска 1, укрепленного на валу ротора. Диск на периферии снабжен радиальными прорезями для более интенсивного охлаждения обмоток электромагнита. В корпусе статора закреплены два кольцевых электромагнита 2, а также статорная часть индуктивного датчика 4 для измерения осевого перемещения ротора. Ротор 3 датчика представляет собой отдельное кольцо, установленное на валу вблизи упорного диска.

В качестве страховочных на роторе двигателя установлены вспомогательные подшипники качения легкой серии без смазки. Они установлены таким образом, чтобы между наружным кольцом подшипника и статором был зазор, приблизительно равный половине рабочего диаметрального зазора в основном радиальном магнитном подшипнике, т. е. 0,3 мм.

Конструкция задней опоры турбоэлектрогенератора и размеры электромагнитного подшипника представлены на рис. 6. Конструк-

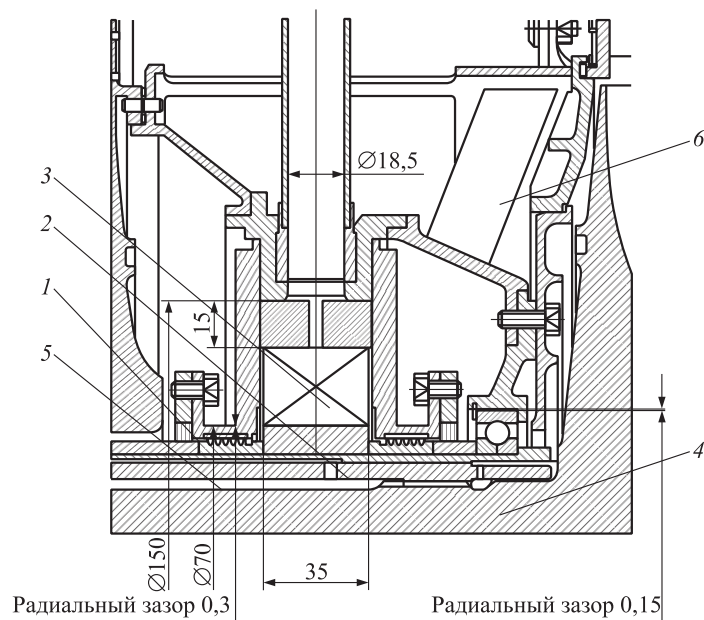


Рис. 6 Конструкция задней опоры газогенератора: 1 — индуктивный датчик; 2 — роторная часть радиального магнитного подшипника; 3 — статорная часть подшипника; 4 — вспомогательный подшипник качения; 5 — роторная часть датчика положения; 6 — трубка подвода охлаждающего воздуха. Размеры указаны в миллиметрах

ция этой опоры аналогична конструкции передней опоры за исключением того, что в ней отсутствует осевой подшипник. По предварительным оценкам масса радиального подшипника этой опоры составит 3800 г.

3.4 Датчики положения ротора

В качестве датчиков положения ротора выбраны датчики индуктивного типа. Датчики, как и основные магниты, образованы роторным и статорным кольцевыми пакетами железа, но с существенно большим числом полюсов и обмоток. Этим достигается более высокая точность измерения положения ротора.

Индуктивные датчики в радиальном активном магнитном подшипнике располагаются по обе стороны подшипника. Роторная и статорная части датчика требуют более высокого качества изготовления, чем аналогичные элементы активного магнитного подшипника, так как этим обуславливается точность измерения.

3.5 Тепловое состояние электромагнитных подшипников

При протекании электрического тока в обмотках электромагнитов выделяется джоулево тепло, которое приводит к их нагреванию. В случае использования обычной изоляции проводов обмоток электромагнитов при современном уровне технологий и материалах, используемых в России, максимально возможная рабочая температура электромагнитов не должна превышать 250 °С. При специальном исполнении, по зарубежным данным, возможно ее повышение до 450–600 °С.

Требуемое тепловое состояние электромагнитных подшипников достигается принудительным охлаждением воздухом, отбираемым за компрессором турбогенератора по специальным каналам, выполненным в статоре и подводимым в радиальный зазор между ротором и статором подшипников. Это защищает от чрезмерно высокой температуры в области катушек и их перегрев. Такое условие является критическим для высокотемпературного применения, так как увеличение электрического сопротивления при высокой температуре значительно увеличивает мощность, потребляемую на управление катушками. Сопротивление катушки увеличится больше чем в 3 раза при увеличении температуры с 20 °С до 600 °С.

Передняя опора газогенератора является слабонагруженной и находится в «холодной» части двигателя. Энергопотребление расположенных в ней радиального магнитного подшипника и упорного магнитного подшипника небольшое, соответственно происходит незначительное выделение тепла. Все это делает опору достаточно «холодной» и охлаждение этой опоры ограничивается вентиляционными отверстиями.

Задняя опора находится в «горячей» части двигателя между компрессором и турбиной, поэтому для соблюдения температурного режима радиального магнитного подшипника необходимо реализовать принудительное воздушное охлаждение. Для этого за компрессором

отбирается воздух в количестве 4,0% от расхода через компрессор. С целью повышения эффективности охлаждения возможно использование топливоздушного теплообменника, в котором снижается температура воздуха, отбираемого за компрессором и направляемого на охлаждение электромагнитных опор. Расчетные оценки показывают, что в этом случае возможно снизить величину расхода воздуха на охлаждение до 2,5%.

4 Заключение

Разработан технический облик «сухого» ГТД с ротором, установленным на электромагнитных подшипниках, на примере турбоэлектродвигателя мощностью 120 кВт. Электромагнитные подшипники дают ему ряд преимуществ перед двигателями на классических подшипниках качения:

- отсутствие системы смазки двигателя (уменьшение количества навесных агрегатов);
- увеличенный ресурс и долговечность подшипников (повышенная надежность двигателя);
- более высокая экономическая эффективность двигателя;
- меньшая потребляемая мощность турбокомпрессора (гораздо меньшие потери на трение, отсутствие маслоснабжения);
- активное демпфирование колебаний ротора, позволяющее без затруднений проходить критические частоты вращения и их кратности.

Определены массово-габаритные показатели электромагнитных подшипников, необходимые для подвешивания ротора и компенсации неуравновешенной осевой силы, спроектированы опоры и показана возможность размещения подшипников (основных и страховочных) в отведенном для опор пространстве в традиционной конструкции ГТД и сохранения конфигурации проточной части газоздушного тракта в существующих формах, определено ожидаемое тепловое состояние подшипников и требования к системе их охлаждения сжатым воздухом, отбираемым за компрессором.

В процессе проектирования магнитного подвеса электродвигателя выявлен ряд проблемных вопросов, требующих в дальнейшем своего разрешения при рабочем проектировании и создании такого

«сухого» газотурбинного двигателя. Применительно к авиационным газотурбинным двигателям ключевыми требованиями к системам электромагнитного подвеса являются:

- высокая эффективность (обеспечение требуемой несущей способности при минимальном весе и габаритах);
- работоспособность катушек электромагнитов с интегрированными датчиками при высоких температурах вплоть до 700 °С;
- высокое быстродействие автоматической системы управления электромагнитами (вследствие высокой частоты вращения роторов ГТД, особенно малоразмерных);
- высокая надежность, отказоустойчивая архитектура системы управления;
- активный контроль концевой радиальной зазора.

Дальнейшие работы следует проводить в направлениях:

- (1) эскизного и рабочего проектирования электромагнитных опор турбоэлектрогенератора на базе вспомогательного ГТД ТА18-200, включающих основные подшипники, вспомогательные подшипники и датчики положения ротора;
- (2) эскизного и рабочего проектирования системы автоматического управления положением ротора двигателя.

Работы целесообразно проводить с привлечением организаций и специалистов, обладающих опытом разработки таких опор и систем для турбомашин общего машиностроения и наземной газотурбинной техники.

Литература

1. Colegrove P. G. Integrated power unit for a more electric airplane // AIAA Aerospace Design Conference Proceedings, February 1993.
2. Smith G., Halsey D., Hoffman E. P. Integrated power unit — advanced development. SAE Technical Paper No. 981281, 1998.
3. Лучин Г. А. Создание магнитных опор для роторов турбомашин. — М.: НПО ЦКТИ им. И. И. Ползунова, 1982.
4. Журавлев Ю. Н. Активные магнитные подшипники: Теория, расчет, применение. — СПб.: Политехника, 2003.

Разработка демонстрационного модуля для имитации условий атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы

*А. В. Горячев, Ю. Ф. Баранов, Н. Е. Горячева, В. Г. Жулин,
Ю. П. Лянзберг, А. А. Денисов, М. В. Крупник, Д. С. Петров, С. Б. Петров*

При полетах в сложных метеорологических условиях самолет может попадать в облака, содержащие ледяные кристаллы. Попадание кристаллов льда на вход авиационного двигателя может вызвать нарушение его работы, которое иногда сопровождается помпажом, срывом пламени, заглоханием двигателя. В ряде случаев наблюдалась поломка лопаток — повреждение кромок и обрыв.

Крупнейшие авиастроительные компании мира проявляют повышенный интерес к проблеме негативного влияния на двигатель ледяных кристаллов. Ведется активная исследовательская работа по изучению атмосферных облаков, содержащих ледяные кристаллы, а также влиянию этих кристаллов на двигатель и элементы планера самолета [1]. Выявлены многочисленные случаи отказов двигателей при попадании в облака, содержащие ледяные кристаллы [2, 3], известно более ста летных происшествий.

Установлено, что при попадании в атмосферные облака важнейшей причиной потери мощности двигателя становится его обледенение. Характерной особенностью обледенения двигателя в облаке, содержащем ледяные кристаллы, является то, что нарастание льда может происходить глубоко в двигателе, где температура поверхностей, подверженных обледенению, выше точки замерзания (рис. 1).

Для подтверждения устойчивой работы двигателя при полетах в облаках, содержащих ледяные кристаллы, требуется проведение специальных сертификационных испытаний, выполняемых в полетных или стендовых условиях. Проведение испытаний в стендовых условиях предпочтительно, поскольку при выполнении летных испытаний поиск нормированных условий ледяных кристаллов может занять длительное время, что экономически невыгодно. Кроме того, проведение летных испытаний небезопасно и может привести к серьезным авариям. Проведение экспериментальных проверок авиационного

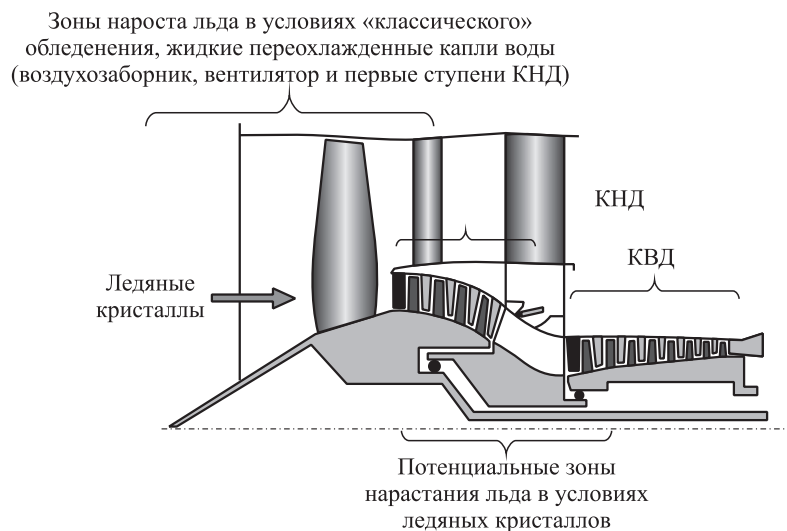


Рис. 1 Области двигателя, подверженные обледенению; КНД — компрессор низкого давления; КВД — компрессор высокого давления

двигателя возможно с помощью испытаний на специальном наземном климатическом стенде, моделирующем условия внутри атмосферных облаков, содержащих ледяные кристаллы.

За рубежом разработаны нормативные требования к проведению подобных испытаний [4, 5].

Зарубежные исследовательские центры проводят активную работу по созданию экспериментальных установок, позволяющих проводить испытания авиационных двигателей и элементов планера в условиях имитации атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы [6–11].

В настоящее время стенды для проведения подобных испытаний в нашей стране отсутствуют. Для создания таких стендов следует изучить зарубежный опыт и разработать основные принципы создания стендовой системы для проведения испытаний авиационной техники в условиях искусственного атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы, определить элементы этой стендовой системы, подлежащие проектированию и исследованию.

В основном, указанные проблемы затрагивались в работах ЦИАМ в 2008–2009 гг. При этом было отмечено, что основной задачей является разработка и отладка демонстрационного модуля для моделирования условий атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы.

С этой целью в препарировочном помещении высотного стенда Ц-2 ЦИАМ смонтированы отдельные элементы демонстрационного модуля, предназначенного для имитации условий искусственного атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы.

На модуле необходимо отработать следующие устройства:

- для получения в земных условиях частиц ледяных кристаллов с заданными характеристиками;
- для дозирования в поток ледяных кристаллов с заданным расходом этих частиц и достаточной степенью точности;
- для транспортировки ледяных кристаллов от места их получения до места ввода в воздушный поток;
- для ввода ледяных кристаллов в поток воздуха на входе в двигатель.

В рамках выполнения данного этапа работы необходимо:

- определить нормативные требования для имитации условий атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы;
- разработать основные принципы создания стендовой системы для проведения испытаний авиационной техники в таких условиях;
- определить элементы этой стендовой системы, подлежащие проектированию и исследованию;
- разработать конструкторскую документацию для изготовления необходимых устройств;
- выработать рекомендации по дальнейшему совершенствованию демонстрационного модуля.

Нормативные требования к моделированию условий ледяных кристаллов сформулированы в нормативном документе [1] и представлены в табл. 1.

Демонстрационный модуль, имитирующий атмосферное облако, содержащее ледяные кристаллы, должен содержать следующие устройства:

Таблица 1 Нормативные требования CS-E 780 к моделированию условий ледяных кристаллов

Темпе- ратура воздуха, °C	Диапазон высот		Макси- мальное содержание кристаллов льда, г/м ³	Горизон- тальная протяжен- ность облака		Средний диаметр частиц, мм
	футов	м		км	n, miles	
От 0 до -20	От 10 000 до 30 000	От 3000 до 9000	5,0 2,0 1,0	5 100 500	3 50 300	1,0
От -20 до -40	От 15 000 до 40 000	От 4500 до 12 000	5,0 2,0 1,0 0,5	5 20 100 500	3 10 50 300	

- для приготовления ледяных кристаллов;
- для хранения и дозирования кристаллов;
- для транспортирования кристаллов;
- для ввода кристаллов в воздушный поток на входе в исследуемый двигатель.

Приготовление ледяных кристаллов может осуществляться двумя способами:

- (1) путем замораживания капель, распыленных водораспылительной форсункой;
- (2) путем дробления льда на мелкие части механическим способом.

В данной работе рассмотрены оба способа.

1. Замораживание капель воды при распылении форсункой. При распылении воды с помощью пневматической форсунки путем регулирования давления воды и воздуха на входе в форсунку могут быть получены капли требуемого диаметра. Двигаясь в охлажденной воздушной среде, капли могут замерзать, образуя ледяные кристаллы. Преимущество данного метода состоит в том, что при генерировании капель с помощью форсунки образуются строго сферические частицы и имеется возможность управления размером этих

частиц путем изменения параметров воды и воздуха, подаваемых на форсунку.

Для реализации данного метода распыление воды необходимо проводить в охлаждаемом и осушаемом пространстве — морозильной камере, снабженной осушителем-вымораживателем. Предлагается поместить форсунку внутрь морозильной камеры так, чтобы генерируемые капли, двигаясь в охлаждаемом пространстве, замерзали и попадали в бункер.

Для проверки возможности замораживания капель при их движении внутри морозильной камеры была разработана математическая модель и проведены расчеты процесса замерзания капель при их движении в охлажденном воздушном потоке. Расчеты показали возможность замораживания капель при их падении под действием силы тяжести с высоты 2,5–3 м при температуре окружающего воздуха -30°C .

2. Дробление куска льда с помощью цилиндрической фрезы. Проработан также способ получения ледяных кристаллов путем дробления льда на мелкие части механическим способом. Для дробления предлагается использовать цилиндрическую фрезу. Подбирая режим резания ледяного бруска фрезой, можно получить ледяные кристаллы требуемого размера.

Разработана принципиальная схема и чертеж устройства для приготовления ледяных кристаллов путем измельчения куска льда цилиндрической фрезой, составленной из циркуляционных пил. Схема устройства представлена на рис. 2, а.

На основе представленной схемы были выпущены рабочие чертежи, и на производстве НИЦ ЦИАМ был изготовлен образец устройства для приготовления ледяных кристаллов. На рис. 2, б представлен внешний вид этого устройства.

Подана заявка на изобретение «Установка для имитации полета летательного аппарата в условиях облака» и получен патент № 87142 на полезную модель.

Принципиальная схема демонстрационного модуля. В процессе детальной проработки принципиальной схемы был определен состав оборудования и магистралей систем, питающих демонстрационный модуль водой и воздухом с заданными техническими параметрами. На рис. 3 представлена принципиальная схема демонстрационного модуля при использовании способа замораживания капель воды.

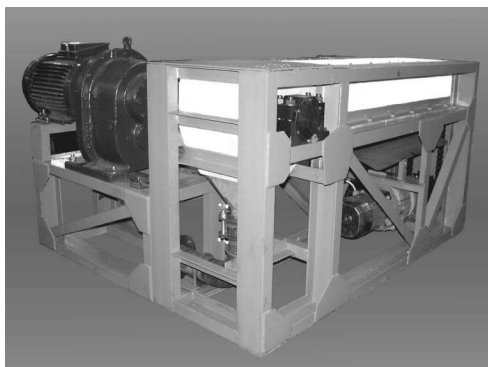
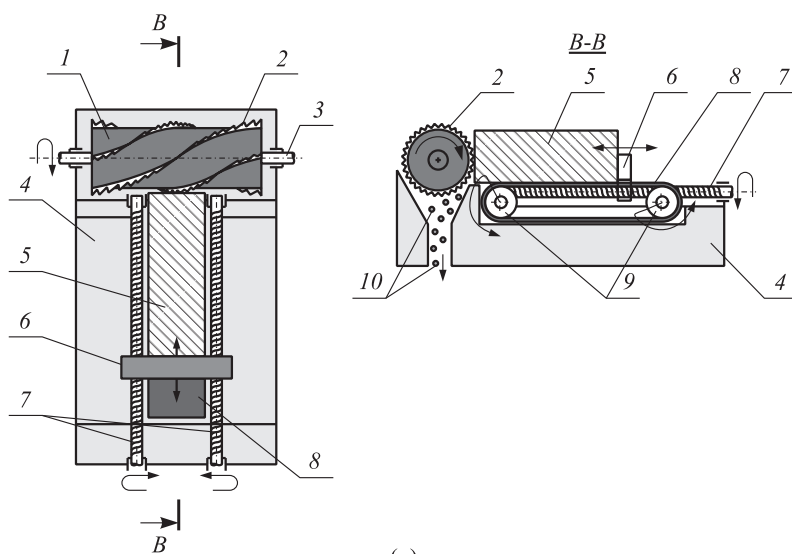


Рис. 2 Устройство для приготовления ледяных кристаллов: (а) схема устройства (1 — циркуляционные пилы; 2 — рабочие зубья циркуляционных пил; 3 — приводной вал; 4 — рама; 5 — ледяной брикет; 6 — упор; 7 — подвижные валы упора; 8 — подвижная лента; 9 — вал подвижной ленты; 10 — ледяные кристаллы); (б) внешний вид устройства

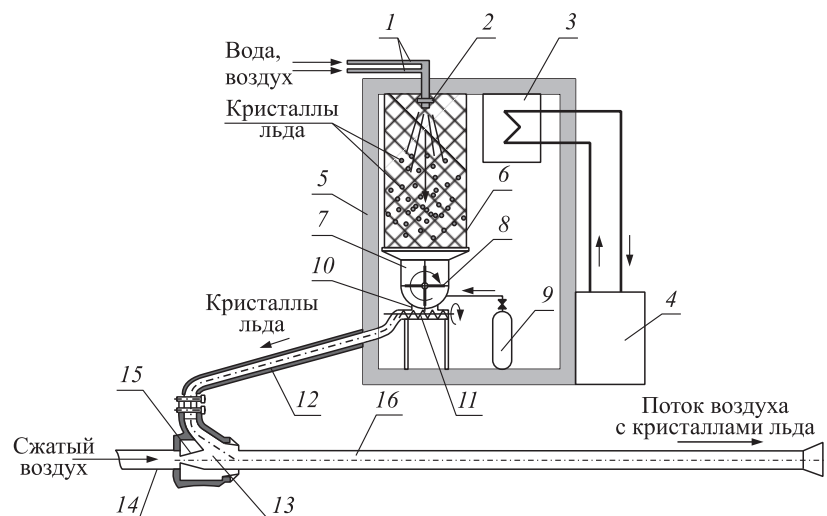


Рис. 3 Принципиальная схема демонстрационного модуля: 1 — водовоздушная магистраль; 2 — водораспылительная форсунка; 3 — осушитель; 4 — генератор холода; 5 — морозильная камера; 6 — градительная сетка; 7 — бункер для сбора ледяных кристаллов; 8 — мешалка; 9 — источник сжатого воздуха; 10 — заслонка; 11 — дозатор шнековый; 12 — кристаллопровод; 13 — эжектор; 14 — воздушная высоконапорная магистраль; 15 — сопло; 16 — разгонная камера

В представленной схеме могут быть использованы оба способа получения ледяных кристаллов: устройство для замораживания капель воды может быть заменено устройством для приготовления ледяных кристаллов путем измельчения куска льда цилиндрической фрезой.

Демонстрационный модуль для отработки методов имитации в стендовых условиях атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы смонтирован в препарировочном зале высотного стенда Ц-2 ЦИАМ.

Демонстрационный модуль включает:

- морозильную камеру с холодильным оборудованием (общая мощность ~ 30 кВт);
- эжектирующее устройство;
- систему подвода воздуха к эжектирующему устройству;

- систему наблюдения за частицами льда, вылетающими из эжектирующего устройства;
- систему сбора и обработки информации.

Морозильная камера служит рабочим местом для приготовления и хранения ледяных кристаллов. Температура внутри морозильной камеры может регулироваться, минимальное значение составляет $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$. В процессе подготовки к проведению испытаний были проведены технологические доработки камеры: установлено внутреннее освещение камеры и подведен электрический обогрев входной двери камеры.

Эжектирующее устройство (диаметр разгонной камеры 40 мм) предназначено для ввода ледяных кристаллов в воздушный поток на входе в двигатель.

Активный воздух подводится к соплу (критическое сечение 17 мм, выходное — 38,4 мм) от баллонной батареи ($2 \times 9,8\text{ м}^3$, $P = 300\text{ кгс/см}^2$) через две ступени редуцирования. Максимальное давление активного воздуха на входе в сопло, полученное в эксперименте, с учетом потерь в подводящей магистрали составило 22 кгс/см^2 . Также одновременно с подачей активного воздуха предусмотрена возможность подвода от баллонной батареи эжектируемого воздуха, что должно обеспечивать более активное влияние на процесс подачи частиц в разгонную камеру.

Испытания системы приготовления ледяных кристаллов. Проведена экспериментальная проверка возможности получения ледяных кристаллов путем замораживания капель, распыляемых водораспылительной форсункой. Для этого в морозильную камеру была помещена пневматическая водораспылительная форсунка. Форсунка смонтирована на потолочной части морозильной камеры.

Для обеспечения замораживания капель в камере поддерживалась температура $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$. Полученные в эксперименте ледяные кристаллы представлены на рис. 4.

Проведенными экспериментами продемонстрирована возможность получения ледяных кристаллов путем замораживания капель, распыленных водораспылительной форсункой.

В дальнейшем следует разработать конструкцию, обеспечивающую снижение скорости воздушного потока вблизи водораспылительной форсунки при включенном осушителе-вымораживателе.

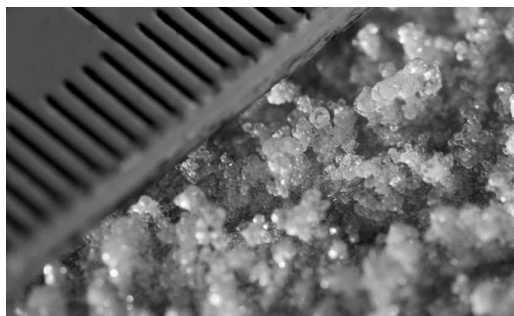


Рис. 4 Ледяные кристаллы, образовавшиеся путем замораживания капель

Кроме того, проведено демонстрационное испытание изготовленного на производстве НИЦ ЦИАМ (см. рис. 2, б) образца устройства для приготовления ледяных кристаллов путем дробления куска льда.

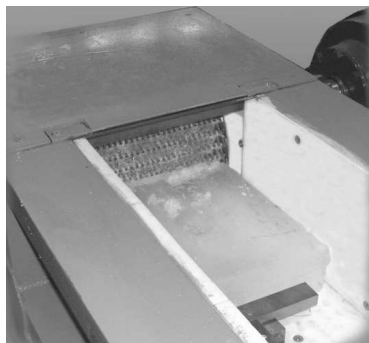


Рис. 5 Процесс резания бруска льда цилиндрической фрезой, составленной из набора циркуляционных пил

На рис. 5 продемонстрирован процесс резания бруска льда цилиндрической фрезой, составленной из набора циркуляционных пил.

В процессе дальнейшей работы будут оптимизированы режимы резания для получения требуемого дисперсного состава ледяных кристаллов.

В результате проведения данной работы достигнуты следующие результаты:

1. Определены нормативные требования для имитации условий атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы.
2. Разработаны основные принципы создания стендовой системы для проведения испытаний авиационной техники в условиях искусственного атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы, определены элементы этой стендовой системы, подлежащие проектированию и исследованию.

3. Смонтированы отдельные элементы демонстрационного модуля, предназначенного для имитации условий искусственного атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы:
 - устройство для получения в земных условиях частиц ледяных кристаллов;
 - устройство для транспортировки ледяных кристаллов от места их получения до места ввода в воздушный поток;
 - устройство для ввода ледяных кристаллов в поток воздуха на входе в двигатель.
4. Предложено два способа получения ледяных кристаллов в стендовых условиях:
 - замораживание капель, распыленных водораспылительной форсункой, в охлаждаемом и осушаемом помещении;
 - дробление куска льда с помощью цилиндрической фрезы.
5. Продемонстрирована возможность получения ледяных кристаллов путем замораживания капель, распыленных водораспылительной форсункой.
6. Подана заявка на изобретение «Установка для имитации полета летательного аппарата в условиях облака, содержащего ледяные кристаллы».
7. Разработана конструкторская документация и изготовлено на производстве НИЦ ЦИАМ устройство, обеспечивающее получение ледяных кристаллов путем дробления куска льда с помощью цилиндрической фрезы.
8. Выработаны рекомендации по дальнейшему совершенствованию демонстрационного модуля для имитации атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы.

Литература

1. Riley J. T. Mixed-phase icing conditions: A review. Final Report. DOT/FAA/AR-98/76. December, 1998.
2. Mason J. The ice crystal weather threat to engines. Boeing Commercial Airplanes, 2007.
3. McVey O., Pullen R. Inclement weather & aircraft engine icing. General Electric Company, 2007.

4. Certification specifications for engines CS-E. Decision No. 2003/9/RM of the executive director of the agency of 24 October 2003.
5. Certification of part 23 airplanes for flight in icing conditions. Advisory Circular No. 23.1419-2D. April 19, 2007.
6. Al-Khalil K., Salamon L., Tenison G. Development of the Cox icing research facility. AIAA Paper No. 98-0097, 1998.
7. MacLeod J. D. Development of ice crystals facilities for engine testing // SAE Aircraft & Engine Icing, International Conference. Seville, Spain, 2007.
8. Cash M. Thompson is perfect due to its cold weather. Winnipeg Free Press\Engine test site crucial experts, [Winnipeg Free Press.htm](#), 2009.
9. LeClerc Icing Research laboratory & Engineering Services. Cox & Company, N.Y. info@coxandco.com.
10. Global icing certification facility. MDS Aero Support Corporation, September 2005. <http://www.mdsaero.ca/>.
11. Spichtinger P., Gierens K., Lohmann U. Importance of a proper treatment of ice crystal sedimentation for cirrus clouds in large-scale models. Institute for Atmospheric Science and Climate, ETH Zurich, Switzerland; Institut für Physik der Atmosphäre, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Oberpfaffenhofen, Germany. 2005.

Разработка пластинчатых теплообменников для авиационных двигателей

Ю. Ф. Баранов, Ю. С. Марков, В. Е. Меньшиков

Основными требованиями для теплообменников авиационного назначения являются:

- заданные теплогидравлические параметры, т.е. высокая тепловая эффективность и минимальные потери давления;
- массо-габаритные показатели, т.е. высокая компактность, минимальный объем и масса теплообменника, совместимость с двигателем;
- высокая надежность и продолжительный ресурс;
- минимальная стоимость.

В работах ЦИАМ ранее было показано, что для системы регенерации тепла такими свойствами обладают пластинчатые теплообменники с перекрещивающимися каналами (поверхностью Френкеля), матрица которых имеет кольцевую форму. Такие теплообменники обладают большой компактностью, высокотехнологичны в изготовлении (штамповка, сварка) и по сравнению с прямоугольными (кубическими) пластинчато-ребристыми теплообменниками относительно термически разгружены.

На этапе предварительной схемной проработки компоновки двигателей сложного цикла с промежуточным охлаждением и регенерацией тепла основной упор делался на определение массогабаритных показателей теплообменников с целью их размещения на двигателе без проработки вопросов прочности, ресурса и стоимости.

Выбор типа теплообменника неразрывно связан с выбором типа его поверхности. Это обусловлено как конструктивной схемой, технологией изготовления, увязкой с конструкцией двигателя, так и теплогидравлическими и эксплуатационными характеристиками теплообменника. Сравнение различных поверхностей по теплотехническому коэффициенту показало, что наиболее эффективной оказывается поверхность Френкеля.

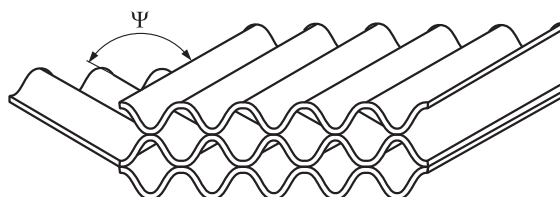


Рис. 1 Поверхность Френкеля

Пластинчатая поверхность (поверхность Френкеля) образуется двумя одинаковыми гофрированными пластинами, сложенными так, чтобы гофры образовывали угол ψ (рис. 1).

Теплообменники пластинчатого типа обладают высокой степенью интенсификации теплообмена, его способность к восприятию высоких температурных перепадов связана с «сильфонными» свойствами, т. е. способностью элементов взаимно перемещаться.

Одним из основных критериев выбора технологии изготовления является стоимость теплообменника. Использование штамповки, автоматизация процесса сварки (пайки) теплопередающих пластин и отработанные способы сборки теплообменника позволят значительно сократить трудоемкость его изготовления. Снижение металлоемкости конструкции за счет листового материала толщиной, выбранной из условий обеспечения ресурса, его вытяжка при штамповке и малая площадь теплообмена вследствие высокой интенсификации процессов теплообмена также позволяют понизить стоимость.

Для наглядности на рис. 2–5 представлена технологическая схема изготовления матрицы пластинчатого теплообменника по основным технологическим операциям:

- входной контроль материала, обрезка листа;

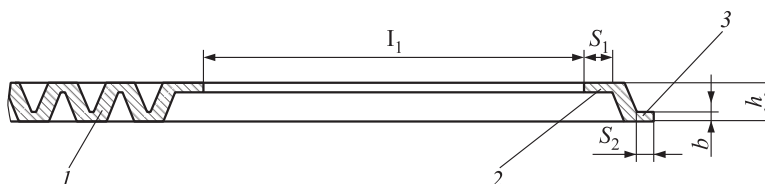


Рис. 2 Штамповка пластины

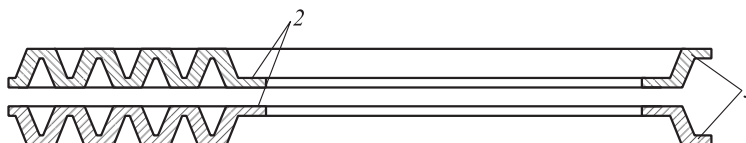


Рис. 3 Сборка пар пластин

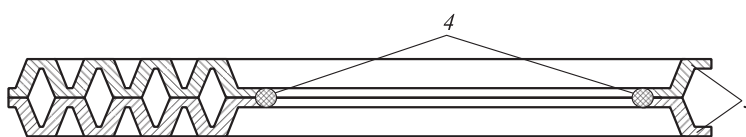


Рис. 4 Сварка пластин по внутренним отбортовкам

- штамповка теплопередающей пластины (см. рис. 2). В результате формируется требуемая геометрия пластины (гофры 1 высотой h из листа толщиной b , внутренние отбортовки 2 шириной S_1 и наружная отбортовка 3 шириной S_2 , длина воздушного коллектора l_1).
- контроль поверхности пластины;
- подготовка пластин под сварку (промывка) и сборка пластин попарно по внутренним отбортовкам 2, наружные отбортовки 3 располагаются в другой плоскости пар (см. рис. 3);

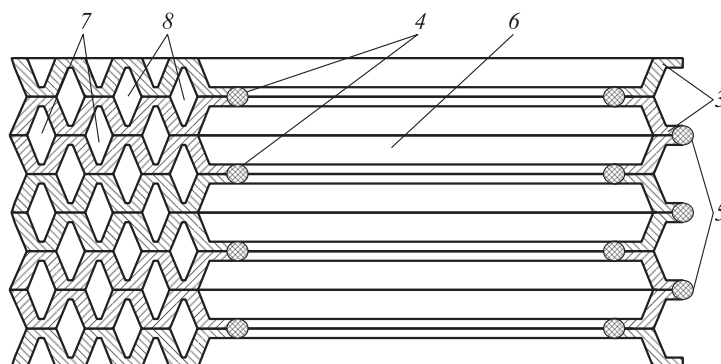


Рис. 5 Сборка пар пластин в матрицу и сварка по наружным отбортовкам

- сварка пластин попарно по внутренним отбортовкам с образованием замкнутого шва 4 (см. рис. 4);
- сборка пар пластин в матрицу;
- сварка пар пластин в матрицу по наружным отбортовкам 3 по контуру с образованием замкнутых швов 5 (см. рис. 5). Далее за счет замкнутых швов 4 и 5 формируются воздушные коллектора 6 и герметично разделенные воздушные 7 и газовые 8 каналы;
- опрессовка, проверка герметичности швов.

Таким образом, гофрированная пластина с вышеописанными элементами позволяет обойтись минимумом штамповой оснастки и исключает необходимость использования дополнительных деталей для изготовления матрицы теплообменника при обеспечении требуемой тепловой эффективности, герметичности и надежности, поскольку используется только одна деталь — пластина.

Для турбовинтовентиляторного двигателя (ТВВД) со сложным термодинамическим циклом, использующим регенерацию тепла и промежуточное охлаждение, были рассчитаны и выбраны схемы теплообменника-охладителя (охладитель) (табл. 1) и теплообменника регенерации тепла (рекуператор).

Ниже представлены результаты проектировочных расчетов теплообменников применительно к ТВВД сложного цикла, интегрированному с планером летательного аппарата.

Таблица 1 Параметры теплоносителей для охладителя

Параметр	$M = 0,8,$ $H = 11$ км	$M = 0,$ $H = 0$ км	$M = 0,24,$ $H = 0$ км
G_r , кг/с	10,726	23,163	23,806
T_{rn} , К	363	438	442
P_{rn} , кГ/см ²	1,195	3,058	3,193
dP/P_r , %	4,51	3,89	3,79
G_x , кг/с	16,612	43,211	44,415
T_{xn} , К	257	316	319
P_{xn} , кГ/см ²	0,386	1,017	1,077
dP/P_x , %	1,15	1,38	1,32
$\varepsilon_{\text{тепл. гор}}$	0,757	0,91	0,91

Таблица 2 Параметры теплоносителей для рекуператора ТВВД магистрального назначения

Параметр	М = 0,8, H = 11 км	М = 0, H = 0 км	М = 0,24, H = 0 км
G_{Γ} , кг/с	10,491	23,216	23,872
$T_{\Gamma\text{н}}$, К	1100	1100	1100
$P_{\Gamma\text{н}}$, кг/см ²	2,434	4,647	4,78
dP/P_{Γ} , %	0,63	0,85	0,85
$G_{\text{х}}$, кг/с	8,726	19,358	19,908
$T_{\text{хн}}$, К	659	724	727
$P_{\text{хн}}$, кг/см ²	17,604	39,487	40,602
$dP/P_{\text{х}}$, %	2,32	2,5	2,51
$\varepsilon_{\text{тепл. хол}}$	0,7495	0,6423	0,642

За расчетный режим работы теплообменника принят крейсерский режим М = 0,8, H = 11 км.

Габаритные ограничения: при размещении в крыле самолета мидель не более 400–450 мм, длина не более 4000 мм. Канал проточной части двигателя в месте предполагаемой установки рекуператора характеризуется следующими размерами: диаметр наружный по турбине 442,5 мм. Длина и габариты теплообменника определяются из условий предполагаемой компоновки газогенератора и винтовентилятора на крыле.

Для теплообменника системы регенерации тепла (рекуператора) исходные данные для расчета представлены в табл. 2.

Расчет теплообменников проводился по программам ЦИАМ по методике, изложенной в ряде работ (см., например, [1, 2]). Тепловые и гидравлические характеристики поверхности Френкеля взяты из работы [1]. Расчет коллекторной системы охладителя проведен в соответствии с методиками [4, 3] из условия обеспечения равномерного распределения расходов по фронту охладителя при суммарных потерях полного давления в системе и охладителя, не превышающих заданного значения. Расчеты выполнены с учетом компоновки охладителя на двигателе.

По результатам расчетных исследований выбран вариант охладителя. На рис. 6 представлена кольцевая теплопередающая пласти-

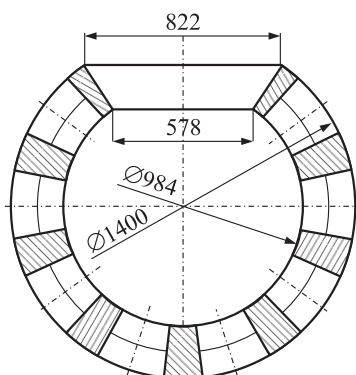


Рис. 6 Теплопередающая пластина охладителя. Размеры указаны в миллиметрах

на охладителя, которая выполнена с профилем гофра синусоидальной формы. Габариты гофрированной пластины: наружный диаметр 1400 мм, внутренний диаметр 984 мм, высота гофрированной пластины $h = 3$ мм. В пластине вырезан сегмент с размерами по внутреннему диаметру 578 мм, а по наружному диаметру — 822 мм.

Использование такой конструкции пластинчатого охладителя обеспечит его работоспособность при заданных температурах и давлениях. Штамповая конструкция пластинчатого охладителя,

вследствие сильфонных свойств матрицы, обладает малой инерционностью и обеспечивает быстрый выход на рабочий режим.

Для данного варианта компоновки ТВВД предложен встроенный охладитель цилиндрической формы. Конструктивная схема охладителя представлена на рис. 7. Охладитель состоит из силового корпуса с подводящими и отводящими патрубками горячего воздуха, теплообменной матрицы, установленной и стянутой между силовыми плитами корпуса, подводящего наружного и отводящего внутреннего воздухо-сборника для холодного воздуха. Матрица охладителя 1 установлена в силовом корпусе, состоящем из передней плиты 2 и задней плиты 3 и стянута между ними с помощью стяжных элементов 4 и 5. Для компенсации тепловых расширений матрица 1 приваривается к плитам 2 и 3 через промежуточные пластины с компенсаторами 6. Подвод холодного воздуха к матрице производится с периферии через сужающийся по длине кольцевой канал, формируемый конической обечайкой 7. Отвод холодного воздуха производится через цилиндрический воздухо-сборник 8, который жестко крепится к плите 2. Подвод горячего воздуха в матрицу производится через отверстия 9 в плите 2, а отвод через отверстия 10 в плите 3. Для повышения жесткости плит 2 и 3 к ним приварены ребра. Воздух поступает в вентиляторную ступень газогенератора 11 и затем через раздающую улитку 12

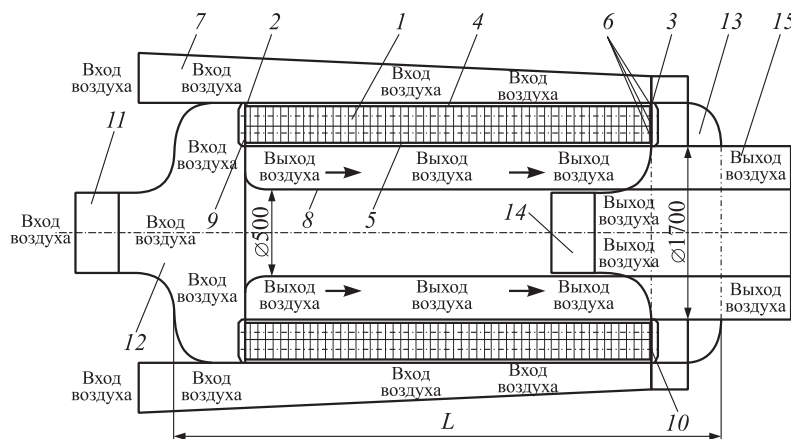


Рис. 7 Продольное сечение охладителя. Размеры указаны в миллиметрах

на вход в матрицу 1 на охлаждение холодным воздухом, подаваемым от двух вентиляторов. После охлаждения воздух через отверстия 10 поступает в сборную улитку 13 и затем подается на вход компрессора газогенератора 14. Охлаждающий воздух после охладителя удаляется через цилиндрическое сопло 15.

Габаритные размеры охладителя с учетом корпусных деталей: наружный диаметр 1700 мм, длина $L \sim 3000$ мм. Количество пластин в матрице $Z = 748$. Габаритные размеры теплообменной матрицы без учета корпусных деталей: внутренний диаметр — 984 мм, наружный диаметр — 1400 мм, длина — 2244 мм. Масса матрицы охладителя при использовании листового материала толщиной 0,15 мм составит не более 136,5 кг. Масса охладителя с учетом корпусных деталей может быть определена только после детальной проработки конструкции.

Основным конструктивным элементом рекуператора также является пластина, определяющая необходимую технологическую оснастку (штампы, приспособления и т. д.) и технологическое оборудование (пресс, установки для сварки и т. д.). Одной из особенностей компоновки рекуператора, размещаемого в мотогондоле (пилоне) ТВВД, является необходимость минимизации наружного диаметра матрицы.

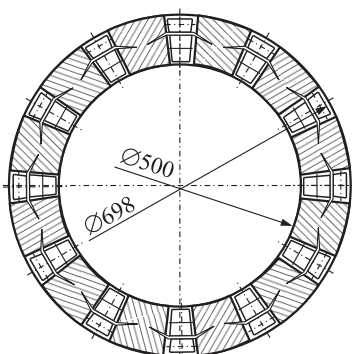


Рис. 8 Теплопередающая пластина рекуператора. Размеры указаны в миллиметрах

По результатам расчетных исследований выбран вариант рекуператора. На рис. 8 представлена кольцевая теплопередающая пластина рекуператора, которая выполнена с профилем гофра синусоидальной формы. Габариты гофрированной пластины: наружный диаметр 698 мм, внутренний диаметр 500 мм, высота гофрированной пластины $h = 1,6$ мм.

Для данного варианта компоновки ТВВД предложен встроенный рекуператор цилиндрической формы. Рекуператор состоит из силового корпуса с подводящими и отводящими воздушными патрубками, теплообменной матрицы, установленной и стянутой между силовыми плитами корпуса, подводящего внутреннего и отводящего наружного газосборника.

На рис. 9 представлено продольное сечение рекуператора. Матрица рекуператора 1 установлена в силовом корпусе, состоящем из передней плиты 2 и задней плиты 3 и стянута между ними с помощью стяжных элементов 4 и 5. Для компенсации тепловых расширений матрица 1 приваривается к плитам 2 и 3 через промежуточные пластины с компенсаторами 6. Для распределения потока газа по фронту матрицы во внутреннюю полость вставлен конический обтекатель 7, а с наружи установлен кольцевой цилиндрический газосборник 8, который крепится к плитам 2 и 3. Отвод газа из газосборника производится через вертикальную трубу 12. Подвод и отвод воздуха в матрицу производится через отверстия 9 и 10 в плите 2. Для повышения жесткости плиты 2 к ней приварены ребра. Для повышения жесткости плиты 3 к ней приварены кольцевой полукруг 12 и ребра.

Габаритные размеры рекуператора с учетом корпусных деталей: наружный диаметр 850 мм, длина 550 мм. Количество пластин в матрице $Z = 300$. Габаритные размеры теплообменной матрицы без учета корпусных деталей: внутренний диаметр — 500 мм, наружный диаметр — 698 мм, длина — 480 мм. Масса матрицы рекуператора при использовании листового матери-

По результатам расчетных исследований выбран вариант рекуператора. На рис. 8 представлена кольцевая теплопередающая пластина рекуператора, которая выполнена с профилем гофра синусоидальной формы. Габариты гофрированной пластины: наружный диаметр 698 мм, внутренний диаметр 500 мм, высота гофрированной пластины $h = 1,6$ мм.

Для данного варианта компоновки ТВВД предложен встроенный рекуператор цилиндрической формы. Рекуператор состоит из силового корпуса с подводящими и отводящими воздушными патрубками, теплообменной матрицы, установленной и стянутой между силовыми плитами корпуса, подводящего внутреннего и отводящего наружного газосборника.

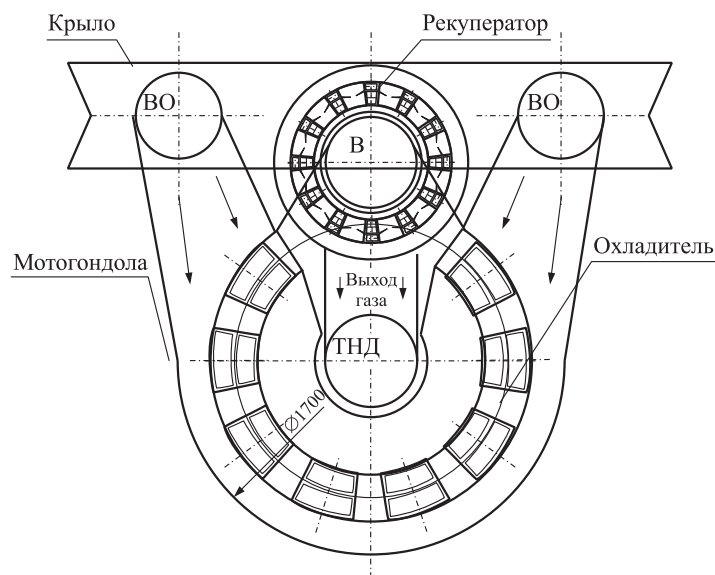


Рис. 9 Продольное сечение рекуператора. Размер указан в миллиметрах

ала толщиной 0,3 мм составит не более 111 кг. Масса рекуператора с учетом корпусных деталей может быть определена только после детальной проработки конструкции.

Подвод воздуха в рекуператор осуществляется через 12 трубопроводов с $D_y = 34$ мм, а отвод воздуха через 12 трубопроводов с $D_y = 52$ мм.

На рис. 10 представлена схема размещения охладителя и рекуператора на ТВВД магистрального самолета. Расположение охладителя и рекуператора, как и газогенератора и турбины винтовентилятора, двухуровневое. Рекуператор установлен в верхней части (крыло и пилон), а охладитель в нижней части (мотогондола). Охлаждающий воздух подается в матрицу охладителя через кольцевой канал от двух вентиляторов ВО, установленных в крыле самолета.

Схема движения воздуха петлевая. Охлаждаемый воздух после вентилятора В газогенератора опускается вниз и подводится к раздающим коллекторам матрицы охладителя. После охлаждения воздух

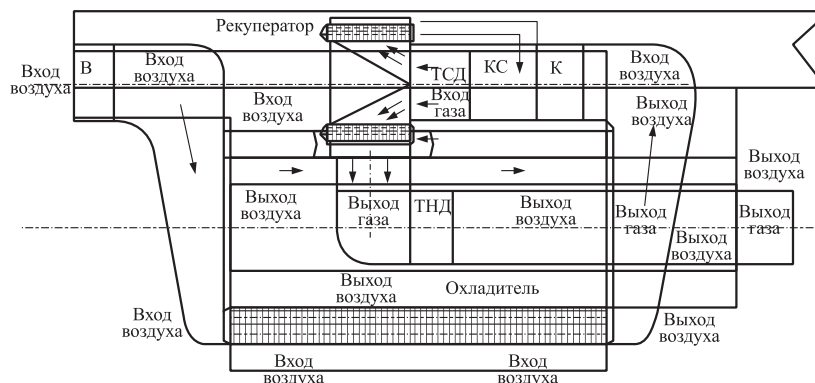


Рис. 10 Схема ТВВД (вид спереди). Размеры указаны в миллиметрах

отводится через сборные коллектора и поднимается вверх к компрессору К газогенератора и движется в противоположном направлении. Охлаждающий воздух после охладителя отводится через кольцевой канал в сопло и далее в атмосферу. После компрессора воздух подается в рекуператор, где за счет тепла выхлопных газов после турбины газогенератора ТСД нагревается и подается на вход камеры сгорания КС. Выхлопные газы после рекуператора отводятся через вертикальный канал, проходящий через охладитель, вниз к турбине винтовентилятора ТНД. После расширения на турбине газ через сопло выбрасывается в атмосферу.

Данная схема позволяет органично вписать теплообменники на двигателе и решить вопросы их размещения с минимизацией размеров подводящих и отводящих каналов, воздухо- и газосборников.

В результате анализа параметров получено, что при располагаемых на перспективном ТВВД объемах можно реализовать теплообменник-охладитель и рекуператор с тепловой эффективностью 75% при уровне суммарных потерь давления 6%–8% (без учета потерь в подводящих и отводящих каналах).

Разработаны конструктивные и компоновочные схемы теплообменников для ТВВД магистрального самолета, удовлетворяющие требованиям по размещению их на двигателе. Максимальные габариты матрицы теплообменника-охладителя: наружный диаметр 1400 мм,

внутренний диаметр 984 мм, длина 2244 мм. Вес матрицы теплообменника-охладителя при использовании листа из титанового сплава BT1-0 составляет 136,5 кг. Максимальные габариты матрицы рекуператора: наружный диаметр 698 мм, внутренний диаметр 500 мм, длина 480 мм. Вес матрицы рекуператора при использовании листа из сплава ВЖ-98 составляет 110,5 кг.

Литература

1. Тихонов А. М. Регенерация тепла в авиационных ГТД. — М: Машиностроение, 1977.
2. Митин Б. М. Теплообменные аппараты авиационных ГТД // Тр. ЦИАМ, 1980. № 921.
3. Быстров И. И., Михайлов В. С. Гидродинамика коллекторных теплообменных аппаратов. — М: Энергоиздат, 1982.
4. Лондон А. Л., Клопфер В. Коллекторы с наклонным потоком для теплообменников / Энергетические машины и установки. 1968. № 3.

Экспериментальные исследования в высотно-скоростных условиях пусковых свойств двигателей с плазменными системами зажигания

А. Н. Нарышкин, В. В. Дячук, И. В. Егоров

Необходимость перехода на бескислородный высотный розжиг основной камеры сгорания (КС) двигателей высокоманевренных летательных аппаратов (ЛА) ставит задачу разработки систем зажигания новых типов. В ходе предварительных испытаний, проводившихся в 2004–2006 гг. на предприятиях ОАО «НПО «Сатурн», ОАО «УАПО» и НПО «Молния», были отобраны два варианта систем зажигания — искровая и плазменная.

Обе системы решают задачу бескислородного розжига в первую очередь путем повышения мощности, выделяемой на свече зажигания. Выделение мощности происходит в дуговом разряде. Основное различие систем — в принципах организации и параметрах дугового разряда, условиях взаимодействия разряда с топливовоздушной смесью. Кроме того, для работы плазменной системы необходима продувка воздуха через канал свечи. При взаимодействии с дуговым разрядом этот поток воздуха разогревается, ионизируется и формирует плазменный факел.

Сравнительные исследования систем бескислородного розжига в имитируемых высотно-скоростных условиях проводились на двигателях АЛ-31ФП и АЛ-55И при их испытаниях в термобарокамерах (ТБК) стендов У-9М и УВ-3К ЦИАМ, соответственно. Двигатель АЛ-55И испытывался по традиционной схеме «с перегородкой» (рис. 1), а двигатель АЛ-31ФП — по оригинальной схеме «с двумя перегородками» (рис. 2).

Применение последней схемы было обусловлено недостаточной производительностью компрессоров высотно-компрессорной станции для подачи расхода воздуха в количестве, необходимом для работы двигателя АЛ-31ФП на режиме малого газа. По той же причине в корпусе камеры смещения двигателя были выполнены окна для перепуска воздуха из второго контура наружу, а вместо смесительной

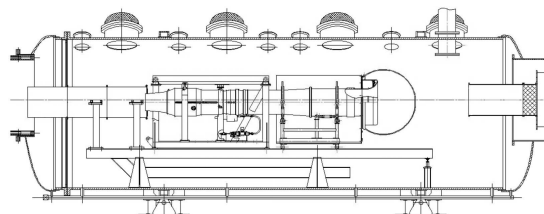


Рис. 1 Схема компоновки двигателя АЛ-55И на стенде для проведения испытаний по схеме с перегородкой

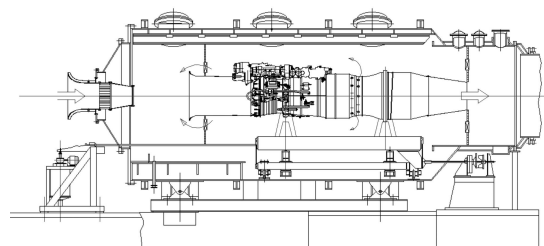


Рис. 2 Схема компоновки двигателя АЛ-31ФП на стенде для проведения испытаний по схеме с двумя перегородками

«юбки» установлена кольцевая заглушка, отсекающая второй контур от первого.

Перед началом испытаний на вход в ТБК подавался подогретый или охлажденный до заданной температуры воздух. При этом все дроссели в передней и задней перегородках полностью открывались, что обеспечивало перетекание воздуха вдоль всего двигателя. Процесс продолжался до совпадения температуры агрегатов и узлов двигателя, а также топлива и масла с температурой подаваемого воздуха.

После завершения термостатирования к ТБК подключались эксгаустерные установки для воспроизведения заданной высоты и скорости полета. Производился запуск двигателя, в процессе которого створки в задней перегородке ТБК полностью закрывались, отсекая тем самым переток воздуха из средней воздушной полости на выхлоп, а дроссели в передней перегородке полностью открывались для перепуска воздуха, проходящего через второй контур двигателя, на вход в двигатель.

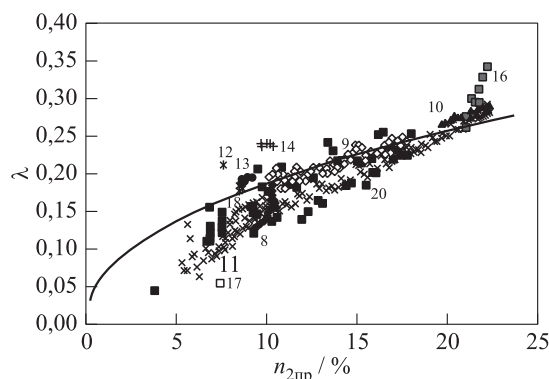


Рис. 3 Диапазон оптимальных значений λ , при которых обеспечивается надежный запуск двигателя. Цифрами обозначены серии экспериментальных точек, полученных вблизи имитируемых условий

Испытания двигателя АЛ-31ФП проводилось в два этапа. На первом этапе:

- определялись характеристик основной камеры сгорания на режимах авторотации при автоматическом запуске на выбеге (АЗВ) в условиях $H \leq 9,3$ км, $T_{\text{вх}}^* \geq -40$ °С, $M = 0,1 \dots 0,8$;
- выполнялись запуски двигателя от плазменной и искровой систем зажигания с режимов авторотации и АЗВ без кислородной подпитки в условиях $H \leq 9,3$ км, $T_{\text{вх}}^* \geq -40$ °С, $M = 0,1 \dots 0,8$;
- выполнялись запуски в условиях земного и высотного аэродрома $H \leq 3,5$ км, $T_{\text{вх}}^* \geq -40$ °С, $V_{\text{п}} = 0$ от плазменной и искровой систем зажигания с раскруткой от турбостартера без кислородной подпитки.

Полученный в ходе испытаний диапазон оптимальных значений λ , при которых обеспечивался надежный запуск двигателя приведен на рис. 3.

Сравнительные запуски изделия от плазменной и искровой систем зажигания с режимов авторотации и АЗВ без кислородной подпитки не выявили серьезного превосходства одной системы над другой. Высотность запуска для плазменной системы зажигания составила 8053 м, а для искровой системы зажигания 8700 м. При совместной работе обеих систем был получен запуск на высоте 9050 м.

Запуск турбостартера без кислородной подпитки обеспечивался до высоты 2000 м и надежно обеспечивал запуск изделия с обеими системами зажигания до этой высоты.

В ходе испытаний было установлено, что плазменная система зажигания работает эффективнее при подводе дополнительного воздуха к свече из-за последней ступени компрессора высокого давления (КВД).

По результатам первого этапа испытаний в качестве более перспективной для дальнейшей отработки была выбрана плазменная система зажигания, массогабаритные характеристики которой оказались лучше, чем у искровой системы.

Для проведения второго этапа испытаний двигатель АЛ-31ФП был дооборудован штуцерами отбора воздуха из КВД (штуцера замеров давления за КВД Р300, Р301 и штуцер замера давления за 7-й ступенью КВД), а для плазменной системы зажигания были изготовлены новый агрегат зажигания с пониженным потреблением тока, новые высоковольтные провода и плазменные свечи. На турбостартер также были установлены новые агрегат зажигания и свечи.

В ходе второго этапа испытаний были получены следующие результаты:

- с режимов авторотации двигатель стабильно запускался до высот $H \leq 8,15$ км при $T_{\text{вх}}^* \geq -40$ °С, $M = 0,1 \dots 0,8$;
- с режимов АЗВ и запуска по РУД ($n_2 = 40\% - 30\%$) двигатель стабильно запускался до высот $H \leq 8,9$ км при $T_{\text{вх}}^* \geq -40$ °С, $M = 0,1 \dots 0,8$;
- получен стабильный запуск турбостартера и двигателя в условиях высокогорного аэродрома до $H = 3680$ м при $T_{\text{вх}}^* = -41$ °С и $T_{\text{вх}}^* = -7$ °С. При $T_{\text{вх}}^* \leq -10$ °С турбостартер не запускался на высотах $H > 2000$ м. При этом розжиг КС турбостартера происходил во всем проверенном диапазоне высот до $H = 4$ км с последующим погасанием КС турбостартера.

С учетом положительного опыта применения плазменной системы зажигания на двигателе АЛ-31ФП аналогичная система зажигания была использована на двигателе АЛ-55И, испытания которого также прошли в ЦИАМ на стенде УВ-3К.

В ходе испытаний надежность запуска двигателя АЛ-55И была подтверждена в условиях:

- равнинного аэродрома ($H = 0$):
 - при отрицательных температурах $T_{\text{вх}}^* = -5 \dots -29$ °С с временем запуска $\tau_{\text{зап}} = 72\text{--}90$ с и забросом температуры газа за турбиной в диапазоне $T_{4\text{макс}}^* = 577\text{--}730$ °С;
 - при положительных температурах $T_{\text{вх}}^* = 13\text{--}49$ °С с временем запуска $\tau_{\text{зап}} = 64\text{--}150$ с и забросом температуры газа за турбиной в диапазоне $T_{4\text{макс}}^* = 671\text{--}757$ °С;
- высокогорного аэродрома ($H = 3200$ м):
 - при отрицательных температурах $T_{\text{вх}}^* = -24$ °С с временем запуска $\tau_{\text{зап}} = 71$ с и забросом температуры $T_{4\text{макс}}^* = 664$ °С;
 - при положительных температурах $T_{\text{вх}}^* = 30\text{--}32$ °С с временем запуска $\tau_{\text{зап}} = 83\text{--}124$ с и забросом температуры газа за турбиной в диапазоне $T_{4\text{макс}}^* = 756\text{--}770$ °С;
- запуска в полете с авторотации при положительных температурах в условиях $H = 3132\text{--}5081$ м, $T_{\text{вх}}^* = 26\text{--}31$ °С, $V = 272\text{--}833$ км/ч;
- запуска в полете с авторотации с подкруткой стартером-генератором при отрицательных температурах в условиях $H = 3797\text{--}6807$ м, $T_{\text{вх}}^* = -27 \dots -12$ °С, $V = 318\text{--}833$ км/ч;
- АЗВ при положительных температурах в условиях $H = 3920\text{--}4363$ м, $T_{\text{вх}}^* = 29\text{--}31$ °С, $V = 272$ км/ч время запуска составило $\tau_{\text{азв}} = 38\text{--}53$ с, при снижении частоты вращения до $n_2 = 41\%$;
- АЗВ при отрицательных температурах в условиях $H = 4082\text{--}7303$ м, $T_{\text{вх}}^* = -20 \dots -23$ °С, $V = 272$ км/ч время запуска составило $\tau_{\text{азв}} = 21\text{--}45$ с, при снижении частоты вращения до $n_2 = 40\%$.

Плазменная система зажигания обеспечила проведение испытаний двигателя АЛ-55И во всем проверенном диапазоне. Проверено влияние момента включения зажигания и подачи топлива в диапазоне частоты вращения $n_2 = 11\%\text{--}12\%$. По результатам испытаний вырабатаны рекомендации.

По результатам испытаний установлено, что для обеспечения надежного запуска двигателя, во всех заданных условиях, необходимо применение стартера большей мощности для обеспечения раскрутки ротора высокого давления до большей частоты вращения к моменту подачи топлива и включения зажигания, а также сопровождения раскрутки турбины высокого давления до $n_2 = 30\%$.

Экспериментальные исследования динамики ротора на газодинамических подшипниках

В. В. Гаврилов, В. Н. Огородов, М. В. Фирумьянц, В. И. Фронтов

1 Введение

Использование газодинамических подшипников, которые не требуют смазки маслом, в газотурбинных двигателях (ГТД) представляет практический интерес для создания «сухого» двигателя. Это значительно упрощает конструкцию двигателя, улучшает его массогабаритные показатели, повышает надежность, снижает стоимость изготовления и эксплуатации. Однако, опыт применения таких подшипников в отечественных газотурбинных авиационных двигателях в настоящее время отсутствует.

Разработка «сухого» двигателя без системы смазки связана с необходимостью создания методики проектирования роторов на газодинамических опорах, совершенствования конструкций подшипников скольжения и роторов. Этот вопрос находится в настоящее время в центре внимания ведущих фирм-разработчиков и научных центров. Методика проектирования подразумевает разработку численных моделей роторов на нелинейных газодинамических опорах и экспериментальной установки, которая при совмещении с математическими моделями позволит исследовать и оптимизировать динамические характеристики ротора на газодинамических опорах.

Важным моментом в комплексном исследовании динамических характеристик таких роторов, которое включает в себя численное моделирование вращения ротора в опорах с учетом нелинейной жесткости опор и жесткости корпусных деталей опор, является верификация результатов на базе натурных испытаний роторов.

2 Экспериментальный узел

Конструкция экспериментального узла показана на рис. 1 и имитирует узел ротора базового перспективного вспомогательного ГТД

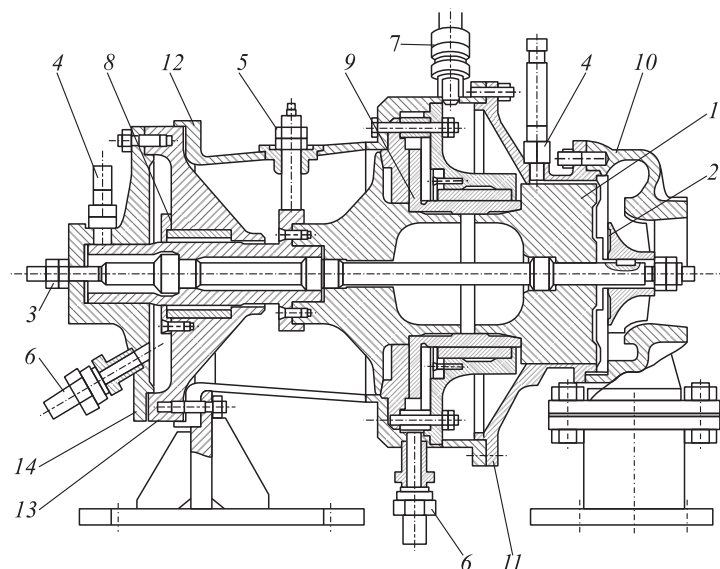


Рис. 1 Испытательный узел на газодинамических подшипниках

(ВГТД) ТА-20, в конструкции которого предполагается применение газодинамических подшипников. Ротор состоит из крыльчатки турбины 5, диска 1, который соединяется с диском 2 при помощи винтов, цапфы 3 и диска 4. Все детали стягиваются в единый узел при помощи вала-стяжки 7 и двух гаек 6. Внешний вид роторной части представлен на рис. 2.

Ротор установлен в корпусе на двух газовых лепестковых подшипниках: радиальном 8 ($\varnothing 40$ мм) и радиально-упорном 9 ($\varnothing 90$ мм). Для восприятия осевой силы ротор снабжен осевым лепестковым подшипником. Подшипники закреплены в статоре испытательного узла, включающем в себя корпус турбины 10, промежуточный корпус 11, центральный корпус 12, корпус подшипника 13 и крышку 14.

Диск 2 имитирует колесо центробежного компрессора ВГТД ТА-20 и изготовлен из алюминиевого сплава Д16. Его масса равна массе крыльчатки компрессора ВГТД. Масса крыльчатки турбины ВГТД ТА-20 имитировалась массой диска 4 и крыльчатки приводной тур-

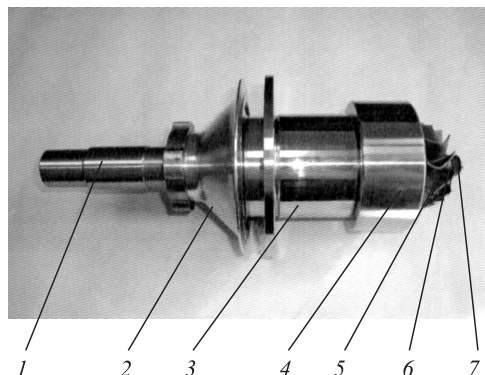


Рис. 2 Внешний вид роторной части: 1 — вал; 2 — диск; 3 — цапфа; 4 — диск; 5 — крыльчатка турбины; 6 — гайка; 7 — вал-стяжка

бины 5. Общая масса ротора-имитатора составляла ~ 9 кг и равна массе ротора ВГТД ТА-20.

В статорной части испытуемого узла (рис. 1) выполнены резьбовые отверстия, в которые установлены датчики 4 для измерения радиальных перемещений вала ротора в зоне газовых подшипников 8 и 9, датчик осевых перемещений 3 и датчик Холла 5 для измерения частоты вращения. Радиальные перемещения вала измеряются в горизонтальной и вертикальной плоскостях. На корпус узла на специальном кронштейне крепится датчик вибраций.

Воздух, охлаждающий газовые подшипники, подводится через штуцеры 6. Воздух, охлаждающий подшипник 8 проходит через кольцевую лепестковую щель, охлаждает лепестки, внешнюю обойму и вал. Воздух на охлаждение радиальной части подшипника 9 поступает после прохождения упорного диска и его лепестков. Отвод охлаждающего воздуха осуществляется через штуцер 7, расположенный в корпусе крепления радиально-упорного подшипника.

На рис. 3 показан внешний вид радиального лепесткового газодинамического подшипника диаметром $\varnothing 40$ мм. В его наружной обойме выполнено 8 продольных пазов прямоугольной формы для размещения в них хвостовиков лепестков. Лепестки выполнены гладкими, упругими и частично перекрывают друг друга. Лепестки изготовлены из фольги 36НХТЮ. Средняя толщина лепестков без покрытия —

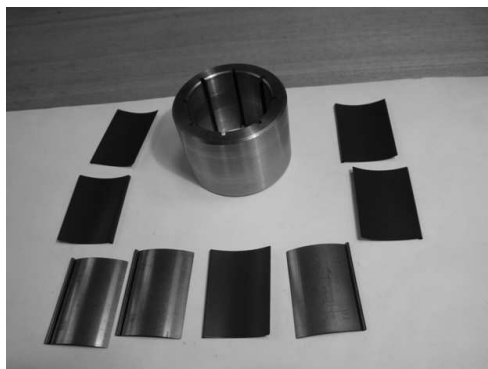


Рис. 3 Радиальный газовый подшипник $\varnothing 40$ мм

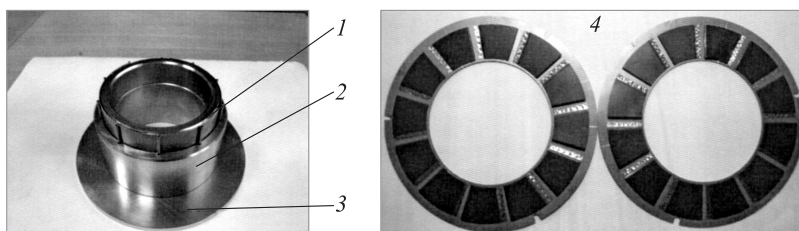


Рис. 4 Радиально-осевой подшипник $\varnothing 90$ мм: 1 — радиальные лепестки; 2 — обойма; 3 — упорная пятя осевой части; 4 — пластины с осевыми лепестками

0,135 мм. Крепление лепестков во втулке выполнено с помощью шпонок, вставленных в хвостовики лепестков. Лепестки охватывают вал ротора, образуя с ним клиновые зазоры.

Радиально-осевой подшипник $\varnothing 90$ мм состоит из радиальной части и правого и левого дисков с осевыми лепестками. Внешний вид радиальной части этого подшипника показан на рис. 4. Он имеет 10 радиальных лепестков 1 установленных в обойму 2 и одетых на цапфу 3. Лепестки изготовлены из фольги 36НХТЮ толщиной 0,19 мм.

Для придания лепесткам требуемых упругих свойств они подвергаются термической обработке. С целью снижения сил трения

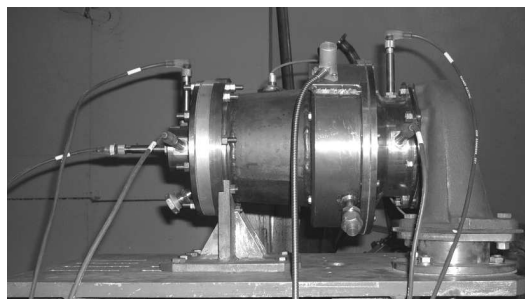


Рис. 5 Внешний вид испытываемого узла

при пусках-остановках на внутренние рабочие поверхности лепестков по специальной технологии наносится антифрикционное покрытие АИС-2 толщиной $\sim 24\text{--}25$ мкм.

Осевая часть этого подшипника состоит из двух пластин, лепестков и лент. На каждую пластину толщиной 0,5 мм привариваются по окружности 12 лепестков с подложенными под них демпфирующими лентами. Сварка точечная — по 5–6 точек на каждый лепесток. Пластины с лепестками располагаются слева и справа от осевого диска подшипника (пяты) и центрируются с помощью трех штифтов в корпусе статора испытательного узла. Осевые лепестки изготовлены из фольги 36НХТЮ толщиной 0,12 мм. Радиальные и осевые лепестки радиально-осевого подшипника проходят термическую обработку. На рабочие поверхности осевых лепестков также нанесено антифрикционное покрытие АИС-2 толщиной $\sim 24\text{--}25$ мкм.

Внешний вид испытываемого узла, установленного на стенде представлен на рис. 5.

3 Стенд и испытательное оборудование

Испытательный стенд оборудован следующими системами:

- подачи сжатого воздуха к испытательному узлу,
- измерений специальных и технологических параметров.

Стенд для испытаний ротора размещается в боксе установки У-336 на жесткой металлической раме, прикрепленной к полу с по-

мощью болтов. Испытываемый узел устанавливается на специальной плите, представляющей собой металлическую площадку, закрепленную на раме также при помощи болтов. Платформа позволяет жестко закрепить испытательный узел и подсоединить системы подвода сжатого воздуха к испытательному узлу.

Система подачи сжатого воздуха к испытательному узлу состоит из двух ветвей: основной и вспомогательной. Первая предназначена для подачи холодного сжатого воздуха на рабочее колесо турбины с требуемыми для проведения испытаний параметрами от заводской компрессорной станции. Вторая обеспечивает охлаждение подшипников.

В систему подачи сжатого воздуха на турбину входят затвор с электроприводом для дистанционного управления, мерный участок для измерения расхода сжатого воздуха и пневматический поворотный затвор с дистанционным управлением, который установлен перед турбиной. Плавное регулирование расхода через турбину осуществлялось дистанционным затвором с электроприводом. Пневматический поворотный затвор с дистанционным управлением предполагался для резкого запуска и резкого останова расхода воздуха в магистрали. В магистрали установлена термопара и два датчики измерения давления и перепада давлений на трубе Вентури.

В магистрали подачи воздуха на охлаждение подшипника сжатый воздух перед подачей в объект испытаний осушается в специальном влагоотделителе, кроме того дополнительно установлен фильтр и ручной кран тонкой регулировки расхода воздуха. Магистраль снабжена датчиками давления и перепада давлений на шайбе мерного участка, а также температуры, что позволяло управлять и контролировать параметры охлаждающего воздуха.

При проведении испытаний осуществлялся ряд измерений специальных и технологических параметров. Перечень параметров приведен в табл. 1.

Для измерения радиальных перемещений вала ротора в зоне подшипников использовались высокочастотные вихревые датчики перемещений S2 фирмы MICRO-EPSILON с системой обработки eddyNCDT 3010. Разрешающая способность датчиков составляет 0,2 мкм, а динамическая разрешающая способность — 2 мкм, при этом датчик устанавливается с зазором от измеряемой детали 0,2 мм. Частотная характеристика вихревых датчиков S2 составляет 25 кГц,

Таблица 1 Перечень измеряемых параметров

№	Параметр	Условное обозначение	Диапазон	Погрешность измерения	Кол-во	Тип датчика
1	n — частота вращения ротора	RpM	0–60 000 об/мин 0,1–30 мм/с	$\pm 0,15\%$	1	Датчик Холла IHRM12P1501
2	B — вибрация корпуса	ВИБР	10–1000 Гц	$\pm 10\%$	1	Датчик вибрации Вибропреобразователь ВК-312
3	Вертикальное и горизонтальное смещение вала в зоне:					
	левого радиального подшипника;	Y1, X1	0–2,0 мм 0–1000 Гц	$\pm 3\%$	2	Индуктивный датчик перемещения IPRM12I9505/S14 Вихревой датчик перемещения S2 фирмы MICRO-EPSILON
	правого радиального-упорного подшипника; осевое смещение вала в зоне:	Y2, X2	0–2,0 мм 0–25 000 Гц	$\pm 0,25\%$	2	
	левого подшипника	OC	0–2,0 мм 0–1000 Гц	$\pm 3\%$	1	Индуктивный датчик перемещения IPRM12I9505/S14

Таблица 1 (окончание) Перечень измеряемых параметров

№	Параметр	Условное обозначение	Диапазон	Погрешность измерения	Кол-во	Тип датчика
4	Давление охлаждающего воздуха перед мерной шайбой	$P_{\text{вхш}}^*$	0–4 кгс/см ²	±0,5%	1	Датчик давления ADZ
5	Температура охлаждающего воздуха перед мерной шайбой	$T_{\text{вхш}}^*$	273–303 К	±1%	1	Термопара ХК
6	Температура воздуха перед трубой Вентури на турбину	$T_{\text{в.тв}}^*$	273–303 К	±1%	1	Термопара ХК
7	Температура холодного спая термопар	$T_{\text{х.сп.}}$	273–323 К	±0,5%	1	Термометр сопротивления медный ТСМ-012-000, НСХ100М
8	Перепад давлений охлаждающего воздуха на мерной шайбе	$\Delta P_{\text{охл ш}}^*$	0–4 кгс/см ²	±0,5%	2	Датчик перепада давлений (Метран-100ДД)
9	Давление турбинного воздуха перед трубой Вентури	$P_{\text{в.тв}}^*$	0–4 кгс /см ²	±0,5%	1	Датчик давления ADZ
10	Перепад давлений турбинного воздуха в трубе Вентури	$\Delta P_{\text{тв}}^*$	0–4 кгс/см ²	±0,5%	1	Датчик перепада давлений (Метран-100 ДД)

диапазон измерения — 0–2,0 мм, погрешность, обусловленная нелинейностью характеристик датчика, — $\pm 0,25\%$. С датчиков перемещений S2, сигнал по специальному кабелю поступал на измерительный контроллер DT3010-M, а с него по соединительному кабелю на модуль АЦП E14-440D а потом на регистрацию и обработку на ноутбук AS440/8930G. Регистрация и обработка данных с датчиков выполнялась в реальном времени с помощью программы Power Graph 3.3 professional. Применение датчиков этого типа позволяет определять орбиту движения вала (за один его оборот). Перемещения вала измерялись в двух плоскостях: вертикальной и горизонтальной.

Для определения осевого положения ротора использовался индуктивный датчик перемещений IPRM 1219505/S14 (поз. 3 на рис. 1). Диапазон измерения — от 0 до 2,0 мм; погрешность — $\pm 3\%$. Частота вращения ротора измерялась датчиком Холла IHRM12P1501 (позиция 5 на рис. 1). Датчик располагался в среднем корпусе статора в специальном резьбовом отверстии. На валу в зоне расположения датчика выполнены четыре зубца. При вращении вала при прохождении зубца в датчике формировался импульс тока, который передавался в блок алфавитно-цифрового преобразователя (АЦП) и затем в компьютер-ноутбук AD440/8930G.

Все вихревые датчики перед испытанием проходили индивидуальную калибровку и линеаризацию на специальной калибровочной установке. Это позволяет достигнуть максимальной точности системы и адаптировать систему под различные материалы объекта, различные площади и формы объектов и их перемещения. При испытаниях использовались вихревые датчики S2 с системой eddyNCDT 3010, настроенные на ферромагнитные объекты круглой формы с диаметрами измеряемых поверхностей, соответственно $\varnothing 90$ мм — сталь 20 и $\varnothing 40$ мм — 13X11H2B2MФ-Ш.

Расходы воздуха через турбину и на охлаждение подшипников определялись по результатам измерений температуры, давления и перепада давлений на стандартных диафрагмах и трубе Вентури, установленных в подводящих воздушных магистралях.

Все измеряемые параметры фиксировались и обрабатывались с помощью системы вторичной обработки на базе персонального компьютера. Запись параметров обеспечивалась как на установившихся, так и переходных режимах работы испытательного узла.

4 Методика проведения испытаний

Целями испытаний являлось:

- определение динамических свойств ротора;
- определение частоты вращения при «всплывании» ротора на слое газовой смазки.

Испытания проведены при двух компоновках узла ротора-имитатора, отличающихся подвесом ротора. На первом этапе исследований ротор-имитатор испытывался на шариковых подшипниках. Целью этих испытаний являлась отладка и точная настройка измерительного оборудования для снятия параметров и динамических характеристик ротора. Другой целью являлось получение информации о поведении ротора на жестких опорах (шариковых подшипниках) для сравнения с результатами при испытаниях ротора на газодинамических лепестковых подшипниках. На втором этапе испытывался ротор, установленный на переднем радиально-упорном шариковом подшипнике $\varnothing 40$ мм и заднем радиальном газодинамическом подшипнике $\varnothing 90$ мм (рис. 6).

Определение динамических свойств ротора на газовых подшипниках производилась следующим образом. Каждое испытание начиналось с подачи воздуха на турбину путем резкого открытия отсечного клапана с дистанционным управлением при полностью закрытом затворе с электроприводом. Плавно открывая затвор с электроприводом, раскручивался ротор до 20 000–30 000 об/мин. С увеличением давления воздуха перед турбиной увеличивается крутящий момент. Крутящий момент на турбине достигает максимума, когда скольжение на подшипниках начинает сопровождаться снижением крутящего момента сопротивления из-за формирования смазочного воздушного слоя. Затем резко включался на закрытие отсечной клапан. Поскольку вал замедляется, крутящий момент сопротивления на подшипнике постепенно возрастает, поэтому усилие газовой пленки увеличивается и при определенной частоте вращения на подшипнике вновь возникает скольжение и трение пока ротор не остановится. Повторный запуск и разгон ротора производился путем открытия отсечного клапана с дистанционным управлением, при котором затвор с электроприводом оставался в положении зафиксированном при первом испытании. В процессе разгонов-остановок осуществлялась непрерывная запись всех измеряемых по ротору параметров на персо-

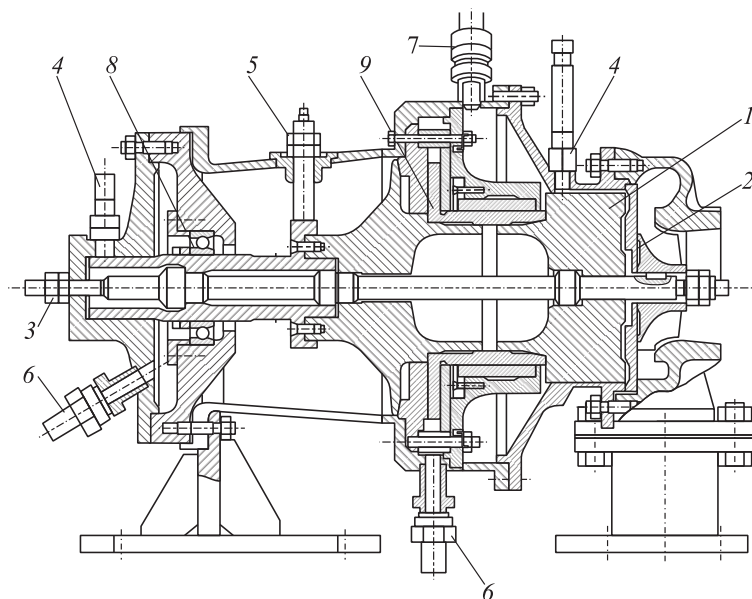


Рис. 6 Испытательный узел с ротором, установленным на переднем шариковом и заднем лепестковом подшипниках: 1 — ротор; 2 — турбина; 3 — датчик осевых перемещений; 4 — датчики радиальных перемещений; 5 — датчик оборотов; 6 — штуцера подвода охлаждающего воздуха; 7 — штуцер отвода охлаждающего воздуха; 8 — радиально-упорный шариковый подшипник; 9 — радиальный газодинамический подшипник

нальный компьютер и фиксировался характер работы ротора, устойчивость частоты вращения и уровень вибраций. Обработка результатов измерений осуществлялась по специальной методике. По результатам измерений строились траектории перемещения оси вала в зоне подшипников.

5 Результаты испытаний и их анализ

Испытания проводились при давлении окружающей среды, равном атмосферному, и температуре окружающего воздуха $\sim +15^\circ\text{C}$.

На первом этапе исследований испытания экспериментального ротора-имитатора проводились в компоновке на шариковых подшипниках. Размеры орбиты вала при вращении ротора изменялись в пределах радиального люфта в шариковых подшипниках и их наружной

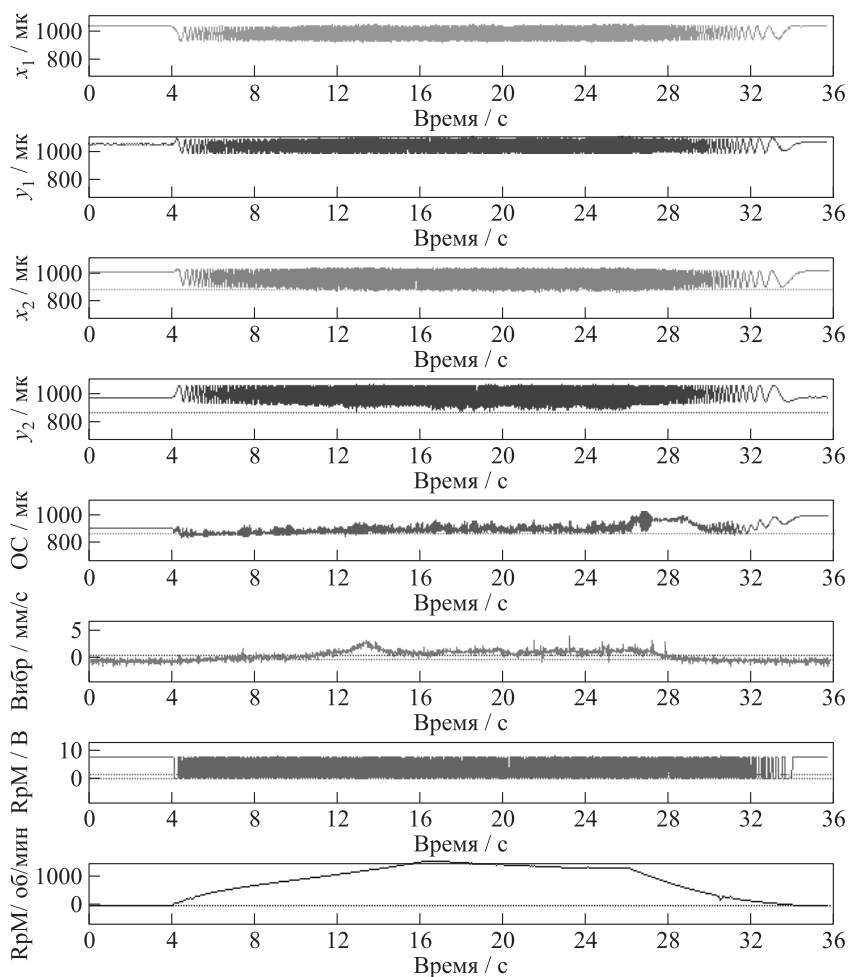


Рис. 7 Осциллограмма процесса запуска-останова

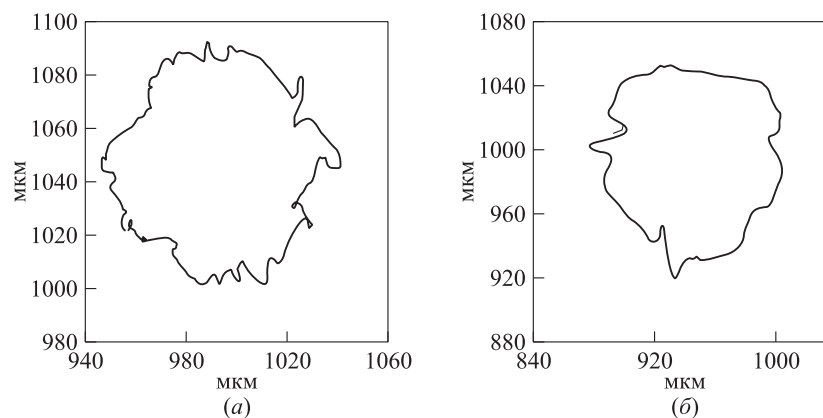


Рис. 8 Траектории вала в передней и задней опорах за 1 оборот ротора; промежуток времени 105–105,051 с, $n = 1176$ об/мин: (а) передняя опора; (б) задняя опора

обоймы в опорах. Вибрации корпуса турбины при проведении испытаний не превышали уровня 3–4 мм/с.

На рис. 7 в качестве примера результатов испытаний представлена временная диаграмма (осциллограмма) изменения измеренных параметров при запуске и останове ротора. На них отражено изменение показаний датчиков положения ротора в передней (с индексом 1) и задней (с индексом 2) опорах в вертикальной Y и горизонтальной X плоскостях, осевое перемещение ротора — ОС, частота вращения ротора — RрМ и вибрация корпуса — Вибр.

Измеренные значения Y_1 , X_1 , Y_2 , X_2 были использованы для построения с помощью специальной программы обработки орбит (траекторий движения) оси вала ротора в передней и задней опорах. На рис. 8 в качестве примера приведены измеренные орбиты вала при частоте вращения 1136 об/мин. Как видно орбиты вала несколько отличаются от круговых, что объясняется, по-видимому, наличием возмущающих воздействий и пульсаций давления сжатого воздуха, подаваемого на приводную турбину. Однако, уровень этих пульсаций невелик. Проведенные повторные записи процесса показали хорошую воспроизводимость результатов измерений. Размеры орбиты вала при вращении ротора изменяются в пределах радиального люфта в шари-

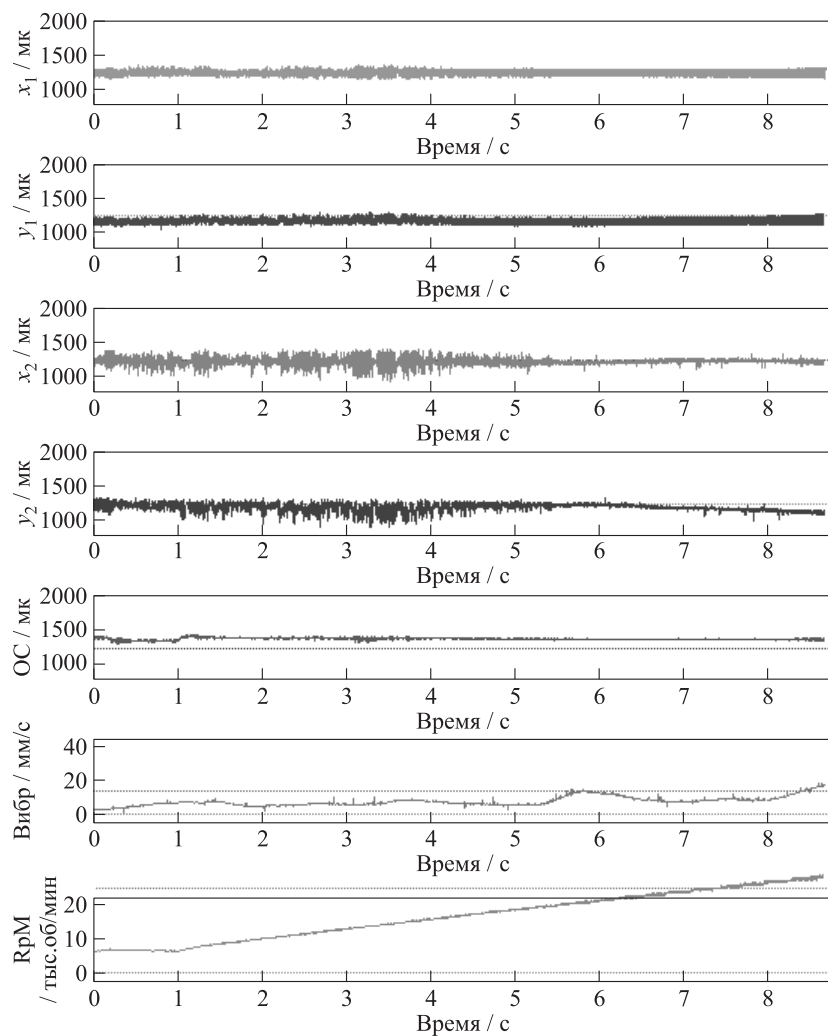


Рис. 9 Осциллограммы процесса разгона ротора с газовым подшипником

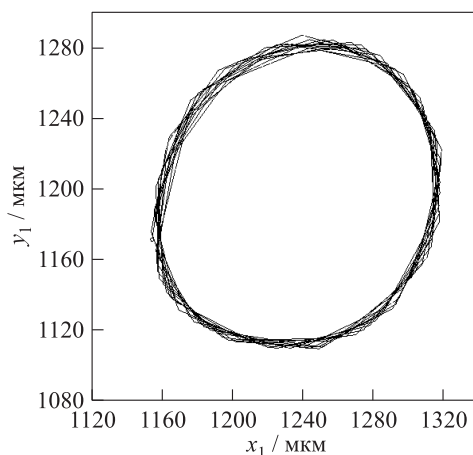


Рис. 10 Траектория движения вала в передней опоре $\varnothing 40$ мм; время 8,82–8,84 с, $n = 26\,500$ об/мин

ковых подшипниках и их наружной обоймы в опорах. В соответствии со справочными данными величина радиального люфта в радиально-упорном шариковом подшипнике диаметром 40 мм должна составлять 0,012–0,026 мм, а осевого люфта 0,015–0,03 мм. Радиальный люфт подшипника диаметром 90 мм должен составлять 0,016–0,04 мм. Таким образом, примененное в проведенных на первом этапе исследований оборудование продемонстрировало возможность определять реальные траектории движения вала в опорах.

На втором этапе испытания экспериментального ротора-имитатора проведены при установке ротора на шариковом и лепестковом подшипниках. Испытания проводились с целью получения траекторий движений вала необходимых для верификации математических моделей газовых подшипников.

На рис. 9 представлена осциллограмма изменения измеренных параметров при разгоне ротора, установленного таким образом. Аналогично рис. 7 на ней записаны показания датчиков положения ротора в передней (с индексом 1) и задней (с индексом 2) опорах в вертикальной Y и горизонтальной X плоскостях, осевое перемещение ротора — ОС, частота вращения ротора — RрМ и вибрация корпуса — Вибр.

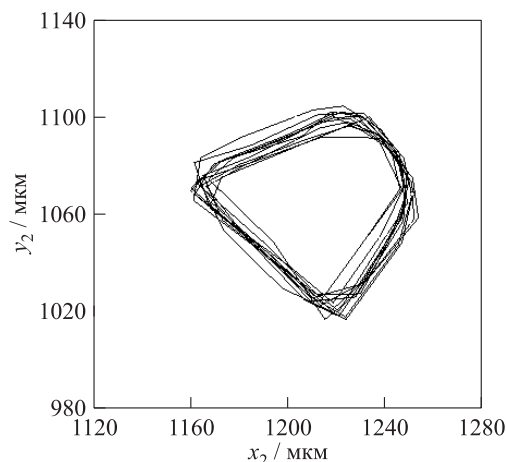


Рис. 11 Траектория движения вала в задней лепестковой опоре $\varnothing 90$ мм; время 8,82–8,84 с, $n = 26\,500$ об/мин

Анализ результатов измерений орбиты движения оси вала ротора в передней и задней опорах в различные моменты времени показал, что размеры орбиты вала в передней опоре, как и ранее при разгоне ротора на шариковых опорах, изменяется в пределах радиального люфта в шариковом подшипнике (рис. 10). Орбита вала по задней (лепестковой) опоре в начале разгона носит нерегулярный характер. К моменту времени, соответствующему 22 500 об/мин, ось вала в зоне этой опоры по отношению к начальному моменту времени поднимается на ~ 150 мкм, что свидетельствует о «всплытии» вала в этой опоре. По достижении частоты вращения $\sim 26\,500$ об/мин орбита стабилизируется, но имеет форму отличную от круговой (рис. 11).

6 Заключение

Создан измерительный комплекс — специальное измерительное оборудование для экспериментального определения положения вращающегося вала в опорах высокооборотного ротора-имитатора ВГТД и разработана методика исследований. Выполнен первый этап исследований — определены траектории движения вала и оценена динамика

поведения ротора при работе на жестких опорах (шариковых) и при комбинированном подвесе ротора: передней — шариковой опоре, задней — лепестковой газодинамической. Всплытие вала ротора в задней лепестковой опоре соответствует частоте вращения $\sim 22\,500$ об/мин.

В дальнейшем предполагается проведение исследований динамики ротора-имитатора ВГТД ТА20, полностью установленного на газодинамических опорах различного типа и различной конфигурации

Экспериментальное исследование коксоотложения в модели трубчатого теплообменника при нагреве керосина в условиях жидкофазного окисления

*В. Е. Шлякотин, Ю. М. Шихман, К. Е. Митрофанов, О. В. Соколова,
С. Ф. Ладыгин, Д. С. Бельков, А. С. Бельков, В. Г. Муравьев, Ю. А. Чирков,
А. И. Дасковский*

Для создания перспективных ЛА различного назначения необходимы исследования в обеспечение разработки авиационных двигателей с высоким уровнем параметров цикла и коэффициента полезного действия (КПД) узлов. Однако повышение параметров цикла обуславливает увеличение теплонапряженности узлов горячего тракта двигателя, и тем самым ставит первостепенную задачу по обеспечению работоспособности таких теплонапряженных конструкций — наличие эффективной системы охлаждения (СО). Одним из возможных направлений исследований является использование хладоресурса топлива, являющегося подчас единственным источником «холода» на борту, интенсивно изучаемое в последние годы у нас в стране и за рубежом. Возможности расширения области применения углеводородных топлив в высокотемпературных воздушно-реактивных двигателях (ВРД) обусловлены, прежде всего, располагаемым физическим, а также химическим хладоресурсом, обусловленным наличием эндотермических термохимических превращений, которые происходят в топливе при его нагреве [1–3].

Особенностью применения в качестве хладагентов углеводородных топлив является коксообразование и коксоотложение на поверхностях нагрева в области температур топлив, превышающих пределы их термической стабильности ($T_{\text{т max}} = 130\text{--}180\text{ }^{\circ}\text{C}$ [4, 5]). Так, для керосинов при $T_{\text{т}} > T_{\text{т max}}$ проявляется интенсивный процесс коксоотложений, связанный с жидкофазным окислением топлива, вследствие неизбежного присутствия нерастворенного кислорода в топливе. Эти отложения со временем, ввиду увеличения толщины стенки каналов и более низкого уровня коэффициента теплопроводности по сравнению с исходным материалом теплопередающей поверхности, приводят к значительному росту температуры стенки (перегреву), что является

основным ограничителем ресурса теплообменных устройств. С другой стороны, изучение вопроса коксоотложения керосиновых топлив важно и для оценки ресурса участков топливopитающих систем авиационных двигателей, проходящих в непосредственной близости от горячих узлов двигателя.

В этом случае наиболее информативным является экспериментальное исследование коксоотложений на базе модели топливного канала теплообменника (ТО), являющегося модельным аналогом единичного канала проектируемой СО с накоплением экспериментальных данных в широком диапазоне условий работы. Наиболее важным аспектом таких исследований являются ресурсные испытания, определяющие его максимальную непрерывную и циклическую наработку, характерную для ВРД соответствующего типа.

Общая цель работы — определение максимально возможной наработки ТО, а также разработка обобщенной полужемпирической мате-

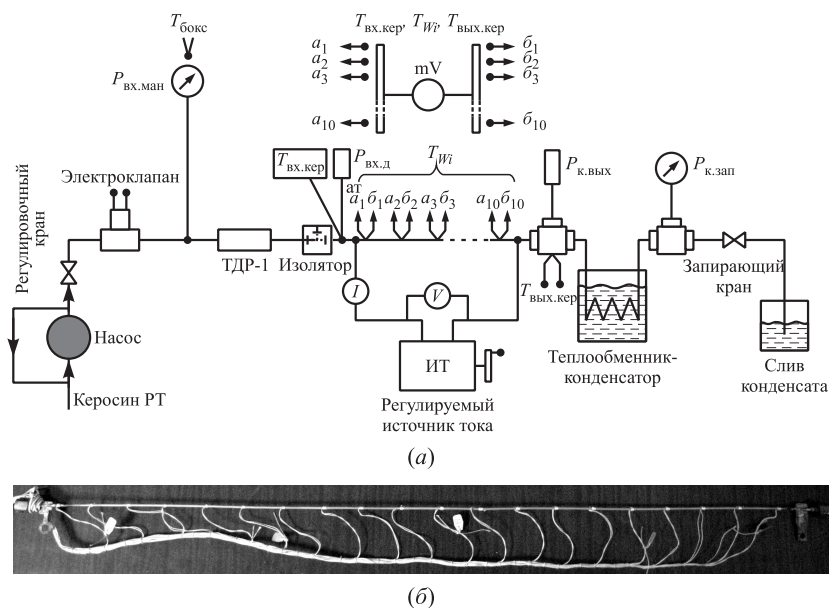


Рис. 1 Схема установки (а) для исследования процесса коксоотложений в модельном трубчатом ТО (б)

Таблица 1 Перечень измеряемых параметров

№	Параметр	Физическая величина	Диапазон	Датчик	Примечание
1	$P_{к,вх}$	Давление керосина на входе	0–10 МПа	Манометр	
4	$P_{к,вх,дат}$	Давление на входе в ТО	0–10 МПа	Датчик ADZ	Вывод на РС
5	$P_{к,вых,дат}$	Давление на выходе ТО	0–6 МПа	Датчик ADZ	Вывод на РС
6	G_k	Расход керосина	1,5–10 мл/с	ТДР-1	Вывод на РС
7	$P_{к.зап}$	Давление перед запирающим краном	0–5 МПа	Манометр	
8	$T_{к.вх}$	Температура керосина перед ТО	0–50 °С	Х-А	Вывод на РС
9	T_{w1}	Температура стенки трубки ТО	10–1100 °С	Х-А	Вывод на РС
...	...	Температура стенки трубки ТО	10–1100 °С	Х-А	Вывод на РС
29	T_{w20}	Температура стенки трубки ТО	10–1100 °С	Х-А	Вывод на РС
30	$T_{к.вых}$	Температура керосина после ТО	10–550 °С	Х-А	Вывод на РС
31	I	Сила тока	0–300 А	Амперметр	Щ-02.01
32	V	Падение напряжения на трубке ТО	0–50 В	Вольтметр	Щ-1413

матической модели динамики формирования слоя коксоотложений в теплообменниках СО и элементах систем топливопитания, зависящей от времени наработки, параметров и свойств авиационных топлив, размеров топливных каналов, свойств конструкционных материалов и других факторов.

В качестве объекта исследований выбрана модель топливного канала, представляющего собой трубчатый ТО с электрическим подогревом, имитирующего реальный процесс нагрева в СО. Протекающий по рабочему участку керосин подогревается за счет джоулева тепла, выделяющегося при прохождении тока по трубке и обеспечивающего необходимую температуру керосина на выходе (при сверхкритическом давлении). Схема установки, препарировки ТО и схема топливной системы с указанием измеряемых параметров показана на рис. 1. Общий перечень измеряемых параметров представлен в табл. 1.

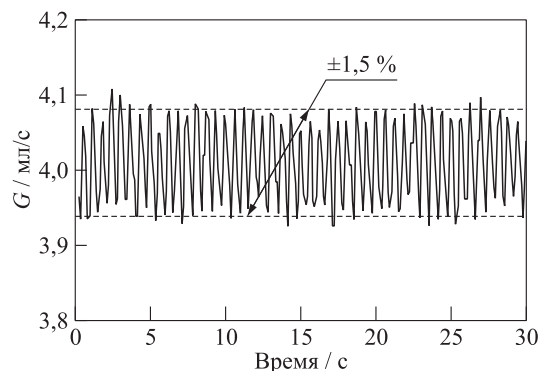


Рис. 2 Амплитуды пульсаций расхода керосина при трехступенчатой системе демпфирования колебаний; $G_{\text{кер}} = 4,0$ мл/с

Подвод электрической мощности к исследуемому объекту осуществляется от источника питания (сварочного трансформатора постоянного тока ВД-306УЗ), регулируемого по току (от 45 до 315 А) и обеспечивающего при напряжении холостого хода 32 В номинальную подводимую мощность до 17 кВт.

Подача топлива к рабочему участку осуществляется посредством дозирующего одноплунжерного насоса НД с максимальным расходом 10 мл/с с системой дистанционного дозирования на основе электронно-регулируемого частотного преобразователя. Поскольку плунжерные насосы отличаются повышенным уровнем пульсаций расхода (давления), в нашем случае достигающего $\pm 12\%$, то для их снижения предусмотрено трехступенчатое демпфирующее устройство, представляющее собой последовательно подключенные присоединенные объемы. В этом случае максимальная амплитуда колебаний расхода на всех режимах испытаний не превосходит $1,5\% - 2,0\%$. На рис. 2 представлено характерное изменение расхода (давления) топлива на входе и выходе из модельного канала ТО при опросе каналов с частотой 10 Гц (запись в динамическом режиме).

На входе в рабочий участок предусмотрен топливный фильтр, краны точной настройки на входе и выходе из ТО, обеспечивающие необходимый расход и уровень давления топлива. На выходе из рабочего участка установлен теплообменник-охладитель, пройдя который

охлажденный керосин сливается в приемную емкость. На входе и выходе рабочего участка ТО предусмотрены также электроразвязка блока измерения параметров от источника питания с помощью изоляционных проставок и электроконтактор для экстренного отключения подачи электрической мощности.

Система измерений параметров ТО формируется с учетом подачи электрической мощности. Для обеспечения гальванической развязки термопар разработано устройство, представляющее собой многопозиционный автоматический шаговый переключатель с регулируемой частотой переключения каналов 0,1–10,0 Гц и частотой опроса каждого канала до 20 Гц с последующим выходом на один прецизионный малошумящий усилитель Ф8025С/6 с оптронной гальванической развязкой. В систему измерений входят манометры для визуальной индикации уровней давлений (на входе и выходе ТО) и датчики давления на входе и выходе ТО, измеритель объемного расхода (ТДР-1), а также термопары для измерения температуры топлива на входе и выходе ТО.

Термопары для измерения температур топлива и термопары для измерения температур наружной стенки ТО выполнены без холодного спая и отсчет температуры осуществляется с учетом измерения температуры окружающей среды в боксе стенда. При этом для уменьшения влияния электромагнитных помех наводимых стендовым оборудованием провода термопар скручены наподобие «витой пары».

Для определения уровня подводимой электрической мощности к исследуемому объекту используются цифровой амперметр Щ-02.01 и цифровой вольтметр Щ-1413. Для того чтобы контролировать состояние стенда и, главным образом, возможный перегрев объекта испытаний, на стенде размещена телекамера (WAT-230A) с выходом на монитор, расположенный в пультовой комнате.

Отметим, что при измерениях температуры стенки топливного канала, нагреваемого постоянным электрическим током, возникает систематическая погрешность, обусловленная наличием паразитного электрического сигнала (шагового потенциала), зависящего от размеров места контакта спая термопары и ориентации термопарных проводников внутри спая по отношению к направлению течения электрического тока в исследуемом объекте (уровень $I \approx 100\text{--}150\text{ А}$). Величина этой погрешности в условиях эксперимента достигала $\pm 3,0\text{ мВ}$, что для ХА-термопар составляет $\pm 70\text{ }^\circ\text{С}$. В работе была

Таблица 2 Экспериментальные данные модельных ТО

Режим №	$G_{\text{топл}},$ г/с	$q_w,$ МВт/м ²	$\Delta T_{\text{топл}},$ К	$\rho u,$ кг/(с·м ²)	$T_{w,\text{max}},$ К	$\tau_{\text{нар}},$ ч	$\delta_{k,\text{max}},$ мкм
1	2,0	0,2	250	640	950	20	400
2	4,0	0,4	250	1300	960	13	290
3	4,0	0,586	330	1300	970	8	130
4	4,7	0,49	280	1500	900	7,5	70
5	3,1	0,414	360	990	980	2,5	40
6	6,3	0,544	240	2125	980	8,5	90
7	5,7	0,67	300	1810	930	2,5	80

предложена и реализована методика устранения подобной систематической погрешности.

Экспериментальные исследования процесса коксоотложений авиационного керосина РТ выполнялись на моделях трубчатых ТО (трубка $3,0 \times 0,5$, материал 12Х18Н9Т длиной ≈ 1 м), равномерно препарированных с наружной стороны термopарами в 10 или 20 сечениях (см. рис. 1). Испытания проводились при температуре топлива на входе 12–20 °С, давлении на входе $\approx 5,0$ МПа и температурой на выходе ≈ 240 –370 °С, и прекращались по достижению максимальной температуры наружной поверхности ≈ 700 °С. Основные данные рассматриваемых экспериментальных режимов представлены в табл. 2.

Отметим, что режимы 4–7 соответствуют параметрам, характерным для каналов топливной СО первого отсека модельного демонстрационного двухрежимного гиперзвукового прямоточного ВРД (ДГПВРД) в условиях работы, соответствующих числу Маха полета $M_n = 6,0$ –7,0 со скоростными напорами $q_n = 40$ –80 кПа при коэффициенте избытка воздуха $a_{kc} = 1,0$. При этом суммарная наработка (см. табл. 2) со значительным запасом покрывает необходимый временной диапазон работы ДГПВРД.

На рис. 3 представлено характерное изменение экспериментальных значений параметров керосина на входе и выходе ТО, а также доли потерь тепла в окружающую среду, вследствие естественной конвекции и излучения (трубка не теплоизолирована) по времени наработки. При этом, если в начале испытаний небаланс между подводимым теплом посредством электрического нагрева и теплом, по-

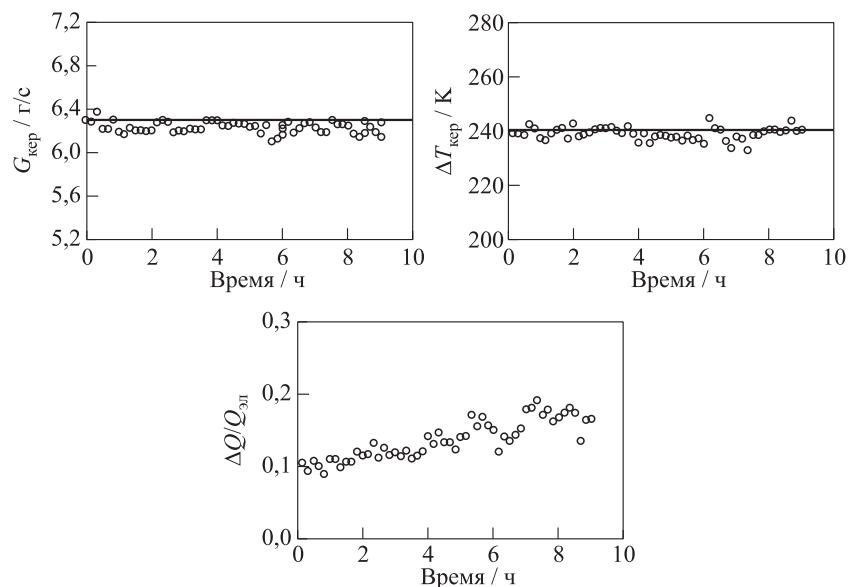


Рис. 3 Изменение экспериментальных параметров по времени наработки (режим № 6, точки — эксперимент, линии — поддерживаемые параметры)

глощенным топливом, не превосходил $\approx 10\%$ – 18% , то к завершению испытаний этот небаланс достигал $\approx 15\%$ – 22% . Это связано с увеличением тепловых потерь, связанных со свободной конвекцией и нарастающей долей излучения при повышении температуры наружной поверхности ТО по времени наработки.

При проведении экспериментов поддерживались постоянными расход и требуемый подогрев топлива, при этом давление керосина на входе в процессе экспериментов изменялось в диапазоне $P_{\text{к.вх}} \approx 4,5$ – $5,5$ МПа.

На рис. 4 показано характерное распределение температуры по длине наружной стенки топливного канала трубчатого ТО при различных временах наработки. Видно, что по мере наработки происходит общее повышение температуры наружной стенки трубки, особенно в области выхода из ТО. Такое поведение температуры стенки связано с коксоотложением на внутренней поверхности трубки.

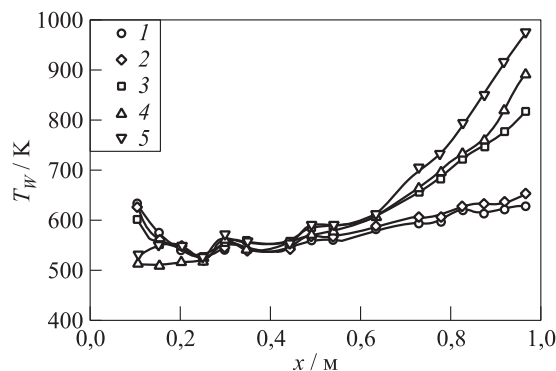


Рис. 4 Экспериментальное распределение температуры наружной поверхности трубки в зависимости от времени наработки (режим № 6): 1 — 1 ч; 2 — 3; 3 — 5; 4 — 7; 5 — 9 ч

Отметим также немонотонный характер изменения температуры стенки на входном участке трубки. Это связано с изменением коэффициента теплоотдачи, определяемым, главным образом, числом Рейнольдса. Так, на всем протяжении ТО, особенно при относительно малых расходах (массовых скоростях) и небольших временах наработки, когда коксоотложения слабо влияют на изменение внутреннего диаметра канала, число Рейнольдса входной части трубы находится в диапазоне $Re \approx 2300–2500$ (начало перехода от ламинарного к турбулентному режиму течения), далее по мере прогрева керосина число Рейнольдса возрастает, достигая значения $Re \approx 10\,000$, характерного для начала развитого турбулентного режима течения. Таким образом, диапазон реализуемых чисел Re во всех испытаниях, за исключением опыта с относительно малым расходом (режим № 1), покрывает всю область режимов течения: конец ламинарного, переходный и развитой турбулентный. В этом случае область начального участка, характеризующегося низким уровнем коэффициента теплоотдачи со стороны топлива, приводит к росту температуры стенки. По мере движения керосина и роста числа Re возрастает коэффициент теплоотдачи и происходит снижение температуры стенки, несмотря на подогрев керосина. В области выхода из ТО (развитое турбулентное течение) температура наружной стенки ТО возрастает ввиду значительного

подогрева керосина с образованием слоя отложений при незначительном увеличении коэффициента теплоотдачи. Такое распределение температуры стенки при турбулентном течении и сверхкритическом давлении топлива со значительными тепловыми нагрузками характеризуется режимами ухудшенной теплоотдачи, обусловленными значительными градиентами теплофизических свойств (теплоемкости, плотности и др.) в пристеночном слое и в ядре потока [6].

При значительных временах наработки наблюдается смещение локального максимума температуры наружной стенки к входу в ТО на входной части трубки, что связано с увеличением коэффициента теплоотдачи со стороны топлива ввиду уменьшения эквивалентного диаметра канала вследствие коксоотложений. Незначительное смещение локального максимума температуры стенки в выходной области ТО связано с разной степенью влияния на $T_{w,\max}$ увеличения коэффициента теплоотдачи (уменьшение эквивалентного диаметра вследствие коксоотложений), с одной стороны, и увеличения температурного перепада на стенке трубки вследствие снижения эффективного коэффициента теплопроводности стенки (металл + кокс) — с другой.

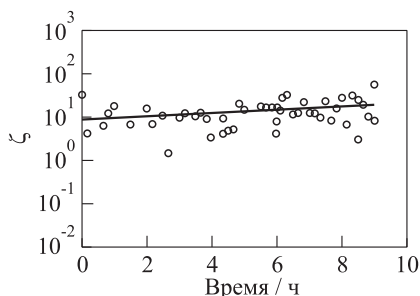


Рис. 5 Изменение коэффициента гидравлических потерь в зависимости от времени наработки (режим №6, точки — эксперимент)

превалирующим на всем протяжении канала ламинарным — переходным — режимом течения, что говорит о том, что при этих уровнях параметров рабочего процесса гидравлические потери не являются основополагающим фактором, определяющим степень закоксованности топливного канала. При этом коэффициент гидравли-

На рис. 5 представлено характерное изменение экспериментальных данных по гидравлическим характеристикам ТО в зависимости от времени наработки. В экспериментах наблюдалось незначительное увеличение потерь давления до $\Delta p \approx 0,03-0,65$ МПа при общем уровне давлений 4,5–5,5 МПа, при этом максимальные величины Δp характерны для сравнительно малых расходов (режим №1), т.е. в условиях с

ческих потерь ζ при постоянном расходе, определяемый по площади проходного сечения исходной («чистой») трубки и параметрам топлива на входе, увеличивается по времени наработки пропорционально потери давления (см. рис. 5), а его общий уровень определяется величиной расхода топлива:

$$\zeta = \frac{\Delta p}{\rho_{\text{вх}} u_{\text{вх}}^2 / 2} = \frac{2 \Delta p \rho_{\text{вх}}}{(G / F_{\text{вх}})^2}.$$

После завершения испытаний из топливных трубок были вырезаны по 10 или 20 образцов (в зависимости от числа термопар) вблизи мест установки термопар. Срезы образцов шлифовались с минимальным образованием заусенцев и деформаций слоя кокса. Торцы каждого образца фотографировались цифровой видеокамерой Panasonic NV-DS65 с встроенной фотокамерой с 2 Мп разрешением, 10-кратным оптическим приближением и через фотообъектив Helios-44-2. Для обеспечения достоверности результатов и объективности измерений фотографирование проводилось при различном освещении, с разными степенями увеличения и углами установки относительно оси объекта.

Для каждого сечения выбиралось несколько композиционно различных фотоснимков. Критерием отбора служило максимально соосное расположение образца и объективов, наличие четких линий наружного диаметра трубки и границ кокса. Для исключения эффекта изометрии использовалась фокусировка только на плоскость среза с четкими границами объекта, подсветка объекта сзади и возможность фотокамеры компенсировать съемку против света. На некоторых образцах для лучшей визуализации границ слоя кокса торец образца покрывался индикаторным мелкодисперсным веществом.

Для уточнения определения толщины слоя коксоотложений были получены фотографии срезов трубок в контрольных сечениях с помощью оптического микроскопа OLYMPUS, оснащенного телекамерой с выходом на персональный компьютер. Измерения проводились со 100-кратным увеличением в режиме бихроматического освещения (красный — отраженный, зеленый — проходящий). Анализу подвергались сектора сечений трубок в двух (на каждое сечение) положениях (видах) по отношению к центру трубки, максимально отличающихся по уровню отложений, а результаты определения толщин слоя отложений для каждого сечения осреднялись.

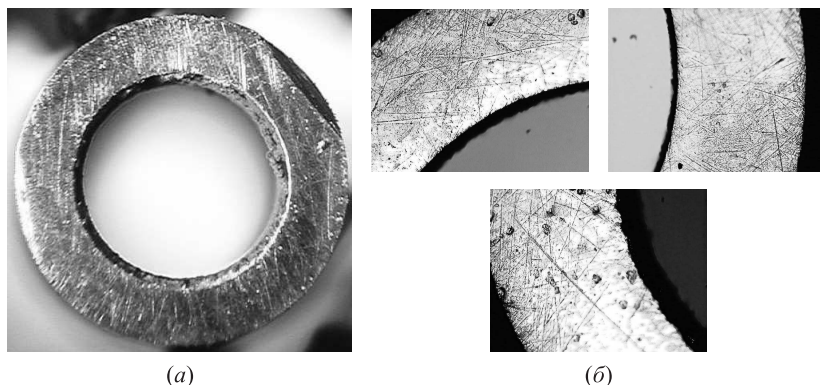


Рис. 6 Фотографии среза трубки в выходном сечении трубчатого канала (режим №6): (а) оптическая фотосъемка (выходное сечение); (б) микроскоп, 100-кратное увеличение (начальное, среднее и выходное сечения)

Полученные фотоснимки образмеривались с применением возможностей AutoCAD, при этом за эталонный размер принимались измеренные наружный и внутренний диаметры чистой трубки: наружный диаметр составил $d_{\text{нар}} = 2,99\text{--}3,03$ мм, а толщины стенок — $\delta_w = 0,47\text{--}0,5$ мм.

По видимым границам внутреннего канала со слоем кокса на стенках строилась окружность, размер которой определялся относительно указанных размеров. Для каждого образца образмеривалось несколько фотоснимков. Погрешность измерений толщины слоя отложений, по нашим оценкам, не превышала ± 25 мкм. Анализ структуры кокса не проводился вследствие малой толщины слоя отложений.

На рис. 6, а представлен пример фотографий, произведенных микрофотографированием среза трубки по окончании испытаний, на основе которых проводилось визуальное определение толщины слоя коксоотложений, а на рис. 6, б показаны фотографии срезов трубок в контрольных сечениях, полученных с помощью оптического микроскопа. Видно, что наблюдается значительная неравномерность отложений не только по длине каналов, но и по радиусу исследуемых трубок.

Применялся и другой способ определения толщины слоя отложений, основанный на измерении внутреннего диаметра контрольных

срезов трубки посредством калиброванного контрольными толщинами нутромера на базе рычажно-зубчатого индикатора (ИРБ) с ценой деления 10 мкм.

На рис. 7 показан пример распределения измеренной толщины слоя коксоотложений по длине модельного теплообменника в зависимости от режимов работы, где точками отмечены данные измерений с помощью анализа изображений (в контрольных сечениях, где отложения выявлены), полученных с помощью обычного фотоаппарата и с помощью микроскопа, а линиями — данные измерений нутромером с определением минимальной и максимальной толщины слоя кокса в каждом контрольном сечении.

Обращает на себя внимание неравномерный уровень слоя отложений. Так, на режиме № 6, характеризующимся максимальным расходом и небольшим подогревом керосина, наблюдается значительный рост толщины слоя отложений к выходу из трубки ($x > 0,5$ м), где он монотонно нарастает от $\delta_k \approx 20$ мкм, до $\delta_k \approx 100$ мкм в области максимума температуры стенки (см. рис. 4).

На основе решения обратной задачи теплообмена в условиях эксперимента по данным об опорном распределении $T_w(x)$ и измеренной толщине слоя кокса $\delta_{отл}(x)$ получена обобщенная зависимость коэффициента теплопроводности отложений $\lambda_{отл}(T_{wвн})$ в зависимости от температуры внутренней стенки канала. С применением обобщенного коэффициента теплопроводности отложений и распределения $T_w(x)$ на базе разработанной математической модели проведено восстановление распределения толщины слоя коксоотложений при максимальном времени наработки, которое показало удовлетворительное согласование с опытными данными (рис. 8), а также сделаны оценки ретроспективы распределения толщины слоя кокса в условиях экспериментов для $\tau < \tau_{нар}$. Показано, что и в этих случаях наблюдается адекватная качественная картина динамики изменения слоя отложений при кото-

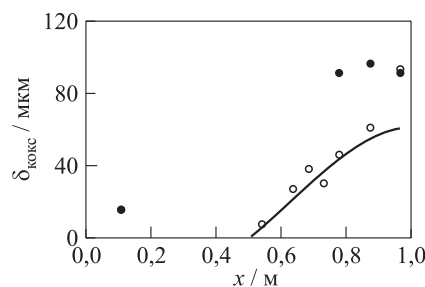


Рис. 7 Распределение измеренной толщины слоя отложений по длине трубки (режим № 6): $\circ$ — фото, $\bullet$ — микроскоп, линия — нутромер

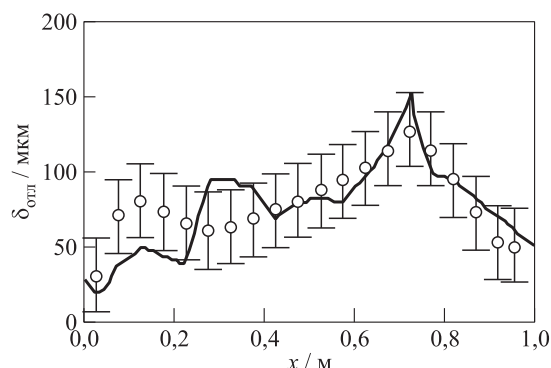


Рис. 8 Расчетное (кривая) и экспериментальное (значки) распределения толщины слоя отложений по длине модельного канала СО

рой наибольшая толщина слоя кокса сосредоточена в области наибольших значений температуры стенки. Однако подобные ретроспективные расчеты, в основе которых используется распределение измеренной температуры наружной стенки, носят исключительно оценочный характер, поскольку процесс коксоотложения сопровождается, в частности, существенно немонотонным изменением температуры наружной стенки обогреваемого канала в одном и том же сечении в зависимости от времени наработки. Так, в начальный период нагрева, температура наружной поверхности канала возрастает, затем, по мере нарастания толщины слоя кокса в этом сечении наблюдается заметное снижение температуры стенки. Этот процесс «захолаживания» связан с превалирующим влиянием коэффициента теплоотдачи топлива (над термическим сопротивлением), вследствие интенсификации теплообмена за счет появления дополнительной шероховатости образованной отложениями. С течением времени увеличение толщины слоя кокса приводит уже к превалирующему влиянию термического сопротивления, что приводит к росту температуры стенки [4]. Следовательно, для адекватного расчета требуется математическая модель динамики распределения толщины слоя коксоотложений.

В работах [4, 5] приведены методики и подходы к моделированию процесса коксоотложений в области жидкофазного окисления углеводородных топлив в обогреваемых каналах. Однако эти модели доста-

точно сложны и требуют использования многочисленных констант. Поэтому для расчетных оценок необходимо разработать более простую феноменологическую инженерную модель динамики образования слоя отложений, представляющую собой зависимость распределения толщины слоя коксоотложений от времени наработки и режимно-конструктивных параметров обогреваемого топливного канала. Такая математическая модель позволит прогнозировать ресурс и тепловое состояние теплообменных аппаратов, систем охлаждения и топливopитания перспективных двигателей.

На рис. 9 приведена попытка обобщения экспериментальных данных по предельной наработке модельных каналов СО в виде размерных комплексов, зависящих от основных параметров процесса в условиях исходной («чистой») трубки. Подобная зависимость позволяет провести предварительную экспресс-оценку ресурса трубчатых каналов (материал — нержавеющая сталь типа 12Х18Н9Т) СО на авиационном керосине РТ.

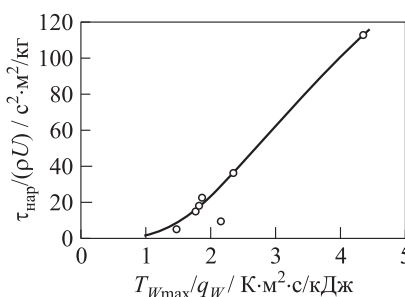


Рис. 9 Обобщение экспериментальных данных по предельной наработке модельных трубчатых каналов

Таким образом, проведенный цикл исследований влияния процесса жидкофазного коксоотложения на наработку обогреваемых топливных каналов свидетельствует о возможности создания работоспособных конструкций систем охлаждения для перспективных короткоресурсных ВРД, реализующих физический хладоресурс авиационного керосина РТ с его нагревом до температур 500–630 К.

Дальнейшие исследования целесообразно направить на пополнение и обобщение опытных данных с разработкой инженерной математической модели динамики образования слоя коксоотложений. Для использования хладоресурса углеводородных топлив в двигателях большого ресурса целесообразны исследования и разработки технических устройств, работающих в системе двигателя и обеспечивающих значительное снижение уровня коксоотложений керосиновых топлив.

Литература

1. Фаворский О. Н., Курзинер Р. И. Развитие воздушно-реактивных двигателей для авиации высоких скоростей полета — синтез достижений различных отраслей науки и техники // Теплофизика высоких температур, 1990. Т. 28. № 4. С. 793–803.
2. Шигабиев Т. Н., Яновский Л. С., Галимов Ф. М., Иванов В. Ф. Эндотермические топлива и рабочие тела силовых и энергетических установок. — Казань: РАН КНЦ ОЭ — КГТУ, 1996. — 264 с.
3. Шихман Ю. М., Шлякотин В. Е., Пеньков С. Н., Хритов Л. М., Ланшин А. И., Яновский Л. С. Исследования высокоскоростных и высокотемпературных ВРД, использующих топлива повышенного хладоресурса // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики, 2000. № 4. С. 33–41.
4. Яновский Л. С., Иванов В. Ф., Галимов Ф. М., Сапгир Г. Б. Коксоотложение в авиационных и ракетных двигателях. — Казань, 1999. — 285 с.
5. Yanovskiy L. S., Martynenko S. I., Baykov A. V. Heat and mass transfer at turbulent flow of endothermic hydrocarbon fuels in channel under supercritical pressure. ISABE Paper No. 2005-1075, 2005.
6. Петухов Б. С. Вопросы теплообмена: Избр. тр. — М.: Наука, 1987. — 278 с.

Влияние системы дефлектирования на тепловое состояние авиационного поршневого двигателя воздушного охлаждения

А. Н. Костюченко

Традиционно большинство авиационных поршневых двигателей (АПД) звездообразной схемы охлаждаются набегающим потоком воздуха. Основными плюсами такой схемы являются простота конструкции и малый удельный вес силовой установки. При воздушном охлаждении поверхность оребрения цилиндров делают по возможности большей. Однако условия охлаждения цилиндров оказываются менее благоприятными, чем при жидкостном охлаждении, и у большинства современных АПД воздушного охлаждения даже при предельно развитом оребрении температуры стенок головки и стенки цилиндра на отдельных участках близки к максимально допустимым. Температура стенок головки (цилиндр, газовый стык, выхлопной коллектор, диаметр и крепление шпилек) непосредственно влияет на температуру клапанов газораспределения и свечей зажигания. Применяемые в настоящее время конструкции и материалы этих деталей позволяют обеспечивать надежную их работу при температурах головки не выше 300 °С. Допустимая температура для цилиндра значительно ниже. Ее величина ограничена условием поддержания слоя масла — на стенках цилиндра. В противном случае происходит интенсивная карбонизация масла и закоксовывание поршневых колец, являющееся причиной их поломки и перегрева поршня. Современные сорта масла могут эффективно осуществлять смазку при средней температуре цилиндра не выше 200–220 °С.

Улучшение теплоотвода от цилиндра определенной конструкции может быть достигнуто как увеличением расхода охлаждающего данный цилиндр воздуха, так и рациональным подводом воздушного потока к отдельным участкам оребрения. Последнее достигается надлежащим подбором капота и дефлекторов. Применение капота и дефлекторов не только улучшает охлаждение цилиндров, но и позволяет снизить потери мощности на охлаждение путем уменьшения

лобового сопротивления системы воздушного охлаждения. Под дефлектированием в двигателях с воздушным охлаждением понимают применение системы обтекателей, отражателей и рассекателей для направления воздушного потока относительно поверхностей теплоотдачи, т. е. в основном относительно оребренных поверхностей цилиндров и головок.

Цель дефлектирования состоит в получении рационального распределения воздуха по поверхностям нагрева и снижении расхода мощности на его подачу. Конструкция головки цилиндра АПД с воздушным охлаждением с ее сложными и относительно малыми воздушными проходами затрудняет установку дефлекторов; поэтому при проектировании системы охлаждения основной задачей является разработка эффективной системы дефлектирования цилиндра.



Рис. 1 Двигатель М-9Ф

Для исследования системы дефлектирования был выбран цилиндр двигателя М-9Ф производства Воронежского механического завода (рис. 1). Это авиационный четырехтактный звездообразный бензиновый двигатель воздушного охлаждения мощностью 420 л.с., предназначенный для легких самолетов авиации общего назначения. Цилиндры двигателя с воздушным охлаждением в большинстве конструкций обдуваются потоком воздуха, направленным перпендикулярно осям цилиндров.

Длина цилиндра, подвергаемая обдуву, ограничена, с одной стороны, головкой цилиндра, а с другой — картером двигателя.

Температурный режим цилиндров в большой степени зависит от условий полета. Наиболее тяжелые условия для охлаждения цилиндров на самолете возникают при работе двигателя с полностью открытым дросселем, так называемый «взлетный» режим, при котором скорость летательного аппарата невелика и ею можно пренебречь, а охлаждение происходит за счет воздуха, отбрасываемого воздушным винтом. При дросселировании двигателя теплоотдача в стенки па-

дает более сильно, чем уменьшается коэффициент теплопередачи от ребер к воздуху вследствие понижения скорости самолета. В результате этого условия охлаждения улучшаются и температуры стенок цилиндра падают [1].

Для определения внешних граничных условий обдува цилиндра были проведены замеры скоростного напора набегающего на цилиндр потока от воздушного винта (рис. 2). Замеры проводились на мобильном винтовом стенде, разработанном в ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», в ходе испытаний различных АПД с воздушным охлаждением.

Величина поверхности охлаждения ограничивается как технологическими соображениями, так и снижением его эффективности при значительном уменьшении шага ребер или увеличении их высоты. Максимальная теплоотдача с единицы поверхности ребра получается в том случае, когда расстояние между ребрами равно или больше удвоенной максимальной толщины пограничного слоя. При уменьшении расстояния между ребрами теплоотдача сначала незначительно падает, так как искусственному сокращению толщины подвергается лишь пограничный слой у задних частей ребер. Практически возможно сокращение расстояния между ребрами примерно до одинарной толщины пограничного слоя в средней части ребра. При этом теплоотдача от каждого ребра уменьшается слабее, чем возрастает число ребер. Межреберное расстояние на цилиндре двигателя М-9Ф в среднем составляет 3,5 мм, для такого характеристического размера число Рейнольдса Re во всем диапазоне скоростей набегающего воздуха значительно меньше критического значения:

$$Re = \frac{\gamma V l}{\mu},$$

где γ — плотность воздуха, V — скорость набегающего потока, μ — коэффициент вязкости. При этом толщина ламинарного погранич-

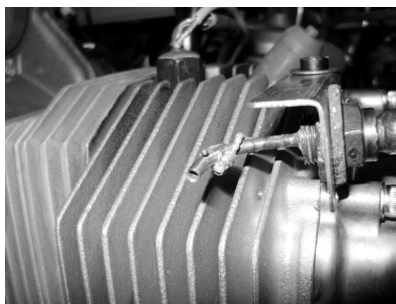


Рис. 2 Замер скорости воздушного потока

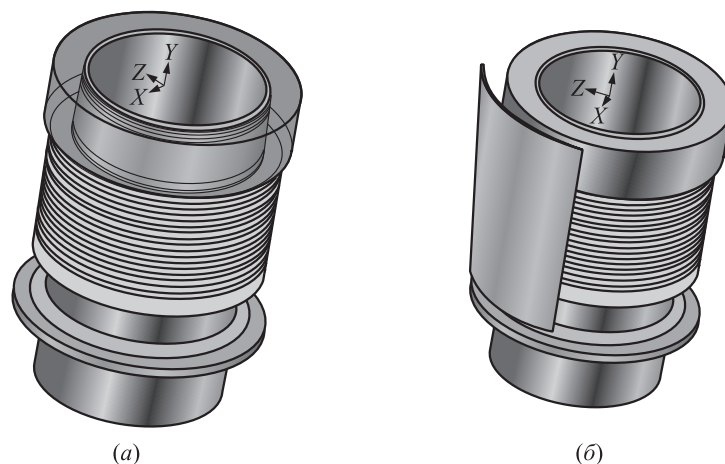


Рис. 3 Трехмерные модели цилиндра двигателя М-9Ф без дефлектора (а) и с дефлектором (б)

ного слоя в исследуемой зоне не превышает величины межреберного расстояния:

$$\delta_{\text{лам}} = \frac{5,2x}{\sqrt{\text{Re}}},$$

где x — расстояние от передней кромки ребра. Исходя из вышесказанного, расчет теплообмена на оребренных поверхностях цилиндров производится на основании анализа задачи невязкого ламинарного течения охлаждающего воздуха. Для решения этой задачи используется метод конечных объемов в трехмерной постановке. В качестве граничных условий для расчета скоростей обтекания охлаждаемой поверхности цилиндра задаются скорости набегающего воздушного потока. В нашем случае, для режима «Взлетный», на основании проведенных экспериментальных исследований, лобовая скорость набегающего потока составила 30 м/с. Направление потока принято по оси Z . Для уменьшения времени поиска решения задачи, проводился расчет половины модели с плоскостью симметрии ZY (рис. 3).

Для определения граничных условий на внутренней поверхности гильзы необходимо знать эпюры тепловых нагрузок зеркала цилиндра. Цилиндр получает теплоту непосредственно от газов и от порш-

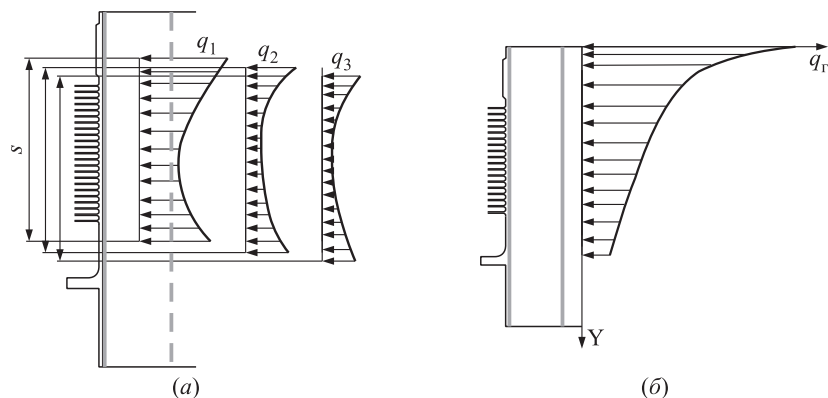


Рис. 4 Тепловая нагрузка на зеркало цилиндра: (а) от поршневых колец; (б) от рабочего тела

ня. Теплота от газов q_{Γ} передается на стенку цилиндра после того, как данный участок открывается поршнем. При этом следует отметить, что поверхность цилиндра, расположенная выше кромки поршня при его положении в верхней мертвой точке (ВМТ), получает от газов теплоту непрерывно в течение всего цикла. От поршня теплота передается в основном через поршневые уплотнительные кольца — q_i (рис. 4) [2]:

$$q_{\text{ВТ}} = q_1 + q_2 + q_3 + q_{\Gamma}.$$

При расчетном определении тепловой нагрузки на стенку цилиндра вместо серийного поршня двигателя М-9Ф с пятью кольцами рассматривался опытный трехколенный поршень, разработанный специалистами ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» (рис. 5), с улучшенными эксплуатационными характеристиками.

График распределения теплового потока по поверхности цилиндра в осевом направлении представлен на рис. 6. Видно, что основной тепловой поток приходится на верхнюю часть цилиндра, а при удалении от зоны газового стыка он быстро падает и стабилизируется на уровне 11 000–15 000 Вт/м² [3].

Для обоих случаев (без дефлектирования и с дефлектированием) были проведены расчеты теплового напряженно-деформированного состояния цилиндра. Результаты расчетов показали высокую темпе-



Рис. 5 Серийный «пятиколенный» литой поршень двигателя М-9Ф (а) и новый жидкостампованный «трехколенный» поршень разработки ФГУП ЦИАМ (б)

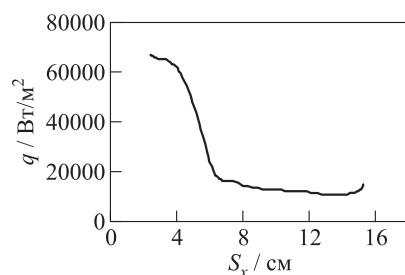


Рис. 6 Внутренняя тепловая нагрузка на гильзу цилиндра

рационную неравномерность, как в осевом, так и в радиальном направлении (рис. 7). Предельные температуры отмечаются в верхней части цилиндра, не перекрываемой поршнем и поршневыми кольцами, при этом температуры в зоне контакта с поршневыми кольцами имеют значения, позволяющие поддерживать масляную пленку. Запасы прочности как по температурам, так и по напряжениям

достаточны для работоспособного функционирования данной конструкции. Повышение температурной нагрузки в нижней части цилиндра характеризуется отсутствием оребрения на этой части и наличием зоны перекладки поршня в нижней мертвой точке и, как следствие, относительно длительным временем теплопередачи от поршня и колец к цилиндру.

Кроме того, при дефлектировании цилиндра звездообразного двигателя, из-за особенности его конструкции, необходимо уменьшение эффективной площади прохода охлаждающего воздуха. Это привело к незначительному росту температуры в нижней части. Из графиков (рис. 8 и 9) можно отметить значительное снижение температуры на

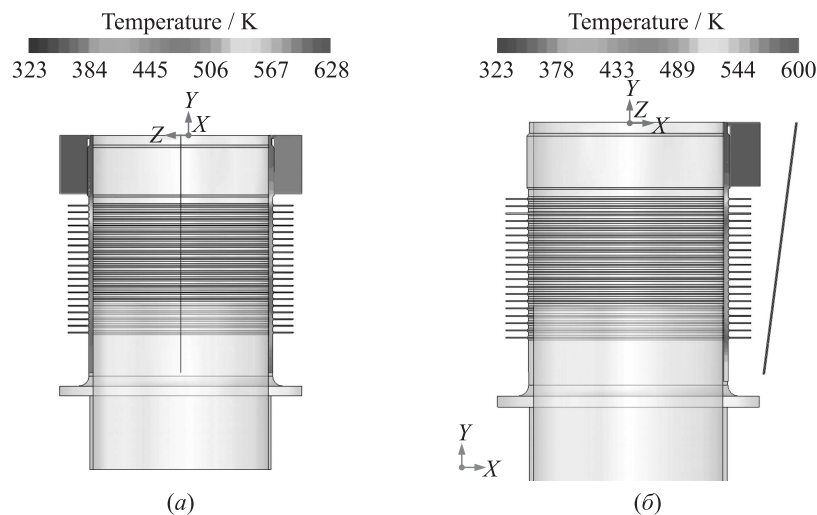


Рис. 7 Распределение температуры по цилиндру: (а) без дефлектора; (б) с дефлектором

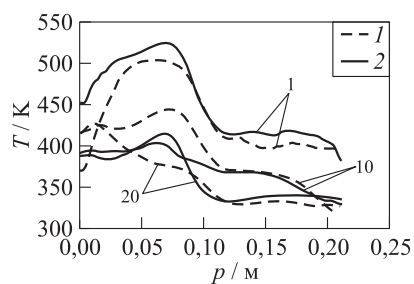


Рис. 8 Распределение температур по внешней кромке ребер: 1 — с дефлектированием; 2 — без дефлектирования

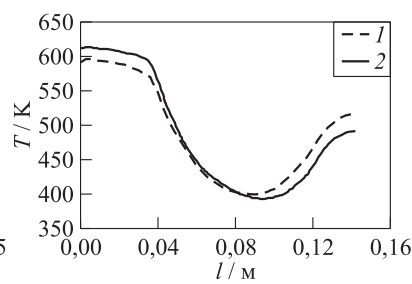


Рис. 9 Распределение температур по внутренней поверхности цилиндра в осевом направлении: 1 — с дефлектированием; 2 — без дефлектирования

лобовой поверхности в верхней части цилиндра, а также уменьшение неравномерности распределения температуры в различных направлениях, цифрами обозначены порядковые номера ребер, начиная с верхнего. Таким образом, применение дефлекторов снизило максимальную температуру цилиндра на 30 °С и уменьшило температурную неравномерность цилиндра в осевом и радиальном направлениях. Данную методику можно применять к различным схемным решениям двигателей с воздушным охлаждением для проектирования оптимальной формы дефлектирования ребренных теплоотдающих поверхностей двигателя внутреннего сгорания, что, в свою очередь, позволит значительно повысить удельные параметры и ресурс АПД.

В заключение стоит отметить, что в работе опробован расчетный метод оценки влияния дефлекторов на тепловое состояние цилиндра звездообразного авиационного поршневого двигателя, позволяющий оптимизировать систему воздушного охлаждения.

Литература

1. Масленников М.М, Рапипорт М.С. Авиационные поршневые двигатели. — М.: Оборонгиз, 1951.
2. Двигатели внутреннего сгорания: Конструирование и расчет на прочность поршневых и комбинированных двигателей / Д.Н. Вырубов, С.И. Ефимов, Н.А. Иващенко и др.; под ред. А.С. Орлина, М.Г. Круглова. — 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1984.
3. Кавтарадзе Р.З. Локальный теплообмен в поршневых двигателях. — 2-е изд., испр. и доп. — М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007.



РАЗДЕЛ 4
РАЗВИТИЕ МЕТОДОВ
И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ
БАЗЫ ЦИАМ
ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ
АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
И ИХ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ

Новые схемы проведения испытаний турбореактивных двухконтурных двигателей в термобарокамерах высотных стендов

М. М. Жигунов, И. В. Егоров, А. Н. Нарышкин, А. А. Нарышкин

Климатические стенды типа У-10М и У-7М предназначены, главным образом, для проведения испытаний авиационных двигателей по оценке их пусковых характеристик в условиях равнинных и высокогорных аэродромов, расположенных в различных климатических зонах земного шара от арктических до сухих и влажных субтропиков. Стенды могут воспроизводить следующие условия работы двигателей:

- температура воздуха на входе в двигатель $-70 \dots +70$ °С;
- высота аэродрома 0–4500 м;
- скорость набегающего потока воздуха $M = 0$.

Испытания на этих стендах проводятся по схеме с входным устройством, в качестве которого используется лемнискатный заборник, и выходным устройством — штатным соплом (рис. 1).

В целях экономии энергетических ресурсов и сокращения стоимости высотных испытаний была рассмотрена возможность расширения эксплуатационных характеристик стенда У-10М в направлении увеличения имитируемой высоты до $H = 8000$ м и скорости полета до $M = 0,6$ за счет использования схемы компоновки с выхлопным диффузором, являющейся модификацией схемы с «разделяющей» перегородкой.

В соответствие с этой схемой (рис. 2) газовоздушный контур термобарокамеры (ТБК) образуется всасывающей шахтой, подводящим трубопроводом (либо трубопроводом подвода осушенного и охлажденного воздуха от холодильной турбины) с регулируемым дросселем, ТБК, выхлопным трубопроводом с регулируемыми дросселями и технологическим эксгаустером.

При помощи регулируемых дросселей газовоздушного контура в ТБК по выходному сечению сопла устанавливается статическое давление, которое соответствует заданной высоте полета, а на входе в

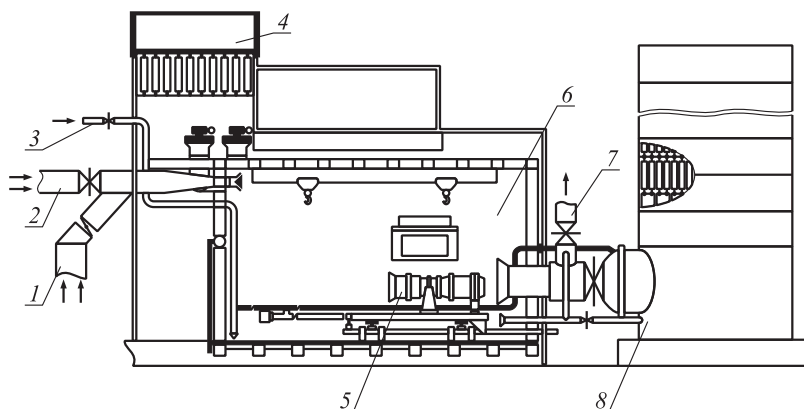


Рис. 1 Принципиальная схема стенда У-10М: 1 — подвод воздуха от компрессора; 2 — подача охлажденного воздуха; 3 — подвод воздуха от компрессора; 4 — шахта всасывания с шумоглушением; 5 — объект испытаний; 6 — термобарокамера; 7 — отсос компрессором; 8 — выхлопная шахта с шумоглушением

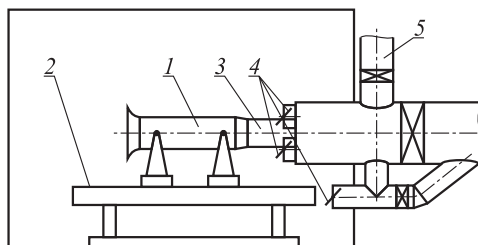


Рис. 2 Схема доработки выхлопного диффузора стенда У-10М: 1 — двигатель; 2 — динамометрическая платформа; 3 — выхлопной насадок (эжектор); 4 — регулирующие дроссели; 5 — линия отсоса воздуха (к эксгаустерам)

двигатель — полное давление, соответствующее заданным значениям скорости полета.

Назначение выхлопного диффузора состоит в том, чтобы посредством «разделяющей» перегородки совмещенной с выхлопным эжектирующим насадком 3 и регулируемым дросселями 4 отделить

объем ТБК с установленным в ней двигателем 1 от линии отсоса воздуха 5 к эксгаустеру.

На «разделяющей» перегородке выхлопного диффузора размещаются дополнительные автоматически регулируемые дроссели для тонкой настройки высоты и скорости. Осевое положение эжектирующего насадка (смещение по оси двигателя) относительно среза сопла может регулироваться в пределах ± 200 мм. Радиальный зазор между эжектирующим насадком и срезом сопла составляет 0,5–30 мм.

Использование регулируемого выхлопного диффузора обеспечивает реализацию ряда преимуществ.

Во-первых, в ТБК стенда, которая по условиям прочности элементов конструкции ограничена рабочим давлением, соответствующим высоте не превышающей $H = 4500$ м, удастся воспроизводить условия работы двигателя до высоты $H = 8000$ м за счет увеличения перепада давлений только в линии отсоса воздуха к эксгаустеру, которая находится за перегородкой выхлопного диффузора и имеет достаточный запас прочности.

Во-вторых, применение эжектирующего насадка позволяет расширить диапазон, как имитируемых высот, так и скоростей при проведении высотных испытаний без использования дополнительного энергетического оборудования (например, эксгаустера).

Работоспособность данной схемы компоновки стенда У-10М была проверена при проведении испытаний двигателя АИ-222-25 по оценке его пусковых свойств и эффективности системы защиты от помпажа в ожидаемых условиях эксплуатации.

Обобщенные результаты проверки предложенного способа проведения испытаний представлены на рис. 3.

На рис. 3, а показана зависимость имитируемой скорости полета от физической частоты вращения двигателя n_2 (от режима «Малый газ» до «0,3 Максимального») при изменении высоты полета $H = 0$ –4000 м. Пунктирной линией отмечена характеристика с полностью закрытыми регулирующими дросселями, а сплошной — с полностью открытыми регулирующими дросселями.

В условиях $H = 0$ без подключения технологического эксгаустера было получено:

- $M = 0,18$ –0,34 при полностью закрытых регулирующих дросселях;

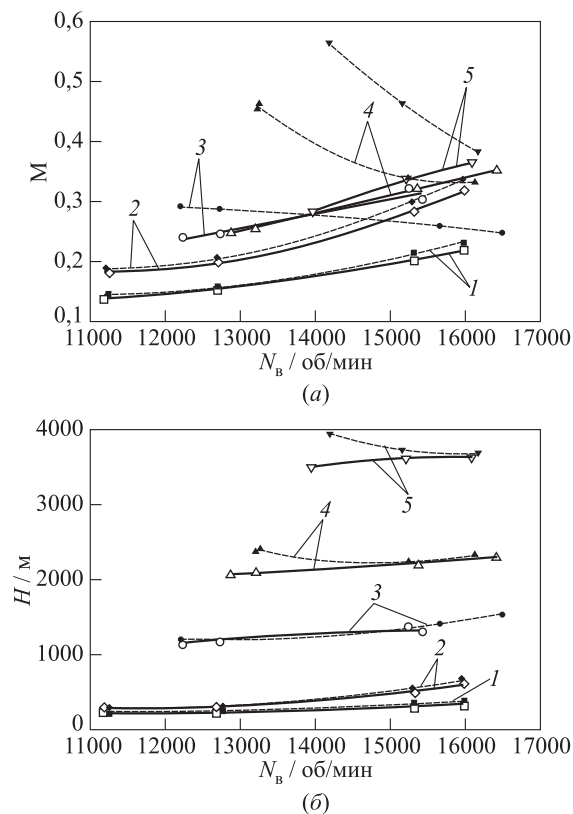


Рис. 3 Зависимость имитируемой скорости полета от режима работы двигателя (а) и имитируемой высоты (б): 1 и 2 — $H = 0$ м; 3 — 1000; 4 — 2000; 5 — $H = 3000$ м

– $M = 0,17-0,32$ при полностью открытых регулирующих дросселях.

В базовой компоновке двигателя типа «открытый» стенд имитируемая скорость полета составляла $M = 0-0,05$.

В условиях $H \neq 0$ с подключением одного технологического эксгаустера было получено:

– для $H = 1000$ м:

- $M = 0,25-0,29$ при полностью закрытых регулирующих дросселях;
- $M = 0,24-0,31$ при полностью открытых регулирующих дросселях;
- для $H = 2000$ м:
 - $M = 0,33-0,46$ при полностью закрытых регулирующих дросселях;
 - $M = 0,25-0,35$ при полностью открытых регулирующих дросселях;
- для $H = 3000$ м:
 - $M = 0,37-0,57$ при полностью закрытых регулирующих дросселях;
 - $M = 0,28-0,36$ при полностью открытых регулирующих дросселях.

На рис. 3, б показана зависимость имитируемой высоты полета от физической частоты вращения двигателя n_2 (от режима «Малый газ» до «0,3 Максимального»).

Пунктирной линией отмечена характеристика с полностью закрытыми регулирующими дросселями, а сплошной — с полностью открытыми регулирующими дросселями.

В условиях $H = 0$ без подключения технологического эксгаустера для различных положений эжектирующего насадка было определено изменение имитируемой высоты полета в пределах $H = 200-350$ м (при максимальном осевом и радиальном зазорах относительно среза сопла) и в пределах $H = 300-600$ м.

При $H \neq 0$ с подключением одного технологического эксгаустера устанавливалась заданная высота полета. При изменении режима работы двигателя от «Малого газа» до «0,3 Максимального» получено:

- при $H = 1000$ м:
 - $H = 1200-1600$ м с полностью закрытыми регулирующими дросселями;
 - $H = 1180-1200$ м с полностью открытыми регулирующими дросселями;
- при $H = 2000$ м:
 - $H = 2350-2400$ м с полностью закрытыми регулирующими дросселями;

- $H = 2080\text{--}2300$ м с полностью открытыми регулирующими дросселями;
- при $H = 3000$ м:
 - $H = 3700\text{--}3950$ м с полностью закрытыми регулирующими дросселями;
 - $H = 3500\text{--}3650$ м с полностью открытыми регулирующими дросселями.

Для высот $H = 2000, 3000$ м, начиная с режима «0,2 Максимального» и выше было отмечено существенное снижение имитируемой высоты полета, которое объясняется нарушением баланса расхода воздуха через двигатель и в линии отсоса воздуха к эксгаустеру.

Герметизация газовоздушного контура, а также увеличение диаметра насадка должны обеспечить расчетный диапазон имитируемой высоты полета до $H = 8000$ м (при условии подключения второго эксгаустера).

Таким образом, предложенный способ проведения испытаний на климатическом стенде У-10М показал свою работоспособность. Схема с присоединенным выхлопным диффузором обеспечила для условий $H = 0\text{--}3000$ м имитируемую скорость полета в пределах $M = 0,18\text{--}0,57$, что существенно расширяет диапазон имитируемых скоростей для существующего стендового оборудования.

Метод высотных испытаний турбореактивного двухконтурного двигателя большой размерности в термобарокамерах малоразмерных стендов, обеспечивающий значительное снижение энергозатрат при определении пусковых характеристик двигателя в условиях полета

А. Н. Нарышкин, В. В. Дячук, М. М. Жигунов

Испытания по оценке пусковых характеристик авиационных двигателей в полетных (высотных) условиях являются частью обязательного комплекса специальных испытаний, которые проходят авиационные двигатели в ходе их доводки и сертификации.

Объем этих испытаний достаточно велик, так как направлен на решение ряда взаимосвязанных задач, включая:

- подтверждение правильности выбора программы регулирования подачи топлива и определение степени необходимой коррекции ее в зависимости от высоты, скорости полета, температуры атмосферного воздуха и т. п.;
- установление границы запуска, определяемой процессом воспламенения топливовоздушной смеси в камере сгорания;
- установление границы запуска, определяемой процессом устойчивости компрессора;
- оценку соответствия времени запуска двигателя в полетных условиях требованиям ТЗ и ОСТ;
- уточнение области полета, в которой возможны различные виды запуска и т. д.

Двигатели большой размерности ($G_{ВЭ} > 40$ кг/с) испытываются в термобарокамерах (ТБК) высотных стендов НИЦ ЦИАМ, которые обеспечивают полную имитацию условий высотного запуска, но требуют значительных энергетических затрат на их воспроизведение.

В связи с этим, особую актуальность при проведении таких испытаний приобретает задача энергосбережения, решить которую воз-

можно путем переноса части экспериментальных работ в ТБК мало-размерных высотных стендов, не требующих больших энергетических затрат.

Это требует применения нетрадиционных технических решений, обеспечивающих постановку в малогабаритную ТБК двигателей большой размерности и проведение испытаний с использованием ограниченных энергетических мощностей (компрессорных и эксгаустерных установок) малоразмерных стендов.

Для демонстрации возможности использования малоразмерного высотного стенда для испытания двигателя большой размерности был выбран высотно-климатический стенд У-9М, который имеет ограничения по подаче воздуха из атмосферы $G_B \leq 30$ кг/с в земных условиях и 12 кг/с охлажденного воздуха. Указанные ограничения связаны с возможностями холодильных и эксгаустерных установок высотно-компрессорной станции.

Объектом испытаний был двигатель АЛ-31ФП, который в земных условиях имеет расход воздуха на максимальном режиме 112 кг/с, а на режимах до малого газа — 30–35 кг/с. Целью испытаний стала отработка «безкислородного» запуска двигателя в полете на высотах до 9000 м с использованием системы зажигания повышенной мощности.

Задача решалась следующим образом. На высотно-климатическом стенде У-9М, содержащем термостатическую установку, эксгаустер и барокамеру с размещенным внутри нее испытываемым двигателем, внешний контур которого сообщен со входом в двигатель через регулируемые отверстия, выход воздушного тракта внешнего контура был отделен от газового тракта внутреннего контура двигателя, а внутренняя полость ТБК разделена перегородками, установленными в районе входного устройства двигателя и в районе выхлопа (рис. 1).

При этом в перегородке со стороны входного устройства были выполнены регулируемые отверстия, а в перегородке со стороны выхлопа установлены перепускные клапаны. Кроме того, выход воздушного тракта второго контура был выполнен в виде радиальных отверстий в наружном корпусе двигателя.

Доработка двигателя заключалась в том, что его внешний контур перед смесителем был заглушен кольцевой проставкой, а в корпусе внешнего контура были вырезаны круглые окна. Это позволило перепускать воздух из второго контура на вход в двигатель, что для двигателя АЛ-31ФП уменьшило невозвращаемый расход воздуха че-

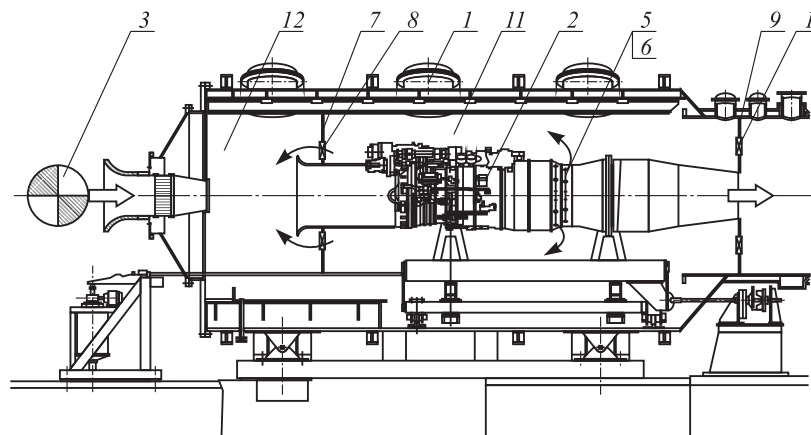


Рис. 1 Схема компоновки двигателя АЛ-31ФП на стенде: 1 — барокамера; 2 — двигатель; 3 — термостатическая установка; 4 — эксгаустерная установка; 5 — смеситель двигателя; 6 — отверстия в смесителе; 7 — передняя перегородка; 8 — дроссельные клапаны; 9 — задняя перегородка; 10 — выпускные клапаны; 11 — центральная полость барокамеры; 12 — передняя полость барокамеры

рез двигатель примерно на 30%. В результате, расход воздуха через внутренний контур двигателя в земных условиях не превышал 23–25 кг/с.

Таким образом, внутренняя полость ТБК стенда была разделена перегородками в районе входного устройства и выхлопа на три полости, сообщенные друг с другом посредством расположенных в перегородках отверстий. Следовательно, полностью отпала необходимость в возвратном трубопроводе и эжекторе, что значительно уменьшило энергозатраты на проведение испытаний.

Выпускные клапаны, установленные в задней перегородке, были предназначены для перепуска воздуха второго контура в эксгаустер. При полностью открытых клапанах в передней и задней перегородках, производилось термостатирование внутренних и наружных элементов двигателя. Радиальные отверстия в наружном корпусе смесителя были предназначены для перепуска воздуха внешнего контура двигателя в среднюю полость термобарокамеры.

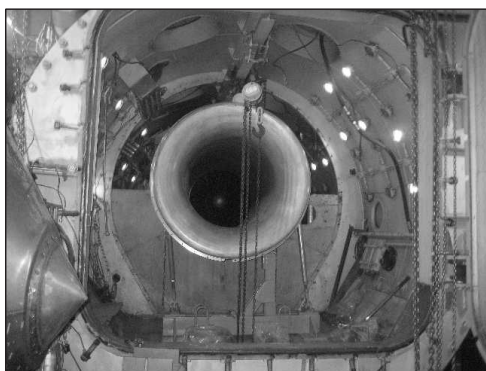


Рис. 2 Вид на двигатель АЛ-31ФП, размещенный в ТБК стенда У-9М

На рис. 2 представлен вид на ТБК высотного-климатического стенда с размещенным в ней двигателем АЛ-31ФП со стороны входа до установки передней перегородки.

Предложенное и реализованное техническое решение позволило исключить дополнительное оборудование и не увеличивать при этом мощности термостатической и эксгаустерной установок, а главное обеспечило подачу требуемого расхода воздуха при существующих ограниченных габаритах испытательного стенда.

После доработки стенда и двигателя была разработана методика проведения испытаний, обеспечившая проверку запуска двигателя АЛ-31ФП во всем диапазоне требуемых высот и скоростей полета. Она заключалась в следующем (см. рис. 1):

- перед началом испытаний впускные и выпускные клапаны 8 и 10 в перегородках 7 и 9 барокамеры, полностью открывались, и выполнялось термостатирование двигателя в заданных температурных условиях;
- обеспечивалась подача в ТБК воздуха с заданными параметрами и посредством регулирования дроссельных клапанов 8 и 10 производилась настройка исходного (предпускового) режима с потребными расходом воздуха, высотой полета и температурой воздуха на входе в двигатель;
- осуществлялся запуск двигателя, в процессе которого одновременно закрывались дроссельные клапаны 10 на задней перего-

родке 9 ТБК и открывались дроссельные клапаны 8 в передней перегородке 7. При этом положение дроссельных клапанов определяло величину имитируемой скорости полета при выходе на режим «Малый газ»;

- кратковременным перемещением ручки управления двигателем (РУД) двигателя в положение «Останов» отключалась подача топлива в камеру сгорания и выполнялась проверка автоматического запуска на выбеге при одновременном уменьшении имитируемой скорости полета.

На предложенный способ проведения высотных испытаний турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) и стенд для его осуществления был получен патент на изобретение № 2336514, зарегистрированный 20 октября 2008 г.

При испытаниях двигателя АЛ-31ФП с использованием описанного выше способа были получены положительные результаты по запуску без кислородной подпитки. В частности, были определены возможности:

- стабильного запуска двигателя от турбостартера в условиях имитирующих высокогорный аэродром на высотах до $H = 3680$ м при $T_{\text{вх}}^* = -41$ °С и $T_{\text{вх}} = -7$ °С.

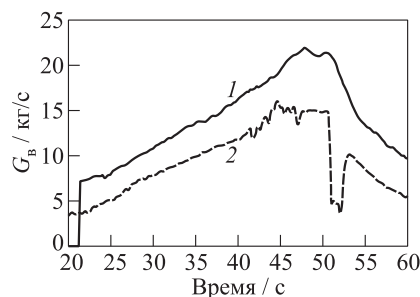


Рис. 3 Изменение расхода воздуха через двигатель при выполнении запуска в земных условиях ($H = 0$ м; $T_{\text{вх}} = 5$ °С; $M_{\text{п}} = 0$): 1 — общий расход двигателя; 2 — расход 1-го контура

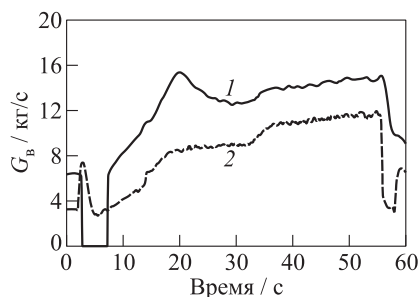


Рис. 4 Изменение расхода воздуха через двигатель при выполнении запуска с режимов авторотации ($H = 5360$ м; $T_{\text{вх}} = -10$ °С; $M_{\text{п}} = 0,6$): 1 — общий расход двигателя; 2 — расход 1-го контура

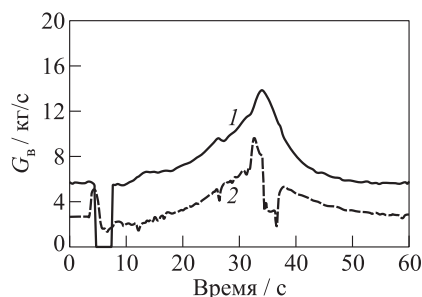


Рис. 5 Изменение расхода воздуха через двигатель при выполнении автоматического запуска на выбеге ($H = 8060$ м; $T_{\text{вх}} = -27$ °C; $M_{\text{п}} = 0,7$): 1 — общий расход двигателя; 2 — расход 1-го контура

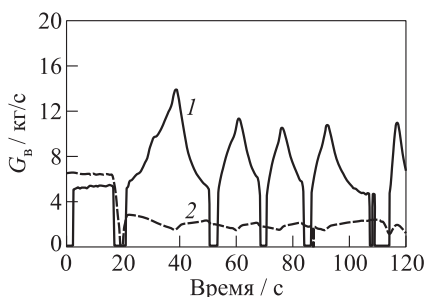


Рис. 6 Изменение расхода воздуха через двигатель при выполнении запуска ($H = 9190$ м; $T_{\text{вх}} = -20$ °C; $M_{\text{п}} = 0,7$): 1 — общий расход двигателя; 2 — расход 1-го контура

Реализуемое при этих испытаниях изменение расхода воздуха по контурам показано на рис. 3.

- запуска двигателя с режимов авторотации $n_{\text{авт}} = 12\% - 18\%$, $T_{\text{вх}}^* = -40$ °C, $V_{\text{пр}} = 200 - 600$ км/ч на высотах:
 - $H \leq 6500$ м с подводом воздуха от замера Р301;
 - $H \leq 6200$ м с подводом воздуха от замера Р300;
 - $H \leq 7300$ м с подводом воздуха от 7-й ступени компрессора высокого давления (КВД);
 - $H \leq 6300$ м (со второй попытки) без подвода воздуха.

Реализуемое при этих испытаниях изменение расхода воздуха по контурам показано на рис. 4.

- запуска двигателя с режимов автоматического запуска на выбеге и запуски РУДом на выбеге с $n_2 = 40\% - 30\%$, $T_{\text{вх}}^* = -40$ °C, $V_{\text{пр}} = 100 - 500$ км/ч на высотах:
 - $H \leq 8500$ м с подводом воздуха от замера Р301;
 - $H \leq 8900$ м с подводом воздуха от замера Р300;
 - $H \leq 8900$ м с подводом воздуха от 7-й ступени КВД;
 - $H \leq 6300$ м без подвода воздуха (подвод от приемного окна).

Реализуемое при этих испытаниях изменение расхода воздуха по контурам показано на рис. 5 и 6.

Метод повышения высотности климатического стенда с целью совмещения испытаний по проверке земного и высотного запуска авиационных двигателей

А. С. Бельков, И. В. Егоров, М. М. Жигунов, А. Н. Нарышкин

Стендовые испытания газотурбинных двигателей с воспроизведением высотно-скоростных и климатических условий являются составной частью работ, проводимых в процессе создания и совершенствования двигателей. Они включают в себе как испытания по определению дроссельных и высотно-скоростных характеристик, так и испытания по оценке эксплуатационных характеристик двигателя, прежде всего его пусковых свойств.

Первый вид испытаний проводится, как правило, в термобарокамере (ТБК) высотных стендов по схеме с присоединенным воздухопроводом, второй — на климатическом стенде или в ТБК по схеме с разделяющей перегородкой.

В целях сокращения затрат на испытания авиационных двигателей в высотно-скоростных и климатических условиях предложен способ их проведения по единой схеме с разделяющей перегородкой, силовой развязкой лемнискатного насадка от динамометрической платформы стенда и выхлопным эжектирующим насадком. Этот способ был апробирован при испытаниях двухконтурного турбореактивного двигателя АЛ-55И разработки ОАО «НПО «Сатурн» в ТБК высотного стенда.

Целью испытаний было определение основных данных и эксплуатационных характеристик двигателя в имитируемых высотно-скоростных условиях полета, а также пусковых свойств в заявленном диапазоне эксплуатации.

Испытания проводились по новой компоновочной схеме, представляющей собой модификацию схемы с «разделяющей» перегородкой. Достоинством данной схемы в отличие от схемы с присоединенным трубопроводом является выполнение требования поддержания имитируемой скорости полета, так как при проверке пусковых свойств

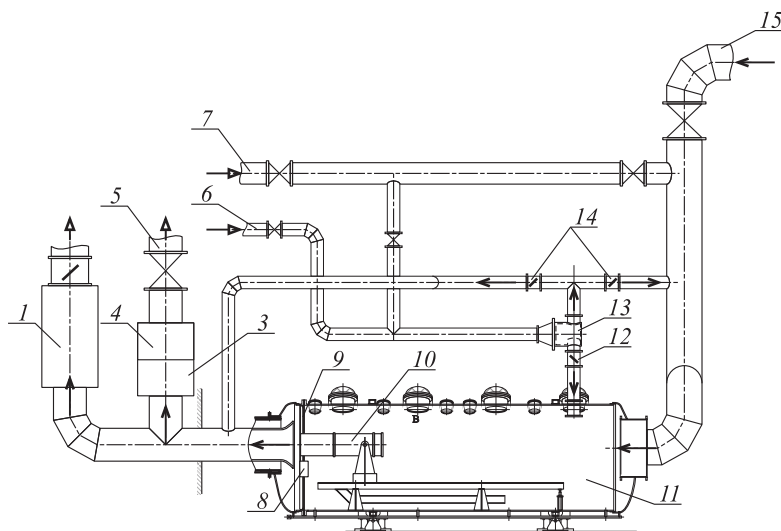


Рис. 1 Газовоздушный контур стенда УВ-3К: 1 — шахта шумоглушения; 2 — выпуск газа в атмосферу; 3 — холодильник (первая ступень охлаждения); 4 — холодильник (вторая ступень охлаждения); 5 — магистраль отсоса воздуха; 6 — подводящая магистраль от ВЛ-1 и КС-1; 7 — магистраль подвода охлажденного воздуха; 8 — регулируемый дроссель; 9 — разделяющая перегородка; 10 — эжектирующий насадок; 11 — ТБК; 12 — дроссель; 13 — клапан перепуска; 14 — дроссельная пара; 15 — вход воздуха из всасывающей шахты и из теплообменника

двигателя и переходных режимов обеспечивается саморегулирование газовоздушного контура. Для схемы с присоединенным трубопроводом это задача осложняется ввиду инерционности воздушно-запорной арматуры.

Газовоздушный контур ТБК высотного-климатического стенда (рис. 1) образуется основным трубопроводом из всасывающей шахты 15, подводящим трубопроводом 6 (либо трубопроводом подвода осушенного и охлажденного воздуха 7 от холодильной турбины) с регулируемыми дросселями 12 и 14, термобарокамерой 11, выхлопным трубопроводом 2, также с регулируемым дросселем 8 и технологическим эксгаустером. При помощи регулируемых дросселей газовоз-

душного контура 12 и 14 и клапана перепуска 13 в ТБК по выходному сечению сопла устанавливается статическое давление, которое соответствует заданной высоте полета, а на входе в двигатель — полное давление, соответствующее заданным значениям скорости полета.

Реализованная при испытаниях схема компоновки двигателя на стенде показана на рис. 2. Термобарокамера 1 круглого сечения состоит из двух отсеков с «разделяющей» перегородкой 2. На «разделяющей» перегородке размещаются дополнительные автоматически регулируемые дроссели для тонкой настройки высоты и скорости, а также закреплен выхлопной эжектирующий насадок 3. Входное сечение эжектирующего насадка закрыто диском, в центральное отверстие которого входит сопло с зазором 0,5 мм (минимально допустимый тепловой зазор). В первом отсеке на подвижной динамометрической платформе 4 устанавливается подмоторная рама 5. На подмоторной раме, которая одновременно является тележкой для транспортировки двигателя в барокамеру, устанавливается и крепится двигатель 6. Подмоторная рама жестко крепится к динамометрической платформе (ДМП).

К входу двигателя через лабиринтное уплотнение 7 пристыковывается расходомерный коллектор (РМК) 8 с лемнискатным насадком и защитной сеткой на шаровидном каркасе 9. Крепление расходомерного коллектора выполняется к неподвижным упорам ТБК. На входе в первый отсек устанавливается участок трубопровода с выравнивателем воздушного потока типа «Хонейкомб» 10.

Данная схема компоновки двигателя на стенде обладает рядом преимуществ относительно схемы с «разделяющей» перегородкой. Во-первых, при измерении тяги турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) существенно увеличивается точность измерения. Это обусловлено силовой развязкой лемнискатного насадка от ДМП. Поэтому при вычислении аэродинамической силы по методу «универсального» контрольного объема исключается составляющая аэродинамической силы, действующая на лемнискатный насадок.

Поскольку точное вычисление результирующей силы, действующей на лемнискатный насадок входного устройства, вызывает технологические сложности (установка аэродинамических гребенок, точность измерения геометрии лемнискатного насадка и положения аэродинамических гребенок, обработка результатов замера), а ее доля в величине аэродинамической силы существенна, то имеет место по-

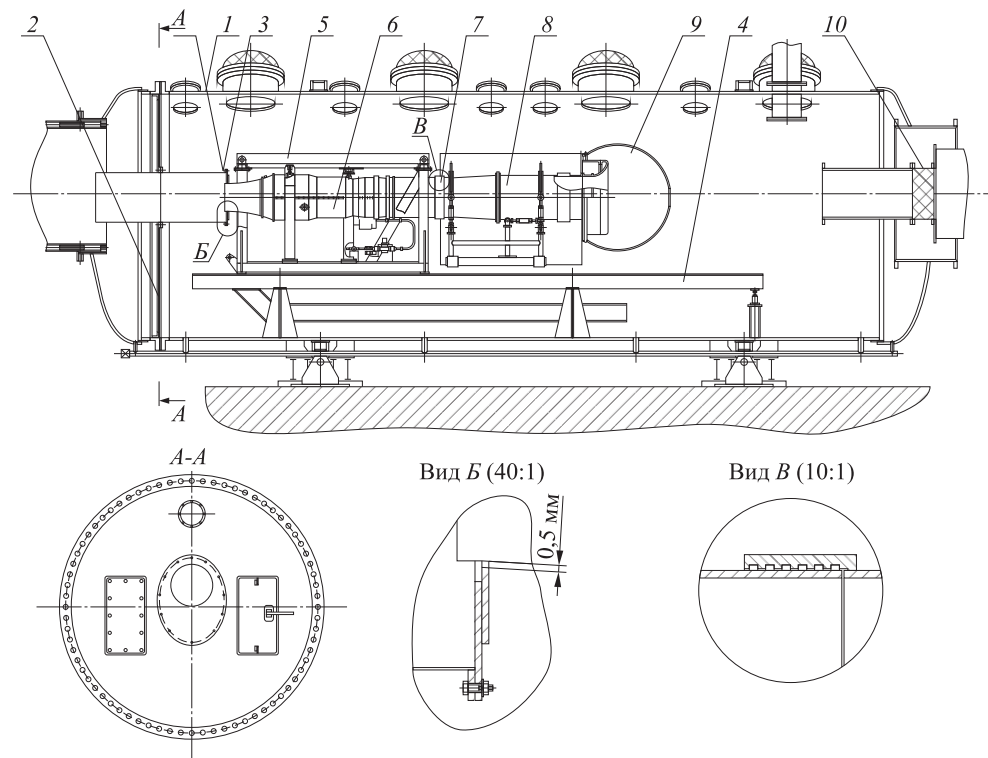


Рис. 2 Схема компоновки ТРДД АЛ-55И в ТБК станда: 1 — ТБК; 2 — перегородка; 3 — эжектирующий насадок; 4 — ДМП; 5 — подмоторная рама; 6 — двигатель; 7 — лабиринтное уплотнение; 8 — РМК; 9 — каркас с сеткой; 10 — хонейкомб

ложительный результат от силовой развязки существующего технологического оборудования, обслуживающего ТБК.

Во-вторых, применение эжектирующего насадка позволяет расширить диапазон имитируемых высот и скоростей при проведении испытаний без изменения энергетики.

Эжектирующий насадок прост по конструкции и используется в качестве дополнительного эксгаустера для создания пониженного статического давления во входном сечении эжектора относительно давления эжектируемого газа. Всасывание воздуха напрямую из атмосферы без регулирования его температуры на входе в двигатель требует дополнительного приведения по температуре в математической модели ТРДД установленного в ТБК.

За счет использования эффекта эжектирования в данной компоновке стало возможным заменить двухступенчатое (последовательное) подключение технологических эксгаустеров на одноступенчатое (исключение одного эксгаустера), что дополнительно уменьшило энергозатраты на проведение эксперимента. Автоматизация регулируемых дросселей тонкой настройки на режим работы позволяет использовать нерегулируемый эжектирующий насадок в широком диапазоне режимов работы двигателя (от «Малого газа» до «Максимального»).

Разработка регулируемого эжектирующего насадка позволит расширить диапазон имитируемых условий (по высоте и скорости) для испытаний ТРДД большей размерности при сохранении существующей энергетики технологического оборудования.

После выполнения доработки схемы компоновки двигателя АЛ-55И в ТБК высотно-климатического стенда проверка ее работоспособности выполнялась параллельно с основной программой испытаний.

Работоспособность реализованной схемы была проверена следующим образом:

- регулирующие дроссели были переведены в положения «закрыто»;
- эжектирующий насадок установлен с минимальным осевым и радиальным зазорами относительно среза сопла;
- без подключения газовоздушного контура ТБК к линии отсоса воздуха к эксгаустеру (открыта выхлопная шахта) выполнялся запуск двигателя АЛ-55И с выходом на режим «МГ»;

- после прогрева двигателя производилось плавное изменение режима работы двигателя в пределах «МГ» — «МАКСИМАЛ» с записью показаний H и M .

В ходе испытаний были определены дроссельные характеристики двигателя АЛ-55И при имитации:

- земных статических условий ($H = 0$, $M = 0$);
- высотных условий полета: $H = 4$ км, $M = 0,8$ и $H = 9$ км, $M = 0,45$.

Приведение определенных при испытаниях фактических параметров к точным (номинальным) значениям заданных в ТЗ полетных условий осуществлялось с помощью методики, основанной на применении математической модели двигателя.

Экспериментальные исследования пусковых свойств и работоспособности системы автоматического управления двигателя АЛ-55И были выполнены в условиях равнинного аэродрома $H = 0$ и высокогорного аэродрома $H = 3200$ м при отрицательных и положительных температурах. Кроме того, был проверен запуск в полете с авторотации в условиях $H = 3000$ – 5000 м, запуск с подкруткой стартером-генератором при $H = 4000$ – 7000 м, а также автоматический запуск на выбеге (АЗВ).

Обобщенные результаты экспериментальной проверки предложенного способа проведения испытаний представлены на рис. 3, где показана зависимость воспроизводимых скорости и высоты полета от приведенной частоты вращения двигателя $n_{2пр}$ (от режима «Малого газа» до «Максимального»).

Из рис. 3 следует, что в условиях $H = 0$ без подключения технологического эксгаустера (эжекция двигателем) были получены следующие параметры полета:

- $H = 250$ м, $V = 152$ км/ч для $n_{2пр} = 57\%$;
- $H = 1130$ – 1220 м, $V = 489$ – 507 км/ч для $n_{2пр} = 82\%$ – 83% ;
- $H = 1825$ – 1900 м, $V = 630$ – 649 км/ч для $n_{2пр} = 88\%$ – 89% ;
- $H = 2000$ – 2150 м, $V = 680$ – 690 км/ч для $n_{2пр} = 92\%$ – 93% ;
- $H = 2400$ – 2600 м, $V = 740$ – 760 км/ч для $n_{2пр} = 96\%$ – 98% .

Таким образом, показано, что модификация схемы с «разделяющей» перегородкой обеспечила проведение испытаний двигателя большей размерности, чем схема с присоединенным трубопроводом.

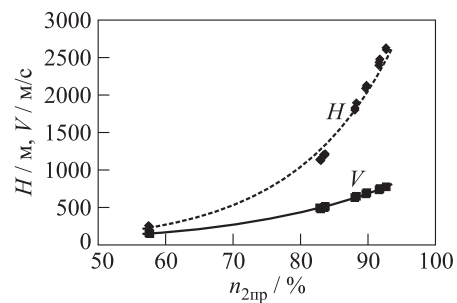


Рис. 3 Зависимость воспроизводимых параметров полета от приведенной частоты вращения $n_{2пр}$

Энергетическая эффективность предлагаемой компоновки может обеспечить при сохранении существующего оборудования высотность стенда до $H = 10\,000$ м, $V = 900$ км/ч.

Разработка высокоточного комплекса управления технологическим процессом испытаний турбовинтового и турбовинтовентиляторного двигателей на высотном стенде

И. В. Егоров, М. М. Жигунов, А. Н. Нарышкин

Комплекс управления технологическим процессом испытаний относится к области испытания турбовинтовых и турбовальных двигателей на стенде в условиях, близких к полетным.

Известны наземные стенды для испытаний турбовальных и турбовинтовых двигателей, содержащих динамометрическую платформу (ДМП) с установленными на ней двигателем и гидротормозом, а также измерительную аппаратуру, которая фиксирует крутящий момент и число оборотов испытываемого двигателя. Однако такой стенд предназначен для испытания в наземных условиях и не позволяет обеспечить работу двигателя на стационарных и переходных режимах во всех диапазонах имитирующих условий, а именно в высотноклиматических условиях.

Целью разработки является создание стенда, обеспечивающего поддержание потребной величины и повышение точности измерения крутящего момента на валу свободной турбины двигателя на стационарных и переходных режимах в имитируемых условиях при крайне низких ($-60\text{ }^{\circ}\text{C}$) и крайне высоких ($+80\text{ }^{\circ}\text{C}$) температурах.

На рис. 1 приведена принципиальная схема комплекса управления технологическим процессом; на рис. 2 представлен боковой разрез, а также термогермокожух с установленным в нем гидротормозом со снятой верхней крышкой и трубопроводами подвода, отвода и дренажа воды.

В термобарокамере (ТБК) 1 (см. рис. 1) на неподвижной платформе 2 установлена подмоторная рама 3, на которой неподвижно установлен испытываемый двигатель 4. На платформе 2 установлен гидротормоз 5, который размещен в термогермокожухе 6. Вал гидротормоза и вал свободной турбины двигателя соединены друг с другом через рессору 8 и зубчатую муфту 9. Управляющий контроллер 10,

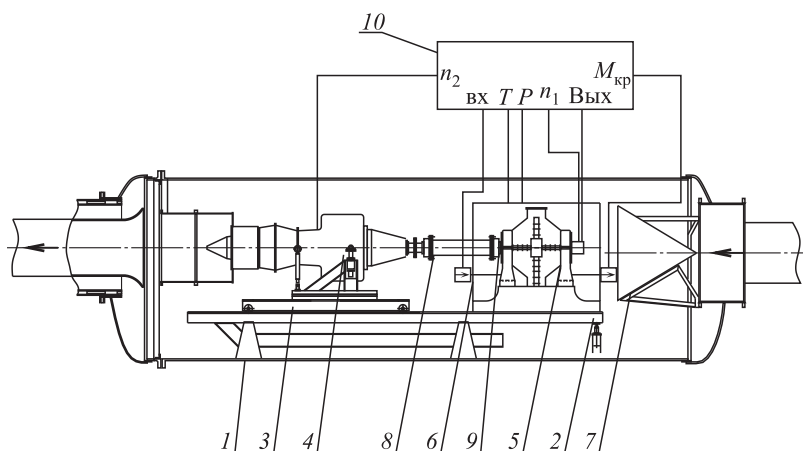


Рис. 1 Схема компоновки турбовинтового двигателя в ТБК стенда: 1 — ТБК; 2 — платформа; 3 — подмоторная рама; 4 — двигатель; 5 — гидротормоз; 6 — термокожух; 7 — рассекатель; 8 — рессора; 9 — зубчатая муфта; 10 — управляющий контроллер

находящийся вне термобарокамеры, подключен к размещенным на гидротормозе датчику крутящего момента $M_{кр}$, дросселям подачи и слива воды (через силовые модули 7 и 18 (см. рис. 2) управления дросселями), датчику n_1 частоты вращения свободной турбины испытываемого двигателя. Кроме того, к контроллеру подключен датчик частоты вращения газогенератора двигателя n_2 .

При проведении испытаний обратная вода подводится через дроссель подачи воды 19 (см. рис. 2) в рабочие камеры гидротормоза, образованные пакетами ротора и статора, и затем сливается в обратную систему водоснабжения через дроссель слива 20. При этом обеспечивается непрерывная циркуляция воды через гидротормоз с расходом, определяемым положением дросселей подачи и слива воды. После запуска двигателя механическая энергия, получаемая от вала свободной турбины двигателя, трансформируется в тепловую энергию и выводится водой, протекающей через гидротормоз. Крутящий момент $M_{кр}$, являющийся результатом этого процесса, воздействует на ротор и статор гидротормоза, смонтированные на балансирной подвеске. Непрерывно измеряемые величины $M_{кр}$, n_2 и n_1 передаются

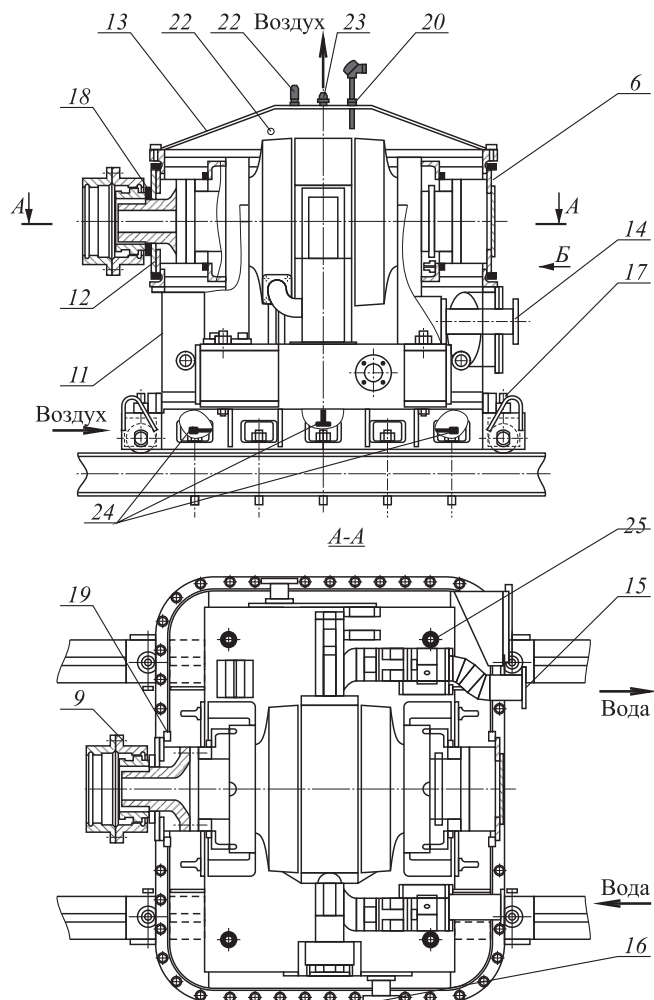


Рис. 2 Термогермокожух с установленным гидротормозом: 11–13 — секции термокожуха (нижняя, средняя, верхняя); 14 — трубопровод подвода воды; 15 — трубопровод отвода воды; 16 — трубопровод дренажа; 17 — выжимные винты; 18 — графитовый уплотнитель; 19 — опорная втулка; 20 — датчик температуры; 21 — датчик давления; 22 — штуцер подвода атмосферного воздуха; 23 — штуцер отвода воздуха; 24 — воздушный коллектор; 25 — опорные втулки; 26 — трубопровод

в контроллер, который управляет положением дросселей подвода и слива воды (загрузкой-разгрузкой гидротормоза) уменьшая (увеличивая) тем самым потребную загрузку гидротормоза, а значит потребную величину n_1 в соответствии с программой управления гидротормозом.

Таким образом, стенд обеспечивает в автоматическом режиме поддержание заданной частоты вращения валов двигателя на статических режимах и загрузку (разгрузку) гидротормоза на переходных режимах работы двигателя (приемистость, сброс газа, встречная приемистость).

Основными преимуществами данной компоновки стенда являются применение короткой рессоры и термогермокожуха для гидротормоза.

Применение короткой рессоры существенно упрощает решение дополнительных технологических задач по обеспечению потребного теплового состояния двигателя внутри термобарокамеры в процессе термостатирования, компенсации теплового расширения рессоры с учетом условий эксплуатации, учету частоты собственных колебаний и резонансных частот вращения, регулировке величин несоосности и биений валов свободной турбины двигателя и гидротормоза, балансировке валов, изготовлению фундамента под гидротормоз и пр.

Термогермокожух обеспечивает работу гидротормоза в нормальных атмосферных условиях (по давлению, температуре, влажности внутри термогермокожуха). При этом внутри термобарокамеры имитируются потребные климатические условия в диапазоне крайне низких ($-60\text{ }^{\circ}\text{C}$) и крайне высоких ($+80\text{ }^{\circ}\text{C}$) температур, а также имитируются потребные высотные условия в диапазоне высот от $H = 0$ до $H = 12$ км.

Термогермокожух 6 (см. рис. 2) выполнен разборным и состоит из нижней 11, средней 12 и верхней 13 секций. Соединение секций фланцевое герметизированное уплотнением в виде асбестового шнура. Все секции покрыты снаружи и изнутри теплозащитным материалом. Нижняя секция термогермокожуха выполнена в виде тележки с выжимными винтами 17, которые позволяют регулировать положение тележки по высоте в пределах 10 мм. Эта секция снабжена опорными втулками 25 (4 шт.) на которых устанавливается гидротормоз. К нижней секции приварены переходные трубопроводы подвода 14, отвода 15 и дренажа 16 воды.

Для герметизации вала гидротормоза установлен графитовый уплотнитель 18, который размещен в опорной втулке 19. При соединении вала гидротормоза с рессорой использована переходная полумуфта 9, которая позволяет заменять рессору под различные двигатели.

Для контроля давления и температуры воздуха внутри термогермокожуха размещены датчики давления 21 и температуры 20. На верхней секции установлен штуцер 23 для подвода атмосферного воздуха внутрь термогермокожуха и штуцер 22 отвода воздуха в объем термобарокамеры. Во время работы стенда в имитируемых условиях за счет разницы давлений реализуется непрерывная циркуляция воздуха через термогермокожух, обеспечивающая нормальные атмосферные условия внутри его объема. При этом воздух из атмосферы через штуцер 23, далее через коллектор 24, присоединенный к штуцеру 23 трубопроводом 26, подводится в зазор между основанием гидротормоза и стенкой нижней секции термогермокожуха, а далее сбрасывается через штуцер 22 в объем ТБК.

Конструкция термогермокожуха обеспечивает возможность испытания турбовинтовых и турбовальных двигателей «правого» и «левого» вращения вала свободной турбины. Для этого гидротормоз разворачивается внутри термогермокожуха на 180° на опорных втулках 25 с перестановкой полумуфты и вала на противоположный шпиндель гидротормоза. Проверка гидротормоза калибровочными грузами производится после установки и закрепления гидротормоза внутри термогермокожуха на ДМП в ТБК.

Таким образом, конструктивный облик разрабатываемого комплекса управления технологическим процессом обеспечивает следующие преимущества при проведении испытаний турбовинтового и турбовинтовентиляторного двигателей:

- валы двигателя и гидротормоза соединены короткой рессорой;
- гидротормоз устанавливается внутри термогермокожуха, внутри которого поддерживаются нормальные атмосферные условия;
- для герметизации вала гидротормоза установлен графитовый уплотнитель;
- гидротормоз дополнительно снабжен измерительной системой с программируемой автоматикой, управляющей подачей и сливом воды через гидротормоз в соответствии с программой испыта-

ний с учетом частот вращения валов свободной турбины и газогенератора;

- выходной вал гидротормоза снабжен переходной полумуфтой, позволяющей заменять рессору под различные двигатели;
- конструкция термогермокожуха обеспечивает испытания двигателей с левым и правым вращением вала свободной турбины.

Технические предложения по модернизации высотного стенда Ц-1А для обеспечения испытаний современных турбореактивных двухконтурных двигателей

Б. М. Клинский

Стенд Ц-1А, предназначенный для испытаний перспективных турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) большой степени двухконтурности в высотно-скоростных условиях по схеме с присоединенным трубопроводом на входе, был создан в 1966 г. как сверхзвуковой, на котором были проведены испытания силовой установки самолета Ту-144 с обдувом воздухозаборника сверхзвуковым потоком. Схема стенда показана на рис. 1.

Стенд используется для проведения широкого комплекса высотных испытаний авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) по исследованию высотно-скоростных характеристик двигателей, аэродинамических и прочностных исследований, а также для проверки эффективности противообледенительных систем ГТД и элементов силовой установки самолетов и вертолетов. Испытания двигателей проходят по схеме с присоединенным трубопроводом.

Ресивер стенда не используется как успокоительная камера и служит только для размещения сетчатого фильтра. В связи с этим коллекторность канала подвода воздуха к присоединенному трубопроводу

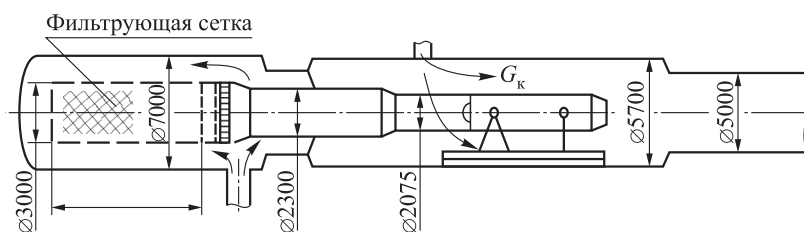


Рис. 1 Схема существующей проточной части стенда Ц-1А. Размеры указаны в миллиметрах

для испытаний ТРДД типа ПД-14 составляет $m = (3000/1900)^2 = 2,49$. При такой коллекторности практически невозможно обеспечить равномерное поле скоростей на входе в двигатель.

Измерения на натурном стенде Ц-1А показали, что в присоединенном трубопроводе диаметром 2075 мм ($m = 2,09$) неравномерность в ядре потока вне пограничного слоя составляет $\pm 4\%$, «ядро» потока в присоединенном трубопроводе составляет примерно 60% площади поперечного сечения, что объясняется толстым пограничным слоем, выросшим в длинном канале подвода воздуха.

Максимальным по размерности ТРДД, который ранее мог быть испытан на стенде Ц-1А даже с большой неравномерностью скорости ($\sim 4\%$) является двигатель ПС-90А. Более крупные двигатели имели бы на входе существенно большую неравномерность скорости. Так, на входе ТРДД типа Д-18Т ($D_{\text{вх}} = 2300$ мм) неравномерность скорости могла составить примерно $\pm 7\%$.

Для улучшения качества потока на входе в двигатель типа ПД-14 и структуры течения потока в термобарокамере (ТБК) Ц-1А необходима реконструкция подвода воздуха к двигателю с использованием ресивера в качестве успокоительной камеры и реконструкция ряда элементов конструкции внутри ТБК, которая также позволила бы обеспечить возможность проводить испытания более крупных двигателей типа НК-93 ($D_{\text{вх}} = 2900$ мм), GE90 ($D_{\text{вх}} = 3250$ мм), «Трент-800» ($D_{\text{вх}} = 2794$ мм) и др.

Ранее А. Н. Тимошиным были проведены экспериментальные исследования модели барокамеры и газоподавателя стенда Ц-1А в масштабе 1:38 с использованием модели реактивного сопла двигателя НК-93. Целью исследований являлось обеспечение высокого качества испытаний ТРДД высокой степени двухконтурности по схеме с присоединенным трубопроводом.

При испытаниях модели реактивного сопла в барокамере с существующей динамометрической платформой (ДМП) было обнаружено возвратное течение газа под полом барокамеры, которое может искажать результаты измерения силы от тяги двигателя. Дальнейшие экспериментальные исследования показали:

- распределение давления по мотогондоле и по обтеканию внутреннего контура одинаковое при испытаниях с барокамерой и без нее;

- коэффициенты расходов двух сопел наружного и внутреннего контуров также практически одинаковы при испытаниях с барокамерой и без нее;
- давление вдоль стенки барокамеры практически постоянно и равно давлению на внешней поверхности мотогондолы двигателя. Неравномерность давления вдоль стенки барокамеры с существующим газоводом не превышает $\Delta \bar{P}_k = 0,25\%$;
- при использовании стендового газосборника с окнами перепуска распределение давления вдоль стенки барокамеры более равномерное ($\Delta \bar{P}_k = 0,1\%$, внутреннее течение в барокамере не влияет на характеристики двигателя);
- ввод в барокамеру вентиляционного воздуха является эффективным средством уменьшения интенсивности циркуляционного течения. При величине коэффициента вентиляционного воздуха $\bar{n} = 0,06-0,1$ возвратное течение в барокамере не обнаруживается.

Реконструкция термобарокамеры стенда Ц-1А сводится к следующему:

- использование ресивера в качестве успокоительной камеры;
- переход от ресивера к двигателю безотрывными аэродинамическими соплами;
- увеличение максимального диаметра присоединенного трубопровода до 3000–3500 мм;
- верхняя подвеска двигателя;
- увеличение диаметра задней части барокамеры до 7000 мм;
- перфорированный оптимальный выхлопной насадок в газосборнике;
- вентиляция барокамеры с равномерным по сечению потоком вентиляционного воздуха.

В обеспечение указанного выше необходимо провести следующие работы по реконструкции высотного стенда Ц-1А (рис. 2):

1. Демонтаж в ресивере воздуховода $D = 3000$ мм с сеточным фильтром. Внутри ресивера устанавливается хонейкомб длиной 1600 мм с выравнивающей сеткой $\xi = 2,0$. На расстоянии 3000 мм от первой сетки устанавливается вторая сетка с коэффициентом гидравлического сопротивления $\xi = 2,0$. Использование ресивера как

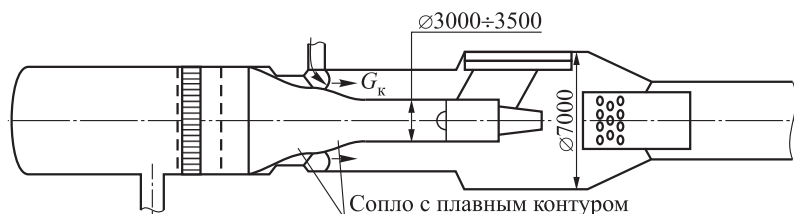


Рис. 2 Предлагаемая схема реконструкции проточной части стенда Ц-1А. Размеры указаны в миллиметрах

успокоительной камеры позволит повысить для двигателя ПС-14 величину коллекторности канала подвода воздуха к присоединенному трубопроводу и составит до $m = (7000/1900)^2 = 13,57$, т. е. 5,45 раза больше по сравнению с штатным вариантом подвода воздуха к ТРДД. При исходной неравномерности поля скоростей $\delta V = 20\%$ за счет увеличения величины коллекторности можно будет получить уменьшение неравномерности поля скорости на входе в ТРДД в соответствии с соотношением

$$\overline{V}_{\text{вх}} = \frac{\overline{V}_{\text{рес}}}{m^2} = \frac{20\%}{13,57^2} = 0,1\%.$$

По сравнению с штатной компоновкой ресивера величина неравномерности поля скоростей перед входом в ТРДД типа ПД-14 может быть уменьшена в 30 раз.

2. Необходимо отметить, что при использовании лемнискатного коллектора хорошее равномерное поле скоростей потока перед входом в двигатель можно обеспечить при соблюдении соотношения

$$\overline{d}_{\text{вх}} = \frac{d_{\text{вх}}}{D_{\text{рес}}} \leq 0,25.$$

При несоблюдении этого условия увеличивается величина диссипативного пограничного слоя, повышается уровень пульсаций в потоке воздуха. Поэтому переход от ресивера к присоединенному трубопроводу должен быть выполнен соплом с плавным контуром с целью уменьшения толщины пограничного слоя и пульсаций давления по сравнению с лемнискатным переходным участком. Профилирование сопла может быть выполнено по формуле

Витошинского. Профилирование сопла может быть также выполнено по профилю, дающему безотрывный контур. Аэродинамическое сопло должно быть составным, состоящим из стационарного сопла с диаметром выходного сечения $D_{\text{нач}} \approx 3500$ мм (основное сопло) и сменных сопел с переходом к присоединенному трубопроводу каждого конкретного типоразмера двигателя. Для двигателя типа ПД-14 сменный насадок будет соответствовать $D_{\text{нач}} = 3500$, $D_{\text{вх}} = 1900$ мм.

Потери полного давления в ресивере стенда Ц-1А применительно к двигателю ПД-14 с $D_{\text{вх}} = 1870$ мм на максимальном режиме работы могут быть определены расчетным способом.

Так, при $\lambda_{\text{вх}} = 0,6$ коэффициент сохранения полного давления может составить $\sigma = 0,974$, т. е. потери полного давления для предложенной конструкции ресивера стенда Ц-1А с профилированным входным устройством составят не более 2,5%. По данным исследований модели стенда Ц-1А, проведенных А. Н. Тимошиным, относительная толщина пограничного слоя с введением указанных мероприятий составит $\delta_{\text{п.с}}/r_{\text{вх}} \approx 0,02$.

Таким образом, площадь «ядра» потока (поле равных полных давлений) на входе в расходомерный коллектор (РМК) участок присоединенного трубопровода двигателя типа ПД-14 составит не менее 96%, а неравномерность статического давления не превысит $\pm 0,4\%$ и неравномерность скорости на входе в РМК не более $\pm 0,2\%$.

3. На неустановившихся режимах работы стенда изменяются по времени не только расход и давление, но и температура воздуха. При этом появляется нестационарный тепловой поток от газа к стенке при увеличении температуры воздуха по времени и, наоборот, от стенок к газу с понижением температуры воздуха. Для управления тепловым пограничным слоем во входном устройстве на неустановившихся режимах работы стенда из-за тепловой инерции конструкции устройства могут быть использованы конструкторские предложения в виде устройства для слива пограничного слоя, что приводит к увеличению равномерности температуры потока воздуха на входе в двигатель. Для этого на входе в РМК цилиндрический участок трубопровода должен иметь перфорированный участок для слива в выхлопную систему стенда (после кормового диффузора или в отдельную секцию эксгаустера). Слив погранич-

ного слоя может существенно уменьшить толщину пограничного слоя в присоединенном трубопроводе. При относительном расходе сливаемого воздуха $(0,06-0,09)G_v$ в выходном сечении перфорированного участка площадь ядра потока вне пограничного слоя составляет не менее 94%–96% от площади поперечного сечения. При этом статическое давление и поле скорости в ядре потока практически равномерные.

4. Термобарокамера Ц-1А не имеет равномерно распределенного подвода внутри вентиляционного воздуха. Воздух вводится в ТБК сверху через трубу $D = 1000$ мм. Такой ввод вентиляционного воздуха вызывает в барокамере неоднородное течение вентиляционного воздуха с большими местными скоростями.

Правильная организация вентиляции ТБК стенда Ц-1А является эффективным средством уменьшения интенсивности циркуляционного течения в районе кормового диффузора, что также способствует значительному выравниванию распределения статического давления по длине ТБК. В этой связи предлагается в передней части ТБК выполнить ввод вентиляционного воздуха, равномерно распределенный по рабочему периметру внутри ТБК.

5. Модернизация силоизмерительной системы (СИС). Для улучшения доступа к испытываемому двигателю, для улучшения вентиляции двигателя рекомендуется на стенде Ц-1А внедрить верхнюю подвеску двигателя. Необходимо на стенде для измерения силы от тяги использовать верхнерасположенную СИС. С учетом перспективы развития стенда вплоть до испытаний ТРДД с тягой до 40 т заднюю часть барокамеры следует увеличить до 7000 мм при сохранении прежнего диаметра газовода $D = 5000$ мм.
6. Необходимо проектирование стендового газосборника с окнами перепуска на стенде Ц-1А. Исследования А. Н. Тимошина с указанным типом газосборника показали, что применение этой конструкции на стенде Ц-1А позволит обеспечить равномерное распределение давления по длине ТБК до $\Delta \bar{P}_k = 0,1\%$, при этом внутреннее течение не будет практически оказывать влияние на основные характеристики испытываемого двигателя.

Для обеспечения испытаний современных ТРДД (со стендовой тягой до 30–40 т) в условиях, которые в максимальной степени обеспечивают имитацию условий эксплуатации двигателя в составе силовой

установки, в настоящее время также необходимо проведение модернизации газовоздушного контура стенда Ц-1А:

- создание на стенде двух байпасных воздушных каналов $D = 1200$ мм с быстродействующими регулирующими органами для возможности выполнения испытаний на режимах приемистости и сброса газа, а также для проверки высотного запуска ТРДД с высокой точностью поддержания режимных параметров на входе в двигатель от автоматизированной системы управления технологическим процессом;
- подключение к ТБК стенда 8 новых эксгаустерных машин корпуса № 160 для обеспечения возможности существенного увеличения производительности по расходу отсасываемого газа при испытаниях полноразмерных ТРДД;
- замена основных воздухоподводящих коллекторов с запорно-регулирующими органами № 911 и № 912 на трубопроводы большего диаметра с целью уменьшения гидравлических потерь на подачу воздуха при проведении испытаний ТРДД;
- раскрытие проходного сечения входной всасывающей шахты для уменьшения гидравлических потерь и возможности испытаний ТРДД с $G_{в.пр} > 300$ кг/с в условиях $H = 0$, $M = 0$ из шахты вместо подачи на вход воздуха от группы компрессоров ВКС;
- замена материала конструкции ресивера стенда («сталь 20») на материал из нержавеющей стали для обеспечения климатических испытаний в требуемом диапазоне пониженных температур.

К вопросу о выборе компоновок экспериментальных газогенераторов в термобарокамере высотного стенда

Б. М. Клинский

В обоснование компоновки демонстрационного газогенератора (ГГ) в термобарокамере (ТБК) высотного стенда Ц-4Н для испытаний с имитацией натурных условий работы экспериментального газогенератора в составе перспективного турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) размерностью $G_{в.пр} \approx 25$ кг/с были проведены исследования, которые позволили найти оптимальные конструктивные решения для решения этой задачи.

Определены основные технологические схемы и компоновки испытаний на стенде Ц-4Н ЦИАМ экспериментального газогенератора перспективного ТРДД, проанализированы недостатки и преимущества использованных компоновок.

Разработаны технические предложения по организации стендового входного трубопровода для подвода воздуха к испытываемому газогенератору ТРДД с $G_{в.пр} \approx 25$ кг/с на стенде Ц-4Н ЦИАМ с использованием в максимальной мере имеющегося апробированного стендового оборудования для испытаний экспериментальных ГГ размерностью $G_{в.пр} \approx 20\text{--}25$ кг/с.

Выполнены расчетные и экспериментальные оценки качества потока воздуха при использовании ресивера стенда Ц-4Н и предложенной компоновки входного трубопровода с расходомерным коллектором и входным устройством перед ГГ, подтвердившие получение на входе в ГГ высокого качества потока.

Первоначальная оценка неравномерности поля скорости может быть проведена следующим образом. Например, для ГГ с диаметром входа 571 мм коллекторность входного участка равна $m = F_p / F_{вх} = 25,79$, где F_p и $F_{вх}$ — площадь воздуховода ресивера стенда и площадь входного сечения ГГ соответственно.

В ресивере стенда Ц-4Н последовательно установлены две выравнивающие сетки с коэффициентом гидравлического сопротивления

каждой из них $\xi = 2$. Эти сетки обеспечивают выравнивание поля скорости в ресивере, при этом неравномерность $\Delta \bar{V}_p$ не превышает 10%. С учетом этого неравномерность скорости потока $\Delta \bar{V}_{вх}$ во входном сечении присоединенного трубопровода газогенератора незначительна и может быть оценена как $\Delta \bar{V}_{вх} = \Delta \bar{V}_p / m^2 \approx 0,015\%$.

Произведен выбор компоновки и геометрических размеров расходомерного коллектора для ГГ ТРДД в ТБК Ц-4Н, обеспечивающий измерение расхода воздуха через испытываемый ГГ с погрешностью, не превышающей требования ОСТ 1 01021-93.

Расчетные оценки показали, что применение варианта «поджато» расходомерного участка с диаметром проходного сечения D_m меньше диаметра на входе в газогенератор с большим относительным размером входной втулки компрессора ($\bar{d}_{вт.вх} = 0,674$) позволяет уменьшить погрешность измерения расхода воздуха через ГГ на максимальном режиме работы на 22%.

Предложенная выше организация РМК участка потребовала создания специального переходного участка между РМК и входом в ГГ. Для этого цели может быть использована апробированная ранее при испытаниях экспериментальных ГГ компоновка входного устройства, в которой используются сверхкритический диффузорный участок ($D_1 = 450$ мм, $D_2 = 750$ мм) с полууглом раскрытия $\alpha = 9^\circ$ и выравнивающее устройство, представляющее собой опорную решетку, на которой закреплена выравнивающая сетка с коэффициентом гидравлического сопротивления $\xi = 2,0$ (стандартная сетка: толщина проволоки 0,65 мм, высота стороны проходного сечения ячейки сетки — 1,4 мм).

Как показали проведенные эксперименты, постановка выравнивающей сетки в выходном сечении сверхкритического диффузора (канал $D = 450-750$ мм) не только выравнивает поток за ней, но предотвращает отрыв потока от стенок диффузора.

Расстояние $\bar{l}_c = l_c/d$ от решетки, на котором поле скоростей становится практически равномерным, по данным Идельчика [1] составляет 0,5–1,5. Для предлагаемой компоновки ГГ это относительное расстояние равно $\bar{l}_c = 1740$ мм / ($D_{ср} \approx 650$ мм) $\approx 2,67$ что обеспечило выравнивание потока за сеткой (рис. 1).

На рабочем режиме одного экспериментального ГГ было получено равномерное поле полного давления перед входом в компрессор с окружной неравномерностью $\Delta P/P^* \leq \pm 0,5\%$ вне пограничного слоя.

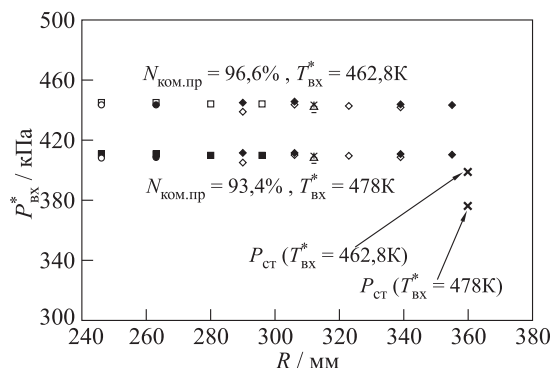


Рис. 1 Эпюра распределения полного давления воздуха на входе в ГГ размерности $G_{в.пр} = 25$ кг/с при испытании на стенде Ц-4Н на режиме $N_{ком.пр} = 96,6\%$ и $93,4\%$

Потенциальная часть потока (поле равных скоростей) занимает не менее 91% площади кольцевого канала.

При этом уровень фактической неравномерности заторможенной температуры по сечению на входе в ГГ при уровне температуры $T_{вх}^* = 462\text{--}478$ К не превышает $\Delta T = T_{макс}^* - T_{мин}^* \approx 2$ К, т. е. составляет не более 0,5%.

Нормируемая величина интенсивности пульсаций статического давления перед входом в компрессор ГГ составляет не более $\bar{\varepsilon} = \varepsilon / P_{вх}^* \leq 0,5\%$.

Проведены газодинамические расчеты в обоснование использования штатного стендового охлаждаемого газосборника $L = 3$ м, $D_{вн} = 1,4$ м для испытаний газогенератора перспективного ТРДД применительно к самому напряженному режиму работы ГГ при исследовании отсутствия автоколебаний рабочих лопаток компрессора. Применение предложенного газосборника позволит на стенде Ц-4Н при испытаниях ГГ обеспечить отсутствие рециркуляции потока горячих газов в ТБК и сократить длину присоединенного входного трубопровода и тем самым уменьшить в нем толщину пограничного слоя.

На рис. 2 показан пример компоновки экспериментального ГГ перспективного ТРДД в ТБК высотного стенда Ц-4Н ЦИАМ.

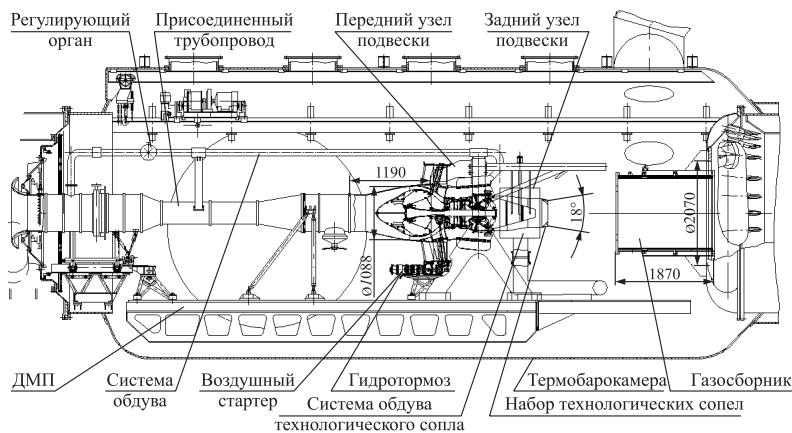


Рис. 2 Принципиальная схема установки экспериментального ГГ ТРДД в ТБК стенда Ц-4Н. Размеры указаны в миллиметрах

В данной компоновке использована следующая схема присоединенного трубопровода:

- входная часть воздуховода выполнена в виде лемнискаты диаметром 750 мм;
- проставка диаметром 750 мм с гребенками измерения температуры подаваемого на вход в ГГ воздуха;
- лабиринтное уплотнение диаметром 750 мм;
- цилиндрические проставки диаметром 750 мм с узлами крепления передней опоры трубопровода;
- конфузорный переходник с диаметра 750 мм на диаметр 450 мм длиной 400 мм;
- цилиндрический участок диаметром 450 мм с мерным участком общей длиной 2000 мм;
- диффузорный переходник с диаметра 450 мм на диаметр 750 мм длиной 900 мм;
- цилиндрическая проставка диаметром 750 мм с узлами задней опоры трубопровода и пакетом выравнивающих сеток на силовом каркасе;
- цилиндрическая проставка диаметром 750 мм с люком осмотра;

- переходник с диаметра 750 мм на диаметр 1068 мм (диаметр входа во внутренний контур ГГ);
- торец переходника оснащен эластичным уплотнением для сопряжения со входным фланцем двигателя.

В мерном сечении диаметром 450 мм установлены четыре консольные 12-точечные гребенки измерения полного давления как в ядре, так и в пограничном поле потока. В нем также установлены четыре приемника полных давлений и четыре приемника статического давления на стенке.

На выходе из диффузора, имеющего большой угол раскрытия ($12,5^\circ$ на сторону), стоит спрямляющее устройство в виде набора сеток, предназначенное для выравнивания полей потока за расширяющейся частью трубопровода. Подобное решение позволило существенно сократить длину расширяющейся части за счет большего угла расширения. На принципиальной схеме также показан ряд систем, разрабатываемых специально для испытаний ГГ.

Для имитации отбора мощности (примерно до 350 кВт) с вала двигателя и оценки ее влияния на параметры газогенератора может использоваться гидравлический динамометр фирмы КАНН (США), модель 061-109-385. Гидротормоз устанавливается на коробке привода агрегатов, передача крутящего момента к динамометру производится через рессору стартера.

Система отбора воздуха из входного трубопровода для имитации обдува подкапотных полостей газогенератора. Линия отбора закрепляется на входном трубопроводе и мотораме и оборудована лабиринтным уплотнением для компенсации температурных деформаций и регулирующим органом для настройки параметров подаваемого воздуха, поступающего на обдув. Отбираемый воздух поступает в кольцевой ресивер, который установлен на внешнем корпусе ГГ и соединен с обдуваемой полостью с помощью равномерно расположенных по окружности отверстий.

В этой связи были выполнены расчетные оценки теплоотвода от корпуса экспериментального газогенератора ТРДД при испытаниях в ТБК высотного стенда Ц-4Н по схеме с присоединенным трубопроводом на входе. Показано, что в условиях $H = 0$, $M = 0$ «на взлетном режиме» относительная величина отбираемого тепла в единицу времени от корпуса газогенератора в компоновке с капотом из звукопоглощающей конструкции (ЗПК) составляет не более $\bar{q}_\Sigma = 0,3\%$. Таким

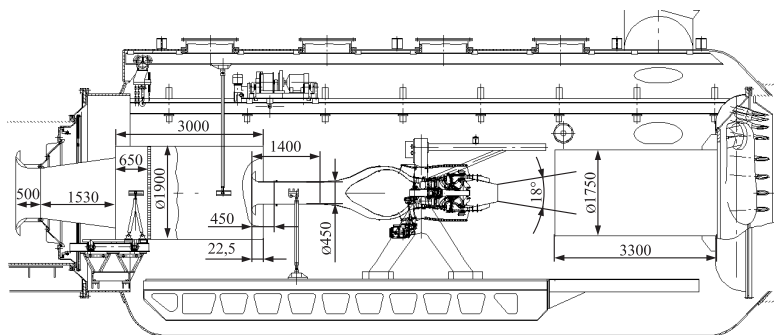


Рис. 3 Принципиальная схема установки экспериментального ГГ ТРДД в ТБК стенда Ц-4Н с входным ресивером. Размеры указаны в миллиметрах

образом, испытание газогенератора в компоновке с штатным капотом с наполнителем из ЗПК обеспечивает незначительный отвод тепла от ГГ. В этой связи при организации испытаний ГГ перспективного ТРДД в ТБК по схеме с присоединенным трубопроводом на входе необходимо, чтобы компоновка ГГ включала штатный капот с ЗПК. Для проведения поисковых исследований, направленных на оценку возможного влияния внешнего повышенного вынужденного конвективного теплообмена, непосредственно с конструкцией внешнего корпуса ГГ должны использоваться стендовое регулируемое устройства для подвода расхода воздуха из ресивера стенда в подкапотное пространство и устройство для выпуска воздуха из капота, позволяющее увеличить в 2 раза относительную величину отбираемого тепла в единицу времени от корпуса ГГ при подводе в подкапотное пространство расхода воздуха в количестве $G_{\text{подкапот}} \approx 0,5G_{\text{в.ГГ}}$.

Необходимо отметить, что наряду с приведенным выше вариантом компоновки экспериментального ТРДД в ТБК могут быть также рассмотрены также другие альтернативные решения, обеспечивающие высокое качество потока на входе в ГГ. В качестве такого предложения на рис. 3 показана компоновка газогенератора с $G_{\text{в.пр}} = 25 \text{ кг/с}$ в ТБК стенда Ц-4Н, включающая:

- входной цилиндрический воздухоподводящий коллектор $D_1 = 1,02 \text{ м}$ длиной $0,5 \text{ м}$;

- участок коллектора с диффузорным каналом (суммарный угол $\alpha = 15^\circ$) до входа в ресивер с относительной длиной $L/D_1 = 1,5$;
- ресивер $D_2 = 1,9$ м длиной $L = 3$ м с установленной в нем на относительном расстоянии $L/D_2 = 0,2-0,4$ выравнивающей сеткой с коэффициентом сопротивления $\zeta = 2$;
- входное устройство типа Лемниската $D_3 = 0,45$ м и воздухоподводящий канал длиной $L/D_3 \approx 2-3$ с лабиринтным уплотнением и расходомерным участком.

Таким образом, переходной участок со ступенчатым диффузором, ресивером и выравнивающей сеткой в нем должны обеспечить приемлемое выравнивание потока на выходном участке ресивера $L/D_3 = 1,57$ по скорости потока до 5%. Входной цилиндрический участок воздуховода ГГ $D = 450$ мм с Лемниской позволит за счет высокой коллекторности $m = 17,82$ обеспечить высокое выравнивание неравномерности потока скорости до $\Delta \bar{V}_{\text{вх}} = \Delta \bar{V}_p / m^2 \approx 0,015\%$.

Получаемое соотношение диаметров ресивера и входного устройства $D_3/D_1 = 0,236$ по результатам исследований А. Н. Тимошина [2] обеспечивает образование во входном цилиндрическом участке образование пограничного слоя без его диссипации и утолщения. Короткий входной цилиндрический участок с относительной длиной $L/D = 2-3$ позволит обеспечить на этом участке приемлемую толщину пограничного слоя.

Для оценки основных параметров и эффективности ГГ по результатам испытаний в ТБК необходимо:

- (1) обеспечить инструментальные погрешности измерения основных параметров с погрешностью, соответствующей требованиям ОСТ 101021-93;
- (2) повысить точность оценки основных газовоздушных режимных параметров ГГ в характерных сечениях проточного тракта ГГ за счет применения специальных методик осреднения потока, использования специальных «сглаживающих» функций.

Методика определения средних параметров потока в контрольных сечениях газогенератора зависит от полноты препарирования, количества гребенок полного давления и заторможенной температуры, величины скоса потока, количества приемников на этих гребенках, вида гребенок (радиальные или шаговые), а также от способа измерения

статического давления. На практике встречаются самые разнообразные сочетания указанных особенностей. Поэтому способ осреднения решается в каждом конкретном случае индивидуально, от простого арифметического осреднения до двухмерного осреднения с сохранением выбранных интегральных параметров потока.

На практике практически в большинстве случаев средние величины полного давления и полной температуры вычисляются как средние значения по площади.

Для осреднения параметров неравномерного закрученного газового потока на выходе из турбины высокого давления ГГ воспользуемся работами [3, 4], в которых изложены методы осреднения газовых потоков.

Состояние одномерного потока можно характеризовать полным давлением P^* , заторможенной температурой T^* и коэффициентом скорости потока λ . Поэтому расчет трех средних значений $\bar{P}^*$, $\bar{T}^*$ и $\bar{\lambda}$, характеризующих параметры потока в каждом контрольном сечении демонстратора ГГ, будем проводить, исходя из сохранения в фактическом (исходном) и осредненном потоках одинаковыми величин расхода воздуха газа $G = const$, полной энергии $E = const$ и энтропии $S = const$.

Наибольшей неравномерностью в ГГ имеют поля полных давлений и заторможенной температуры газа за турбиной высокого давления газогенератора. За турбиной также имеет место существенная закрутка потока. В этой связи задача осреднения параметров потока актуальна для сечения на выходе из турбины ГГ.

Для этой цели в сечении за турбиной ГГ должны быть измерены поля:

- полного давления потока газа;
- заторможенной температуры потока газа;
- углы закрутки потока по высоте кольцевого канала.

Для этой цели за турбиной газогенератора устанавливаются комбинированные радиальные многоточечные термопневмогребенки, ориентированные в потоке с учетом расчетного угла закрутки потока за турбиной, а также клиновидный насадок для определения угла закрутки потока при сканировании насадка по высоте кольцевого канала.

Перед проведением осреднения параметров потока для поля измеренных полных давлений, поля измеренных заторможенных темпера-

тур и угла скоса потока газа по высоте кольцевого канала необходимо произвести:

- «сглаживание» измеренных значений P^* и T^* по радиусу каждой измерительной термопневмогребенки с учетом отбраковки выпадающих измерений;
- осреднение сглаженных значений P^* на каждом радиусе мест установки приемников давлений радиальных гребенок с учетом измерений статических давлений как на периферии, так и втулки кольцевого канала, подбор аппроксимирующей зависимости распределения полного давления по радиусу кольцевого канала $P^* = f(R)$;
- осреднение сглаженных значений T^* на каждом радиусе мест установки приемников давлений и температуры радиальных гребенок, подбор аппроксимирующей зависимости распределения заторможенной температуры по радиусу кольцевого канала $T^* = f(R)$;
- «сглаживание» измеренные значения угла скоса потока по радиусу кольцевого канала с учетом отбраковки выпадающих измерений и подбор аппроксимирующей зависимости $\alpha = f(R)$.

Расход газа за турбиной ГГ определяется интегрированием элементарных кольцевых струек по всему кольцевому сечению канала за турбиной:

$$G = \sqrt{K \left(\frac{2}{K+1} \right)^{(K+1)/(K-1)} \frac{1}{R_r} 2\pi \int_{R_1}^{R_2} \frac{P^* q(\lambda) \cos(\alpha) R dR}{\sqrt{T^*}}}. \quad (1)$$

Из уравнения энергии вычисляется осредненное значение заторможенной температуры потока газов при допущении о равенстве теплоемкости газа по всему кольцевому сечению:

$$\overline{T^*} = \frac{\int_{R_1}^{R_2} P^* q(\lambda) \cos(\alpha) \sqrt{T^*} dR}{\int_{R_1}^{R_2} P^* q(\lambda) \cos(\alpha) dR (1/\sqrt{T^*})}. \quad (2)$$

Осредненное значение полного давления потока газов находится из условия сохранения энтропии:

$$\ln(\bar{P}^*) = \frac{\sqrt{K(2/(K+1))^{(K+1)/(K-1)}(1/R_r)}}{G} \times \times \int_{R_1}^{R_2} \left(P^* - \frac{K}{K-1} \ln\left(\frac{T^*}{\bar{T}^*}\right) \right) \frac{P^* q(\lambda) \cos(\alpha) dR}{\sqrt{T^*}}. \quad (3)$$

Необходимо отметить, что осреднение потока газов за турбиной с сохранением энтропии оправдано тем, что к процессу расширения в турбине высокого давления газогенератора не будут добавлены фиктивные потери от смешения элементарных струек потока в случае осреднения потока с использованием сохранения импульса потока. Осреднение параметров потока $\bar{P}^*$, $\bar{T}^*$ и $\bar{\lambda}$ в контрольном сечении за компрессором демонстратора ГГ производится с использованием уравнений (1)–(3) на основе измеренных полей температуры заторможенного потока, полного давления и угла скоса потока воздуха в контрольном сечении за компрессором.

Следует отметить, что в этом случае вместо расхода на выходе из компрессора, определяемого по формуле (1), для этой цели может быть использована величина измеренного расхода воздуха в стендовом расходомерном коллекторе перед входом в газогенератор с учетом измеряемых величин отборов воздуха от компрессора ГГ:

$$G = \sqrt{K \left(\frac{2}{K+1} \right)^{(K+1)/(K-1)}} \frac{1}{R_b} 2\pi \int_0^{R_m} \frac{py(\lambda) R dR}{\sqrt{T^*}} - \sum_{i=1}^N G_{\text{отбор } i}, \quad (4)$$

где N — число мест отборов воздуха от компрессора.

Осреднение параметров потока $\bar{P}^*$, $\bar{T}^*$ и $\bar{\lambda}$ на входе в компрессор демонстратора ГГ в виду достаточной равномерности потока во входном устройстве и умеренных скоростей ($\lambda < 0,6$) может производиться с использованием уравнений расхода (4), среднего по сечению $P = \text{const}$ значения статического давления в сечении входного устройства (перед началом технологического кока ГГ для исключения явления двумерного растекания потока), находящегося на расстоянии $L/D \approx 0,7$ входного кока газогенератора и среднеарифмети-

ческого значения измеренной многоточечными гребенками заторможенной температуры потока воздуха перед газогенератором T^* (3), установленными в сечении присоединенного входного трубопровода перед ГГ.

На практике для измерения полного давления и заторможенной температуры потока воздуха на входе в ГГ могут быть использованы приемники давлений и термопреобразователи, размещенные в технологических силовых стойках и радиальных гребенках, которые могут быть установлены перед входом в ГГ с учетом скоса потока в переходном канале ГГ.

Литература

1. Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. — М.—Л.: ГЭИ, 1960.
2. Научный вклад в создание авиационных двигателей / Под ред. В. А. Скибина, В. И. Солонина. — Т. 2. — М.: Машиностроение, 2000.
3. Абрамович Г. Н. Осреднение параметров неравномерного потока // Прикладная газовая динамика. — М.: Наука, 1969.
4. Седов Л. И. Об осреднении неравномерных потоков газа в каналах // Методы подобия и размерности в механике. — М.: Наука, 1973.

О повышении точности термопарных измерений температур стенок канала, обогреваемых электрическим током

С. Ф. Ладыгин, В. Е. Шлякотин, Ю. М. Шихман

Для создания перспективных летательных аппаратов (ЛА) различного назначения необходимы исследования в обеспечение разработки авиационных двигателей с высоким уровнем параметров цикла и коэффициентов полезного действия (КПД) узлов. Однако повышение параметров цикла обуславливает увеличение теплонапряженности узлов горячего тракта двигателя, и тем самым ставит первостепенную задачу по обеспечению работоспособности таких теплонапряженных конструкций — наличие эффективной системы охлаждения (СО), а также наличие различного рода теплообменных аппаратов (ТО).

Одним из наиболее информативных путей исследования эффективности СО и ТО являются экспериментальные исследования не натуральных образцов, а отдельных модельных каналов, являющихся аналогом единичного канала проектируемой СО (ТО).

В таких экспериментах одной из ключевых проблем является определение теплового состояния испытываемого образца с оценкой температуры его поверхности для выяснения диапазона рабочих режимов, обеспечивающих его работоспособность (наработку, ресурс и пр.). В этом случае исследуемый объект чаще всего препарируется накладными термопарами.

Наиболее простым и экономичным способом создания необходимых тепловых условий исследуемых модельных объектов является электрический способ, при котором электрическая мощность от источника постоянного или переменного тока, подводимого за счет джоулева тепла, приводит к нагреву объекта исследования. Этот же способ нагрева используется и при лабораторных исследованиях процессов теплообмена и экспериментального определения теплофизических свойств различных сред.

Однако измерения температуры поверхности посредством термопар при таком способе нагрева объекта исследования имеют некото-

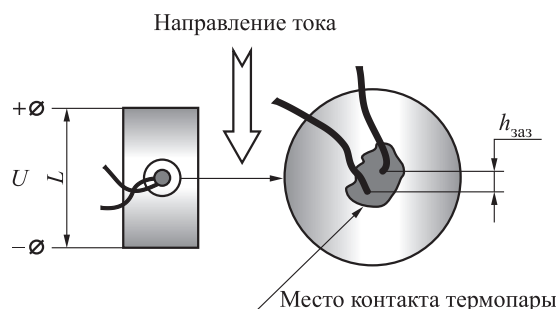


Рис. 1 К определению шагового потенциала

рые особенности, связанные с появлением дополнительной погрешности «истинной» электродвижущей силы (ЭДС) термопары.

Так, при нагреве рабочего участка длиной L постоянным или переменным электрическим током к полезному (истинному) электрическому сигналу на концах термопары добавляется (или вычитается) паразитный сигнал, так называемый шаговый потенциал (ШП), зависящий от размеров и ориентации места контакта термопары ($h_{ззз}$) по отношению к направлению электрического тока (рис. 1), т. е. $U_{изм} = U_{ист} \pm |U_{шп}|$, где $|U_{шп}| = Uh_{ззз}/L$ и U — напряжение источника электрической мощности.

Отметим, что современные цифровые системы сбора и обработки экспериментальной информации представляют собой быстродействующие устройства, позволяющие снимать показания датчиков как с большой частотой (частотой опроса) от нескольких сотен до нескольких тысяч герц, так и с малым временем регистрации самого сигнала (миллисекунды), определяемым пропускной способностью приборной части системы измерений и, тем самым, обеспечивающим регистрацию практически «мгновенных» показаний.

В случае переменного тока, при «мгновенном» измерении, величина ШП будет определяться положением точки на синусоидальной кривой в определенный момент времени (рис. 2) $U = |U_{max}| \sin(\omega\tau + \varphi)$ и изменяться в пределах $-|U_{max}| \leq U \leq +|U_{max}|$, где $|U_{max}|$ — максимальная амплитуда подводимого напряжения к объекту нагрева. В случае серии мгновенных измерений с заданной частотой опроса, кратной частоте переменного тока, например $\omega = 50$ Гц, положение

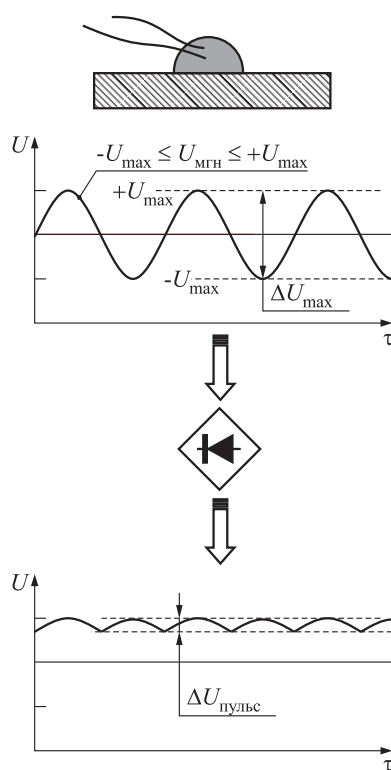


Рис. 2 Источник шагового потенциала при переменном и выпрямленном напряжении ИТ

стенки) при длительных тепловых нагрузках, характерных для СО перспективных высокотемпературных воздушно-реактивных двигателей (ВРД).

Объектом исследований является модель топливного канала трубчатого ТО (не теплоизолированная трубка $3,0 \times 0,5$ длиной ≈ 1 м, материал 12Х18Н9Т) с электрическим подогревом топлива. Протекающий по рабочему участку керосин подогревается за счет джоулева тепла, выделяющегося при прохождении тока по материалу трубки между выводами от проводов источника питания, обеспечивающего

точки на синусоидальной кривой будет одним и тем же, что также приведет к появлению постоянного уровня ШП, а при отсутствии кратности, особенно при частоте опроса большей частоты переменного тока, возможно сведение к нулю уровня ШП.

В случае использования выпрямленного переменного тока (см. рис. 2) величина ШП будет определяться величиной выпрямленного напряжения с наличием дополнительной составляющей (пульсацией), характеризующейся качеством выпрямления

$$U = |U_{\max}| + |U_{\text{пульс}}| \sin(\omega\tau + \varphi).$$

В настоящее время в ЦИАМ на стенде У-6 проводятся экспериментальные исследования процессов коксоотложений при жидкофазном окислении авиационного керосина для определения предельной наработки топливных каналов (превышение максимума локальных температур



Рис. 3 Модельный канал трубчатого ТО

необходимую температуру керосина на выходе. Измерение температуры наружной стенки ТО осуществлялось посредством Х-А термопар, размещенных в 20 сечениях (рис. 3) с обеспечением гальванической развязки термопар для измерения температуры наружной поверхности трубки. Испытания проводились при температуре топлива на входе $\approx 12\text{--}20\text{ }^{\circ}\text{C}$, давлении на входе $\approx 5\text{ МПа}$ и температуре на выходе $\approx 240\text{--}370\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Система измерений параметров ТО формируется с учетом подачи электрической мощности к исследуемому объекту от источника питания (сварочного трансформатора постоянного тока ВД-306УЗ), регулируемого по току (от 45 до 315 А) и обеспечивающего при напряжении холостого хода 32 В номинальную подводимую мощность до 17 кВт. Отметим, что используемый в экспериментах выпрямитель обеспечивает приемлемое качество выпрямления переменного тока с уровнем пульсаций, не превосходящих $U_{\text{пульс}} \approx 0,8\text{ В}$ при падении напряжения на исследуемом объекте $U \approx 15\text{ В}$, что составляет $\approx 5\%$. В этом случае к погрешности измерения температуры вследствие наличия ШП добавляется незначительная пульсационная погрешность с величиной, не превосходящей $\pm 0,15\text{ мВ}$ ($\pm 3,5\text{ }^{\circ}\text{C}$).

При проведении испытаний, особенно при значительных тепловых нагрузках, наблюдалось немонотонное (пилообразное) поведение измеряемых значений температур наружной поверхности канала (рис. 4). Как было отмечено выше, это явление связано с наличием ШП, причем его наличие приводит к значитель-

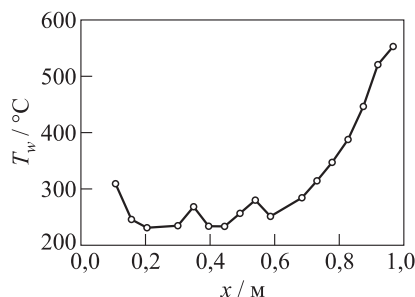


Рис. 4 Пример распределения температуры наружной поверхности модельного ТО при прямом подключении ИТ

ным погрешностям определения температуры. Так, при измерении температуры наружной стенки топливного канала его величина достигала $\pm 3,0$ мВ, что для X-A термопар составляет $\approx \pm 70$ °С.

Для устранения (или, по крайней мере, значительного снижения) этого эффекта предложен и реализован способ, основанный на однократной дополнительной регистрации показаний термопар при обратном протекании электрического тока в исследуемом объекте. С этой целью в начале испытаний конкретного канала показания термопар регистрируются как при прямом, так и при обратном направлении тока (изменяется полярность подключения ТО с сохранением силы тока $I = const$ и параметров керосина).

После определения показаний (сигналов) термопар определяются поправленные («истинные») показания температуры на основе следующего алгоритма.

Для каждой термопары $U_{изм}^+ = U + IR$ и $U_{изм}^- = U - IR$, откуда

$$R = \frac{U_{изм}^+ - U_{изм}^-}{2I},$$

при этом $U = U_{изм}^+ - IR$.

Учитывая зависимость сопротивления участка контакта от температуры и принимая с достаточной степенью точности линейную зависимость термоэлектрического (ТЭ) сигнала термопар от температуры, получим:

$$R_{20} = R \frac{\rho_0}{\rho},$$

где

$$\frac{\rho}{\rho_{20}} = 1 + b \frac{t}{20} \quad \text{и} \quad t = aU.$$

В этих зависимостях $U_{изм}^+$ и $U_{изм}^-$ — измеренное напряжение термопары при прямой и обратной полярности подключения; U — «истинное» напряжение; I — сила тока в объекте испытания; R и R_{20} — сопротивление участка контакта при конкретной температуре и при 20 °С; ρ — удельное сопротивление (принято для стали 12Х18Н9Т); t — температура (°С); a и b — константы.

Определенные таким образом значения сопротивлений запоминаются и используются на втором этапе для поправки измерений (в темпе эксперимента). В этом случае

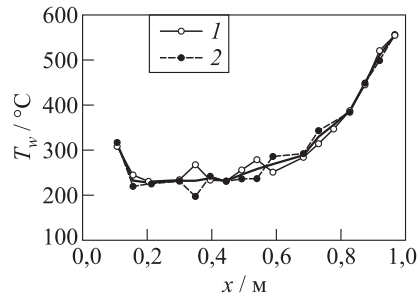


Рис. 5 Пример восстановления «истинной» температуры наружной поверхности модельного ТО по измерениям при прямом (1) и обратном (2) подключении ИТ

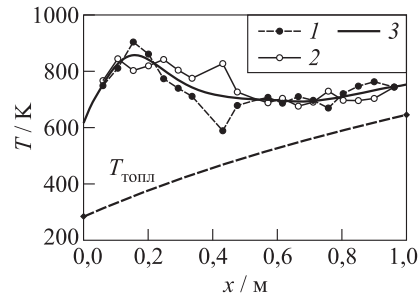


Рис. 6 Пример восстановления температуры наружной поверхности модельного ТО при обратном подключении (1) ИТ по экспериментальным (прямое подключение, 2) и расчетным (3) данным

$$t_{\text{ист}} = aU = a \frac{U_{\text{изм}}^+ - IR_{20}}{1 + IR_{20}b(a/20)}.$$

На рис. 5 показан пример восстановления «истинных» температур наружной стенки ТО по данным о распределении температур при прямой и обратной полярности подключения источника электрического тока (ИТ).

Отметим, что при невозможности определения показаний термопар с обратным подключением ИТ сопротивления мест контакта можно оценить по данным о распределении температуры наружной стенки ТО (т. е. средние значения ТЭ сигналов термопар), полученным на основе идентификации математической модели течения керосина в обогреваемом канале в условиях, соответствующих начальному этапу испытаний, когда отложения кокса отсутствуют. В этом случае ТЭ сигналы при обратной полярности подключения можно определить как:

$$T_{\text{вообр}} = 2T_{\text{всп}} - T_{\text{визм}} \Rightarrow U^- = U(T_{\text{вообр}}).$$

На рис. 6 показан пример восстановления температур по данным о распределении температур при прямой полярности подключения ИТ и расчетным значениям «истинных» температур наружной стенки ТО.

Отметим, что недостатком предлагаемого метода восстановления «истинных» температур поверхности является то, что процесс определения поправочных сопротивлений на ранних стадиях эксперимента не учитывает термическую деформацию мест контакта термопар с поверхностью объекта во времени и возможное при этом изменение сопротивления места контакта. В этом случае распространение полученных сопротивлений на длительный период испытаний может привести к дополнительным погрешностям.

Для устранения этого недостатка в настоящее время разработан и реализуется динамический (в темпе эксперимента) способ дистанционного переключения полярности подключения объекта исследования к ИТ. Ввиду длительности испытаний процесс изменения температуры наружной поверхности ТО с большой долей достоверности можно считать квазистационарным, при котором тепловое состояние объекта исследования на протяжении относительно короткого временного интервала самого замера практически неизменно. При этом вследствие кратковременности самого процесса переключения и тепловой инерции нагреваемого объекта его тепловой режим также остается неизменным. В этом случае на небольшом временном отрезке (30–50 с) производятся два последовательных замера сигналов всех термопар (при прямом и обратном подключении ИТ) температур наружной поверхности модельного ТО с определением средних (арифметических) величин температур для каждой термопары.

В заключение отметим, что применение предлагаемых методик измерений целесообразно для экспериментальных исследований, связанных с измерением посредством термопар любых объектов, нагреваемых с помощью источника постоянного электрического тока.

Предлагаемые методы повышения точности термопарных измерений температуры поверхностей объектов, обогреваемых электрическим током, находятся в стадии патентования.

Автоматизация обработки результатов испытаний авиационных двигателей в термобарокамере на переходных режимах работы

А. А. Елтаренко, Б. М. Клинский

1 Введение

Одним из этапов при проведении испытаний авиадвигателей является исследование их работы на переходных и неустановившихся режимах (оценка времени запуска, время приемистости, время установления параметров, включение и выключение форсажной камеры и т.д.). С целью автоматизации обработки результатов испытаний на переходных режимах в ЦИАМ разработан и создан комплекс программ для оперативного анализа результатов испытаний авиационных двигателей при исследовании их на переходных режимах работы.

Данные, регистрируемые при исследовании переходных режимов, обычно характеризуются большими объемами информации ввиду того, что регистрация необходимых параметров обычно осуществляется с частотами регистрации от 10 до 100 Гц в течение довольно длительного времени, которое может достигать 1 ч. Регистрация параметров, как правило, осуществляется на отдельном компьютере, выделенном для этих целей. К компьютеру подключаются устройства, которые обеспечивают ввод значений параметров с первичных преобразователей (датчиков) в электрических величинах. Программы регистрации параметров определяются аппаратурой, которая устанавливается на стенде для ввода информации в компьютер. Вопрос приема информации здесь не рассматривается и считается, что информация во время проведения испытаний уже зарегистрирована и записана в определенном формате. Для приема информации при проведении испытаний на высотном стенде Ц-4Н используется аппаратура российской фирмы НПО «Мера». Регистрация параметров на переходных режимах ведется программой Recorder этой же фирмы. Данная программа обеспечивает регистрацию выбранных параметров с заданной частотой

опроса в своем формате записи, названном USML. Описание формата дано в документации программного обеспечения НПО «Мера». Данные записи представлены в электрических величинах и представляют собой значения параметров в формате с плавающей запятой, записанные последовательно для каждого момента времени.

Для автоматизации обработки получаемых данных было разработано программное обеспечение, позволяющее: просматривать полученные результаты испытаний, проводить обработку полученных результатов и осуществлять подробный графический анализ данных.

2 Программа просмотра и обработки результатов регистрации

В комплекс программного обеспечения входит программа, которая обеспечивает просмотр полученной информации в электрических величинах и привязку зарегистрированных параметров к именам параметров, описанных в базе данных, с градуировочными характеристиками для перевода их в физические величины. Данная программа переводит электрические величины в физические, учитывает температуру холодного спая для температур (если производится измерение температуры холодного спая), проводит дополнительную обработку экспериментальных данных по требуемой методике и записывает полученные результаты как экспериментальную точку в формате системы, удобной для дальнейшего графического анализа данных.

Обработка данных по требуемой методике осуществляется автоматическим подключением программы с именем `userrasch.dll`. В этой программе пользователь имеет возможность реализовать любую необходимую ему методику и обработать параметры по этой методике. Разработанная программа автоматически добавляет расчетные параметры, перечисленные в этой программе, к уже измеренным и записывает как измеренные, так и вычисленные параметры для дальнейшего их анализа и представления в графической форме. Примерный вид окна программы просмотра и обработки результатов испытаний представлен на рис. 1.

В этом окне на экране компьютера в левой части перечислены все записи, хранящиеся в директории USML, с указанием даты и времени регистрации.

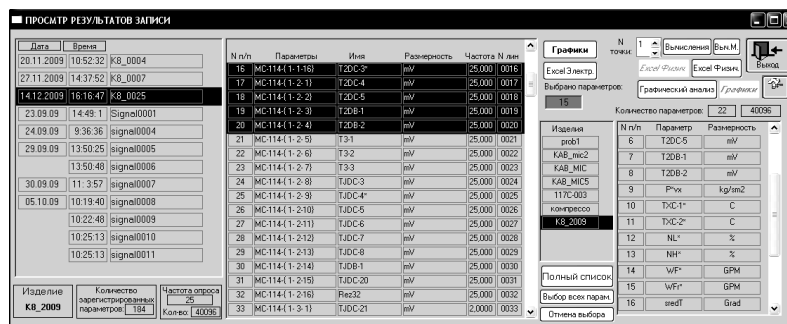


Рис. 1 Окно программы просмотра и обработки результатов регистрации переходных режимов авиационных двигателей

Выбирая маркером мышки необходимую запись, просматривают перечень параметров, записанных программой Recorder, и соответствующие им имена параметров с размерностями, которые хранятся в базе данных. Кроме того, указывается частота опроса, с которой каждый параметр был зарегистрирован, и номер опрашиваемой линии.

В перечне изделий представлены имена изделий, которые находятся в базе данных.

Маркером мышки выбирают параметры, которые необходимо обработать (перевести в физические величины). Для обработки данных активизируют кнопку «Вычисления». При активизации этой кнопки осуществляются следующие действия: производится перевод электрических величин в физические, учитывается температура холодного спая для температур (если производится измерение температуры холодного спая), проводится дополнительная обработка экспериментальных данных по требуемой методике и записываются полученные результаты как экспериментальная точка. После окончания вычислений появляется список (таблица в правой части окна) параметров, зарегистрированных в заданной точке в физических величинах, и имена параметров, обработанных по требуемой методике.

Полученные результаты обработки для всех параметров можно передать в программу Excel, активизируя кнопку «Excel Физич.», а также произвести подробный углубленный графический анализ по-

лученных данных, активизируя кнопку «Графический анализ». Для передачи данных в программу Excel в электрических величинах активизируют кнопку «Excel Электр». Для представления электрических величин в графическом виде активизируют кнопку «Графики».

3 Программа графического анализа результатов испытаний

Вторая программа, которая входит в состав комплекса программного обеспечения, предназначена для графического анализа процессов, зарегистрированных во время проведения испытаний при исследовании динамических характеристик исследуемого объекта (динамические контрольные точки), анализа результатов, полученных в режиме непрерывной записи во время проведения испытаний (трасса испытаний), и анализа полученных экспериментальных точек в результате работы предыдущей программы.

После активизации программы на экране компьютера появляется окно с графическим и табличным представлением результатов испытаний. Примерный вид окна представлен на рис. 2.

В левой части экрана представлен перечень изделий, для которых были зарегистрированы контрольные точки. Далее следует список номеров точек для выбранного изделия с датой и временем регистрации. Для выбранной экспериментальной точки выдается перечень параметров, зарегистрированных во время проведения испытаний. Для выбранных параметров выводиться графическое представление и значения параметров в виде таблицы для каждого времени опроса. Возможен выбор и графическое представление до 10 анализируемых параметров. Это ограничение определяется размером экрана компьютера.

Пользователь имеет возможность посмотреть цифровые значения параметров, выводимых на графике в каждой временной точке. С этой целью маркер мышки устанавливают в поле вывода графика. В поле графика появляется вертикальная линия 1. Точные значения параметров, соответствующие положению маркера на графике, выводятся в таблице в правой части экрана, а значения времени — в таблице в правом верхнем углу экрана.

Обычно из большого объема данных, зарегистрированных во время проведения испытаний, выбирают интересующие небольшие

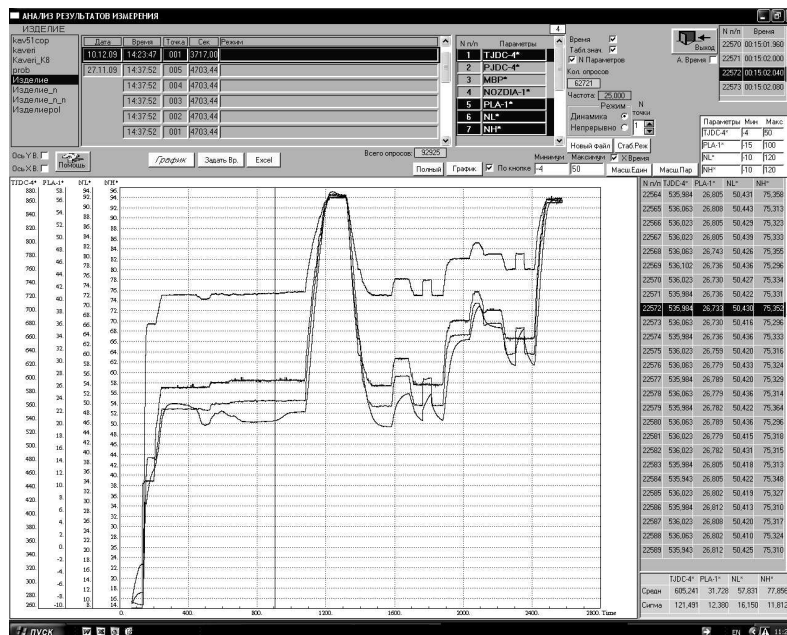


Рис. 2 Окно программы для анализа переходных процессов

участки процесса для более детального анализа. Поэтому в программе предусмотрен выбор требуемого интервала времени, как на графике маркером мышки, так и с клавиатуры компьютера. Для выбора требуемого интервала маркером мышки в поле графика подводят маркер мышки на требуемое начало процесса, нажимают левую клавишу мышки, а затем, не отпуская левую клавишу мышки, устанавливают маркер на требуемое окончание процесса. Далее отпускают левую клавишу мышки, и на графике будет отображаться только выделенный участок процесса. Для выбора требуемого диапазона времени с клавиатуры компьютера активизируют кнопку «Задать Вр.». В этом случае появляется табличка, в которой вводится время начала и время окончания интересующего интервала процесса. Можно вводить часы, минуты, секунды и относительное время. Для получения графика в заданном диапазоне времени активизируют кнопку «Графики».

Представление выбранных параметров в виде графика возможно как по времени, так и по какому либо параметру. Выбор параметра по оси X осуществляется в списке параметров правой клавишей мышки.

Цифровые значения параметров, отображаемых на графике в соответствии с положением маркера, можно получить в отдельном виде в верхней части экрана. С этой целью нажимают правую кнопку мышки. Появляется время и значения параметров. Если перемещать маркер с нажатой правой клавишей, на экране будет отображаться значения параметров в соответствии с положением маркера.

Имеется возможность передать в программу Excel (кнопка «Excel») значения параметров в выбранном интервале времени. Кроме того, значения параметров в выбранном интервале можно записать как новую точку с именем изделия с прибавленной буквой $_n$. Номера точек задаются в прямоугольнике N точки. Для записи новой точки активизируют кнопку «Новый файл».

Возможно представление графиков в едином масштабе. Для этого вводят значения мин и макс и активизируют кнопку «Масш.Един.». На графике отображаются параметры в одном масштабе с одной осью Y . Возможно изменение масштаба для каждого параметра. Для этого вводят минимальные и максимальные значения для каждого параметра и активизируют кнопку «Масш.Пар.».

Имеется возможность устанавливать на осях Y и X вертикальные или горизонтальные надписи (CheckBox Ось Y В и Ось X В). Вертикальные надписи по оси Y увеличивают размер поля для выводимых графиков на экране компьютера.

Пользователь имеет возможность определить время между двумя точками на графике в устанавливаемых маркером положениях. С этой целью устанавливают маркер в требуемое место графика и нажимают кнопку «t» на клавиатуре компьютера. Вверху появится значение начального времени, в котором расположен маркер. Затем подводят маркер в требуемое второе положение на графике, и еще раз нажимают кнопку «t». Вверху добавится значение времени для второго положения маркера и разность между конечным и начальным положением маркера. Эта возможность может использоваться для определения интервалов времени, в течение которого какой-либо параметр изменял свое значение с одной величины на другую (время установления параметров, время «выбега», время переходного процесса и т. д.).

В правом нижнем углу экрана для выбранных параметров выводится среднее значение параметра в заданном промежутке времени и значение среднеквадратичного отклонения (СКО). Если выбрать на графике участок с установившимися (стабилизированными) параметрами, то по значению СКО можно оценить погрешности измерения какого-либо параметра на выбранном участке времени. Данная программа автоматически производит масштабирование образов на экране компьютера (расположение графиков, кнопок и т. д.).

4 Определение временных интервалов режимов стабилизации

Комплекс программного обеспечения включает в себя программу, позволяющую определять временные интервалы, в которых значения требуемых параметров находятся в заданных диапазонах (стабилизированные режимы работы испытываемого изделия). С этой целью активизируют кнопку «Стаб.Реж.». В появляющемся окне выбирается номер необходимой стабилизационной точки, определяющий критерий стабилизации. При этом для каждой точки отображаются имена параметров, их значения, и диапазон возможного отклонения от заданного значения в стабилизационном режиме. Для каждой точки стабилизации могут быть использованы разные параметры с различными значениями и диапазонами изменения. Количество точек стабилизации неограничено.

После выбора точки стабилизации активизируется кнопка «Поиск стаб. Режима». При этом осуществляется проверка наличия параметров, зарегистрированных во время проведения испытаний, со списком параметров, заданных в точке стабилизации. При несовпадении параметров выдается список параметров, не зарегистрированных во время проведения испытаний. Если параметры, заданные в выбранной стабилизационной точке, имеются в списке зарегистрированной контрольной точки, то слева появляется найденное время начала, окончания и длительность стабилизационных режимов.

Каждый полученный временной стабилизационный режим можно дополнительно обработать программой пользователя. Для этого выбирают в полученном списке требуемый стабилизационный режим и активизируют кнопку «Вычисления». Осуществляется обработка по

программе, разработанной пользователем userrasch.dll, которая автоматически запускается при активизации данной кнопки. После вычислений появляется список полученных значений в стабилизированном режиме для всех зарегистрированных параметров.

Найденные стабилизированные диапазоны для всех параметров можно записать как статические контрольные точки для их дальнейшего исследования. С этой целью активизируют кнопку «Запись КТ». Производится осреднение параметров для всего времени стабилизации и осуществляется запись статических контрольных точек с именем изделия с прибавленной буквой *л*. Количество статических контрольных точек равно количеству найденных режимов стабилизации.

Данный комплекс апробирован при испытаниях авиадвигателя индийского производства на высотном стенде Ц-4Н. Результаты апробирования показали, что программа позволяет быстро и оперативно проводить анализ значений параметров, как в графическом, так и в табличном виде. Имеется возможность определять время переходного процесса, время установления параметров, время «выбега» роторов и пр. параметров. Производилась различная обработка значений параметров по требуемым методикам.

О выборе схемы высокотемпературного рекуперативного газоздушного теплообменника системы подогрева воздуха экспериментального комплекса стендов У-6

К. Е. Митрофанов, Ю. М. Шихман, В. Е. Шлякотин, А. А. Павлов

Экспериментальный комплекс стендов У-6 предназначен для отработки рабочего процесса высокоскоростных воздушно-реактивных двигателей (ВРД) и испытаний отдельных узлов и элементов. Проводимые в настоящее время на стенде У-6 испытания модельной камеры сгорания (КС) двухрежимного гиперзвукового прямоточного ВРД (ГПВРД) на углеводородном топливе по схеме присоединенного воздухопровода требуют для имитации полетных условий с числами Маха $M = 3,5\text{--}4,5$ высоких температур воздушного потока на входе в двигатель. Для обеспечения этих температур используется стендовая двухступенчатая система подогрева воздуха, состоящая из рекуперативного газоздушного кожухотрубного теплообменника (ТО) (рис. 1, а) и огневого подогревателя.

Поскольку продукты сгорания за огневым подогревателем имеют пониженную объемную долю кислорода, то для более полной имитации реальных условий полета требуется «подпитка» газоздушного потока кислородом. При отсутствии системы кислородной компенсации для уменьшения степени дополнительного подогрева в огневом подогревателе необходимо увеличение температуры чистого воздуха, нагреваемого в ТО. Однако, в зависимости от расхода воздух в существующем ТО нагревается до температур $T_v^* = 450\text{--}600\text{ К}$ (рис. 1, б). Оценки эффективности стендового ТО, выполненные на основе экспериментальных данных, показали, что при различных соотношениях расходов греющего газа и чистого воздуха величина этой эффективности мала и не превосходит уровня $\varepsilon \approx 0,3$. Для повышения эффективности ТО были проведены расчетные и конструктивные проработки различных способов его модернизации.

Разработана одномерная стационарная математическая модель для расчета по средним параметрам рекуперативного ТО на основе

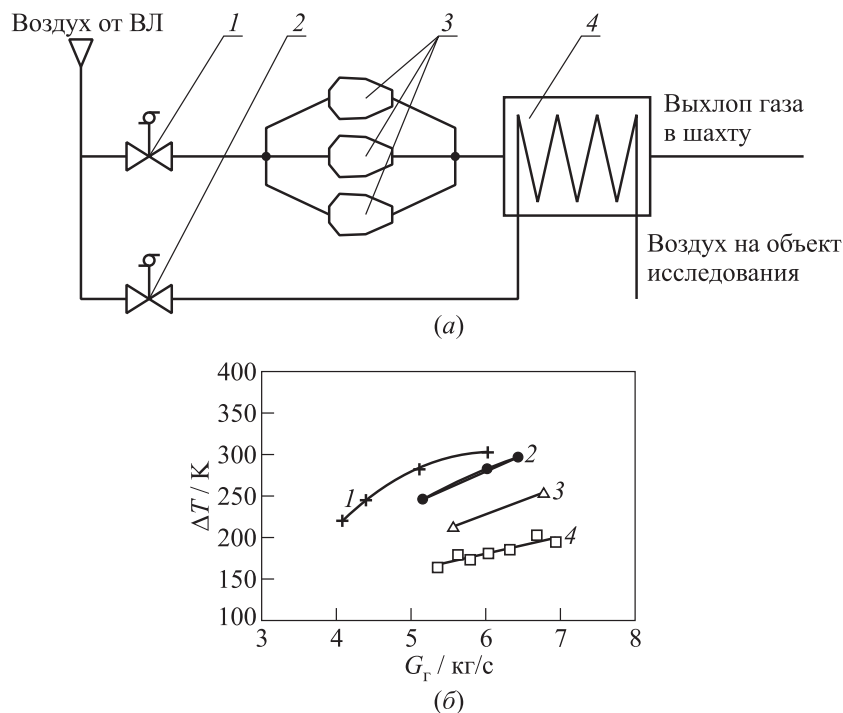


Рис. 1 Схема (а) (1 и 2 — приемные задвижки; 3 — КС рекуперативного подогревателя воздуха; 4 — газозвдушной кожухотрубный ТО) и параметры (б) (1 — $G_{\text{в}} = 2,3$; 2 — 3,0; 3 — 3,9; 4 — $G_{\text{в}} = 5,7$) ТО 1-й ступени подогрева воздуха стенда У-6

соотношений теплового баланса и критериальных зависимостей, характеризующих теплообмен в газовом и воздушном трактах. Модель идентифицирована по экспериментальным данным на разных режимах работы ТО. В табл. 1 дано сравнение величин подогрева воздуха в ТО, полученных опытным путем и в результате расчета на разных режимах. С использованием этой модели рассмотрены возможные способы повышения эффективности газозвдушной ТО стендовой системы подогрева воздуха.

Один из достаточно простых способов — изменение схемы течения греющего газа с одноходового на трехходовое, при котором газ прохо-

Таблица 1 Подогрев воздуха в ТО (ΔT) на различных режимах

G_g , кг/с	G_r , кг/с	ΔT , К	
		Эксперимент	Расчет
5,7	5,35	164	177
	5,63	179	179
	5,78	173	181
	6,03	181	183
	6,32	185	185
	6,68	203	188
	6,94	194	190
3,9	5,57	213	219
	6,77	254	228
3,0	5,15	245	245
	6,01	283	253
	6,43	297	257
2,3	4,07	219	235
	4,38	245	269
	5,1	282	277
	6,03	303	286

дит от начала к концу ТО (первый ход), затем поворачивает назад и доходит до начала (второй ход), затем снова поворачивает и течет в первоначальном направлении к выходу ТО (третий ход). Технологически это осуществляется следующим образом: к концам труб в трубных досках на входе и выходе ТО привариваются дугообразные трубные переключки, образующие трехходовую схему течения газа. При этом внутреннее пространство ТО и площадь теплопередачи остаются неизменными, уменьшается лишь площадь проходного сечения газового тракта.

Было определено, что в зависимости от режима работы коэффициент теплоотдачи в тракте греющего газа α_r в 2,7–5 раз выше коэффициента теплоотдачи в воздушном тракте α_b . Поскольку коэффициент теплопередачи определяется, главным образом, меньшим по значению коэффициентом теплоотдачи, то применение такой схемы течения теплоносителей не приведет к заметному повышению эффективности теплообмена. Так, для ТО с трехходовой схемой течения

греющего газа увеличение температуры воздуха на выходе из ТО не превышало $\Delta T_{\text{в}} \approx 20\text{--}30$ К. Таким образом, полученный результат делает такой подход к повышению эффективности газозвдушного ТО нецелесообразным.

Обзор предлагаемых различными кампаниями промышленных теплообменных аппаратов показал, что в основном они рассчитаны на более низкие температуры теплоносителей — не более 570 К. Более того, условия эксплуатации в стендовых условиях предъявляют достаточно жесткие требования к конструкции и параметрам ТО. Это и кратковременное превышение предельных температур греющего газа на входе в ТО, и большая длительность работы ТО на предельных температурах (до 3 ч и более), и циклическая смена режимов работы ТО и др.

Для значительного повышения уровня подогрева воздуха требуется разработка нового стендового ТО, который должен обладать не только большей тепловой эффективностью, но также быть надежным

и достаточно компактным для его привязки к существующим стендовым системам. В технической литературе по теплообменным аппаратам отмечается, что наиболее эффективными и компактными являются пластинчатые и пластинчато-ребристые теплообменники.

Поэтому в качестве варианта рассмотрен пластинчатый ТО (ПТО), состоящий из газовых блоков, во внутренних полостях которых течет греющий газ (рис. 2). Каждый газовый блок представляет собой параллелепипед высотой H , шириной a и длиной L с толщиной стенки $\delta_w = 2$ мм. Пространство между газовыми блоками является воздушным трактом с течением воздуха перпендикулярно направлению движения газа (перекрестная схема тока).

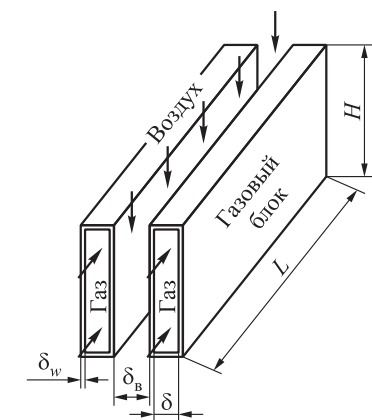


Рис. 2 Схема матрицы ПТО

Для оценки эффективности такого теплообменника разработана упрощенная математическая модель матрицы ПТО и проведены расчеты вариантов ПТО с различными геометрическими параметрами

матрицы газовых блоков. Определено, что существенное повышение эффективности ПТО обеспечивается при площади теплопередающей поверхности матрицы $S \approx 100 \text{ м}^2$. В этом случае при температуре греющего газа на входе 1100 К подогрев воздуха в ПТО в зависимости от режима работы составляет $\Delta T_{\text{в}} \approx 360\text{--}530 \text{ К}$, а эффективность достигает уровня $\varepsilon \approx 0,73$. Однако при конструктивно-технологической проработке ПТО возник ряд технологических и эксплуатационных трудностей: подвод и отвод теплоносителей, обеспечение герметичности конструкции, вопросы прочности и вибраций и пр. Создание такого ПТО требует значительного усложнения его конструкции, стендовой компоновки, технологии изготовления, обязательного применения специальных конструкционных материалов с повышенными жаростойкостью и жаропрочностью.

При рассмотрении других вариантов было определено, что одним из наиболее рациональных путей является создание рекуперативного кожухотрубного теплообменника с висящими U-образными трубами, в котором компенсация термических расширений конструкции обеспечивается свободным перемещением трубного пучка. Предварительные конструктивно-технологические проработки показали достаточную простоту реализации такого ТО, в том числе и потому, что основными теплопередающими элементами его конструкции являются стандартные изделия металлопроката.

При проработке ТО с U-образными трубами принята следующая схема течения теплоносителей: по трубам течет нагреваемый воздух, а по межтрубному пространству, разделенному сегментными перегородками, — греющий газ (схема перекрестного тока с общим противотоком). Результаты расчетных оценок с учетом особенностей стендовой компоновки показали целесообразность использования двух последовательно со-

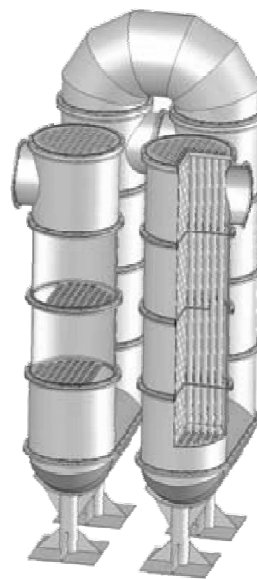


Рис. 3 Общий вид ТО с U-образными трубами

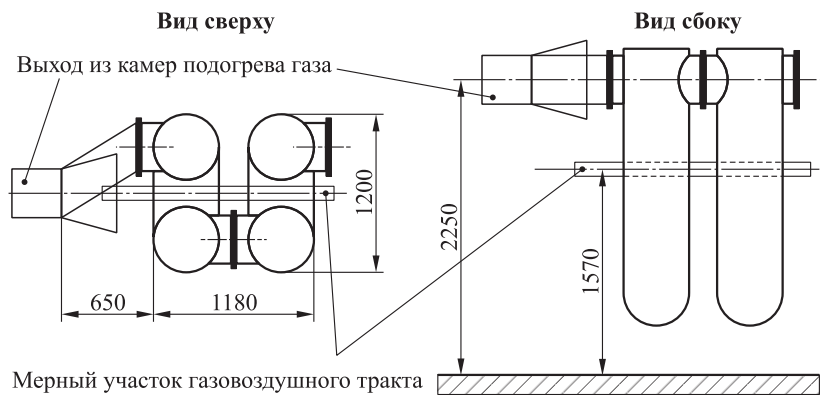


Рис. 4 Компоновка двух U-образных кожухотрубных ТО. Размеры указаны в миллиметрах

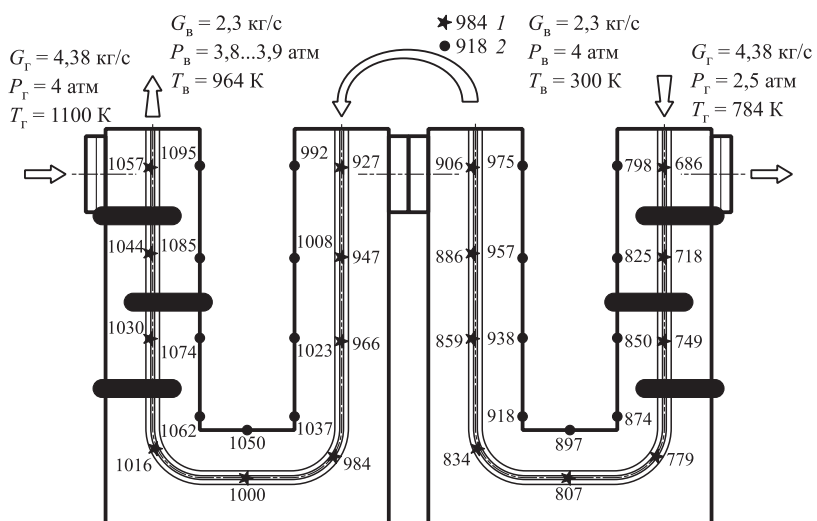


Рис. 5 Температуры корпуса и воздушных труб U-образного ТО: 1 — температура стенок трубок (К); 2 — температура стенки корпуса (К)

единенных кожухотрубных теплообменников с U-образными трубами (рис. 3 и 4). Подогрев воздуха в двух таких теплообменниках с температурой греющего газа на входе 1100 К и требуемом соотношении расходов греющего газа и воздуха работы составляет $\Delta T_{\text{в}} \approx 660$ К, эффективность достигает уровня $\varepsilon \approx 0,8$, а температуры стенок трубного пучка и кожуха ТО не превышают 1060 К (рис. 5), что позволяет применять нержавеющие сплавы не только типа ВЖ-98, но и 12Х1810Т.

Таким образом, расчетные исследования и конструктивно-схемные проработки показали, что в качестве газоздушного теплообменника системы подогрева воздуха на стенде У-6 целесообразно использовать кожухотрубный теплообменник с U-образными трубами. Создание такого теплообменного аппарата позволит значительно, по сравнению с существующим, повысить температуры нагрева чистого воздуха до $T_{\text{в}} = 700\text{--}950$ К, что позволит испытывать модели и узлы высокоскоростных и высокотемпературных ВРД без использования огневых подогревателей при имитации условий работы до $M = 3\text{--}4$.

**Разработка и экспериментальная проверка
методики проведения испытаний
на климатическом стенде демонстрационного
двигателя с электроприводными агрегатами
и перспективной системой автоматического
управления**

А. С. Бельков, М. М. Жигунов

В настоящее время одним из приоритетных направлений развития авиадвигателестроения является создание так называемого «электрического» двигателя, т. е. газотурбинного двигателя с развитой электросистемой, позволяющей перевести двигательные системы, ранее использовавшие гидравлическую или пневматическую энергию, на электричество. Для проведения экспериментальных исследований новых технологий, обеспечивающих «электрификацию» газотурбинных двигателей (ГТД), на базе климатического стенда У-7М отделения 300 совместно с отделением 500 создан стендовый комплекс, включающий в себя:

- климатический стенд У-7М с термобарокамерой ($H = 0-4500$ м, $t_{\text{вх}} = -50-+60$ °С), топливной, воздушной и другими системами;
- двигатель-демонстратор АИ-25ТЛ, оснащенный штатной системой топливопитания, но имеющий возможность перехода на электроприводную систему подачи топлива, а также оборудованный электроприводными агрегатами механизации газового тракта — входным направляющим аппаратом (ВНА) компрессора и клапанами перепуска воздуха из-за 3-й и 5-й ступеней компрессора (КПВ-3 и КПВ-5);
- демонстрационную электроприводную систему автоматического управления (ДСАУ), состоящую из цифрового регулятора со встроенной математической моделью двигателя, датчиков дви-

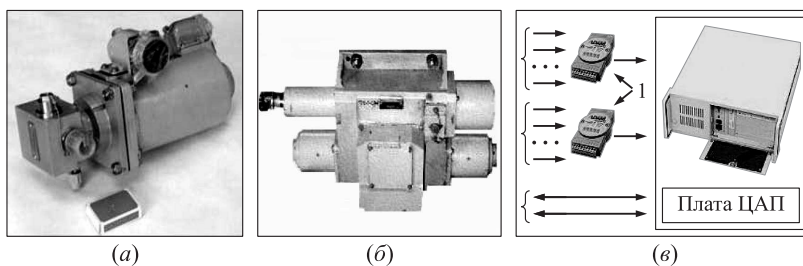


Рис. 1 Характеристики электроприводных агрегатов: (а) электроприводный насос КБ «Электропривод» (г. Киров) ОМКБ (г. Омск): $N = 3$ кВт, $n_{\max} = 12\,000$ об/мин, $G_{\text{т max}} = 1000$ кг/ч, $P_{\text{вх}} = 3\text{--}5$ кг/см², $P_{\text{max}} = 70$ кг/см²; (б) электропривод НА КБ «Электропривод» (г. Киров): $N = 0,14$ кВт, $n_{\max} = 12\,000$ об/мин, усилие = 100 кг, ход = 50 мм, $V_{\max} = 25$ мм/с и (в) цифрового регулятора на базе компьютера «ROBO-2000», ЦИАМ: быстродействие — 2,2 ГГц, оперативная память — 226 МБ, такт выдачи решения — 33 мс, входных каналов — 10, выходных каналов — 12

гательных параметров, электроприводных агрегатов и их блоков управления (рис. 1).

Для эффективного проведения исследовательских работ в области автоматического управления, возможного лишь при оперативном изменении состава подключаемой к двигателю аппаратуры САУ и комплекта датчиков, разработана специальная методика проведения испытаний, которая позволяет проводить реконфигурацию САУ в процессе испытаний, в том числе без останова двигателя. Для обеспечения безопасности испытаний во время реконфигурации ДСАУ двигатель может переводиться на работу от штатной САУ или в режим ручного управления расходом топлива. Перечисленные требования и условия к испытаниям реализуются аппаратными и программными средствами, а также технологией проведения испытаний.

Общее управление испытаниями производится с пульта управления, на котором имеется блок переключения САУ — «Электроприводная или Штатная» и подключаются соответствующие исполнительные механизмы (рис. 2). Имеется двухсторонний обмен информацией между цифровым регулятором ДСАУ и управляющим компьютером

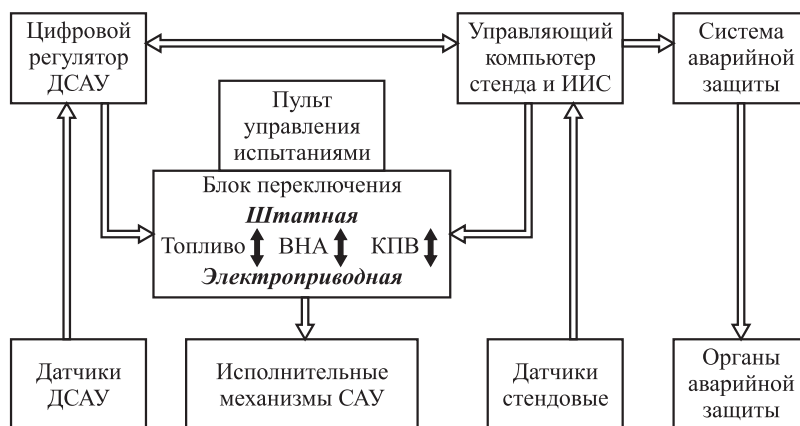


Рис. 2 Принципиальная схема управления испытаниями

стенда, который при необходимости производит аварийный останов двигателя.

Аппаратные средства для проведения испытаний содержат агрегаты, обеспечивающие переключение систем управления с электроприводной на штатную и обратно, а также средства контроля, фиксирующие состояние органов управления переключением (рис. 3).

Основной проблемой при переключении систем является организация перехода с подачи топлива в камеру сгорания работающего двигателя штатным насосом на подачу топлива насосом высокого давления электроприводной САУ и обратно. Данная проблема была решена благодаря тому, что отключенная от двигателя система топливопитания находится в состоянии «горячий» резерв и перепускает топливо на эквивалент форсунок (ЭФ), таким образом, при одинаковых расходах топлива переключение систем не вызывает изменений параметров двигателя.

В состав программного обеспечения электронного регулятора ДСАУ входит полная поэлементная математическая модель двигателя, а также специальные программные модули, которые позволяют во время проведения экспериментальных исследований изменять программы управления любыми исполнительными механизмами ДСАУ. Благодаря встроенной математической модели реализована возмож-

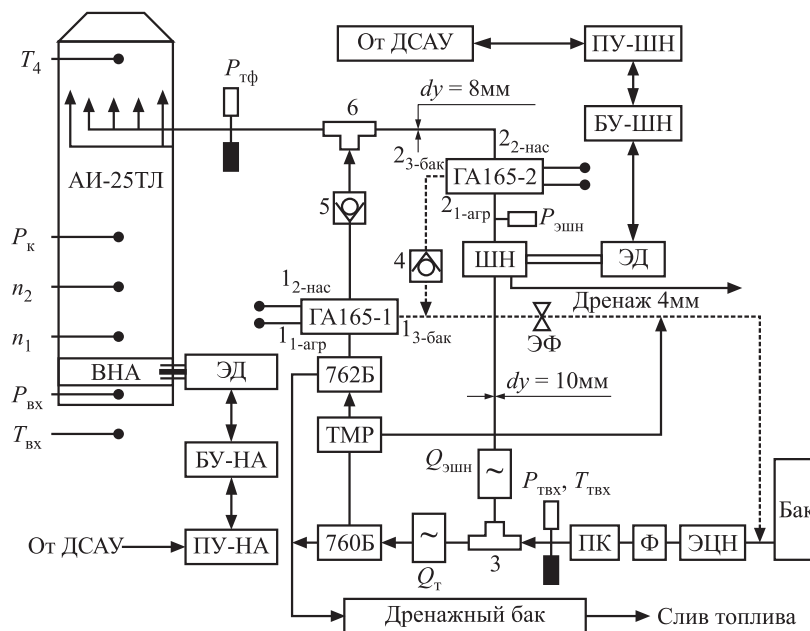


Рис. 3 Организация подачи топлива в двигатель при реконфигурации САУ: 1 и 2 — электромагнитные краны переключения ГА-165-1 и ГА165-2; 3 и 6 — тройники; 4 и 5 — обратные клапаны; 760Б — топливный насос; 762Б — регулятор; ЭЦН — подкачивающий насос; ШН + ЭД — электроприводной шестеренный насос; ПУ-ШН, БУ-ШН и ПУ-НА, БУ-НА — пульты и блоки управления шестеренным насосом и входным НА; ПК — пожарный кран; ЭФ — эквивалент топливных форсунок; Ф — фильтр

ность управления двигателем по неизмеряемым параметрам и при отказах датчиков.

Для проведения экспериментальных исследований разработана двухэтапная технология проведения испытаний, включающая:

- подготовительный (технологический) этап с подачей топлива электроприводным насосом на эквивалент форсунок;
- работа электроприводной САУ в режиме управления двигателем.

На подготовительном этапе проводится проверка перед испытаниями в составе двигателя работоспособности всех электроприводных агрегатов, т.е. подача топлива электроприводным насосом, перемещение лопаток направляющего аппарата компрессора и срабатывание клапанов перепуска воздуха. Соответственно, на этом же этапе проводятся все автономные испытания агрегатов.

При успешном завершении поверочных операций подготовительного этапа производится запуск АИ-25ТЛ от ДСАУ или штатного регулятора и выход на режим малого газа. Далее выполняются задачи по текущей программе испытаний.

Для обеспечения безопасности при проведении испытаний двигателя АИ-25ТЛ с демонстрационной САУ существует система аварийной защиты, основанная на автоматическом прекращении подачи топлива в основную камеру сгорания (ОКС) в следующих случаях:

- при превышении двигателем любого из параметров: температуры газа за турбиной низкого давления, частоты вращения компрессора или вентилятора;
- при помпаже.

Прекращение подачи топлива в ОКС происходит путем одновременного принудительного переключения на штатную систему топливоснабжения и включения электромагнитного клапана останова двигателя, находящегося в магистрали штатной топливной системы.

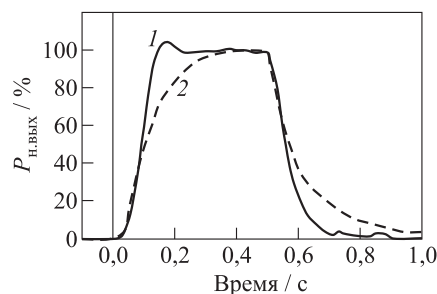


Рис. 4 Переходные процессы по давлению за насосом при разных способах регулирования электроприводом: 1 — регулятор частоты; 2 — регулятор тока

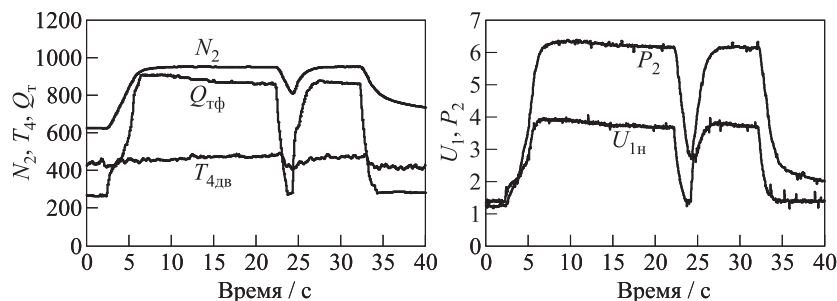


Рис. 5 Изменение параметров АИ-25ТЛ при приемистости, встречной приемистости и сбросе газа

Основываясь на приведенной методике, были проведены следующие виды экспериментальных работ:

- автономные испытания всех электроприводных агрегатов;
- испытания двигателя-демонстратора с ДСАУ.

Автономные испытания электроприводных агрегатов включали в себя работы по определению статических (расходных и мощностных) и динамических (при различных законах регулирования) характеристик системы подачи топлива с электроприводным насосом (рис. 4), динамических характеристик электропривода ВНА и перекладки КПВ.

Испытания двигателя-демонстратора с ДСАУ содержали работы по определению дроссельных характеристик двигателя и определению характеристик двигателя на переходных режимах работы (рис. 5).

Совершенствование методов и средств имитации неоднородности потока на входе в экспериментальный газогенератор

Н. Н. Захаров, Б. М. Клинский, Л. И. Семерняк

В настоящее время актуальной стала задача разработки методов и средств имитации неоднородного потока на входе в экспериментальный газогенератор. По сравнению с проводимыми ранее исследованиями двигателей имитация неоднородности на входе в газогенератор является более сложной задачей по причинам:

- наличия у газогенератора значительно большей относительной величины втулки на входе по сравнению с двигателем, вследствие чего в цилиндрическом входном стендовом трубопроводе скорости потока имеют существенно меньшее значение;
- отсутствия достоверных данных о структуре потока на выходе из вентилятора газотурбинного двигателя (ГТД) перед входом в компрессор газогенератора.

В качестве примера ниже рассмотрено решение указанной задачи имитации неоднородного потока на входе в экспериментальный газогенератор с приведенным расходом $G_{в.пр} = 24$ кг/с.

В табл. 1 заданы условия полета и моделирования окружной и радиальной неравномерностей, которые необходимо было воспроизвести на входе в экспериментальный газогенератор при испытаниях на высотном стенде Ц-4Н.

По результатам испытаний модели имитатора входного устройства М 1:7 была предложена геометрическая форма и размеры канала натурного имитатора для стенда Ц-4Н (рис. 1). Предложенная схема имитатора представляет собой комбинацию из участка канала постоянной площади диаметром $D_0 = 500$ мм, диффузорного участка протяженностью 280 мм со степенью диффузорности 1,41 и конфузорного в конце имитатора. Для создания окружной неравномерности были рекомендованы сегментные интерцепторы: № 1 с относительной площадью затенения потока $\overline{F} = 11\%$ (для моделирования максимальной величины ожидаемых возмущений потока на максимальном ре-

Таблица 1 Условия полета и моделирования окружной и радиальной неравномерностей

Номер интерцептора	Условия полета и режим работы	Условия моделирования	Тип интерцептора	Относительная площадь и высота интерцептора
1	Старт, взлет ($H_{\max}$, $M_{\min}$) и маневр $G_{\text{в.пр}} = 24$ кг/с, $N_{\text{пр}} = 100\%$	Окружная неравномерность $\Delta\sigma_0 = 3\%$	Сегментный, перед коком на расстоянии 164 мм	$\bar{F} = 11\%$, $h/R = 0,334$ (h — высота сегмента, R — радиус трубы)
2	Маневр, «малый газ» $G_{\text{в.пр}} = 11$ кг/с	Окружная неравномерность $\Delta\sigma_0 = 3\%$	Сегментный, перед коком на расстоянии 164 мм	$\bar{F} = 34,5\%$, $h/R = 0,7666$ (h — высота сегмента, R — радиус трубы)
3	Старт, взлет $G_{\text{в.пр}} = 24$ кг/с	Радиальная неравномерность $\Delta\sigma_p = 3\%$	Кольцевой на коке в сечении $X = 251$ мм	$\bar{F} = 15\%$, $h = 37,5$ мм — высота кольцевого интерцептора

жиме работы двигателя) и № 2 с $\bar{F} = 34\%$ (для моделирования максимальной величины ожидаемых возмущений потока на режиме малого газа при динамическом маневрировании самолета), а для моделирования радиального поля был рекомендован кольцевой интерцептор с $F = 15\%$.

Схема установки интерцепторов в натурном имитаторе неоднородности потока показана на рис. 1.

Таким образом:

- интерцептор № 1 (сегмент), устанавливаемый в проставке $D = 500$ мм имеет площадь затенения 11%;
- интерцептор № 2 (сегмент), устанавливаемый в проставке $D = 500$ мм имеет площадь затенения 34,5%.

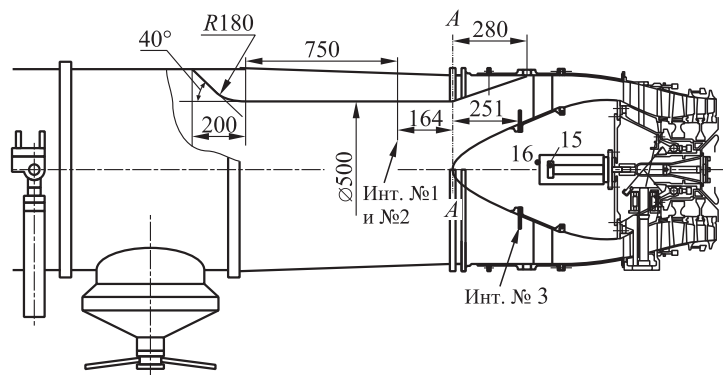


Рис. 1 Схема секции канала натурального имитатора с интерцепторами для газогенератора. Размеры указаны в миллиметрах

По принятой в России методике для определения параметров окружной неравномерности вычисляется среднее по радиусу значение полного давления, измеренного с помощью каждой радиальной гребенки, установленной в контрольном сечении:

$$p_r^* = \frac{1}{1 - \bar{r}_h^2} \int_{\bar{r}_h}^1 p^* d\bar{r}^2.$$

Здесь $\bar{r} = r/r_t$; $\bar{r}_h = r_h/r_t$; r — текущее значение радиуса; r_h — радиус втулки в мерном сечении; r_t — периферийный радиус канала.

На графике распределения давления по окружности $p_r^*(\varphi)$ выделяют зоны давления, в пределах которых оно ниже среднего уровня $p_r^* < p_m^*$ (участок между точками φ_1 и φ_2 на рис. 2).

Среднее значение полного давления в контрольном сечении определяется по формуле:

$$p_m^* = \frac{1}{2\pi} \int_{0_i}^1 p_r^* d\varphi.$$

Определяется средний уровень полного давления в пределах зоны пониженных давлений:

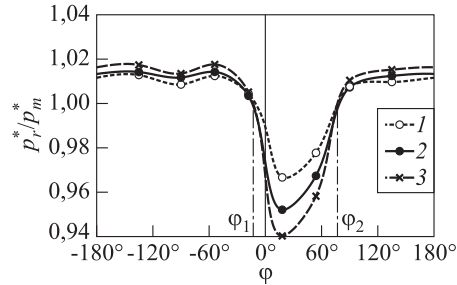


Рис. 2 Распределение среднего по радиусу полного давления по углу φ за интерцептором № 1 в натурном канале экспериментального газогенератора: 1 — $G_{в.пр} = 16,88$ кг/с; 2 — 19,84; 3 — $G_{в.пр} = 22,23$ кг/с

$$p_0^* = \frac{1}{\varphi_2 - \varphi_1} \int_{\varphi_{1i}}^{\varphi_2} p_r^* d\varphi.$$

В качестве параметров окружной неравномерности принимаются значения:

- относительная разница между средними уровнями полного давления в сечении и на участке $(\varphi_1 - \varphi_2)$:

$$\Delta \bar{\sigma}_0 = \frac{p_m^* - p_0^*}{p_m^*} 100\%;$$

- относительная протяженность зоны пониженных давлений:

$$\bar{\varphi}_0 = \frac{\varphi_2 - \varphi_1}{2\pi}.$$

Принято считать, что в случае $0,167 < \bar{\varphi}_0 < 1,0$ (т.е. если $\varphi_0 > > 60$), второй параметр не оказывает влияния на чувствительность компрессора к воздействию стационарной окружной неравномерности потока.

О структуре неоднородности потока, создаваемой пластинчатым интерцептором № 1, можно судить по графикам на рис. 2. Из их рассмотрения следует, что в данном случае реализовалась окружная неравномерность поля полных давлений с одной зоной повышенных потерь (пониженного полного давления), которая повернута относительно оси симметрии сегментного интерцептора примерно на 18° по часовой стрелке.

Многочисленные исследования, проведенные в России, по изучению неоднородности потока показали, что величина параметра окружной неравномерности $\Delta\bar{\sigma}_0$ зависит от способа аппроксимации полного давления, измеренного радиальными гребенками, степени равномерности расположения радиальных гребенок по окружности и количества приемников на радиальной гребенке. При исследовании модели имитатора полное давление потока за интерцептором измерялось с помощью восьми радиальных гребенок, равномерно расположенных по окружности, т.е. через $\Delta\varphi = 45^\circ$. В проведенных испытаниях на стенде Ц-4Н полное давление за интерцептором также измерялось с помощью восьми радиальных гребенок, но они располагались неравномерно по окружности. Поэтому, чтобы сравнение модельных и натурных испытаний было корректно, полное давление, измеренное за интерцептором на стенде Ц-4Н, аппроксимировалось на каждом радиусе по окружности и по найденной зависимости $P^*(\varphi)$ определялись значения функции для дискретных углов $\varphi = 0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ, 180^\circ, 225^\circ, 270^\circ$ и 315° . Найденные значения функции $P^*(\varphi)$ для этих углов использовались в расчетах параметра окружной неравномерности по программе.

Зависимость параметра окружной неравномерности полного давления за интерцептором № 1 от приведенного расхода воздуха, полученная в испытаниях на стенде Ц-4Н, представлена на рис. 3, а. Там

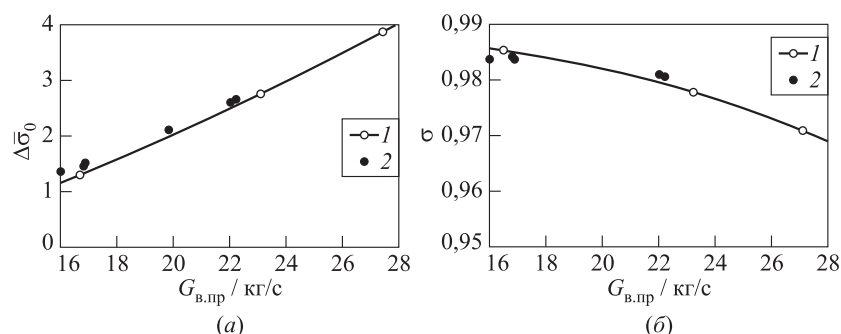


Рис. 3 Сравнение параметра окружной неравномерности (а) и коэффициента полного давления (б) за интерцептом № 1 в модели имитатора (1) и в натурном канале экспериментального газогенератора Ц-4Н (2)

же для сравнения приведены данные модельных испытаний. Из сопоставления модельных и натурных испытаний имитатора неоднородности потока с интерцептором № 1 можно отметить хорошее согласование экспериментальных данных по параметру окружной неравномерности $\Delta\bar{\sigma}_0$.

Также хорошо согласуются данные экспериментальных исследований модельного и натурального имитаторов неоднородности потока с интерцептором № 1 по коэффициенту полного давления σ (рис. 3, б).

В качестве примера на рис. 4 показаны изобары потока за интерцептором № 1 в контрольном сечении при значении приведенного расхода воздуха $G_{пр} = 22,23$ кг/с.

Развитие радиальной неоднородности зависит от формы канала. Эффект растекания, который присутствует при генерировании неоднородности с помощью кольцевого интерцептора, установленного на расширяющемся теле (коке), требует большей степени затенения потока по сравнению с моделированием радиальной неоднородности в канале с постоянным распределением площади по длине. В этой связи результаты, полученные ранее при моделировании радиальной неравномерности в цилиндрических каналах (модель М 1:7), для случая моделирования привтулочной радиальной неравномерности не пригодны.

Моделирование радиальных привтулочных полей полного давления для компрессора производилось с помощью кольцевого интерцептора № 3, установленного на коке газогенератора (см. рис. 1).

По техническим требованиям кольцевой интерцептор должен моделировать радиальное поле полного давления перед компрессором газогенератора при приведенном расходе воздуха $G_{в.пр} = 24$ кг/с в соответствии с данными, полученными расчетным путем. На рис. 5 приведены: расчетное распределение привтулочного радиального поля полного давления, экспериментальное распределение полного дав-

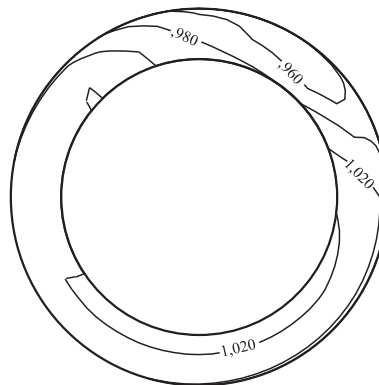


Рис. 4 Изобары потока за интерцептором № 1 ($G_{в.пр} = 22,23$ кг/с)

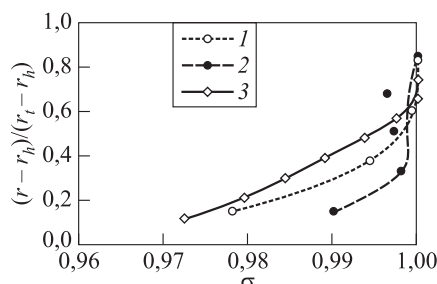


Рис. 5 Сравнение радиального распределения полного давления в модельном (1) ($G_{в.пр} = 23,7$ кг/с) и натурном (2) имитаторах стенда Ц-4Н ($G_{в.пр} = 22,057$ кг/с) с интерцептором №3 с расчетными значениями полного давления перед компрессором газогенератора (3)

ления в модели имитатора за кольцевым интерцептором №3 и экспериментальное распределение полного давления за интерцептором №3 в натурном имитаторе на стенде Ц-4Н. Из анализа полученных данных следует, что радиальное привтулочное поле полного давления за кольцевым интерцептором №3 в модели имитатора удовлетворительно согласуется с заданным расчетным полем. В то же время в испытаниях натурного имитатора на стенде Ц-4Н с интерцептором №3 при максимальном значении приведенного расхода топлива $G_{в.пр} = 22$ кг/с профиль полного давления за интерцептором №3 не достиг заданного расчетного распределения. Объясняется это двумя причинами:

- (1) газогенератор на стенде Ц-4Н при $N_{пр.макс} = 100\%$ не достиг расчетного значения расхода воздуха $G_{в.пр} = 24$ кг/с, на который рассчитывался интерцептор №3;
- (2) в модельных и натурных испытаниях не моделируется относительная высота кольцевого интерцептора h_r/δ . Здесь h_r — высота кольцевого интерцептора, а δ — толщина пограничного слоя перед интерцептором.

Число Рейнольдса в модельных испытаниях почти на порядок ниже условий стенда Ц-4Н. По этой причине $(h_r/\delta)_m > (h_r/\delta)_n$. Здесь индексы m и n относятся к модельным и натурным условиям испытания соответственно.

Имеющиеся экспериментальные данные показывают, что в области $h/\delta < 2$ параметры окружной и радиальной неравномерностей зависят от относительной толщины пограничного слоя. В этой области значений h_r/δ увеличение относительной толщины пограничного слоя (уменьшение h_r/δ), приводит к уменьшению параметра окружной и радиальной неравномерностей.

При установке сегментного интерцептора в цилиндрический канал условия моделирования относительной высоты интерцептора не нарушаются, так как течение на цилиндрической поверхности канала автомодельно по числам Рейнольдса, поэтому выполняется условие:

$$\left(\frac{h_r}{\delta}\right)_m > \left(\frac{h_r}{\delta}\right)_n.$$

Использование гидравлического динамометра для отбора мощности от ротора высокого давления турбореактивного двухконтурного двигателя при испытаниях на стенде Ц-4Н

А. Б. Агарков, Б. М. Клинский, А. Н. Овсянников

При эксплуатации двигателя на летательном аппарате от его ротора отбирается часть мощности на привод различных агрегатов, таких как генераторы переменного и постоянного тока, гидронасосы и т. д. Отбор мощности в одновальной конструкции газотурбинного двигателя (ГТД) производится от ротора двигателя, в двухвальных конструкциях турбореактивного (ТРД) и турбореактивного двухконтурного (ТРДД) двигателях — от ротора высокого давления. В ряде случаев отбор мощности может заметно повлиять на ряд таких важных параметров двигателя, как температура газа перед и за турбиной, скольжение роторов, величины запасов газодинамической устойчивости компрессоров, тяга и удельный часовой расход топлива.

В соответствии с рядом нормативных документов оценка высотно-скоростных характеристик авиационных ГТД в имитируемых полетных условиях в термобарокамерах (ТБК) высотных стендов должна производиться как без учета, так и с учетом нормируемого отбора мощности. Для современных типов ТРДД величины максимальных отборов мощности от ротора двигателя достигают $N = 250$ л.с. и более.

На практике для имитации отбора мощности от ротора ГТД при стендовых испытаниях наибольшее применение получила гидравлическая нагрузка. Мощность, потребляемая гидروпомпой, определяется через производительность помпы и перепад давлений между полостями входа и выхода (рис. 1):

$$N = \frac{\Delta P Q_{\text{гидросмесь}}}{450\eta} \text{ [л.с.]} \quad \text{или} \quad N = 1,635 \frac{\Delta P Q_{\text{гидросмесь}}}{\eta} \text{ [Вт]},$$

где ΔP измеряется в дан/см²; $Q_{\text{гидросмесь}}$ — расход гидросмеси (л/мин); $\eta = 0,7-0,9$ — полный коэффициент полезного действия (КПД) гидروпомпы.

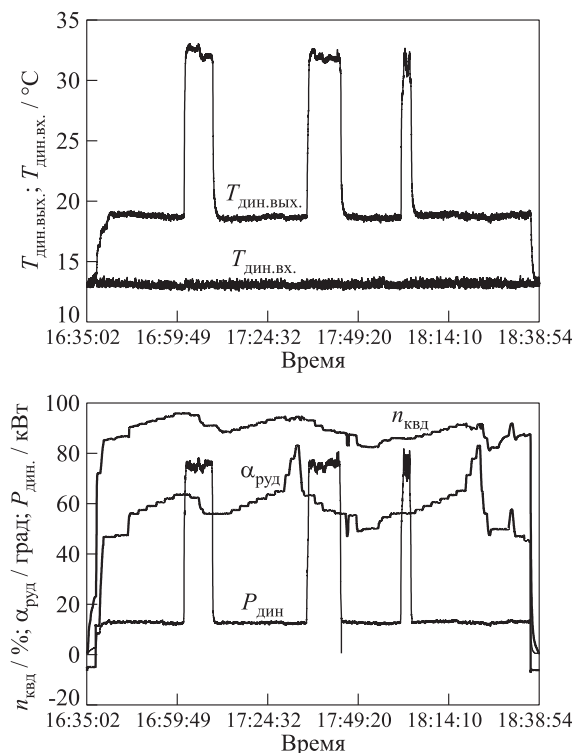


Рис. 1 Зависимость температуры воды на входе и выходе из гидравлического динамометра от режимов работы гидравлического динамометра

При работе такой системы гидросмесь типа АМГ-10 может существенно нагреваться, что обуславливает необходимость ее дополнительного охлаждения. Для этого используют промышленную неподогретую воду. С учетом погрешностей измеряемых величин ΔP , $Q_{\text{гидросмесь}}$ и приближенной оценки величины полного КПД гидронасоса погрешность оценки мощности составляет не менее 5%.

При электрической нагрузке в качестве потребителя используется штатный электрогенератор, установленный на валу коробки привода агрегатов (как правило, постоянного тока). Изменяя нагрузочное сопротивление электрической цепи, можно изменять величину снимаемой мощ-

ности. Сопротивление можно регулировать как дискретно, так и плавно. При плавном регулировании в цепь включается пакет сопротивлений для достижения необходимой мощности. В случае плавного регулирования вместо сопротивлений используется реостат.

Ниже рассматривается возможность и первый опыт применения гидравлического динамометра компании КАНН (США) модели 061-109-385 в ходе высотных испытаний ТРДД на высотном стенде Ц-4Н ФГУП ЦИАМ. Для исследования основных эксплуатационных характеристик ТРДД требовалось обеспечить определение высотно-скоростных характеристик, а также процесса запуска двигателя с режима авторотации и встречного запуска как без отбора мощности от ротора высокого давления, так и с имитацией отбора мощности от ротора высокого давления.

Для обеспечения испытаний ТРДД с отбором мощности в ТБК Ц-4Н компоновка гидравлического динамометра модели 061-109-385 фирмы КАНН была адаптирована:

- с рессорой передачи мощности от воздушного стартера к ротору высокого давления (ВД) ТРДД;
- со стендовой водяной системой, обеспечивающей фильтрацию и подачу на вход в динамометр воды из пожарно-технического коллектора и слив из динамометра воды в дренажную систему стенда в количестве до 3000 л/ч при отборах мощности до $N = 100$ кВт;
- со стендовой автоматизированной информационно-измерительной системой (АИИС), в которой принимались, регистрировались, вычислялись и отображались в реальном масштабе времени основные контролируемые параметры динамометра.

Отбираемая мощность рассчитывалась в зависимости от измеренной величины крутящего момента и скорости вращения ротора по следующей формуле:

$$P = \frac{Mn}{9550} \text{ [кВт]},$$

где P — отбираемая мощность; M — крутящий момент (Н·м); n — скорость вращения ротора (об/мин).

На основании проведенных испытаний ТРДД с имитацией отбора мощности с помощью гидравлического динамометра модели 061-109-385 можно сделать заключение о том, что эксплуатационные характеристики динамометра модели 061-109-385 фирмы КАНН позволяют

рассматривать его как перспективное стендовое устройство, которое можно использовать для отбора мощности при испытаниях ТРДД и их газогенераторов:

- максимальная отбираемая мощность 335 кВт;
- максимальная скорость вращения вала 22 000 об/мин;
- максимальный рабочий крутящий момент 230 Н·м;
- максимальный крутящий момент на валу 610 Н·м;
- вес гидротормоза 34 кг;
- габариты $262 \times 341,5 \times 242$ мм;
- устройство для проведения калибровки динамометра по крутящему моменту.

Динамометр может эксплуатироваться при пониженных давлениях в ТБК (проверен в ТБК Ц-4Н до высоты $H = 15$ км) и при температуре окружающей среды 54–93 °С.

Важнейшим контролируемым эксплуатационным параметром гидравлического динамометра является температура воды на выходе из динамометра и на входе в динамометр.

По условиям эксплуатации динамометра температура воды на входе в динамометр не должна превышать 32 °С; на выходе из динамометра — 60 °С.

На рис. 1 представлены: временные зависимости изменения температуры на входе $T_{\text{дин.вх}}$ и выходе из динамометра $T_{\text{дин.вых}}$, оборотов ротора ВД $n_{\text{КВД}}$, угла положения регулятора управляющего давления $\alpha_{\text{руд}}$, мощности, отбираемой динамометром $P_{\text{дин}}$ в условиях работы двигателя $H = 0$, $M = 0$, $P_{\text{вх}}^* = 0,98$ кПа, $T_{\text{вх}}^* = 288$ К, $P_{\text{тбк}} = 0,98$ кПа.

Из рассмотрения рис. 1 видно, что температура воды:

- на входе в динамометр от пожаротехнического источника в процессе проведения испытаний ТРДД составляла примерно 13 °С, что соответствовало норме по условиям эксплуатации динамометра;
- на выходе из динамометра $T_{\text{дин.вых}}$ в указанных выше условиях изменялась в пределах 23–33 °С, что не превышает предельное значение для динамометра 60 °С, и, как и ожидалось, в основном зависела от величины отбираемой мощности $P_{\text{дин}}$. Так, при изменении величины отбора мощности от 12,7 до 76,5 кВт температура воды на выходе из гидродинамометра увеличилась на 14 °С с 18,5 до 32,5 °С.

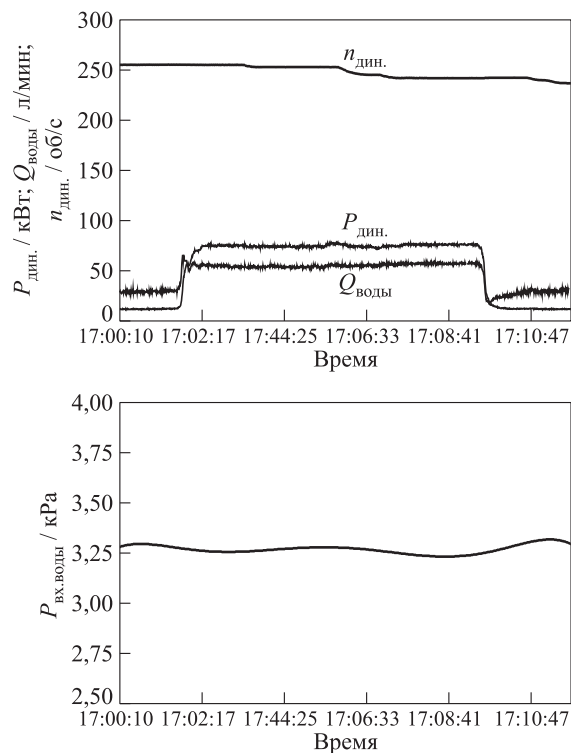


Рис. 2 Зависимость отбираемой мощности $P_{\text{дин}}$ от эксплуатационных факторов динамометра

В свою очередь, мощность, отбираемая гидродинамометром, определяется расходом воды, прокачиваемым через насос гидродинамометра. Эту зависимость наглядно иллюстрирует рис. 2.

По результатам испытаний в ТБК стенда Ц-4Н зарубежного ТРДД было показано следующее:

- (1) при $M = \text{const}$ и $H = \text{const}$ относительная величина отбора мощности при постоянной величине $N_{\text{отб}} \approx 75$ кВт возрастает с уменьшением режима работы двигателя. Так, для условий полета, соответствующих $H = 8$ км, $M = 0,4$ на режиме $\bar{n}_{\text{КВДпр}}(T=288) = 88\%$, величина относительного отбора мощ-

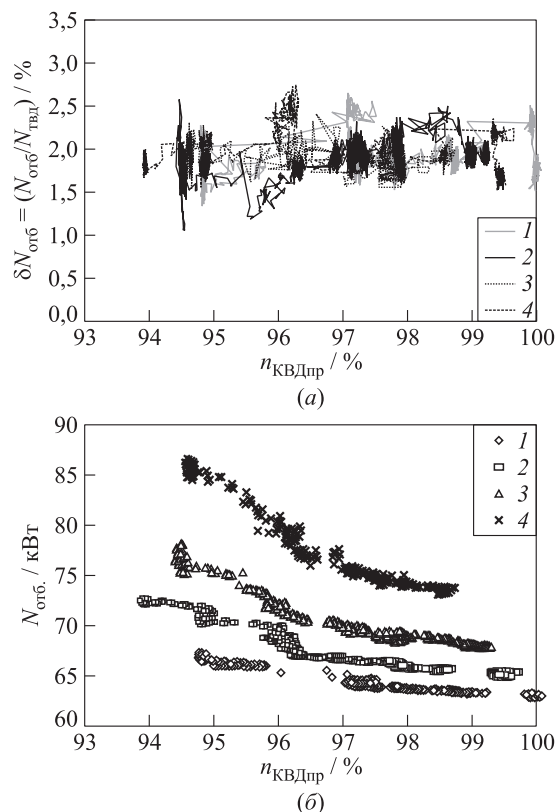


Рис. 3 Зависимости изменения относительной величины отбора мощности с помощью гидравлического динамометра от режима работы и условий на входе в ТРДД: 1 — $H = 0$ км, $M = 0$, $P^* = 96,6$ кПа, $T^* = 287,9$ К; 2 — $H = 8$ км, $M = 0,85$, $P^* = 56,5$ кПа, $T^* = 287,6$ К; 3 — $H = 8$ км, $M = 0,4$, $P^* = 39,8$ кПа, $T^* = 258,5$ К; 4 — $H = 11,5$ км, $M = 0,5$, $P^* = 25,2$ кПа, $T^* = 236,0$ К

ности $\delta N_{отб}$ составляет 2%, а на режиме $\bar{n}_{КВДпр}(T=288) = 98\%$ составляет 1%, т. е. уменьшается в 2 раза (рис. 3);

- (2) при уменьшении полного давления на входе в двигатель $P_{вх}^*$ относительная величина отбора мощности при $N_{отб} = const$ возрастает. Так, на режиме работы ТРДД при $\bar{n}_{КВДпр}(T=288) = 98\%$ в

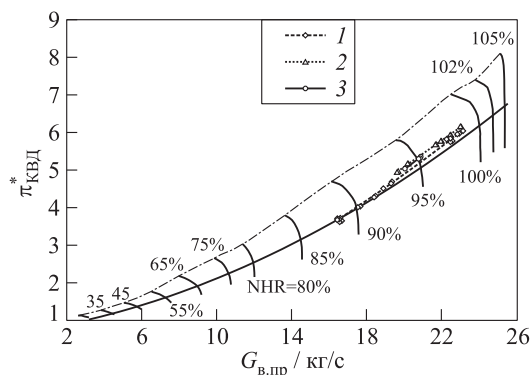


Рис. 4 Характеристика КВД ТРДД в зависимости от величины отбора мощности и отбора воздуха от КВД; $H = 8$ км; $M = 0,85$: 1 — $P_{вх}^* = 57,2$ кПа, $T_{вх}^* = 287,4$ К, $N_{отб} = 0$ кВт, $G_{в.отб} = 0\%$; 2 — $P_{вх}^* = 57,4$ кПа, $T_{вх}^* = 287,7$ К, $N_{отб} = 75$ кВт, $G_{в.отб} = 2,5\%$; 3 — $P_{вх}^* = 56,9$ кПа, $T_{вх}^* = 287,8$ К, $N_{отб} = 0$ кВт, $G_{в.отб} = 2,5\%$

условиях $H = 11,5$ км, $M = 0,5$ относительная величина отбора мощности (при $N_{отб} = 75$ кВт) равна $\delta N_{отб} = 1,6\%$, а в условиях $H = 0$, $M = 0$ на таком же режиме работы испытанного двигателя она составляет всего $0,4\%$ (см. рис. 3);

- (3) в проверенных условиях $H = 8$ км, $M = 0,85$ отбор мощности от ротора ВД компрессора ВД (КВД) практически не оказывает влияние на изменение положения линии равных расстояний (ЛРР) на характеристике компрессора низкого давления (КНД). При этом на характеристике КВД отмечается некоторое смещение ЛРР на характеристике компрессора в сторону границы устойчивых режимов работы, которое соответствует изменению коэффициента режима на $\Delta K_y = +1,55\%$ (рис. 4).

Разработка стенда для полунатурных испытаний электроприводной демонстрационной системы смазки газотурбинного двигателя

А. С. Бельков, Н. К. Аксенов

Масляная система авиационного двигателя может стать одной из систем, переведенных на электрический привод в процессе реализации концепции «электрического» двигателя. Это позволит оптимизировать прокачку масла на всех режимах работы двигателя за счет исключения жесткой связи с частотой вращения вала двигателя. По результатам предварительных оценок применение электрического привода позволит существенно улучшить характеристики масляной системы на режимах запуска двигателя, авторотации и останова, улучшить температурное состояние масляной и топливной систем, повысить эффективность сепарации масловоздушной смеси и др. На протяжении нескольких лет ЦИАМ проводит исследовательские работы, целью которых является «электрификация» различных систем двигателя. Экспериментальные исследования реализованных технических решений проходят на базе двигателя-демонстратора АИ-25ТЛ, поэтому внедрение электроприводов в масляной системе будет также проходить на этом двигателе, схема штатной маслосистемы которого приведена на рис. 1.

На предварительном этапе было решено оценку эффективности работы электроприводной маслосистемы и разработку алгоритмов управления ее агрегатами проводить на полунатурном масляном стенде. С этой целью на базе установки У-375 отделения 300 совместно с отделением 500 разработан испытательный стенд, схема которого максимально приближена к схеме масляной системы двигателя-демонстратора АИ-25ТЛ.

Стенд состоит из следующих основных элементов (рис. 2): экспериментальной полости 1, электродвигателя привода ротора 2, системы подачи и откачки масла, системы подачи воздуха и системы суфлирования.

Экспериментальная полость 1 разделена щеточными уплотнениями 3 и 4 на масляную 5 и две предмасляные 6 и 7 полости. Внут-

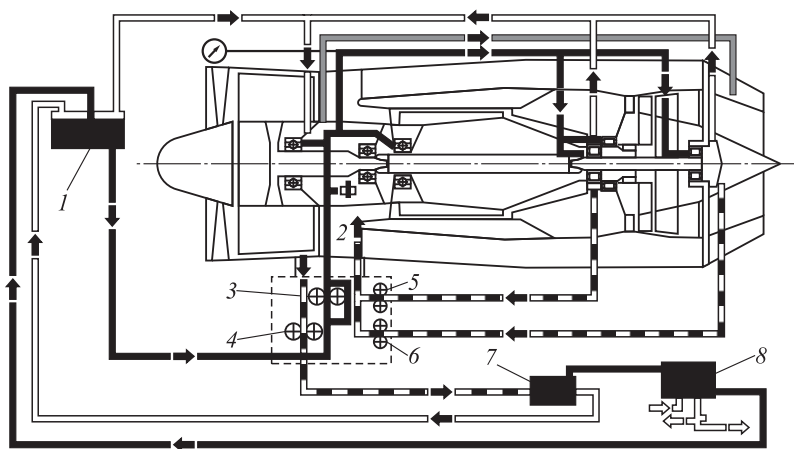


Рис. 1 Схема масляной системы двигателя-демонстратора АИ-25ТЛ: 1 — масляный бак; 2 — коробка приводов; 3 — нагнетающая секция маслоагрегата; 4–6 — откачивающие секции маслоагрегата; 7 — воздухоотделитель; 8 — топливомасляный теплообменник

ри полости 1 на подшипниковых опорах 8 расположен ротор 9, который приводится во вращение через мультипликатор 10 (коэффициент мультипликации $i = 16$) электродвигателем 2.

Масло из маслобака 11 подается на вход экспериментального электроприводного нагнетающего насоса 12, далее через масловодяной теплообменник 13 и фильтр тонкой очистки 14 масло, разделенное на три потока, подается через форсунки 15 в масляную полость 5 для охлаждения подшипниковых опор 8 и щеточного уплотнения 4. Из масляной полости масловоздушная смесь откачивается двумя экспериментальными электроприводными насосами 16 и 17 в дренажный бачок 18. Из бачка 18 масловоздушная смесь откачивается экспериментальным электроприводным насосом 19 и далее через фильтр грубой очистки 20 поступает в маслобак 11, конструкция которого обеспечивает отделение воздуха от масла и стравливание данного воздуха через суфлер 21 в атмосферу.

Для предотвращения перетекания масла через щеточные уплотнения 3 и 4 из масляной полости 5 в предмасляные полости 6 и 7 в обе предмасляные полости подается воздух с избыточным давлением

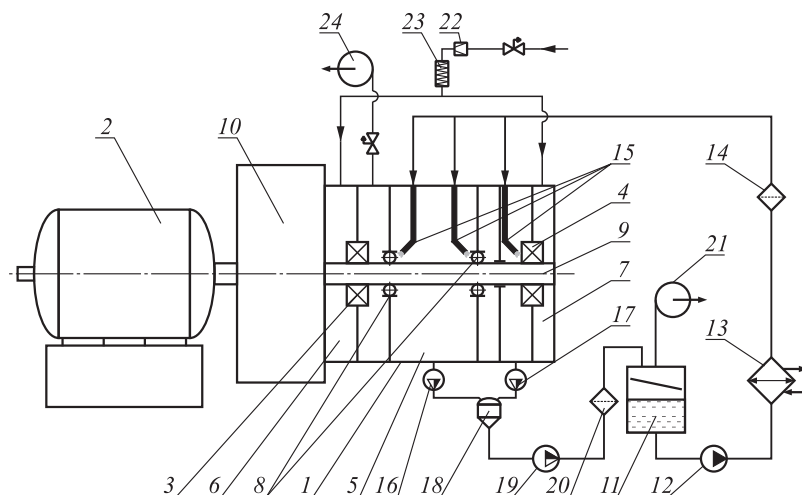


Рис. 2 Схема демонстрационной электроприводной маслосистемы: 1 — экспериментальная полость; 2 — электродвигатель привода ротора ($N = 90$ кВт, 1500 об/мин); 3, 4 — щеточные уплотнения; 5 — масляная полость; 6, 7 — предмасляные полости; 8 — подшипниковые опоры ротора; 9 — ротор; 10 — мультипликатор привода ротора; 11 — маслобак; 12 — экспериментальный электроприводной нагнетающий масляный насос; 13 — масловодяной теплообменник; 14 — фильтр тонкой очистки; 15 — форсунки; 16, 17, 19 — экспериментальные электроприводные откачивающие масляные насосы; 18 — дренажный бачок; 20 — фильтр грубой очистки; 21 — суфлер маслобака; 22 — мерная шайба; 23 — электрический подогреватель; 24 — суфлер масляной полости

от компрессора через мерную шайбу 22 и электрический подогреватель 23. Воздух из масляной полости отводится через суфлер 24 в атмосферу.

Отличия данной схемы от схемы масляной системы двигателя-демонстратора АИ-25ТЛ состоят лишь в отсутствии приводного воздухоотделителя (7 на рис. 1), его функции выполняет статический конструктивный элемент маслобака 11 (см. рис. 2) и в расположении теплообменника, на АИ-25ТЛ он находится перед маслобаком, в стендовой схеме за маслобаком. Данные особенности оказывают влияние только на характер теплообменных процессов в маслобаке, но не влияют на работу насосов.

Экспериментальные электроприводные насосы:

- нагнетающий насос 12 — шестеренный масляный насосный агрегат промышленного исполнения производительностью до $1,6 \text{ м}^3/\text{ч}$ с асинхронным трехфазным электродвигателем мощностью 1,5 кВт;
- откачивающие насосы 16 и 17 (откачка из опор турбин высокого (ТВД) и низкого (ТНД) давления) — шестеренные масляные насосные агрегаты промышленного исполнения производительностью до $1,6 \text{ м}^3/\text{ч}$ с асинхронными трехфазными электродвигателями мощностью по 1,5 кВт каждый;
- откачивающий насос 19 (откачка из масляной полости коробки приводов)
- шестеренный масляный насосный агрегат промышленного исполнения производительностью до $2,5 \text{ м}^3/\text{ч}$ с асинхронным трехфазным электродвигателем мощностью 2,2 кВт.

Максимальная частота вращения всех насосов 1450 об/мин, изменение ее величины производится индивидуальным векторными преобразователями частоты со встроенными PLC-контроллерами E2-8300.

Экспериментальные электроприводные насосы подобраны таким образом, чтобы они соответствовали по своим напорным характеристикам штатным насосам двигателя- демонстратора, входящих в состав маслоагрегата.

Рабочей средой при проведении экспериментальных работ было масло МС-8П, являющееся основным маслом для применения на двигателе АИ-25ТЛ.

В табл. 1 приведены параметры, регистрируемые во время проведения испытаний, диапазон и средства измерений этих параметров.

При испытаниях измерение сигналов с перечисленных средств измерения и регистрация данных осуществляется стендовой системой измерений с помощью автоматизированной системы сбора данных СПРУТ-ПК-У375, в качестве которой применена модульная измерительная система LTC фирмы «L-card», Москва (№ Госреестра 18837-99). В ее состав входят измерительные модули, установленные в монтажном крейте, который соединен с ПЭВМ типа IBM PC. С помощью специализированного программного обеспечения (СПО) «СПРУТ», работающего в операционной среде WINDOWS-XP, осуществляется управление работой СПРУТ-ПК-У375.

Таблица 1 Параметры демонстрационной электроприводной маслосистемы

Параметр	Диапазон измерения	Средство измерения
Расход масла:		
– за нагнетающим насосом, л/с	0,08–0,4	ТРД-9
– через 1-ю форсунку (на подшипник 1), л/с	0,012–0,06	ТРД-5
– через 2-ю форсунку (на подшипник 2), л/с	0,012–0,06	ТРД-5
– через 3-ю форсунку (на уплотнение), л/с	0,006–0,025	ТРД-3
Давление масла:		
– перед нагнетающим насосом, кг/см ² , ата	0–2,0	ADZ
– за нагнетающим насосом, кг/см ² , ати	0–6,0	ADZ
– перед откачивающим насосом, кг/см ² , ата	0–2,0	ADZ
– откачивающим насосом, кг/см ² , ати	0–6,0	ADZ
Давление:		
– в масляной полости, кг/см ² , ати	0–1,0	ADZ
– в предмасляной полости, кг/см ² , ати	0–4,0	ADZ
– за компрессором, кг/см ² , ати	0–6,0	ИКД-27
Перепад давления воздуха на мерной шайбе, кгс/см ²	0–0,6	ИКД-27
Температура масла:		
– перед нагнетающим насосом, °C	0–150	ТХК
– за нагнетающим насосом, °C	0–150	ТХК
– перед откачивающим насосом, °C	0–150	ТХК
– за откачивающим насосом, °C	0–150	ТХК
Температура воздуха:		
– за компрессором, °C	0–100	ТХК
– за подогревателем, °C	0–200	ТХК
Частота вращения:		
– электродвигателя привода ротора масляной полости, об/мин	0–1000	ДТЭ-1
– нагнетающего масляного насоса, об/мин	0–1450	—
– откачивающих масляных насосов, об/мин	0–1450	—

Отработка технологии проведения испытаний на полунатурном стенде позволит в дальнейшем перейти к испытаниям электроприводной масляной системы на полноразмерном двигателе-демонстраторе.

Разработки и исследования экспериментальной модели высокоскоростного углеводородного прямоточного воздушно-реактивного двигателя на режимах дозвукового горения

*Ю. М. Шихман, В. Е. Шлякотин, К. Е. Митрофанов, С. Ф. Ладыгин,
В. Г. Муравьев*

В ЦИАМ разработана экспериментальная модель высокоскоростного углеводородного прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) для стендовых испытаний при $M_n = 4-7$ и проведен первый этап испытаний варианта неохлаждаемой модельной камеры сгорания этого двигателя со сверхзвуковым потоком воздуха на входе, параметры которого соответствовали условиям работы двигателя при $M_n = 4,0-4,2$. Испытания проводились на стенде У-6 ЦИАМ по схеме присоединенного воздухопровода с использованием комбинированной системы подогрева воздуха в рекуперативном газоздушном подогревателе до $T = 510-630$ К и в огневом керосиновом подогревателе без кислородной компенсации. Получены данные по рабочему процессу для режимов стабилизированного дозвукового горения в диапазонах температуры газифицированного керосина $P_T T_{\text{топл}} = 700-790$ К и коэффициентов избытка топлива $\phi_{\text{кс}} = 0,6-0,82$, имитирующих условия запуска камеры сгорания (КС) с прогретыми стенками.

1 Введение

Исследования последних лет продемонстрировали возможности создания ПВРД, работающих на жидких углеводородных эндотермических топливах (ЭТ) вплоть до $M_n = 6-7$ с обеспечением допустимых температур конструкции. За рубежом этим исследованиям уделяется большое внимание как одному из основных направлений разработки перспективных образцов авиакосмической техники [1]. В ЦИАМ разработана модель экспериментального углеводородного высокоскоростного ПВРД с осесимметричной КС, предназначенного для стендовых испытаний при $M_n = 4-7$, и показана возможность работы такого двигателя на ЭТ и на керосиновом топливе как аналоге ЭТ [2, 3].

В углеводородном ПВРД химические реакции превращения топлива при нагреве с разложением, при горении топлива (жидких или газообразных углеводородов) и продуктов термодеструкции протекают со значительным влиянием неравновесности — по крайней мере, большим, чем в водородном двигателе. Поэтому признано необходимым при разработках модельного двигателя для повышения эффективности рабочего процесса обеспечить достаточно большие размеры проточного тракта, но такие, чтобы экспериментальный двухрежимный гиперзвуковой ПВДР (ДГПВРД) мог быть испытан на существующих стендах ЦИАМ без их существенной модернизации [3].

Проточный тракт экспериментального двигателя выполняется осесимметричным: во-первых, как одна из возможных схем реализации такого двигателя и, во-вторых, для упрощения конструкции на начальном этапе разработок высокоскоростных ПВРД с ЭТ. Особенностью проекта является организация процесса смешения и горения по диффузионной схеме со стабилизацией пламени на отрывных зонах, охлаждаемая секционная КС с теплообменниками-реакторами конвективной топливной системы охлаждения, пространственный воздухозаборник повышенной степени сжатия, сочетание охлаждаемых и не охлаждаемых элементов проточного тракта. Двигатель работает на углеводородных жидких топливах (керосин, ЭТ типа н-октан и др.), подвергающихся термодеструкции при нагреве. За рубежом использование физического и химического хладоресурса керосиновых топлив широко рассматривается в исследованиях перспективных высокоскоростных ВРД и в разработках экспериментальных двигателей для летных испытаний, например, керосин JP-7 для «HyFly» и X-51A [4, 5].

Основные задачи экспериментов — изучение рабочего процесса в КС ВРД, использующих углеводородное топливо повышенного хладоресурса, на примере двигателя достаточно простой схемы, отработка эффективного рабочего процесса при сжигании газифицированных в системе охлаждения проточного тракта жидких топлив и продуктов термодеструкции с обеспечением работоспособности двигателя, отработка принципов конструирования и технологии изготовления охлаждаемых топливом высокотемпературных узлов проточного тракта, накопление опытных данных по рабочему процессу в высокоскоростных ПВРД, совершенствование методов стендовых испытаний высокоскоростных ПВРД, разработка идентифицированных математических

моделей и др. Необходимый этап этих исследований — испытания модели КС с неохлаждаемыми стенками проточного тракта для определения эффективности выгорания газифицированного углеводородного топлива и отработки процессов воспламенения и стабилизации горения. В дальнейшем, необходимо изготовление КС с топливной системой охлаждения и комплексное исследование такой модели в условиях стендовых испытаний.

В статье представлены основные результаты начального этапа исследований осесимметричной модельной неохлаждаемой КС, имеющей многопоясную систему подачи нагретого и газифицированного керосина с моделированием параметров потока на входе $M_{\text{вх}} \approx 1,9$, $T^* = 910\text{--}955\text{ К}$ и $P^* = 0,47\text{--}0,52\text{ кПа}$, соответствующих условиям работы при $M_{\text{н}} = 4,0\text{--}4,2$. Камера испытана на стенде экспериментального комплекса У6 ЦИАМ по схеме присоединенного воздухопровода (ПВП) с использованием комбинированной системы подогрева воздуха в рекуперативном газоздушном подогревателе до $510\text{--}630\text{ К}$ и дополнительно в огневом керосиновом подогревателе без кислородной компенсации.

2 Модель экспериментальной камеры сгорания

Проточный тракт осесимметричной модельной КС общей длиной $\approx 1,6\text{ м}$ состоял из четырех основных участков (рис. 1): первого участка-изолятора длиной $0,4\text{ м}$, диаметрами канала 73 мм на входе и 75 мм на выходе, второго участка с диаметром канала на выходе 90 мм длиной 210 мм , кольцевого нишевого стабилизатора (НС) с глубиной ниши 25 мм у передней вертикальной стенки, 20 мм у задней стенки и длиной ниши 100 мм , участка выгорания с постоянным диаметром 100 мм и длиной 915 мм . Толщина неохлаждаемых стенок 10 мм , материал — 12Х18Н10Т.

Топливо подавалось через пять поясов струйных форсунок, всего 46 форсунок. Первый, второй и третий пояса размещены на топливоподающих пилонах-стабилизаторах (ТПС) с задними кромками толщиной $10\text{--}12\text{ мм}$, расположенных эшелонировано по периметру и длине второго участка перед НС. Четвертый пояс расположен на стенке перед НС, пятый — на днище ниши. Пояса подачи топлива и схема расположения форсунок в тракте КС показаны на рис. 1.

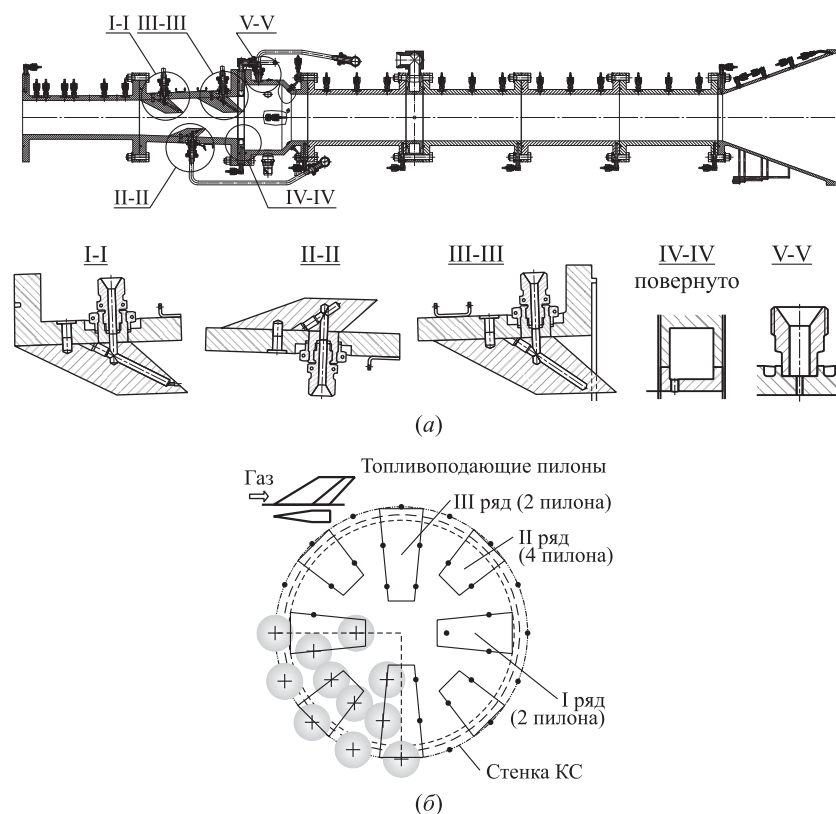


Рис. 1 Модель осесимметричной КС высокоскоростного углеводородного ПВРД: (а) общий вид, I-III — пилоны I, II и III поясов подачи топлива, IV — пристеночная подача перед НС, V — подача топлива в нишу; (б) схема расположения форсунок в тракте, вид навстречу потоку, • и + — форсунки, темные зоны — единичные камеры форсунок для четверти сечения тракта

3 Предварительные испытания стабилизаторов модельной камеры сгорания

Важным этапом создания модельной КС и подготовке ее стендовых испытаний были предварительные исследования элементов системы подачи топлива и стабилизации пламени — нишевого стабилиза-

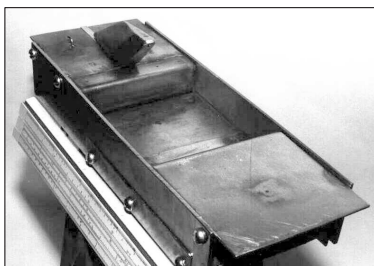


Рис. 2 Модель топливоподающего пилона и НС

тора и топливоподающих пилонов-стабилизаторов. Для этих исследований их индивидуальных свойств и особенности совместной работы изготовлена плоская неохлаждаемая модель системы «НС + ТПС» (рис. 2).

Размеры моделей ТПС и НС соответствовали размерам в модельной КС. Ширина торца у основания пилона 15 мм и 10 мм у вершины, внутренняя полость пилона является коллектором для четырех форсунок на боковых стенках. Топливо может также подаваться через две форсунки на торце; возможна совместная подача через боковые и торцевые форсунки. Нишевый стабилизатор шириной 100 мм, допускающий изменение длины от 70 до 100 мм и глубины полости ниши от 15 до 30 мм, выполнен в виде плоского аналога вырезки кольцевого НС модельной камеры. Перед нишей располагаются топливный коллектор и пять струйных форсунок, возможна установка ТПС. На стенках модели установлены термопары для измерений температур стенок и выполнены отверстия для измерений давлений и отборов проб газа.

Испытания стабилизаторов проводились в открытом воздушном потоке на стенде У-6 с использованием керосина РТ в качестве модельного ЭТ. Наиболее критичны для стабилизации пламени режимы работы при пониженных температурах и дозвуковых скоростях в КС, соответствующих $M_n = 3,5-4$, т.е. при начале работы ПВРД. Поэтому числа Маха обдувающего воздушного потока изменялись до $M_{в\max} = 0,6-0,7$ при температурах воздуха $T_в = 300-620$ К и газифицированного топлива и продуктов термодеструкции (ПТД) с $T_{топл} = 450-1000$ К.

Выявлены особенности обтекания пилона при вдуве струй топлива с боковых стенок, получены режимы стабилизированного горения ПТД керосина РТ с $T = 845$ К и степенью разложения $Z \approx 0,7$ в потоке воздуха с $T_v = 530$ К и $M_v = 0,25$, а также режимы с нестационарными факелами горения испаренного керосина РТ за торцем пилона при меньших температурах воздуха.

При испытаниях модели НС получено устойчивое горение газифицированного керосина в широком диапазоне чисел Маха воздуха $M_v = 0,15\text{--}0,65$ при $T_v = 600\text{--}610$ К и температуре топлива $T_{\text{топл}} = 590$ К. Определено, что распространение пламени во внешний поток при горении в полости ниши, начавшееся при $M_v \approx 0,15$, сохранялось до чисел Маха $M_v \approx 0,65$ и больших, а срыв пламени был получен только при значительном увеличении расхода топлива (на границе богатого срыва).

В опытах с моделью «НС + ТПС» параметры режимов были следующими: эквивалентные коэффициенты избытка топлива $\phi_{\text{стенд}} = 0,12\text{--}1,4$, $T_v = 520\text{--}620$ К, $M_v = 0,1\text{--}0,6$, $T_{\text{топл}} = 420\text{--}900$ К, $Z = 0\text{--}0,3$. Вследствие влияния следа за пилоном на отрывную зону в нише получено сужение области стабилизированного горения по M_v и $\phi_{\text{стенд}}$. Для устранения этого влияния предложена подпитка топливом отрывной зоны стабилизатора — дополнительная подача топлива в НС с боковой стенки. Определено, что на режимах с $\phi_{\text{стенд}} > 0,25$ при подпитке ниши расходом топлива 8%–17% от суммарного стабилизаторы модели «НС + ТПС» при всех параметрах воздуха и топлива обеспечивают устойчивое стабилизированное горение. Электрическая свеча в нише при всех M_v инициализирует горение топлива, подаваемого перед нишей и с пилонa, и может использоваться в модельной КС. На режимах с $\phi_{\text{стенд}} < 0,25$ в условиях пониженных по сравнению с $M_n = 4$ температур воздуха получены срывы горения для $M_v > 0,4\text{--}0,45$ и отсутствие воспламенения при повторном розжиге на тех же скоростях обдува.

Установлено также, что при совместной подаче топлива с боковых стенок и торца пилонa-стабилизатора расширяется (по сравнению с вариантом без впрыска топлива с торца) область параметров воздушного потока, при которых корень горящего факела за пилоном находится вблизи торца, в том числе и у верхней кромки пилонa (рис. 3), что необходимо для повышения эффективности горения в модельной КС. Однако в исследованном диапазоне изменения $T_{\text{топл}}$ не выявлено

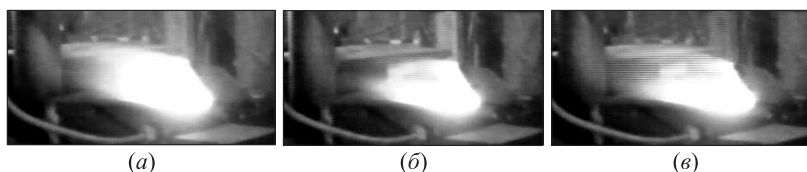


Рис. 3 Картины горения на стабилизаторах модели «НС + ТПС» при подаче газифицированного керосина через форсунки перед нишей (а), на боковых стенках (б) и торце пилона (в) ($M_{обд} = 0,44$, $T_{топл} = 700$ К)

заметного влияния температур топлива и ПТД на область параметров воздушного потока, в которой реализуются режимы стабилизированного горения.

4 Схема и методика испытаний модельной камеры сгорания

Традиционные схемы испытаний ПВРД и КС в условиях ПВП позволяют решить многие задачи отработки рабочего процесса. Тем не менее, при организации испытаний неохлаждаемой модели КС углеводородного ПВРД, имеющего систему охлаждения, необходимо учитывать требования предварительного нагрева топлива в топливном тракте системы охлаждения. И это требование вносит существенное отличие в схему и методику испытаний по сравнению с традиционными.

В неохлаждаемых моделях значительная часть тепла сгорания отводится от воздуха и продуктов сгорания в виде тепловых потоков в стенки проточного тракта и при малых $\phi_{кс}$ ее доля может быть очень большой, вследствие чего параметры потока могут заметно отличаться от параметров в охлаждаемом тракте. Этот недостаток может быть устранен за счет предварительного подогрева топлива до температур, соответствующих нагреву в системе охлаждения. Нагрев топлива требуется также для моделирования условий впрыска и процессов горения. Следовательно, необходимо, чтобы при испытаниях неохлаждаемой модели КС исходное жидкое топливо (керосин РТ) нагревалось, газифицировалось и, при необходимости, разлагалось с получением ПТД в специальном стендовом теплообменнике-реакторе.

Обычно в таких испытаниях топливо нагревают в специальных электрических, кауперных или газотопливных рекуперативных подогревателях [4]. Однако такие стендовые нагреватели громоздки, сложны в эксплуатации и энергоемки. Так, электрические подогреватели для расходов топлива более $G = 0,05\text{--}0,1$ кг/с требуют большой подводимой мощности, а кауперные — не обеспечивают условий стационарного режима. Отмеченные трудности существенно ограничивают возможности исследований на существующих стендах и по существующим методикам.

Проработки показали, что для упрощения технологии и уменьшения энергозатрат при испытаниях неохлаждаемых моделей для газификации жидкого топлива целесообразна интеграция стендовых систем нагрева топлива и воздуха с размещением подогревателя топлива в газовоздушном тракте стенда в нагретом воздушном потоке, поступающем в модель. Тогда подогрев топлива будет осуществляться за счет тепла воздуха, поступающего в двигатель, а в качестве подогревателя топлива возможно использование внешнего относительно двигателя теплообменника-реактора змеевикового типа (ТРЗТ), исследованного ранее [6].

В соответствии с этими проработками на стенде У-6 была реализована новая энергосберегающая схема испытаний неохлаждаемой модельной КС высокоскоростного ПВРД в условиях ПВП с нагревом топлива теплом газовоздушного потока, поступающего в испытываемую камеру. Газодинамический тракт стенда состоит из газовоздушного трехкамерного подогревателя с теплообменником-рекуператором для подогрева «чистого» воздуха, огневого подогревателя (ОП) и двухсекционного ТРЗТ для нагрева жидкого углеводородного топлива теплом газовоздушного потока перед моделью КС, ресивера и разгонного сопла ПВП, модельной КС, дроссельной заслонки на выходе для розжига КС. Схема системы топливопитания КС, объединенная с газодинамическим трактом стенда, показана на рис. 4, а фотография модельной камеры на стенде — на рис. 5.

Для обоснования этой схемы испытаний проведено расчетное исследование нестационарных параметров модели двигателя с неохлаждаемыми стенками и стендовых систем при имитации условий на входе, соответствующих числам Маха $M_n = 4\text{--}6$ и скоростными напорам $q_n = 30\text{--}120$ кПа [7]. Расчеты подтвердили возможность испытания неохлаждаемой модельной КС по исследуемой схеме с под-

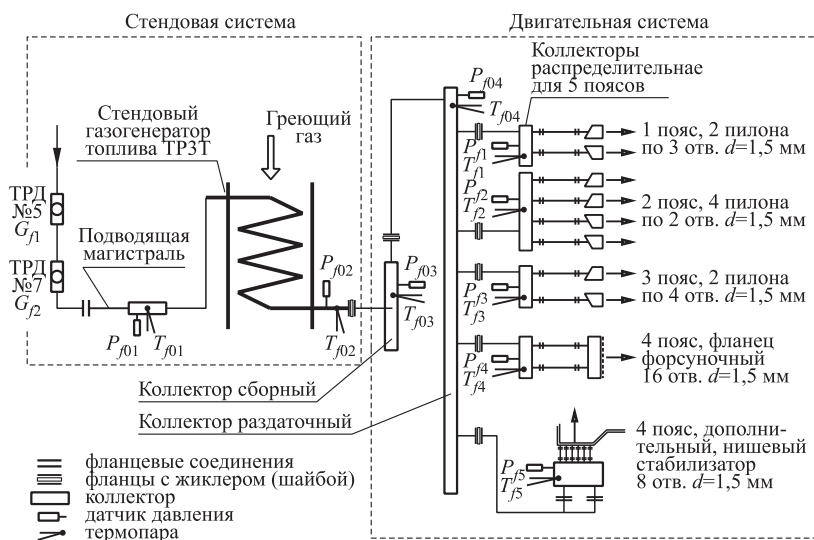


Рис. 4 Схема системы топливопитания модели КС ДГПВРД с обозначениями измеряемых параметров

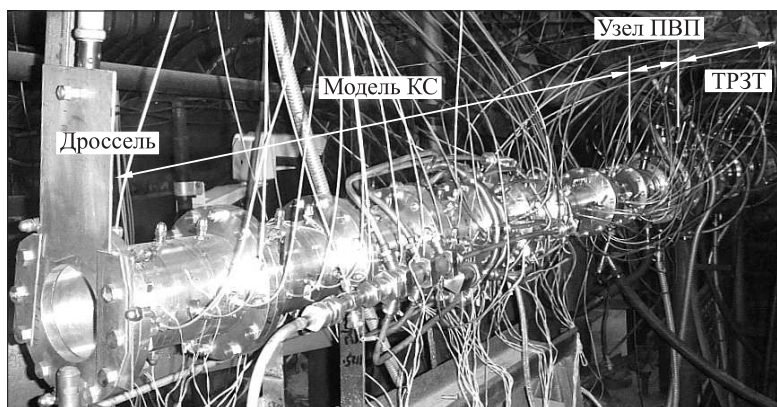


Рис. 5 Фотография модельной КС на стенде У-6

готовкой жидкого углеводородного топлива (нагрев и разложение) в стендовой системе с внешним ТРЗТ. Показана возможность нагрева керосина в газоздушном тракте с газификацией и разложением при $\phi_{\text{КС}} = 0,3\text{--}1,0$, $T_{\text{топл}} = 700\text{--}1100$ К и $Z \leq 0,9$. Определено, что максимальное время переходного процесса в ТРЗТ не превышает 45 с, причем после 15–20 с изменения параметров становятся слабо заметными, т.е. практически уже через 20 с от момента подачи топлива в ТРЗТ параметры нагретого топлива в коллекторах можно считать стационарными. Установлено, что переходные процессы в ТРЗТ не ограничивают время испытания КС по сравнению с временем прогрева стенок до предельных значений температур $T_w = 1100$ К, что позволяет в одном опыте получать данные для двух режимов с разными расходами топлива.

Оборудование стенда обеспечивает на входе в КС параметры воздушного потока, имитирующие полетные условия с числом Маха $M_n = 3,5\text{--}4,5$ и скоростными напорами $q_n = 30\text{--}60$ кПа. Типичная методика проведения испытания модельной КС состоит из следующих технологических операций (например, для двух рабочих режимов с разными расходами топлива):

- постепенный вывод рекуперативного подогревателя воздуха на режим с $T_v = 500\text{--}550$ К;
- запуск огневого подогревателя с предварительным нагревом газоздушного потока до $T_{\text{газ}} = 600\text{--}650$ К и подачей начального минимального расхода топлива в КС через ТРЗТ;
- быстрый вывод ОП на рабочий режим с $T_{\text{газ}} = 890\text{--}900$ К с одновременным установлением требуемого расхода топлива в КС;
- выдержка режимных параметров в течение 5–10 с и розжиг КС с помощью электросвечей (первый рабочий режим);
- второй этап выдержки параметров в течение 10–20 с для выполнения замеров на квазистационарном режиме;
- быстрое установление (при необходимости) другого расхода топлива в КС и повторное выполнение замеров, выключение ОП;
- выключение подачи топлива в КС;
- продувка азотом топливных магистралей;
- охлаждение стенок проточного тракта модельной КС.

В информационно-измерительной системе стенда при испытаниях модельной КС измерялось около 210 параметров — расходы, давления

и температуры рабочих тел, статические давления по тракту КС, температуры наружных поверхностей стенок КС. Метрологические исследования показали удовлетворительные характеристики используемых каналов ИИС У-6 со следующими уровнями погрешностей каналов:

- датчики давления разных типов — $\pm 0,3\text{--}0,7\%$;
- термопары — $\pm 0,8\%$;
- термосопротивления — $\pm 1\%$;
- датчики расходов керосина (ТДР) — $\pm 0,7\%$.

5 Основные результаты испытаний

Испытания осесимметричной неохлаждаемой модельной КС с многопоясной системой подачи нагретого и газифицированного керосина РТ проведены с параметрами потока на входе $M_{\text{вх}} \approx 1,9$, $T^* = 910\text{--}955$ К и $p^* = 4,7\text{--}5,2$ ат, имитирующими условия работы двигателя при $M_{\text{н}} = 4,0\text{--}4,2$. Распределение расходов топлива по поясам подачи соответствовало соотношению площадей проходных сечений топливных форсунок:

$$g_I : g_{II} : g_{III} : g_{IV} : g_V = 0,131 : 0,168 : 0,168 : 0,365 : 0,168.$$

Получены данные для режимов стабилизированного дозвукового горения в диапазонах температуры газифицированного керосина РТ $T_{\text{топл}} 700\text{--}790$ К и коэффициентов избытка топлива $\phi_{\text{КС}} = 0,6\text{--}0,82$, имитирующих условия запуска КС с прогретыми стенками при $M_{\text{н}} = 4,0$.

В испытаниях определено, что надежный запуск КС осуществляется в исследованном диапазоне $\phi_{\text{КС}}$ только с дросселированием тракта заслонкой на выходе и воспламенением топливовоздушной смеси в НС при помощи двух стандартных электрических свечей зажигания поверхностного разряда СП-45 (энергия в разряде 2–2,5 Дж, частота 10 Гц). Без дросселирования тракта розжига КС не происходило. На рис. 6, а–в показаны кадры TV-записи выхлопной струи продуктов сгорания с указанием времени процесса запуска. Видно, что после воспламенения время полного открытия дросселя составляет 6 с, а затем реализуется квазистационарный режим стабилизированного горения, длящийся в данном пуске более 30 с (рис. 6, г).

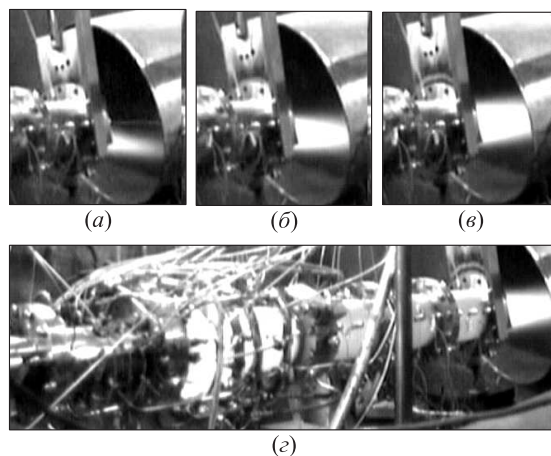


Рис. 6 Фото выхлопной струи при розжиге КС (а)–(в) и состояние модели на квазистационарном режиме работы (г) для опыта 1307-01: (а) 0 с после розжига КС; (б) 5,04; (в) 6,08; (г) 40 с после розжига КС

Параметры газифицированного керосина и работу топливной системы характеризуют давления и температуры на выходе из стендового ТРЗТ и в коллекторах подачи топлива. Анализ показал, что динамика процессов в ТРЗТ, в магистрали ТРЗТ–КС и в элементах топливной системы самой камеры не препятствует проведению испытаний — после заполнения магистралей керосином (менее 3 с) давления во всех элементах топливной системы меняются практически одновременно (рис. 7, а). При этом на всех дроссельных шайбах перед форсуночными коллекторами устанавливается критический перепад, что свидетельствует о возможности регулирования с их помощью распределения расхода топлива по поясам подачи. Температура керосина на входе в ТРЗТ во всех опытах была в диапазоне 290–350 К, после ТРЗТ — не более 870 К, а перед форсунками 700–780 К (см., например, данные при $\phi_{\text{КС}} = 0,62$ на рис. 7, б).

Газодинамические особенности течения в тракте КС и эффективность горения определяют измеренные параметры рабочих тел, статические давления в тракте $p_w(x)$, температуры наружных поверхностей стенок $T_{w,x}(x)$, а также рассчитанные по данным измерений в предположении регулярного теплового режима удельные тепловые по-

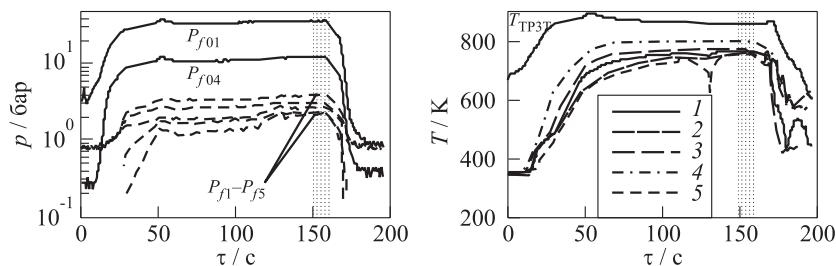


Рис. 7 Давления и температуры керосина в системе топливопитания модельной КС во время испытания 1307-01 при $\phi_{\text{КС}} = 0,62$ (затемненная область на графиках обозначает интервал времени квазистационарного режима): 1 — $T_{\text{топл1}}$; 2 — $T_{\text{топл2}}$; 3 — $T_{\text{топл3}}$; 4 — $T_{\text{топл4}}$; 5 — $T_{\text{топл5}}$

токи $q_w(x)$ и температуры горячих поверхностей стенок $T_{w,r}(x)$. Процесс горения в КС при давлениях на выходе из тракта КС больших давлений окружающей среды рассматривается независимым от внешних условий. Поэтому коэффициенты полноты сгорания $\eta_{\text{КС}}$ рассчитываются по термогазодинамическим одномерным соотношениям с учетом заданного числа Маха M_0 и измеренного давления в выходном (критическом) сечении.

Анализ результатов испытаний показал, что на режимах без горения в тракте КС устанавливается сверхзвуковое течение, кроме участка вблизи выходного сечения. На режимах дозвукового горения КС работала со сверхзвуковым потоком на входе, с началом зоны псевдоскачка в канале с топливоподающими пилонами, с дозвуковым течением в зоне горения и термическим запирающим проточного тракта в выходном сечении с $M_0 = 1$ (рис. 8).

По оценкам эффективности горения установлено, что в условиях испытаний без кислородной компенсации горение газифицированного керосина осуществлялось в газозоодушном потоке со стехиометрическими коэффициентами $L_0 = 17,5\text{--}18,5$, с коэффициентами полноты сгорания $\eta_{\text{КС}} = 0,97\text{--}0,98$ при $\varphi_{\text{КС}} = 0,61\text{--}0,67$ и $\eta_{\text{КС}} = 0,94\text{--}0,96$ при $\phi_{\text{КС}} = 0,8\text{--}0,82$. В предположении определяющего влияния механизмов диффузионного горения предложен способ пересчета данных по $\eta_{\text{КС}}$ на условия горения в «чистом» воздухе с $L_{0\text{возд}} = 14,72$ — изменение $\eta_{\text{КС}}$ при сохранении величины относительного расхода топлива

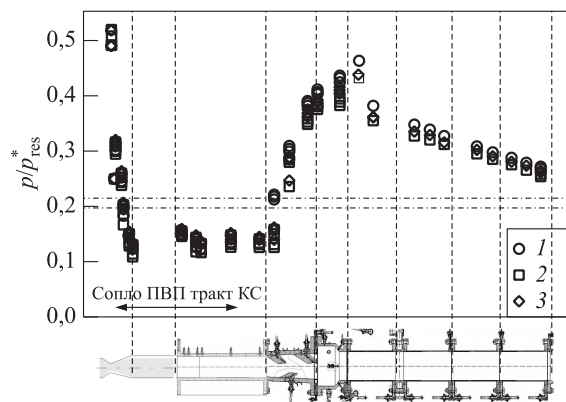


Рис. 8 Относительные статические давления в сопле ПВП и тракте КС (режим дозвукового горения, линии: сплошные с символами — сопло и тракт КС, штрих-пунктир — давление в боксе, $\times$ — давление в выходном сечении тракта КС): 1 — режим 1307-01, $P_{\text{res}}^* = 4,74$ ат, $T_{\text{res}}^* = 917$ К, $\phi = 0,67$; 2 — режим 1308-01, $P_{\text{res}}^* = 5,23$ ат, $T_{\text{res}}^* = 955$ К, $\phi = 0,62$; 3 — режим 1308-02b, $P_{\text{res}}^* = 5,13$ ат, $T_{\text{res}}^* = 932$ К, $\phi = 0,61$

$G_{\text{топл}}/G_{\text{газ}} = G_{\text{топл}}/G_{\text{возд}}$. Следует отметить, что при таком пересчете $\eta_{\text{КС}}$ изменяются и значения $\phi_{\text{КС}}$ по соотношению $\phi_{\text{КС}} \text{ возд} = \phi_{\text{КС}} \text{ газ} L_{0 \text{ возд}}/L_{0 \text{ газ}}$.

Скорректированные величины коэффициентов полноты сгорания изменяются в диапазоне от $\eta_{\text{КС}} > 0,99$ при $\phi_{\text{КС}} \approx 0,5$ до $\eta_{\text{КС}} = 0,98$ при $\phi_{\text{КС}} \approx 0,67$ (рис. 9). Поэтому можно ожидать, что при работе КС на стехиометрических режимах с «чистым» воздухом на входе значения $\eta_{\text{КС}}$ будут не ниже уровня $\eta_{\text{КС}} = 0,9\text{--}0,92$, который является, по-видимому, приемлимым для высокоскоростного ПВРД.

Максимальный уровень удельных тепловых потоков $q_w = 0,71\text{--}0,84$ МВт/м² достигается на задней стенке нишевого стабилизатора модельной КС, а температура горячей (внутренней) поверхности на ряде режимов превышала 1200 К. Тепловые потоки перед НС в стенке первого и второго участков тракта более чем на порядок меньше, чем в НС и на стенках зоны выгорания за ним, что характеризует отсутствие горения в пристеночном слое до нишевого стабилизатора, даже в начальной части псевдоскачка.

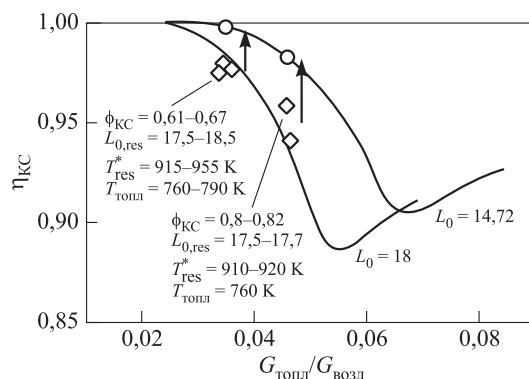


Рис. 9 Зависимость коэффициентов полноты сгорания в модельной КС от относительного расхода топлива (линии — расчет по модели диффузионного горения [3]; $\diamond$ — эксперимент при $L_0 > 14,72$, $\circ$ — коррекция данных для $L_0 = 14,72$ при условии $G_{\text{топл}}/G_{\text{возд}} = \text{const}$)

Определено, что суммарное количество тепла, отведенное в стенки модельной КС, при $\phi_{\text{КС}} = 0,6\text{--}0,82$ составляет $\approx 5,7\%$ ($\pm 1\%$) от тепла сгорания топлива. Сравнение располагаемого и потребного хладоресурсов керосина РТ показало, что для топливного охлаждения КС в полетных условиях с $M_{\text{н}} = 4,0\text{--}4,3$ и $q_{\text{н}} = 40\text{--}50$ кПа потребуются организация системы охлаждения с нагревом керосина до $T = 900\text{--}1030$ К при степенях разложения $Z = 0,1\text{--}0,4$. Этот результат близок к ранее полученным расчетным данным по системе охлаждения экспериментального двигателя.

Важным результатом испытаний является определение времени наработки топливной системы с сохранением ее работоспособности. Определено, что за весь цикл испытаний, включая режимы с горением и без горения топлива, общее время работы топливной системы модельной камеры сгорания с подачей нагретого до температур $700\text{--}790$ К газифицированного керосина РТ через форсунки многопоясной системы подачи превысило 7 мин. При этом не отмечено существенного коксования топливных магистралей, распределительных жиклеров и форсунок, препятствующего работе двигателя.

Основные задачи дальнейших исследований — определение характеристик КС с отработкой способов розжига в широком диапазоне

температур, расходов топлива с $\phi_{\text{КС}} = 0,3\text{--}1,2$ и параметров воздуха на входе; определение рационального распределения топлива по поясам подачи и характеристик КС при использовании преинжекции топлива; создание и исследование КС с системой топливного охлаждения.

Литература

1. Pittman J.L., Cheatwood F.McN, Koudelka J.M. Hypersonic project overview, fundamental aeronautics program // Annual Meeting. Atlanta, US. Oct. 2008.
2. Shikhman Yu.M., Vinogradov V.A., Yanovski L.S., Stepanov V.A., Shlyakotin V.E., Pen'kov S.N. The demonstrator of technologies — dual mode scramjet on hydrocarbon endothermic fuel. AIAA Paper No.1787-2001, 2001.
3. Ланшин А.И., Шихман Ю.М., Шлякотин В.Е., Виноградов В.А., Яновский Л.С., Степанов Г.П., Антышко Л.В., Хромов К.С., Албегов Р.В., Балукова О.Б., Николаева М.П., Александров В.Ю., Прохоров А.Н. Техническое задание на стендовые испытания модели экспериментального осесимметричного ДГПВРД на эндотермическом топливе. ТЗ ЦИАМ №178, 2003. 81 с.
4. Шихман Ю.М. Углеводородные топлива повышенного хладоресурса для высокоскоростных и высокотемпературных воздушно-реактивных двигателей. Ч. I // Теплофизические свойства углеводородных топлив повышенного хладоресурса, требования к топливным системам: Аналитический обзор №432 / Под ред. Л.С. Яновского. — ЦИАМ, 2008. 40 с.
5. X-51 Waverider makes historic hypersonic flight. Wright-Patterson Air Force Base. 88th Air Base Wing Office of Public Affairs. May 26, 2010.
6. Шихман Ю.М., Шлякотин В.Е., Пеньков С.Н., Хритов Л.М., Ланшин А.И., Яновский Л.С. Исследования высокоскоростных и высокотемпературных ВРД, использующих топлива повышенного хладоресурса // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2000. №4. С. 33–41.
7. Шихман Ю.М., Герасимов В.В., Фомин А.В., Котляров В.Г., Мушула Б.И., Солоницына Н.Ю. Проектные разработки варианта модели экспериментального ДГПВРД на углеводородном топливе и оборудования для стендовых испытаний // ЦИАМ 2001–2005. Основные результаты научно-технической деятельности. Т. 1. — М.: ЦИАМ, 2005. С. 215–219.

Авторский указатель

- Агарков А. Б., 490
Аксенов Н. К., 149, 497
Антонов А. Н., 160

Баранов Ю. Ф., 342, 353
Бельков А. С., 108, 149, 386, 423, 476, 497
Бельков Д. С., 386
Близнюков Л. Г., 282

Венедиктов В. Д., 113
Вереvский В. И., 282

Гаврилов В. В., 329, 369
Горячев А. В., 342
Горячева Н. Е., 342
Гулиенко А. И., 329

Дасковский А. И., 386
Деев А. И., 113
Денисов А. А., 342
Дрыгин А. С., 93, 153
Дячук В. В., 364, 417

Евтюхин А. В., 274
Егоров И. В., 364, 411, 423, 430
Елтаренко А. А., 461

Ждановский А. В., 29
Жигунов М. М., 55, 108, 149, 411, 417, 423, 430, 476
Жулин В. Г., 342

Захаров Н. Н., 482
Зеленцов А. А., 317

Иванов М. Я., 113
Иванов О. И., 282

Кавтарадзе Р. З., 317
Каримбаев Т. Д., 282
Клинский Б. М., 194, 436, 443, 461, 482, 490
Костюченков А. Н., 401
Крупник М. В., 342

Ладыгин С. Ф., 99, 386, 454, 502
Ланда Б. Ш., 55, 99
Ланшин А. И., 3, 15, 29, 39, 55, 209, 227, 243, 257
Луковников А. В., 63
Лянзберг Ю. П., 342

Максимов А. А., 227
Малинин В. В., 274
Марков Ю. С., 353
Меньшиков В. Е., 353
Мирзоян А. А., 79
Миронов А. К., 209
Митрофанов К. Е., 386, 469, 502
Морзеева Т. А., 99
Муравьев В. Г., 386, 502

- Нарышкин А. А., 411
Нарышкин А. Н., 364, 411, 417, 423, 430
Никитин Ю. Н., 304, 317
Нискороднов А. В., 243, 257

Овсянников А. Н., 490
Огарко Н. И., 282
Огородов В. Н., 329, 369
Осипов И. В., 282, 290

Павлов А. А., 469
Палкин В. А., 15
Петров Д. С., 342
Петров С. Б., 342
Полев А. С., 93
Пономарев Б. А., 290

Разносчиков В. В., 63
Рябов П. А., 227

Светлакова О. Е., 99
Семерняк Л. И., 482
Сильверстов В. М., 282
Слинко М. Б., 209
Слободкина Ф. А., 274
Соколова О. В., 386
Солонин В. И., 29, 39, 55
Степанов В. А., 125

Строкин В. Н., 125
Струков А. А., 149

Таран Е. М., 194, 203

Федякин В. Н., 15, 29, 39, 113
Финкельберг Л. А., 304, 317
Фирумянц М. В., 369
Фокин Ю. В., 15, 282
Фронтов В. И., 304, 369

Халецкий Ю. Д., 227
Харьковский С. В., 113
Худяков Е. И., 99

Церетели А. А., 113
Цховребов М. М., 55, 99, 113, 153

Челомбитько А. В., 108, 227
Чепурко А. И., 113
Чирков Ю. А., 386

Швец Л. И., 99, 108, 227, 243, 257
Шихман Ю. М., 125, 386, 454, 469, 502
Шлякотин В. Е., 93, 386, 454, 469, 502

Эзрохи Ю. А., 93, 99, 113, 153, 160

Яновский Л. С., 63

Научное издание

Авиационные двигатели и силовые установки

Под редакцией А. И. Ланшина

Титульный редактор *Т. Торжкова*
Технический редактор *Л. Кожушкина*
Художественные редакторы *М. Седакова, П. Седаков*
Дизайн обложки *К. Сейфуль-Мулюкова*

Издательство «ТОРУС ПРЕСС»
119991, г. Москва, ул. Косыгина, д. 4
e-mail: torus@torus-press.ru
<http://www.torus-press.ru>

Сдано в набор 12.08.2010. Подписано в печать 01.11.2010.
Формат 60 × 90/16. Бумага офсетная. Печать офсетная.
Усл.-печ.л. 32,5. Уч.-изд. л. 36,9. Тираж 200 экз.

Заказ №

Отпечатано в ППП Типография «Наука»
Москва 121099, Шубинский пер., д. 6