

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение
высшего образования
«Рыбинский государственный авиационный
технический университет
имени П.А. Соловьева»
(РГАТУ имени П.А. Соловьева)

Пушкина ул., д. 53, Рыбинск,
Ярославская обл., 152934.
Тел. (4855) 28-04-70. Факс (4855) 21-39-64.
E-mail: root@rgata.ru

Председателю диссертационного совета
Д 212.288.10
докт. техн. наук, профессору
В.С. Жернакову

450008 Уфа, ул. К. Маркса, д.12
Уфимский государственный авиационный
технический университет

03.04.2012 № 0801/684

Отзыв официального оппонента
на диссертацию Кофмана Вячеслава Моисеевича
«Методология параметрической идентификации
математических моделей газотурбинных двигателей
и их узлов по результатам испытаний»,
представленной на соискание учёной степени
доктора технических наук по специальности
05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки
летательных аппаратов.

Актуальность темы исследования

Процесс создания современных высокосоввершенных двигателей осуществляется в условиях значительных финансовых ограничений и жесткой конкурентной борьбы на рынке авиадвигателей. Для успешного преодоления этих факторов создана и реализуется современная методология разработки авиационных газотурбинных двигателей, обеспечивающая гарантированное получение требуемых технико-экономических показателей двигателей в заданные



сроки, высокие показатели надежности и ресурса с самого начала эксплуатации двигателя, сокращение затрат на разработку, производство и эксплуатацию.

Современный регламент создания авиационных двигателей, соответствующий этой методологии состоит из двух этапов: создания научно-технического задела и проведения опытно-конструкторских работ. Именно создание необходимого научно-технического задела позволит отечественному двигателестроению в обозримую перспективу занять ключевые ниши на мировом рынке авиационных двигателей. Как известно, цель этапа научно-технического задела состоит в опережающей отработке новых технических решений для достижения максимально возможного уровня технического совершенства двигателей при минимально возможных затратах. Сформировавшийся регламент работ по созданию научно-технического задела состоит из трех стадий: стадии базовых технологий, обеспечивающей накопление и осмысливание исходной фундаментальной информации, стадии, узловых технологий, обеспечивающей разработку узлов двигателя на основе новых идей, перспективных технических решений и стадии экспериментальной отработки всех основных технических решений на демонстрационном газогенераторе и на демонстрационном двигателе. При этом необходимо отметить, что доля научно-исследовательских и экспериментальных работ как в стоимости, так и в продолжительности создания нового двигателя возросла при переходе от двигателей третьего поколения к двигателям пятого поколения почти в три раза.

Задачи параметрической идентификации математических моделей узлов и ГТД в целом по результатам их испытаний, решаемые в диссертационной работе, относятся ко всем трём стадиям создания научно-технического задела, что позволяет отнести тему диссертации к разряду актуальных и общих проблем современного двигателестроения.

Оценка структуры и содержания работы

Структурно диссертационная работа состоит из введения, шести глав с выводами по каждой главе, общих выводов по работе, списка литературы и приложений к диссертации.

Целью работы является разработка методологии параметрической идентификации математических моделей узлов ГТД по трём видам испытаний: 1) по автономным испытаниям узлов при неравномерных параметрах рабочего тела (выбору и реализации способа осреднения параметров рабочего тела посвящены главы 1 и 2, определению показателей газодинамической эффективности узлов «холодной» и «горячей» части ГТД по параметрам неравномерных потоков посвящены главы 3 и 4 соответственно); 2) по испытаниям узлов в составе газогенератора (глава 5); 3) по результатам стендовых испытаний двигателя (глава

6). В каждой главе излагается решение одной конкретной задачи, необходимой для достижения цели диссертационной работы.

Во введении обоснована актуальность проблемы, поставлены цель и задачи, сформулированы основные результаты работы, их научная новизна и практическая значимость. Материалы, изложенные во введении, позволяют оценить структуру диссертационной работы как рациональную и соответствующую цели и задачам работы.

В первой главе решена задача обоснования способа осреднения параметров неравномерных потоков рабочего тела в узлах ГТД и представлен анализ применяемых в настоящее время методов параметрической идентификации математических моделей ГТД по результатам испытаний.

Во второй главе решена задача разработки универсальной программы для осреднения параметров неравномерного потока в цилиндрических и кольцевых каналах, которая позволяет выбрать рациональный способ осреднения из двенадцати возможных вариантов.

В третьей главе решена задача разработки системы математических моделей для определения показателей газодинамической эффективности узлов «холодной» части ГТД по результатам их автономных испытаний в широком диапазоне изменения полей скорости, давления и температуры во входном и выходном сечениях. Все математические модели реализованы в виде программ для ЭВМ.

В четвертой главе аналогичные задачи решены для узлов «горячей» части ГТД при различных полях температуры рабочего тела во входном и выходном сечениях.

В пятой главе решены задачи разработки методики параметрической идентификации математических моделей компрессоров ГТД в автотурбинной и неавтотурбинной по числу Рейнольдса областях и с учётом упругой раскрутки рабочих лопаток на повышенных режимах работы и параметрической идентификации математической модели турбины при испытаниях с замером полей температуры и давления в сечении за турбиной при работе этих узлов в составе газогенератора.

В шестой главе решена задача усовершенствования метода параметрической идентификации ГТД по результатам его стендовых испытаний с целью расширения ограничений, присущих существующим методам увязки параметров и формальным методам параметрической идентификации.

Степень обоснованности научных положений, выводов и рекомендаций, сформулированных в диссертации

Основные научные положения диссертационной работы базируются на принципах современной методологии создания авиационных газотурбинных двигателей в части обеспечения минимизации сроков и количества доводочных

испытаний двигателя и его основных узлов. Разработанная методология параметрической идентификации математических моделей ГТД охватывает все виды стендовых испытаний двигателя и его узлов и позволяет целенаправленно, с единых методических позиций осуществлять процесс эффективной параметрической доводки двигателя.

Обоснованность основных выводов по диссертационной работе обеспечивается улучшением сходимости параметров оценки эффективности узлов ГТД, полученных экспериментально, и в результате расчёта по идентифицированной математической модели. Обоснованность выбора способа осреднения параметров потока рабочего тела при оценке газодинамической эффективности узлов ГТД доказана в заявленных пределах неравномерности термогазодинамических и кинематических параметров.

Достоверность и новизна полученных результатов

Достоверность результатов диссертации обеспечивается корректностью применяемых физических моделей рабочего процесса в двигателе и его узлах и используемых допущений при составлении расчётных моделей, подтверждается соответствием полученных данных известным достоверным результатам, наблюдениям и описаниям других исследователей, соответствием известным закономерностям изменения исследуемых параметров, совпадением полученных в ходе исследования расчетных и экспериментальных данных.

Новизна наиболее значимых результатов диссертационной работы заключается в следующем:

во-первых, установлено, что при определении параметров газодинамической эффективности компрессоров, камер сгорания и турбин ГТД с неравномерным потоком рабочего тела осреднение его параметров по массовому расходу позволяет обеспечить наибольшее соответствие интегральных характеристик осреднённого потока (потоков массы, энтальпии, импульса, энтропии и энергии) величинам соответствующих параметров действительного неравномерного потока;

во-вторых, гарантированное обеспечение преимуществ осреднения параметров неравномерного потока по массовому расходу при определении газодинамической эффективности узлов ГТД будет иметь место в исследованных диапазонах абсолютной неравномерности термогазодинамических параметров рабочего тела на границах узлов ГТД;

в-третьих, установлена степень влияния влажности неравномерного входного потока на газодинамическую эффективность вентилятора, камеры сгорания и турбины при их автономных испытаниях;

в-четвёртых, разработан новый методический подход для параметрической идентификации математических моделей компрессоров и турбин по результатам их испытаний в составе газогенератора, базирующийся на полиномиальной форме представления математической модели и методе малых отклонений с учётом влияния на характеристики таких эксплуатационных факторов, как изменение числа Рейнольдса и упругая раскрутка рабочей лопатки;

в-пятых, разработан новый метод параметрической идентификации математической модели ГТД по результатам его испытаний на наземном и высотном стендах, базирующийся на последовательном решении в итерационном режиме обратной и прямой термогазодинамических задач с задачей оптимизации (минимизации относительных невязок расчётных и экспериментальных значений параметров) и позволяющий обеспечить однозначность и физическую адекватность получаемых решений.

Теоретическая и практическая значимость полученных автором результатов

Теоретическая значимость результатов диссертационной работы состоит в том, что они в своей совокупности позволили сформировать основы универсальной методологии параметрической идентификации математических моделей ГТД и его узлов по результатам всех видов доводочных испытаний.

Практическая значимость полученных результатов состоит в том, что они доведены до уровня программной реализации математических моделей для расчёта параметров неравномерных потоков и для оценки параметров газодинамической эффективности узлов ГТД (10 программных продуктов зарегистрированы в Реестре программ для ЭВМ), что позволяет отнести полученные результаты к шестому уровню технологической готовности при создании научно-технического задела для нового газотурбинного двигателя.

Замечания по диссертационной работе

1. Список научной литературы на основании которого сделаны выводы о степени разработанности темы исследования, сформулированы цель и задачи диссертационной работы содержит 151 наименование, причём на период с 1954 по 1994 год приходится издание 132 научных публикаций, причём 45 из них принадлежат автору диссертации, а на период с 2004 года по настоящее время приходится издание 12 научных публикаций. Смущает малая доля современных публикаций, а также тот факт, что из иностранной научной литературы в списке присутствует только 1 статья. В таких условиях выбор методов и средств решения поставленных в диссертации задач может оказаться не рациональным.

2. Во второй главе диссертации приводится описание расчётной программы осреднения параметров неравномерного потока по двенадцати

различным способам осреднения. Программа осредняет параметры после их измерения на 20 радиусах кольцевого или цилиндрического канала и при 720 угловых положениях термопар и приёмников давления в случае их стационарной установки или перемещении с помощью устройства кругового замера. Но в этом описании ничего не говорится о том, каким образом при осреднении параметров неравномерного потока учитывается эффект загромождения проходного сечения измерительной арматурой и сопоставляются результаты осреднения при различных способах измерения.

3. В третьей главе делается вывод о том, что при определении КПД вентилятора и компрессора ГТД необходимо осреднять параметры неравномерных входного и выходного потоков по массовому расходу. При этом к разряду вентиляторов относится дозвуковой компрессор со степенью повышения давления 2,5, а компрессор имеет степень повышения давления 4,5 со средней напорностью ступеней примерно соответствующей напорности ступеней вентилятора. Современные и перспективные двигатели для пассажирских и транспортных самолётов имеют вентиляторы со степенью повышения давления меньше 2, дозвуковым течением на втулке и сверхзвуковым на периферии и компрессоры со степенью повышения давления более 10. Для таких вентиляторов и компрессоров сделанная рекомендация по способу осреднения параметров потока представляется чрезмерно категоричной уже в силу того, что входная неравномерность потока таким вентилятором как правило усиливается, а высоконапорным компрессором уменьшается к выходному сечению.

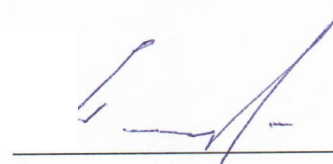
4. В диссертационной работе не учитывается влияние размерности газогенератора (массового расхода воздуха через газогенератор, приведенного к параметрам на выходе из компрессора) на расчёт КПД турбины по осреднённым неравномерным параметрам. При размерности газогенератора меньше 1,5 кг/с, что соответствует современному уровню параметров ТРДД и малоразмерных ГТД, первый сопловой аппарат турбины высокого давления работает при доминирующем влиянии на газодинамическую эффективность вихревых вторичных течений. При взаимодействии вторичных течений в межлопаточном канале соотношение между результатами осреднения потерь энергии в сопловом аппарате по площади и по расходу изменяется по интенсивности взаимодействия вторичных течений в несколько раз. Поэтому, целесообразность использования осреднения параметров потока по массовому расходу при расчёте газодинамической эффективности малоразмерных турбин требует дополнительного подтверждения.

Заключение

Диссертация Кофмана Вячеслава Моисеевича «Методология параметрической идентификации математических моделей газотурбинных двигателей и их узлов по результатам испытаний» на соискание ученой степени доктора технических наук соответствует научной специальности 05. 07. 05 –

Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов, является законченной научно-квалификационной работой на актуальную проблему современного авиационного двигателестроения, в которой на основании выполненных автором исследований разработаны теоретические положения и получены практические результаты, совокупность которых можно квалифицировать как научное достижение в области приведения в соответствие процессов и параметров параметрической доводки создаваемого газотурбинного двигателя требованиям современной методологии создания конкурентоспособного двигателя для летательного аппарата в условиях временных и финансовых ограничений, что соответствует требованиям п. 9 действующего «Положения о присуждении ученых степеней», а её автор, Кофман Вячеслав Моисеевич, заслуживает присуждения ученой степени доктора технических наук по специальности 05. 07. 05 – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов.

Официальный оппонент:
заведующий кафедрой
«Авиационные двигатели»
РГАТУ имени П.А. Соловьёва,
доктор технических наук,
профессор



Ремизов Александр
Евгеньевич

« 3 » апреля 2017 года

Докторская диссертация защищена по научной специальности 05. 07. 05 – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов.

Телефон: 8-910-819-88-12
Электронная почта: ad@rsatu.ru

Подпись Ремизова Александра Евгеньевича заверяю.

Проректор по науке и инновациям
РГАТУ имени П.А. Соловьёва,
доктор технических наук,
профессор



Кожина Татьяна
Дмитриевна

«03» апреля 2017 года