

КЛИМОВСКИЕ ЧТЕНИЯ – 2020:  
ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ  
РАЗВИТИЯ АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

СБОРНИК СТАТЕЙ  
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ



Санкт-Петербург  
2020

УДК 629.7  
ББК 39.55  
К49

**К49 Климовские чтения – 2020: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2020. — 344 с.**

Сборник статей объединил в себе труды участников международной научно-технической конференции «Климовские чтения-2020. Перспективные направления развития двигателестроения».

Климовские чтения традиционно посвящены актуальным вопросам современного авиадвигателестроения и 60-летию отдела прочности АО «ОДК-Климов». В сборнике отражены исследования работников научных, производственных и научно-производственных организаций. Материалы сборника могут быть полезны специалистам в области авиационного двигателестроения, а также студентам и преподавателям вузов соответствующего профиля.

Тексты сборника публикуются в авторской редакции, авторы докладов несут ответственность за содержание и достоверность представленных ими данных.

ISBN 978-5-98620-470-3

ISBN 978-5-98620-470-3

© АО «ОДК-Климов», 2020  
© ООО «Скифия-принт», 2020



*Уважаемые коллеги!  
Дорогие участники!*

От имени АО «ОДК-Климов» приветствую вас на научно-технической конференции «Климовские чтения — 2020». Перспективные направления развития авиадвигателестроения».

Россия является одной из немногих стран, обладающих уникальными компетенциями разработчика в области авиадвигателестроения. Важно не только сохранять эти компетенции, но и развивать их, наращивать научный потенциал, давать жизнь новым передовым проектам, способным конкурировать с мировыми игро-

ками рынка науки и технологий.

Именно для этих целей ежегодно проводятся мероприятия по обмену профессиональными знаниями и опытом. Мы гордимся тем, что одно из таких мероприятий уже несколько лет проходит на территории АО «ОДК-Климов». При этом рад отметить, что за прошедшие годы «Климовские чтения» приобрели статус престижной и эффективной площадки для конструктивного и содержательного диалога между представителями различных структур — образовательных учреждений, крупных отраслевых компаний, органов власти и экспертов.

Важно мнение каждого участника для решения стоящих перед конференцией задач, главные из которых — обсуждение и определение основных тенденций развития российского авиационного двигателестроения, поиск ответов на насущные вопросы и новые открытия.

Уверен, что ваши выступления и дискуссии будут интересными, содержательными и плодотворными, послужат дальнейшему наращиванию деловых связей, количественному и качественному увеличению научно-технической базы отрасли.

*А. И. Ватагин,  
исполнительный директор  
АО «ОДК-Климов»*



*Уважаемые коллеги и друзья!*

Приветствую всех участников научно-технической конференции «Климовские чтения — 2020. Перспективные направления развития авиадвигателестроения»!

Наши ежегодные встречи, ставшие традицией, дают хорошую возможность не только обсудить актуальные вопросы авиадвигателестроения, но и наладить эффективное взаимодействие в рамках профессиональной деятельности. Не стоит забывать, что главный двигатель развития любой наукоемкой отрасли основан на синергетическом эффекте — только общими

усилиями мы сможем добиться по-настоящему весомых результатов.

Многочисленные научные проекты, разработки, исследования — все это в формате не только выступлений, но и дискуссий, несомненно, открывает нам новые возможности для обеспечения необходимого прогресса в авиационной промышленности.

Примечательно, что наша конференция посвящена именно перспективам — мы четко нацелены на будущее. А что сегодня определяет будущее? Высокие технологии, инновационные решения, смелые идеи, которые позволили бы нам продвинуться на несколько шагов вперед. Я твердо верю, что такие мероприятия, как «Климовские чтения» дают нам такую возможность. Так давайте идти вперед вместе!

Желаю Вам продуктивной работы, новых впечатлений и ценных открытий! Удачи и успехов!

*А. В. Григорьев,  
генеральный конструктор  
АО «ОДК-Климов»*



*В. К. Лобанов*

## **ПРОЧНОСТЬ — ЭТО «ПЫ НА ФЫ». И НЕ ТОЛЬКО. ОТДЕЛ ПРОЧНОСТИ АО «ОДК-Климов»**

Автору этих строк посчастливилось влиться в коллектив отдела прочности Завода им. В. Я. Климова в 1962 году через полтора года после его создания в 1960 г., где в бригаде общих вибраций он встретил теплый прием сотрудников Троицкой З. В. и Смирновой О. Е. во главе с Образцовым В. И.

Информационный режим строго контролировался, и «легенда» ограничивала номенклатуру производства завода им. Климова (ЗиК) двигателями для вертолетов.

Вклад ЗиК в могущество Родины значительно шире, чем в развитие авиации. Это и ракетные двигатели, и силовые установки для судостроения, и двигатели для боевых машин, и энергоустановки.

Цель этой статьи (эссе) — проследить развитие отдела прочности (ОП) и особенности выработанных сотрудниками подходов к решению задач прочности ГТД, теории проектирования, организации работ, преодолению проблем, указать на некоторые результаты и достижения (вклад) в развитие ОКБ.

Отделы прочности были введены в структуру ОКБ МАП в условиях необходимости интенсификации развития хозяйственного и оборонного потенциала страны.

С одной стороны — гигантский наш шаг по выведению человечества в космос, необходимость освоения пространства 1/6 части суши земного шара, с другой — железный занавес и последовательная подготовка к реализации планов войн типа «Немыслимое» (Великобритания), «Dropshot» (США) по атомным бомбардировкам СССР, ракетные базы вдоль наших границ, наглые полеты разведчиков U-2 над территорией страны.

Государство было ориентировано на научно-технический прогресс в сжатые сроки.

Ориентация на развитие пробуждает творческий дух. Последнее необходимо конструктору, который работает, создавая объективно новое, отличающееся, как в случае с ЗиК, уникальностью. Ниша обязанностей ОП — достижение работоспособности изделий по параметру «прочность» то, что в англоязычной практике звучит как «Integrity» — неразрушаемость. Это весьма многоаспектная деятельность некоторыми, неизвестными с проблемами, узко трактуется как расчеты на прочность, оставляя за рамками поведение материала в детали, механизмы разрушения, экспериментальное получение и оценку истинных условий работы и возбуждения узлов, достоверность результата, приемы защиты в государственных структурах изделий по параметру «прочность» и многое другое. В соответствии с этими задачами прочнист и распределяет свои усилия. Подготовка пакета документов в обеспечение защиты

изделия по параметру прочность под Акт ГСТИ и сертификат типа является многодельной, но, в общем, рутинной работой для профессионала, так как соответствует поверочным расчетам.

Номенклатура последних, как обязательных, отражена в нормативных документах: Нормах прочности, РИАТ, ГОСТах и ОСТАх, программе ГСТИ, НЛГ «С» и «В», АП-33, положениях об установлении ресурсов и т.п.

Канву этих работ можно почувствовать, ознакомившись с оглавлением Норм прочности на семи страницах.

Например, Заключение ЦИАМ по прочности изделия 88 III серии опирается на 232 отчета. Эти пакеты документов являются вершиной айсберга работ по формированию чертежной документации на всех стадиях жизненного цикла, где проявляется, что деятельность прочниста — это не расчеты на прочность, это оптимизационный синтез параметров конструкции, которая в результате этого приобретает свойство не разрушаться в ОУЭ (ожидаемых условиях эксплуатации).

Расчеты на прочность — один из инструментов, которые используются.

Отсюда следует разносторонняя программа развития, и это проявилось с первых шагов создания отдела.

Одним из заданий ОКБ на момент образования отдела был двигатель ГТД-350. Препятствием при разработке высокоскоростных двигателей на тот момент являлось преодоление проблемы критических режимов роторов и определение обуславливающих их жесткости соединения оболочек роторов.

Специалисты ОП предложили решение этих проблемных вопросов, освоив применение явления самоцентрирования роторов ГТД и изучив жесткость оболочек при штифтовом соединении на примере ротора ТНА.

Разработки не только были воплощены в текущие проекты (ГТД-350, ЖРД), но и послужили научно-техническим заделом для последующих разработок.

Высокий уровень уже этих первых расчетно-экспериментальных исследований продемонстрирован не только конструкциями, успешно эксплуатирующимися до сих пор, но и публикациями в трудах АН СССР [1], [2].

Этот пример высвечивает основные черты рабочего стиля ОП на фоне обязательного выполнения предписанного объема работ:

- выявление тем научно-технического задела, отвечающих перспективным потребностям проектирования;
- доведение усилий до конструкторского результата;
- уровень исполнения и квалификации state of the art в исследовании, расчете и эксперименте;
- умение находить, использовать и организовывать работу кадров внешних организаций для решения творческих задач ОП и ОКБ;
- открытость к сотрудничеству, готовность делиться результатами и достижениями.

Этот исходный настрой, введенный создателем отдела Образцовым Владимиром Ивановичем, в дальнейшем только развивался его преемниками Разживиным К. А. и Лобановым В. К.

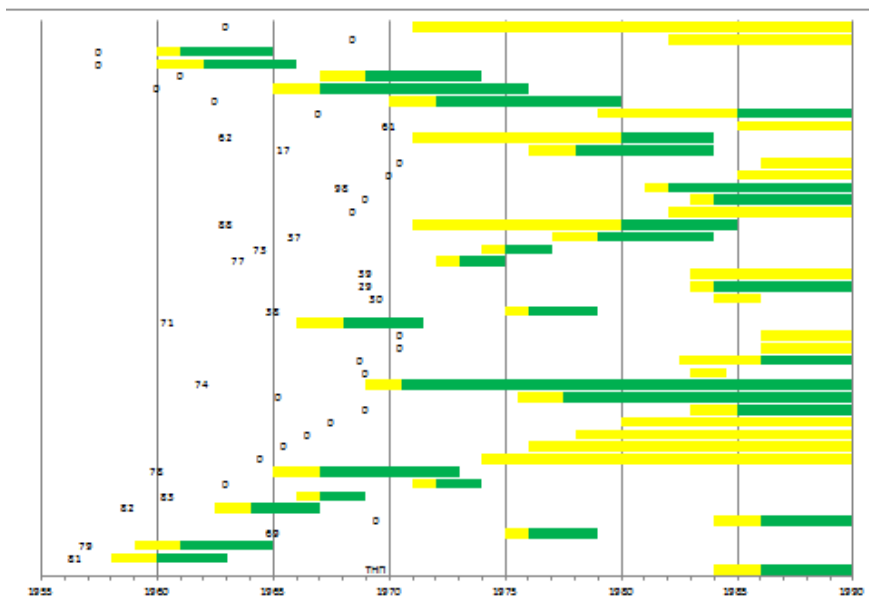


Диаграмма 1. Продуктовый ряд ЗиК

Продуктовый ряд ЗиК расширился, как видно на диаграмме 1, вместе с ними увеличивалось и количество проблем, подтверждая, что конструктор работает на грани неизвестного.

Многие изделия породили семейства широко эксплуатирующихся модификаций, в том числе, вводимых в жизнь и сегодня.

Основными источниками развития являлись оптимизация ресурсов, рационализация целей, обобщение проектов изделий, кадры, подготовленные, чтобы видеть проблемы и правильно ставить задачи, владеющие методами решения (то, что теперь формулируется как качества релевантность и пертинентность).

В ОП бытует наблюдение: на вопрос отвечает неспециалист, специалист отвечает на потребность.

Костяк ОП формировали выпускники ЛГУ, Военмеха, ЛПИ — выпускники кафедр «механика и процессы управления», которые готовились как инженеры, сочетающие хорошее математическое образование с серьёзными знаниями в различных областях (общей механики, теории колебаний и динамики машин, теории упругости

и т. д.), навыками экспериментального исследования колебательных процессов и напряженного состояния в машинах, ориентированных в основных технических дисциплинах. Конструкторов, работающих в ОП, специализировали по прочности на курсах ЦИАМ.

Растущая интенсивность загрузки по номенклатуре диктовала необходимость совершенствования рабочего инструментария сотрудников. Более того, вне зависимости от специализации, разработчик в ОКБ прежде всего конструктор, что придает деятельности прочниста соответствующую окраску, т. е. нет альтернативы выполнению задачи в условиях, как правило, недостатка информации и сжатых сроков, но без потери качества параметров изделия. ОП разработал, собрал и адаптировал арсенал методик, позволяющий решить все проблемы, с которыми приходится сталкиваться при отработке прочности продуктового ряда ЗиК. Методики инвариантны относительно изделий, ориентированы на референтный набор функциональных схем узлов, использование фирменного банка свойств материалов, применяемых ЗиК. Методики и банк свойств материалов по данным ОГмет запрограммированы коллегами ИТ под руководством Сапрыкина А.

Расчетные интерфейсы программ, в которые «защиты» методики, предусматривали удобство работы на стадии проектирования, позволяя проводить оптимизацию, упреждая запросы конструктора (подготавливая поле возможных вариантов), с учетом объема доступной информации на соответствующей стадии разработки.

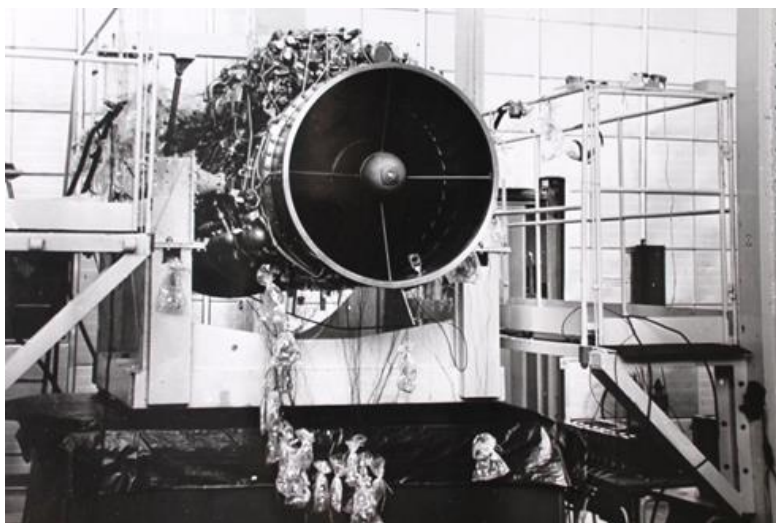
Широко использовали программы МКЭ для расчета НДС «Двукон» (ЦИАМ), расчета лопаток (НПИ) корпусов (АН УССР) и программу расчета циклической долговечности (ЦИАМ).

Мало кто обратил внимание, что первые лицензионные программы зарубежья на ЗиК появились в отделе прочности: решатель Nastran (ЦАГИ), программные комплексы МКЭ Cosmos, (Экономайзер), Nastran (ОКБ Люлька) на ЗиК внедрили инициативно и безвозмездно, используя неформальные связи со специалистами родственных организаций. Так же, как программы обработки сигналов быстропеременных процессов, которые использовались при тензометрировании и изучении АК изделий. Если в упомянутых приобретениях мы выступали как пользователи, то отечественный программный комплекс МКЭ «Зенит-95» (ДИП) дорабатывался и доводился, в том числе, на наших примерах и с нашим участием. Это пробиваемость корпусов, вытяжка дисков, сопло с УВТ, повреждение лопаток при попадании посторонних предметов, НДС и кинематика узлов. То есть, комплекс МКЭ «Зенит-95» — уверенный кандидат в качестве импортозамещающего продукта [3] (Аттестат Госатомнадзора РФ № 148 от 21.02.2003 г.). К сожалению, ЗиК прекратил финансирование его развития на версии, авторские права на которую были оговорены 50 на 50. Расчетные методы требовали очень много творческих затрат, особенно такие как комплекс расчета НДС узлов зубчатых зацеплений [4], НДС корпусов, опор, деталей и узлов роторов, дисков, собственных частот роторов, НДС корпусов, крутильных колебаний трансмиссии, вынужденных колебаний корпусов. Необходимо учесть, что

работа шла параллельно с обработкой прочностных параметров и оптимизацией конструкции. Созданная инструментальная методическая база существенно расширила возможности достижения целей ОП при проектировании. И позволила добиться существенной достоверности прогнозирования прочностных параметров, за счет:

- проектирования по прототипу, а не по образцу, опираясь на анализ технической информации, патентный анализ с упором на выявление встреченных и преодоленных проблем, которые необходимо убрать в зародыше, не допустить в разработке;
- ориентации на задачи, характерные для семейства предметного продукта;
- тщательного тестирования расчетных методик, ориентирование на проектные удобства использования и встроенность их в ткань стадийности работы над проектом соотнесения подходов зарубежных коллег с нашими методами путем поверочных исследований, доступных на тот момент, образцов (Т700-GE, RB199-RR и др.);
- учета вероятности отрицательных событий и разработки конструкций, в которую без переделок можно было бы включить альтернативный (запасной) вариант.

Опираясь на достоверность методической и расчетной базы, ОП разработал методическое управление экспериментальными прочностными исследованиями при встраивании и интерпретации результатов в процесс создания двигателя в концептуальном единстве.



**Рисунок 2.** Отработка трубопроводов на вибростенде

Ниже названы некоторые отработки экспериментальных прочностных параметров с нестандартными подходами, частично или полностью:

- трубопроводная обвязка двигателя от массива порождающих конфигураций до отработки на вибростенде на полноразмерном двигателе 88; рис. 2 [5], [6];
- устойчивость оптимизированных корпусов;
- измерение положения центра реактивного сопла при изменении конфигурации среза под нагрузкой;
- поведение гибкого валика в кожухе;
- статические испытания корпусов 65, ВР-80, ВР-800, КСА, ВР-8, ВР-252, 88, 42;
- исследование АК лопаток;
- виброиспытания отсеков изделий для несимметричных ответов на угрозы «звездных войн»;
- подтверждение многоциклового ресурса стоек компрессора изд. 17 для применения в СУ 99 объекта Су-27;
- исследование поведения роторных систем на высокооборотном балансировочном стенде Schenck;
- разгонные испытания роторов и дисков 88, крыльчаток 71, 65 на стендах ЗиК;
- полный объем тензометрирования узлов и деталей проточной части;
- циклирование корпусов узлов подвески и вала винта изд. 65, КС изд.88,42 на ВБК.

Выбор силовых схем и обеспечение прочности оснастки для проведения испытаний, схемы мест определения напряжений и перемещений, нагрузочные режимы и критерии оценки результатов испытаний — дело ОП.

К большому сожалению, в силу необходимости объемного выпуска номенклатурных отчетных документов, пояснение (обоснование) мотивов выбора конечных решений, после подписания чертежа, относили к разряду содержания корзины для бумаг и эта ключевая информация не находила достаточного освещения.

Тем не менее, это поверочный инструментарий. Для обеспечения параметра неразрушаемость как выходного, требовался другой, адекватный содержанию разработки подход, другой понятийный язык. Мы поняли, что главным является содержательный аспект и попытались вычлнить системный компонент деятельности разработчика. А также обобщить, свернуть опыт в экономные системы трансляции, распространения накопленного опыта на дальнейшие разработки.

На уровне госструктур была предложена концепция САПР — системы автоматизированного проектирования. ОП к этому был идейно готов. Многие обратились к изучению возможности и разработке аппаратной реализации операций, копирующих

технические приёмы выпуска чертежей на имеющейся на тот момент технической вычислительной базе.

Мы восприняли этап как переход от проектирования к проектным исследованиям, САПР — как основу воссоединения стадий создания объекта техники.

Наука проектирования — это иной контур знания. Разобраться в конструировании как процессе — значит выделить и получить способы построения и взаимодействия мысленных моделей. Наш подход нашел понимание в отрасли.

Выкопировка из протокола заседания рабочей группы САПР-Д2 от 8.7.77 «5. Считать заслуживающими большого внимания материалы, изложенные в сообщении представителя ЛНПО им. Климова о системном подходе к решению задач проектирования и конструирования. Просить ЛНПО им. Климова разослать отчеты с изложением этих материалов участникам рабочей группы САПР-Д2, а также рекомендовать опубликовать в сборнике ЦИАМ статью». Председатель рабочей группы В. Д. Радченко 8.7.77



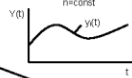
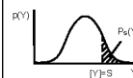
На рис. 3 дана разработанная схема содержания этапов проектирования [7]. Схема отражает структуру получения выходного параметра, и может служить опорой параметрического синтеза конструкции.

Объективной основой является поведение параметра в связи с реализацией некоторой модели поведения — функциональной схемы. В устоявшейся области аналитические модели существуют до разработки функциональных схем. Это применимо для ЗиК. Круг исполняемых заданий завода им. Климова и соответственно направлений деятельности носит устойчивый характер.

Выделив понятия функциональной и рабочей схем, положив их в структурную ячейку диаду «объект-средство» и опираясь на модели явления, которые покоятся на теоретической основе предыдущих исследований, оказалось возможным формирование подхода, названного нами «проектная диакоптика». Следуя ему, способом действия является постулирование требований к конструкции на основании редуцированной модели физического явления, на основе которой выстраивается рациональная, оптимальная по параметру конструкция, а не ищется описательная модель по субъективно сформированной совокупности предметов конструкторского решения [8].

Главное:

- Разработка модели.
- Учет разброса конструктивных параметров модели.
- Проектирование в форме распределения реализации параметров.
- Многокомпонентное аналитическое представление модели.
- Связь модели с конструктивными признаками.
- Минимизация отклонения выходного параметра от номинального.

Проектирование	Объект проектирования	Объект конструирования	Объект доводки	Материальный объект техники	Набор МОТ
	ОП	ОК	ОД	МОТ	
Структура проекта	ТТЗ на двигатель	Конструктивные решения	Полная модель двигателя	Техническое требование	Параметрическое описание
Способ описания	Параметрическая активность 	Параметрический образ 	Аналитическое представление	Параметр реализации 	Параметрическое качество 



**Рисунок 3.** Структура действий по созданию двигателя

Так появляется возможность избегать неуправляемых процессов в ходе жизненного цикла изделия, которые для прочности особенно опасны.

Такой подход на стадии проектирования в полной мере раскрывает свои преимущества на последующих стадиях жизненного цикла двигателя, в частности, при анализе дефектов [9], [10].

В таком контексте появляется объективный посыл: дефект — это несбывшийся прогноз, а в таком случае проводится оценивание не аналитической модели, а точности поведения реальной системы, воплотившей выбранную (заложенную, постулированную) модель поведения.



Неожиданный бонус проявился применительно к патентному праву по германской системе — объективная основа распределения признаков изобретения по пунктам патентной формулы [11].

Представление об инструментах и охвате проблем, способствующих уверенному использованию описанного подхода, дает рис. 4 Программа САПР — прочность.

### ПРОГРАММА - САПР - ПРОЧНОСТЬ

НАБОР МОДУЛЕЙ	ОРГАНИЗАЦИЯ ДАННЫХ	ПРИЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИНТЕЗА	ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ	ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ	КАДРОВОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ
1. ВИБРОАКТИВНОСТЬ	ПРОЕКТНАЯ ДИАКОПТИКА (воспроизведение функций по математической модели)	МОДЕЛЬ ВНЕШНИХ УСЛОВИЙ (МВУ)	1. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ	ЭВМ с периферией	ПРОЧНОСТЫ
2. ВНЕШНЯЯ ОБВЯЗКА		ПОЛНАЯ МОДЕЛЬ (функцией)	2. АНАЛИТИЧЕСКИЕ ОБЗОРЫ:	НАТУРНЫЕ МОДЕЛИ	ПРОГРАММИСТЫ
3. РАБОЧНЕ КОЛЕСА	НАРАЩИВАНИЕ ФУНКЦИЙ (дифференциальных пропорций)	РАЦИОНАЛИЗАЦИЯ (оптимизация в том числе)	- ИСТОРИИ ДОВОДКИ И ЭКСПЛУАТАЦИИ	ИПС (информационно-поисковые системы)	КОНСТРУКТОРЫ - ПРЕДМЕТНИКИ
3.1. ЛОПАТКИ		ИИЯ (информационно-поисковые языки)	- ПАТЕНТОВ	БАНК ДАННЫХ	ПАТЕНТОВЕДЫ
3.2. ДИСКИ		ДИАЛОГ С ЭВМ (в том числе машинно-справочный диалог)	- КОНСТРУКТИВНЫХ АБАЛОГОВ	ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ СТЕДЫ И СРЕДСТВА	ЛИНГВИСТЫ
4. КОРПУС	МЕТОД МЕТРИЧЕСКОГО БАЗИСА (опоры на элементы взаимозаменяемых решений)	ИНВАРИАНТНАЯ ЗАПИСЬ КОНСТРУКТИВНЫХ ПЕРЕМЕННЫХ (параметров)	- ИЗМЕНЕНИЯ КОНСТРУКТИВНОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ		
4.1. ОПОРО-СИЛОВОЙ ПОЯС		ДИАДНО-МАТРИЧНОЕ ОПИСАНИЕ ИЗДЕЛИЙ	- АНАЛИЗ ТЕХНИЧЕСКОЙ СИТУАЦИИ		
5. РЕДУКТОР		КЛАССИФИКАЦИЯ ВЗАИМОЗАМЕНЯЕМЫХ РЕШЕНИЙ	3. ИЗВЛЕЧЕНИЕ ИЗ ЧЕРТЕЖА ПРЕДПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ	ЗАДАЧА:	
6. ПРОЧНОСТНАЯ ДОВОДКА	МЕТОД БАЗОВОГО НАБОРА (ансамбль конфигураций, - реализации)		4. МЕТОДИКИ ЭКСПЕРИМЕНТОВ	АДАПТАЦИЯ К ПРОБЛЕМНОМУ ТИПУ РАЗРАБОТКИ	
6.1. АНАЛИЗ ИСПЫТАНИЙ	ОЦЕНКА АДЕКВАТНОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТА УСЛОВИЯМ РАБОТЫ		5. ОЦЕНОЧНЫЕ ЛИСТЫ КОНСТРУКЦИИ	ЦЕЛЬ:	
	МЕТОД ВОЗДЕЙСТВИЕ - ОТКЛИК		6. МАШИННОЕ РЕФЕРИРОВАНИЕ И ПЕРЕВОД	МИН	ТРУДОЕМКОСТЬ
	МЕТОД ТЕЗАУРУСА		7. МПК (международная патентная классификация)		РЕЗУЛЬТАТ
	МЕТОД ВЛОЖЕННЫХ МОДЕЛЕЙ - ПРИНЦИП МАЖОРАНТЫ				

Рисунок 4. Программа САПР — прочность

Таблица вобрала в себя те инструменты, которые используются на разных стадиях жизненного цикла.

Например, анализ конфигураций на стадии эскизного и рабочего проектирования. Полная модель — на стадиях доводки и эксплуатации. Информационное обеспечение — востребовано на всех стадиях жизненного цикла.

Хочу обратить внимание, что в рассматриваемой структуре проектирования конструкция развивается за счет добавления к функциональной схеме элементов рабочей схемы. Используя понятие платы за функцию, и введя понятие минимально необходимой массы, несложно построить объективную оценку параметрического массового совершенства конструкции [12].

Оценкой выступает отношение массы конструкции по рабочей схеме, включающей необходимые согласующие функции, к массе конструкции по функциональной схеме, являющейся минимально необходимой для выполнения выделяемой функции.

Такой подход к оценкам позволяет выделить составляющие, препятствующие достижению планируемого результата и конкретизировать этапность формирования данных для прогнозирования параметрического поведения узла, соответствующего функциональной схеме. В том числе можно сравнить затраты массы на обеспечение статической и циклической долговечности и т. п. Привлечение представления об обобщенной проточной части позволяет выйти на построение объективного критерия массового совершенства двигателя.

САПР отражает концептуальное единство двигателя, что не только облегчает его создание, но и обеспечивает устойчивость процесса разработки к ошибкам (минимизирует невязки результата и прогноза).

Система совмещает в себе свойства комплексных программ, как созидания, так и развития. Она является формой материализации накопленных знаний и проецирования опыта на будущие разработки. Практические наработки, отраженные в таблице, положены в основу типовых технических заданий для создания систем автоматизированного проектирования конструктивных узлов (САПРУ).

В ТЗ отражены этапы создания, согласование системы с пользователями, требуемые объемы информационно-технического и патентно-конструкторского обеспечения, критерии оптимизации, направления развития.

САПР предполагает внедрение новых научно-исследовательских взглядов: параметрический синтез изделия, различение проектирования и конструирования, обобщенная проточная часть, минимально необходимая масса и т. д. в условиях машинно-справочного диалога с ЭВМ.

При этом поддерживается ориентация на понимание самих проблем, а не на внешне эффективные средства их решения. Дело не в том, чтобы применить привлекательный и модный математический аппарат, и ЭВМ, а в том, чтобы до конца разобратся в проблеме и выявить наиболее эффективные пути ее решения.

Квалификация специалистов отдела прочности позволяла им не только сопровождать выпуск чертежей, серийное производство и эксплуатацию, но и вносить личный оригинальный вклад в конечные результаты, имеющие непосредственное влияние на работоспособность и экономии средств, непосредственно приносящих доход или исключающих расходы (+ имидж).

Перечислю некоторые резонансные дела:

- внедрение несимметричного ротора ТНА для отстройки от КЧО;
- прочностное обеспечение внедрения зубчатых передач с несимметричным профилем зуба;
- программа исследования роторов под внедрение бериллия на высокооборотном стенде «Schenck»;

- выявление причин разрушения стоек ВНА изд.17 внешним воздействием;
- реализация мероприятий по исключению разрушения дисков ТНД изд. 71 при раскрутке за счет перехода на консольную турбину I каскада;
- план объединенных работ по обеспечению ресурсов изд.88.93...
- выявление механизмов мимикрии дефектов, маскирующихся под КЧО: ТК ротора 37 — на двигателе; компрессор 88 — на установке;
- внедрение первой программы ЭЦИ для ресурсных испытаний (применена на изд. 79);
- внедрение первой программы ЭЦИ для испытания ротора компрессора изд. 65;
- внедрение программ ускоренных испытаний главных редукторов и КСА;
- разработка программы виброиспытаний узлов систем для несимметричного ответа на вызов «Звездных войн»;
- совмещенная программа ЭЦИ и УЭЦИ изд. 65 для оценки ресурсов;
- оптимизация по массе корпусов второго контура изд. 88 с заданным запасом по устойчивости;
- разработка и внедрение упругих опор роторов с повышенным демпфированием на базе колец Аллисона с взаимным угловым смещением последних;
- широкое применение демпфирования с участием в разработке конструкций виброустойчивых систем: роторов всех изделий, рабочих лопаток всех изделий, полотен шестерен изд. 65,88, юбки чашечной контровки гайки изд. 71, форсунок ФК, трубопроводов и агрегатов,
- внедрение силовых схем ротор-статор развязанных динамически изд. 88;
- отработка прочности изделий нового класса — 62,63.

#### Эксплуатация:

- SMR-95 — оценка условий допустимости безопасных полетов с трещиной бобышка на II контуре;
- 88 изделие — оценка допустимости перегрузки  $k > 9$  на показательных полетах Ле Бурже.

#### Производство и ремонт:

- ультра-ускоренная модификация комиссионного испытания изделия 62 (принята ЦИАМ, Зам. министра, Верхним Заказчиком) для спасения плана Москвы под 7 ноября — по недобору 30 миллионов;
- условия продления ресурса дискам I ст. турбины 78 изделия с конкретными радиусами по месту посадки покрывных дисков;
- условия ремонтных мероприятий для повторного использования фланца передней подвески изделия 78 (Гатчина);

- требования к доказательной форме восстановительного ремонта рабочих лопаток (УЗГА, Гатчина)
- контроль качества замены лопаток в эксплуатации с использованием вибропараметра;
- предложения по продлению ресурса дисков ТВД 88 проведением ремонта (с участием ЦИАМ и КБ-7);
- допустимости упругих колец с конкретными размерами в опорах роторов изделий 65 и 78;
- оценка условий допустимости производственных отклонений узлов и деталей;
- создание справочника по пределам выносливости соединений трубопроводов;
- введение в оборот номограммной формы характеристик долговечности материалов;
- ориентирующая оценка соотношения циклической долговечности образцов и диска из порошкового материала.

Экспликация этого уникального опыта, так как приходилось каждому обеспечивать работоспособность своего узла по функциональной обязанности в весьма различных условиях разнотипных изделий, отражена в публикациях сотрудников отдела прочности.

На этих идеях и практических наработках ОП принимал активное участие в жизни профессионального сообщества авиадвигателистов страны с докладами на всесоюзных совещаниях, отраслевых конференциях, европейских форумах. Защищено 8 диссертационных работ. Темы некоторых представлены на рисунке 5.

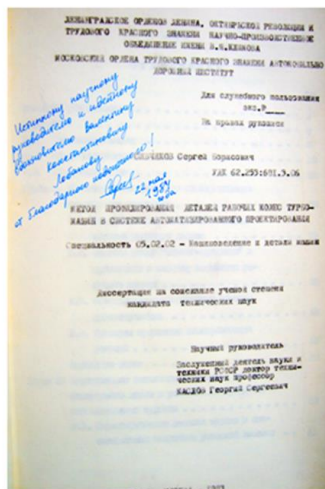
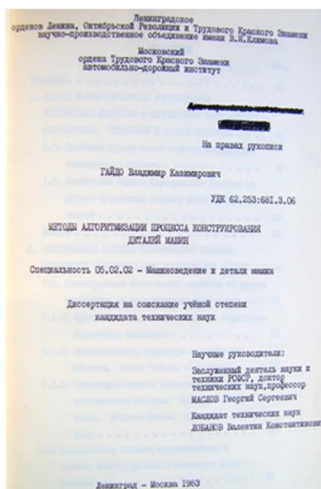
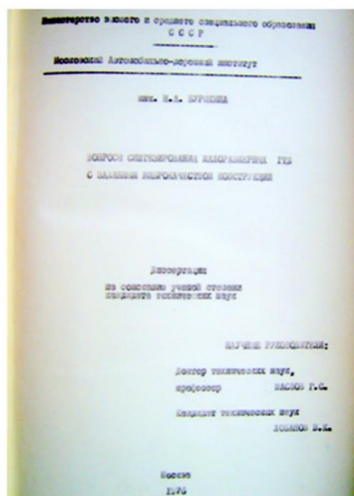
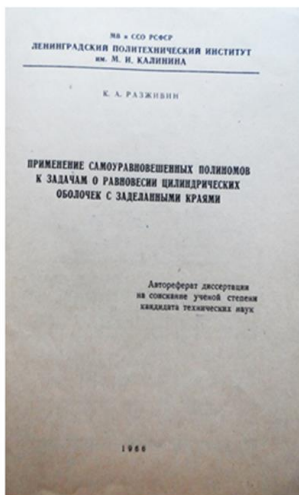
Авторы отдела прочности, являющиеся инициаторами публикации, следующие в алфавитном порядке, составляют внушительный перечень:

С. В. Баклан, Н. А. Бурькина\*, С. А. Воронцов, В. И. Григорьев\*, Н. В. Гусева, П. К. Качинский, Е. Б. Лебедева, В. К. Лобанов\*, И. А. Межуй, В. Д. Метс, Е. Г. Мураханова, А. А. Мусеев, Т. А. Новикова\*, В. И. Образцов, И. С. Павловская, Н. Ю. Петрова, Р. М. Перфилов, С. В. Платонов, Н. Полицына, К. А. Разживин\*, С. П. Рябова, И. М. Семенова, С. Б. Сивчиков\*, Р. Б. Скворцов, О. Е. Смирнова\*, И. Г. Тарасова, З. В. Троицкая\*, А. Б. Хрусталева, Е. В. Хрусталева, А. Н. Шубин (звездочкой отмечены канд. тех. наук).

Как неоднократно подчеркивалось, проводилась оптимизация конструкторских решений. Оптимизация предполагает итерационный процесс, т. е. обязательное тесное общение по поводу достижения результата.

1. Расчет полосовых клапанов с гибким ограничителем при многомассовой постановке.
2. Проектирование корпуса ГТД на основе конструкции минимально-необходимого веса (массы).
3. Деформационно-силовой анализ поведения корпусов ГТД при внешнем нагружении.
4. Цифры и факты в лекции по развитию систем автоматизированного проектирования (САПР).
5. Проектирование на ЭВМ и анализ дефектов зубчатых колес с тонким ободом.
6. О расчете геометрии зубчатых колес с поднутренным основанием зубьев.
7. Опыт проектирования и доводки высокоскоростных мультипликаторов.
8. Расчет прочности и анализ дефектов зубчатых колес с тонким ободом.
9. О переходных поверхностях зубьев шлифуемых конических колес с круговыми зубьями.
10. Доводка статической и вибрационной прочности лопаток компрессора высокого давления.
  1. Доводка рабочих лопаток турбин высокого и низкого давления изделия 88. по вибрационной, статической и циклической прочности.
11. Нестационарное термонапряженное состояние и циклическая долговечность рабочей лопатки турбины.
12. Сравнительная оценка циклической повреждаемости конструктивных вариантов охлаждаемых рабочих лопаток турбин.
13. Исследование вибрационной нагруженности рабочих лопаток турбины авиационного ГТД с демпферами сухого трения.
14. Повышение надежности разъемных топливных форсунок ГТД.
15. Весовая оптимизация оболочечных элементов корпусов ГТД при параметрическом проектировании.
16. Унифицированная расчетная модель оболочечных элементов ГТД.
17. Снижение уровня переменных напряжений в рабочих лопатках компрессора с помощью поворотных направляющих аппаратов.
18. К увеличению надежности рабочих лопаток газовых турбин.
19. А.С.№507106. Устройство для удаления пылевых отложений в ГТД.
20. А.С.№470716. Силоизмеритель в опоре ротора.
21. А.С.№456107. Демпферная опора.
22. А.С.№417807. Устройство для моделирования ротора турбокомпрессора.
23. А.С.№339671. Опора ротора.
24. А.С.№334390. Опора ротора.
25. А.С.№277455. Ротор турбокомпрессора.
26. А.С.№23410. Упругая опора.
27. А.С.№180372. Фотоэкспонометр.
28. Исследование динамики гибких многоопорных роторов ГТД на податливых опорах.
29. Определение податливости опор ГТД с упругими включениями по окружности.
30. Расчетное и экспериментальное исследование кольцевых упругих элементов опор ГТД.
31. О принципах динамического синтеза роторных систем ГТД.
32. Об одном способе повышения критического числа оборотов роторов.
33. Расчетное обеспечение самодетренирования роторной системы.
34. Применение статистических методов при назначении исходного дисбаланса роторов.
35. Обоснование размещения признаков изобретения по пунктам многозвенной формулы.
36. Расчетное определение вибрации корпусов малогабаритных ГТД.
37. Вопросы синтеза конструкций опор ГТД.
38. Метод количественной оценки влияния конструкции роторной системы на сьем ГТД по вибрациям.
39. Использование статистических методов при вычислении выходных вибрационных характеристик ГТД.
40. Выбор диагностической системы по материалам проектной разработки изделия.
41. Оценка демпфирующих свойств одного типа упругих опор ГТД.
42. Структурные особенности параметрического синтеза конструкций ГТД.
43. Управление виброкачеством ГТД на стадии проектирования.
44. Обеспечение прогнозируемого уровня вибраций на экземпляре изделия.
45. Формирование модели внешних условий объекта проектирования.
46. Диск минимальной массы турбины ГТД.
47. Описание проекта ГТД по вибропараметру с учетом структурных спектральных составляющих.
48. Использование виброкомплекса для обеспечения функциональной схемы трубопроводов ГТД по переменным напряжениям.
49. Вопросы формирования ТЗ на проектирование компонента технического объекта.
50. Синтез технического объекта на основе формализованного ТЗ на проектирование.
51. Динамический синтез трубопроводов ГТД.
52. О выборе конфигурации системы ротор-корпус ГТД.
53. Метод анализа причин дефектов на основе функциональных схем.
54. Балансировка гибких многоопорных валов.
55. Проектирование турбинных дисков ГТД по обобщенным исходным профилям минимально-необходимой массы.
56. Система обработки прочности трубопроводов.
57. Развитие принципов узлового доводки трубопроводных систем.
58. Выбор местоположения и направления точки замера вибрации на изделии.
59. Динамическое поведение конструкции изделия 88.
60. Опыт лекционной пропаганды комплексных целевых научно-технических программ.
61. Complex SMR-95.
62. Development of a performance prediction method for turboshaft aeroengine.
63. MGB structural integrity program in Klimov Corporation.
64. Исследование вибрационных характеристик машин методом математической статистики.
65. О выборе места постановки датчика контроля вибрации при испытании двигателей.
66. К определению нормы вибрации авиационных двигателей.
67. Исследование динамических свойств корпусов двигателей.
68. Методика определения оптимальных сборочных допусков ГТД.
69. Напряженное состояние открытой круговой цилиндрической оболочки с защемленными прямолинейными крошками.
70. Приближенное решение задачи о деформации открытой цилиндрической оболочки.
71. Минимизация массы корпусов наружного контура.
72. Напряженно-деформированное состояние зубчатого колеса главного редуктора из разнородных материалов. Взаимная верификация расчетных методов МКЭ.
73. Системный подход к проектированию.
74. Возможности импортозамещения программных комплексов МКЭ.
75. Моделирование поведения деталей резьбового соединения.
76. Применение деталей из гранул никелевых и титановых сплавов в двигателях ОАО «КЛИМОВ»
77. Анализ долговечности надроторной вставки турбины высокого давления при циклическом тепловом нагружении.
78. Системный подход к проектированию АГТД по вибропараметру. Практическое воплощение. Связанные колебания систем ротор-корпус АГТД.
79. Системный подход к проектированию АГТД по вибропараметру. Обеспечение на изделии уровня общих вибраций не выше заданного. Требования к балансировке роторов.
80. Системный подход к проектированию АГТД. Неразрушаемость как мера параметрической работоспособности.
81. Информационно-измерительная система стелда прочностных испытаний газотурбинных двигателей с элементами искусственного интеллекта.

Рисунок 5. Научные разработки-хобби ОП



**Рисунок 6.** Научные разработки-хобби ОП. Темы некоторых диссертаций

Соавторы отдела прочности ЗиК: О. И. Аладын, Б. Ф. Антонов, С. И. Блохин, В. К. Гайдо, Л. И. Голуб, Ю. А. Долгополов, В. П. Егоров, В. Н. Игнатьев, С. А. Кирзнер, Е. А. Ключкин, А. И. Козлов, В. В. Котова, В. Е. Кузнецов, А. М. Лапин, А. С. Лебедев, С. Н. Ломовцев, Б. М. Марков, Г. В. Моренко, А. А. Саркисов, А. Н. Сапрыкин, А. Д. Сафонов, Ю. В. Сигалов, В. В. Старовойтенков, А. М. Субботин, П. В. Сучков, А. П. Сыроежкин, В. С. Петров, А. А. Трушкин, В. А. Федоров, Р. Л. Шпейзман.

Соавторы смежники: А. И. Глейзер, Я. М. Григоренко, Р. Н. Карапетян, А. С. Кельзон, А. Б. Китайгородский, С. В. Курков, В. К. Пашинский, А. И. Петухов, И. К. Прилуцкий, О. Е. Шапырина.

Привлеченные организации: «А. Люлька — Сатурн», Военно-морское инженерное училище им. Макарова, Ереванский политехнический институт, Военное представительство № 389, Институт машиноведения АН УССР, Иркутский политехнический институт, Ленинградский политехнический институт, Ленинградский педагогический институт, Московский автодорожный институт, Минский институт технической кибернетики, НТП «ДИП», Тольяттинский политехнический институт, Харьковский авиационный институт, Центральный институт авиационного машиностроения.

ЗиК: Вибро-балансировочный комплекс, Информационно-вычислительный комплекс, Научно-исследовательская лаборатория прочности, Отдел компрессоров, Отдел камер сгорания, Отдел маслосистем, Отдел перспективного проектирования, Отдел редукторов, Отдел стендовых испытаний, Отдел внешней обвязки, Отдел турбин, Отдел главного металлурга.

ОП наработан опыт сотрудничества в творческом решении вопросов.

В период перестройки способность ОП к сотворчеству проявилась особенно отчетливо.

Трудности, желание не потерять перспективы объединили отрасль.

Сфокусированным параметром всех усилий является ресурс двигателя. Каждое предприятие выдавало свой продукт, но каждый двигатель содержал коллективный опыт отрасли: одни требования и нормы, одни материалы, одни поставщики. В условиях меняющейся экономической ситуации положение, при котором подтверждение ресурса 12000 часов требует 24 лет испытаний (изд. 79), или 200000 часов стендовых испытаний под 24 000 часов Д-36 свидетельствует, что НП перестали демонстрировать адекватность процессу проектирования и защите ресурса. Согласованные методики оценок и испытаний вошли в противоречие с требованиями применения для защиты ресурса только фирменных разработок марки двигателя. И в этих экстремальных условиях промышленность и ЦИАМ, ВИАМ выступили единым блоком. Кратко, суть свелась к следующему. Рассматривались вопросы, относящиеся к разным изделиям, но объединяемые необходимостью оценки ресурса:

- работы в защиту ресурсов двигателей;
- работы под внедрение новых перспективных материалов;
- работы в обеспечение эксплуатации по тех. состоянию;
- работы по оценке израсходованной допустимой наработки.

Ресурсы устанавливают по результатам интерпретации объема наработки стендовой, эксплуатационной, автономной узлов в соответствии с программами испытаний и реальной практикой наработки.

Все работы имеют перманентный характер, завязаны на внешние организации, регламентированы руководящими документами, методики инвариантны к типу изделия.

Стержнем всех работ являются ресурсные показатели по механизмам длительной и циклической прочности.

Потенциал перевода в защищенный ресурс имеющегося объема наработки изделий существенно зависит от используемых коэффициентов пересчета, номенклатура которых подразделяется по стадиям:

- При формировании программ испытаний:
  - коэффициента соответствия стендового и эксплуатационного рабочих циклов;
  - коэффициента форсирования повреждаемости при стендовой наработке за счет:
    - а) параметрического форсирования режимов;
    - б) конструктивно-напряженного подобия деталей по воспроизводству концентраторов напряжений.
- При подсчете ресурса по объему стендовой наработки:
  - коэффициенты экзemplярности в группах основных деталей;
  - коэффициент, учитывающий влияние разброса механических свойств материала детали при испытаниях относительно минимальных по ТУ;
  - конструктивно-напряженного подобия деталей двигателей-аналогов.
- При эксплуатации по состоянию:
  - коэффициент восстановления ресурса после ремонта детали;
  - коэффициент дополнительного подтверждения безопасности назначенного времени между инспекциями:
    - а) коэффициент, учитывающий практику эксплуатации;
    - б) коэффициент располагаемого времени до потери несущей способности в условиях развития трещины;
    - в) коэффициент интервала замены детали в ходе эксплуатации.
- При прогнозировании ресурса, формировании состава экзemplярных групп основных деталей (ОД), оценке израсходованной наработки, изучении ресурсного поведения новых материалов:
  - эффективный коэффициент концентрации напряжений.

При разумном назначении коэффициентов достигается существенный выигрыш в величине защищенного ресурса на имеющемся объеме испытаний двигателя.

Важно, что подход инвариантен по отношению к модели двигателя, и, значит, обращен не только в конкретное прошлое (проведенные испытания), но и в будущее.

Наполнение базы данных коэффициентов и конструктивно-напряженных эквивалентов используется при любых стратегиях назначения ресурса.

Разумное назначение коэффициентов выбора базовых конструктивно-напряженных подобных деталей: практика эксплуатации позволяет в рамках существую-



шей нормативной базы существенно продвинуться в (утилизации) объема имеющейся наработки. Введение регламента осмотров и замены узлов повышает надежность двигателя. Каждое сформулированное выше положение проверено и использовано для определения ресурсного потенциала и защиты ресурсов двигателей ЗиК и родственных предприятий (см. табл. 1).

Реализованный подход позволил преодолеть сразу 2–7 ступенек увеличения ресурса. Суммируя самые оптимистичные оценки затраты времени на переход со ступеньки на ступеньку, получаем более 40 лет опережения. Прямая экономия средств превышает фонд заработной платы ОП за несколько десятков лет.

Важно, что достигнутые показатели, отраженные в таблице 1, могут служить отправной точной для оценки ресурсного потенциала последующих модификаций двигателей каждого семейства.

Таблица 1

**Наши достижения — результат сотворчества**

Изделие	Год	Исходный ресурс, час	Приращение ресурса		Защищенный ресурс, час	Опережение, К = защ/план
			План, час	Защита, час		
ТВ3–117	1996	4500	1500	10500	15000	7
Энергоустановка	1997	15000	15000	35000	50000	2,3
ВР-14 осн. детали	1998	3000	0	7000–9000	10000–12000	2,3–3
ТВ7–117С	1999	3000	1500	7000	10000 (без ограничения по ЭТС II)	4,67
КСА (62)	1999	1500	0	6500	8000	4,3
88–2С (3 сер)	1999	1600	400	2400	4000	6
ВК-2500						
Заказчик № 1	2000	0	2000	12000	12000	6
Заказчик № 2	2001	0	2000	7550	7550	3
ВК-100	2002	1750 запуск	0	4170 запусков	5820 запусков	2,4
АЛ-31 Диск ТВД	1999	0	1500	1500	1500	-

Также достигнута существенная экономия средств и времени.

Кроме жизнеопределяющих для ЗиК следствий, это еще и эстетически красиво: обогнуть препятствия как внешние, так и внутренние и пройти через игольное ушко встречных мнений, противодействующих влияний и банальных опасений подписантов за возможные последствия, в общем-то, прогностического действия.

Это не просто результаты творческого прозрения участников: ОП, Заказчика, родственных ОКБ, серийных заводов, ЦИАМ — это акт гражданской позиции: полученные инициативно приращения ресурса в несколько раз превысили плановые цифры и лишили противников сохранения ОКБ главного аргумента — якобы малого ресурсного потенциала наших изделий.

За эти прорывные работы сотрудники ни ОП, ни ЦИАМ, ни серийных заводов не получали вознаграждения.

С перестройкой ликвидировали централизованное снабжение сведениями о направлениях развития и его уровне. Пришлось привлекать анализ контактов. Так, ОП при работе с ЮАР удалось получить материал AGARD NATO по опыту и объему работ в рамках «толерантности к трещинам» на дисках.

При работе с Канадой получить экспертное сравнение нашего подхода к циклическим испытаниям дисков с канадскими требованиями. При работе с китайцами понять особенности подхода американцев к закладке двигателя и некоторые подходы к оценке прочностных параметров (китайцы учились и стажировались в США, Англии, Франции), при работе с французами увидеть их подход к получению ресурса. С выходом в интернет стали доступны официальные сайты правительственных организаций, и мы получили и сами перевели документы, рекомендующие объемы работ по двигателю, например, ENSIP, ряд статей по прочности и АК лопаток, стандарт API 616 — газовые турбины для нефтеочистительных заводов. Переведена также монография, посвященная динамике роторов, под редакцией преемника Стодолы и Кемпбелла на фирме General Electric Fredric F. Ehrich, подаренная автором Саркисову А.А. при посещении ЗиК. Тематически она затрагивает только часть вопросов, разработанных нами. Надо отметить, что эти работы выполнены в свободное время без какой-либо оплаты. Так что это прямое проявление творчества и свободы духа при следовании своему призванию. Анализ всех этих материалов опережал реакцию ЦИАМ.

После первых контактов с китайцами, когда стало понятно, что работы могут стать регулярными, и понято, что работа с китайскими словарями весьма трудоемка, задумали решить проблему путем машинного перевода. Теория и программа словарного поиска имелись в Ленинградском Педагогическом институте, где образовался один из центров машинного перевода СССР. Проблему распознавания иероглифов решили через идею отделить его от перевода. Иероглиф текста вручную кодируется с помощью телеграфного кода (4 цифры) оператором. Узнанный ЭВМ по коду иероглиф переводится машинным словарем. На этом этапе получается подстрочник. Таким образом был переведен первый протокол встречи, который они (китайцы) представили на своём языке. Подстрочник первого протокола на рисунке 7.

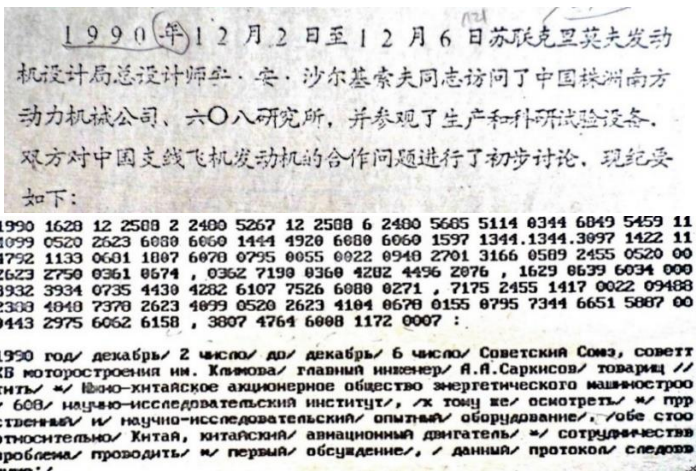


Рисунок 7. Подстрочник первого протокола

К внутренним информационным успехам отношу разработку тезауруса на основе сленга дефектовщиков при разборке двигателя для последующего автоматизированного выделения признаков, влияющих на вибросостояние.

Заставлял ли нас кто-либо? Нет

Имели мы поддержку руководства? Да

Была ли финансовая поддержка? Нет

Наивно полагать, что новое появляется само по себе, в результате «креатива».

Создать двигатели — базу мировых рекордов наших вертолетов и МиГ-29 — невозможно без атмосферы творчества. Творческая атмосфера и её поддержка — тоже акт творения, что четко осознавалось предшественниками.

Поступающий на ЗиК проходил отбор и проверку, случайные люди не задерживались. Государственная нацеленность на перспективу — задаваемый уровень параметров изделия «на вырост», государственная программа инструментов: ГОСТы, нормалы, ЭВМ, реферативные службы, САПР, поддержка научно-технического задела, патентный и индивидуальный поиск — все способствовало атмосфере творчества на местах. Прием выпускников зарекомендовавших себя ВУЗов со своими традициями поддерживал школу проектирования и опережающих разработок ЗиК, где все переплавлялось.

Научная школа — это не набор рецептов — решателей. Школа — это дух, что остается, когда вы забываете конкретное, чему вас учили.

Составляющим этой субстанции является понимание, что сотрудничество — всегда сотворчество. Это относится и к головным организациям, и институту Заказчика, и к производственным подразделениям, и серийным производствам.

Развитие личности руководство ЗиК поддерживало всегда. Приведу уникальный пример, С. П. Изотов по предложению Совета молодых специалистов подписал приказ, которым выделялся 1 час в день (1 день каждую неделю при тогдашней 6-дневной рабочей неделе) на самостоятельную творческую работу молодым специалистам.

В отделе прочности в рамках еженедельных семинаров заслушивали доклады, подготавливаемые каждым сотрудником с анализом текущих задач, предложениями по их решению в сравнении с научно-техническими литературными данными. Проводили перекрестное информирование (обучение) между отделами ОКБ и родственных организаций ЦИАМ, МАИ и т. д.

ЗиК, в рамках Всесоюзного общества «Знание», инициировал создание народного университета, возглавлял который сотрудник отдела прочности Н. А. Бурькина. Участники этого добровольного объединения способствовали распространению технических знаний среди сотрудников Объединения.

Регулярно проводились конференции специалистов куста предприятий, где сотрудники отдела прочности занимали призовые места.

ОП привлек 15 внешних организаций из 9 городов: от института Машиноведения АН УССР в Киеве до Иркутского политехнического института, от организаций Москвы до Еревана и Минска. Для нас разрабатывались как частные модели поведения конструкций (например, гибкого валика), определения долговечности по МЦУ, цилиндрических оболочек, так и параллельные ЦИАМ'у программы МКЭ (АН УССР, Калуга, Ленинград).

Вышеперечисленные действия и результаты приписываются ОП — отделу прочности.

Понятно, что без ценностно-ориентированных людей, персональной мотивации, таланта, сильного характера, самоуважения, амбициозности и вовлечения в общее дело экспериментаторов, испытателей, работников служб опытного и серийного производства, заказчиков, сотрудников военной приемки, головных организации — результаты такого объема и качества были бы недостижимы. Особенно при планировании действия, как это происходит сейчас, а не задачи.

Каждый непосредственно занимался решением вопросов прочности двигателей, обрзовавших в последующем семейства: ГТД-350, ТВ2-117, ТВ3-117, ТВ7-117, РД-33, ГТДЭ-117, ГТД-1000, изделий ракетного применения, трансмиссионных узлов.

Коллектив полностью выполнял свое предназначение: полностью раскрыл свой потенциал, наработал разносторонние творческие связи, очертил свое место в авиадвигателестроительной отрасли.

Отдел прочности формирует идеологию завода по обеспечению параметров прочности и работоспособности изделий; обеспечивает выпуск технической документации на всех стадиях жизненного цикла изделий, сопровождает серийное и ремонтное производство; анализирует причины и предлагает мероприятия по устранению дефектов; готовит получение заключений ЦИАМ и Центров сертификации на этапах Государственных испытаний и сертификации изделий.

Сотрудники — истинные патриоты отечественной авиации — обладают профессиональной эрудицией, вкусом к инициативной постановке задач, настойчивостью в достижении целей предприятия и обогащении его научно-технического потенциала.

В деятельности отдела прочности неразрывны преемственность и формирование новых традиций; творческое использование прогрессивных технологий наряду с приоритетным следованием стратегическим и текущим планам завода.

Коллектив ОП и каждый его представитель являлся достойным звеном мирового бренда «team Isotov».

В стране началась перестройка — преобразования с неоглашенными целями. В ходе «оптимизации» структуры деятельности ОКБ отдел прочности лишился 4/5 состава и подразделения экспериментальных исследований. Опытных отправили на пенсию, перспективных на РВ, некоторые сменили страну проживания.

Ушедшие перешли на «Pratt and Whitney» вместе с нашими наработками, методиками, опытом и связями.

Направленность деятельности изменилась, осваивались новые сферы применения наших изделий и нашего опыта: энергоустановки, газоперекачка, судовые установки, глубокая модернизация: SMR-95, сопло ОВТ, СБМ-1, ВК-1500 и т. д.

В поле зрения оказались дополнительные аспекты: шум, большие ресурсы, толерантность к трещинам.

Участились контакты и совместная работа со специалистами ЮАР, Южной Кореи, Ирана, Канады, ФРГ, Франции, Словакии, Китая, Бельгии и других стран. Нас «щупали» как специалистов, хотели научиться на наших находках (по дефектам, микрири, мажорированию выходных параметров).

Впечатление от контактов вылилось в следующее суждение прочниста РВ Canada «... фирма располагает вполне установившимися стандартами, обобщающими накопленный опыт, и все задачи решаются штатом весьма компетентных и профессиональных сотрудников. Все проблемы элиминируют до выхода двигателя в серию. Подтвержденная полевая (на крыле) эксплуатация хороша» (*К. Harpalani*).

Решения этих вопросов удалось продолжить, т.к. покинувших отдел прочности заменили молодые кадры и сотрудники НИЛП, которые влились в ОП вместе со своими функциями.

Новички прониклись духом отдела и внесли свой стиль в решение стоящих перед отделом задач.

Совершенно уникальный вклад внесен ими в нахождение резервов ресурсов изделий ВК-2500, ТВ3-117, ТВ7-117, 88 III серии, ВК-100, коробок самолетных агрегатов, главных редукторов и т.д. (см. табл. 1).

Текущая стадия существования ОП (уже бригады) может характеризоваться как нацеленность на новые ниши ОКБ с разработкой двигателей других классов с поддержкой и развитием существующего задела.

Произошла смена кадровой парадигмы с признаками полного обновления поведения специалистов, смещения акцентов в обязанностях, размытостью шкалы оценок результатов. Длительность жизненного цикла двигателя соизмерима с циклом активной деятельности специалиста, т.е. необходимо перекрытие временного лага контакта, уходящего и привлекаемого к сопровождению проекта специалистов для обеспечения преемственности, а этого не произошло. Создаются условия, способствующие размыванию основополагающей характеристики школы прочности — что это школа ответственности. Не надо забывать, что есть некоторая «критическая масса» участников, их подготовки, степени интенсивности атмосферы, до достижения которой ускорение развития «затруднено до невозможности», а творческие проявления становятся малопродуктивными.

Развитие ОП определялось отслеживанием человеческого измерения, когда успех определяется:

- государственной нацеленностью на перспективу;
- пониманием, что первичное и замыкающее звено разработки — конструктор (Главный конструктор);
- образованием, культурным багажом и системностью мировоззрения;
- поддержанием системы преодоления обстоятельств — создание ситуаций для продвижения вперед с целью делать задачу решаемой;
- формированием единого понятийного информационного пространства среди специалистов;
- гибкостью взаимодействия головной организации и ОКБ, взаимодополнением ОКБ и ГО, вплоть до смены ролей «ведущий-ведомый» в зависимости от объективного состояния дела;
- работой от прогнозной потребности, а не от достигнутого с обязательным «плюсом» к state of the art;
- пертинентностью в постановке задачи (80 % успеха);
- адекватным откликом на «политехничность» ситуации;
- доверием к коллегам, доброжелательностью в общении, объективностью в делах.

Один из аспектов профессиональной реализации — оценка результатов деятельности. Лучше независимая. Например, Британского парламента, который обсудил советскую угрозу. Отчет приведен в газете «Morning star» с иллюстрацией материального воплощения опасений депутатов: на развороте в верхнем левом углу — танк Т-80; левом нижнем — авианесущий крейсер с МиГ-29; в правом верхнем — ударный вертолет.

Это лучшая аттестация ЗиК и ОП.

Неразрушаемость двигателя — нерушимость страны.

## Литература

1. *Разживин К. А.* Напряженное состояние открытой круговой цилиндрической оболочки с защемленными прямолинейными кромками // Известия АН СССР, ОТН, Механика и машиностроение. — 1962. — № 5.
2. *Кельзон А. С., Троицкая З. В.* Самоцентрирование и уравнивание высокооборотного компрессора // Известия АН СССР. Механика и машиностроение. — 1963. — № 3.
3. *Метс В. Д., Курков С. В. (ДИП), Лобанов В. К., Петрова Н. Ю., Семенова И. М., Шубин А. Н., Качинский П. К.* Возможности импортозамещения программных комплексов метода конечных элементов (МКЭ). // Климовские чтения — 2014. Перспективные направления развития авиадвигателестроения: — СПб.: Скифия-принт, 2014.
4. *Lobanov V. K., Lomovtsev S. N.* MGB structural integrity program in Klimov Corporation // Twentieth european rotorcraft forum. October 4–7, 1994. Amsterdam.
5. *Кирзнер С. А., Кузнецов В. Е., Моренко Г. В., Мурахтанова Е. Г., Лобанов В. К., Сафонов А. Д., Сучков П. В., Сыроежкин А. Л., Федоров В. А., Хрусталева Е. В.* Использование виброкомплекса для обеспечения функциональной схемы трубопроводов ГТД по переменным напряжениям // Всесоюзное научное совещание по проблемам прочности двигателей АН СССР 27–30 марта 1979. Тезисы докладов. — М., 1979.
6. *Лобанов В. К., Кузнецов В. Е., Моренко Г. В., Мурахтанова Е. Г., Хрусталева Е. В.* Динамический синтез трубопроводов ГТД // III отраслевая научно-техническая конференция «Автоматизированное проектирование авиационных двигателей» 25–28 марта 1980. ЦИАМ Тезисы.
7. *Lobanov V. K., Bouryukina N. A.* Development of a performance prediction method for turboshaft aeroengine design for low vibration // Twentieth european rotorcraft forum. October 4–7, 1994. Amsterdam.
8. *Лобанов В. К.* Системный подход к проектированию АГТД по вибропараметру. Практическое воплощение. Связанные колебания систем ротор-корпус АГТД // Климовские чтения — 2017. Перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2017.
9. *Баклан С. В., Бурькина Н. А., Лобанов В. К., Пашинский В. К.* Метод анализа причин дефектов на основе функциональных схем // Всесоюзное научное совещание по проблемам прочности двигателей, АН СССР, Ленинград, 1981, 14–16 сентября. Тезисы докладов. — М., 1981.
10. *Лобанов В. К., Шубин А. Н., Качинский П. К., Семенова И. М., Петрова Н. Ю., Степанов В. Н., Метс В. Д., Федоров А. А.* Системный подход к проектированию АГТД. Неразрушаемость как мера параметрической работоспособности // Климовские чтения — 2017. Перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2017.
11. *Лобанов В. К.* Обоснование размещения признаков изобретения по пунктам многозвенной формулы. Краткие тезисы докладов к конференции выпускников ЦИПК. Ленинград, 1972.
12. *Лобанов В. К., Сивчиков С. Б.* Проектирование турбинных дисков ГТД по обобщенным исходным профилям минимально-необходимой массы // III межотраслевая конференция по транспортным ГТД и ГТСУ, 26–29 октября 1981, г. Красногорск.
13. *Скворцов Р. Б., Фесенко Н. И.* Исследование вибрационной нагруженности рабочих лопаток турбины авиационного ГТД с демпферами сухого трения. Отчеты ЗиК.

# ТЕРМОДИНАМИКА И ГАЗОДИНАМИКА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

---

УДК 621.452.322

**Ю. В. Зиненков**

ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», Воронеж  
zinenkovy@mail.ru

**А. В. Луковников**

ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва  
lukovnikof@mail.ru

## **ФОРМИРОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СЕРИЙНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА**

*Аннотация.* В статье рассматривается вопрос о создании силовой установки для перспективного высотного беспилотного летательного аппарата. В частности описано решение задачи по формированию предварительного технического облика двухконтурного турбореактивного двигателя на базе газогенератора серийного отечественного двигателя ТВ7–117 разработки АО «ОДК-Климов». При этом представлена разработанная авторами методика проведения исследования, в которой основным инструментом проведения расчетов является универсальная комплексная математическая модель с возможностями оценки эффективности авиационных силовых установок на базе турбореактивных двигателей по критериям самолетного уровня. Также описаны постановка, решение и анализ полученных результатов задачи оптимизации с представлением типовых характеристик и значений основных параметров.

Для любой самодостаточной страны вопросы обороноспособности являются приоритетными, поэтому развитие технических средств, обеспечивающих решение этих задач, должно осуществляться с темпами, опережающими зарубежных партнеров. В 90-е годы авиационная отрасль нашей страны переживала не лучшие годы, что особенно сказалось на отставании в развитии отечественного авиационного двигателестроения. В настоящее время самолетными конструкторскими бюро создается ряд проектов перспективных летательных аппаратов (ЛА) различного назначения, при



этом вопрос оснащения силовой установки (СУ) двигателями, отвечающими необходимым требованиям следующих поколений становится все острее. К примеру, сейчас, СУ беспилотных летательных аппаратов (БЛА) отечественного производства в большинстве случаев оснащаются зарубежными двигателями. Для перелома такой ситуации необходимо активно проводить большое количество расчетно-теоретических и экспериментальных исследований с целью создания прогрессивного научно-технического задела в области авиадвигателестроения, обеспечивающего на годы вперед создание современных СУ для всех типов ЛА отечественного производства.

Представляемая работа является органичным продолжением ведущихся в последние годы на кафедре авиационных двигателей исследований по формированию облика СУ перспективных пилотируемых и беспилотных ЛА различного целевого назначения, что вносит существенный вклад в создание научно-технического задела в области авиадвигателестроения.

В качестве объекта исследования взят проект перспективного БЛА предназначенного для решения задач длительного мониторинга местности в заданном районе. Для обеспечения безопасности выполнения подобных задач необходимо, чтобы данный БЛА выполнял полет над воздушными коридорами полетов традиционной авиации, то есть имел крейсерские высоты полета 18–20 км, что дополнительно обеспечивает максимальный сектор наблюдения. Ключевое преимущество использования такого типа БЛА перед спутниками заключается в возможности задавать район наблюдения без ограничения по времени.

При создании данного БЛА вопрос разработки его СУ становится особо острым, так как необходимо выполнить ряд противоречивых требований, к примеру, уменьшение времени подлета к месту выполнения задачи, что выполняется увеличением тяговооруженности, и, одновременно, увеличение времени мониторинга местности, что, в свою очередь, требует уменьшения тяговооруженности. Для рационального удовлетворения противоречивых требований необходимо решить задачу оптимизации, при этом учитывать функциональную эффективность объекта, а также временные и материальные затраты на его создание, производство и эксплуатацию.

Известно, что самым простым способом создания СУ для нового ЛА, является использование готового двигателя с корректировкой программы управления и работы обеспечивающих систем. Анализ всех известных отечественных двигателей показал, что для СУ данного БЛА, такого двигателя нет. Следующий способ — это использование готового газогенератора (ГГ) для нового двигателя, а так как ГГ является самым сложным элементом любого двигателя, то создание нового двигателя на базе отработанного ГГ значительно снижает затраты на его создание. Решению задачи по формированию предварительного технического облика СУ разрабатываемого БЛА данным способом и посвящена данная работа.

На первом этапе исследования для определения диапазонов значений требуемых параметров был сформирован «базовый» вариант (БВ) СУ с турбореактивным

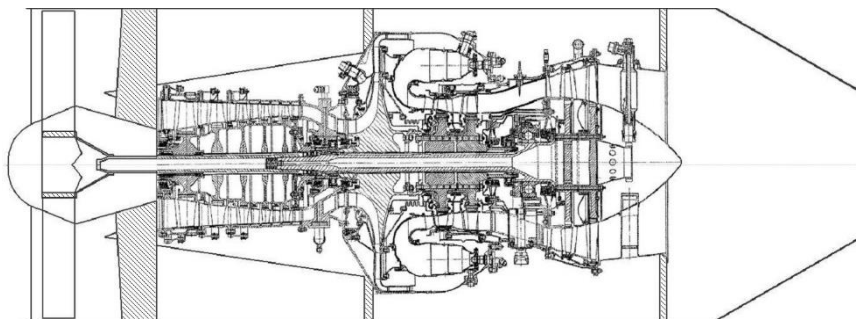
двухконтурным двигателем (ТРДД) [1]. Далее по ориентировочным диапазонам значений основных параметров его ГГ необходимо было подобрать подходящий двигатель. При этом искомый ГГ должен был иметь значения основных параметров в следующих диапазонах:

$$\pi_{\text{квд,р}}^* \approx 12 \div 18; T_{\text{г,р}}^* \approx 1500 \div 1600 \text{ К}; G_{\text{в.пр,р}} \approx 8 \div 10 \text{ кг/с}; D_{\text{к}} \approx 0,25 \div 0,35 \text{ м.}$$

Проведя анализ всей линейки отечественных двигателей, авторами был подобран наиболее подходящий ГГ серийного авиационного турбовинтового двигателя ТВ7–117 разработки АО «ОДК-Климов» со следующими параметрами [2]:

- $\pi_{\text{к}\Sigma, \text{р}}^* = 17$ ;
- $T_{\text{г,р}}^* = 1552 \text{ К}$ ;
- $G_{\text{в.пр,р}} = 9,2 \text{ кг/с}$ ;
- внешний диаметр на входе в компрессор  $D_{\text{к}} = 0,296 \text{ м}$ ;
- диаметр втулки на входе в компрессор  $d_{\text{вт}} = 0,164 \text{ м}$ ;
- относительный диаметр втулки на входе в компрессор  $\bar{d}_{\text{вт}} = 0,556$ .

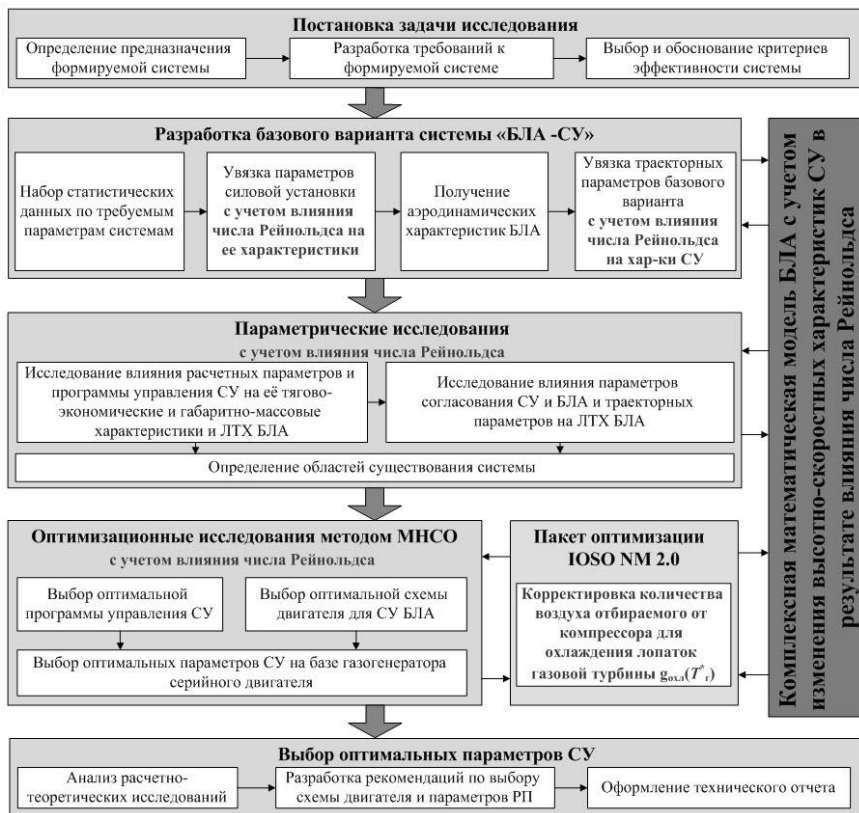
Дальнейшее решение поставленной задачи предусматривало формирование оптимального технического облика только турбовентилятора (компрессора низкого давления (КНД), турбины низкого давления (ТНД)) и канала наружного контура ТРДД (схема внешнего облика, формируемого ТРДД продемонстрирована на рис. 1).



**Рисунок 1.** Вариант схемы ТРДД на базе газогенератора двигателя ТВ7–117

Оценка эффективности СУ БЛА на этапе концептуального проектирования усложнена рядом проблем, обусловленных недостатком исходных данных, которые во многом можно определить только методом экспертных оценок. Известно, что любой ЛА является сложной технической системой и большое количество параметров в ней взаимосвязано, а это необходимо учитывать при разработке отдельных элементов. Для повышения эффективности данного этапа создания авиационного двигателя, авторами предлагается системный подход к его разработке, который заключается в одновременном рассмотрении двигателя в составе СУ, СУ в составе ЛА, ЛА

как средство выполнения конкретной задачи. При таком подходе можно проанализировать влияние параметров рабочего процесса двигателя на критерии эффективности ЛА при выполнении полетного задания. Для этого необходимо иметь тягово-экономические и удельно-массовые характеристики СУ и ее программу управления, аэродинамические, летно-технические и объемно-массовые характеристики ЛА и его траекторные параметры, согласно принятой программе полетов.



**Рисунок 2.** Структура методики определения оптимальных параметров СУ

Для реализации указанного подхода авторами была разработана методика определения оптимальных параметров СУ на примере высотного БЛА, схема которой показана на рисунке 2. Ее отличительными особенностями являются:

- учет изменения числа Рейнольдса в лопаточных машинах в условиях высотного полета на малых скоростях;

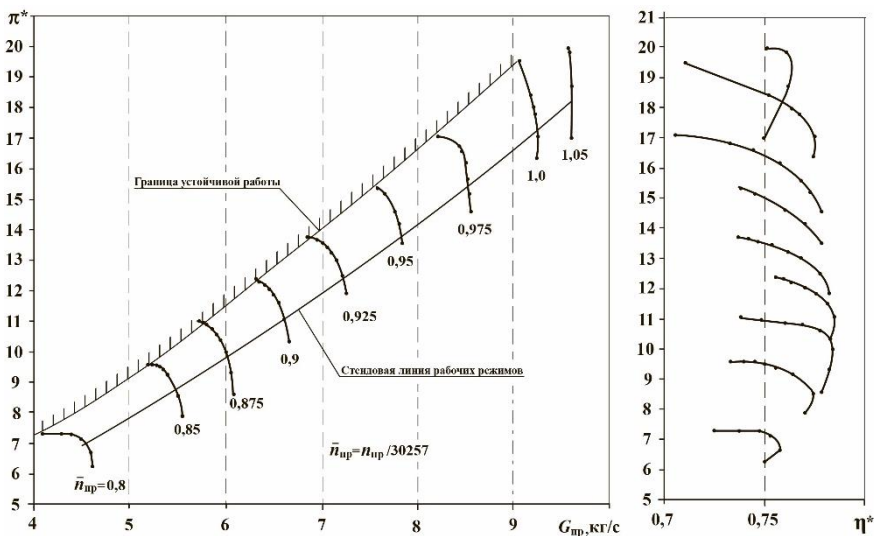
- расчет массы СУ с учетом плотности материалов изготовления элементов конструкции;
- корректировка количества воздуха, отбираемого для охлаждения газовой турбины при оптимизационных исследованиях.

Важным этапом проведения исследования по оценке эффективности является обоснование критериев, по которым принимается решение о целесообразности проекта. В качестве критериев могут использоваться как простые технические, экономические, тактические параметры, так и комплексные, охватывающие совокупность простых [3]. Рассматриваемый в работе объект предполагается использовать для мониторинга местности, следовательно, его основными режимами полета будут прямолинейный горизонтальный полет и барражирование в воздухе, которые наиболее точно можно охарактеризовать параметрами максимальной дальности  $L_{п}$  и максимальной продолжительности  $t_{п}$  полета соответственно. Исходя из этого, в данной работе в качестве критериев оценки эффективности СУ использовались параметры  $L_{п}$  и  $t_{п}$ , характеризующие эффективность исследуемого БЛА как технического средства выполнения требуемых задач.

В представленной методике основным инструментом проведения расчетно-теоретических исследований является разработанная авторами комплексная математическая модель (КММ), в которой реализованы следующие возможности расчетов:

- всех типов и схем турбореактивных двигателей (за исключением трехконтурных);
- программ управления СУ;
- характеристик лопаточных машин (с осреднением по числам Рейнольдса);
- удельно массовых характеристик СУ и ЛА (с учетом плотности материалов конструкций);
- летно-технических характеристик ЛА
- траекторных параметров и параметров движения ЛА по заданной программе полета.

Необходимо отметить особенность решения данной задачи, заключающуюся в том, что термогазодинамический расчет двигателя необходимо производить не по расчетным характеристикам компрессора, а по экспериментальным, которые были взяты из технического описания двигателя ТВ7–117 (см. на рисунок 3) [2]. Обычно на ранних стадиях проектирования двигателя нет известных характеристик лопаточных машин, то есть их необходимо рассчитывать (данная функция реализована в КММ по инженерной методике Р.М. Федорова с осреднением по числам Рейнольдса), поэтому для решения данной задачи, блок СУ КММ потребовалось доработать, обеспечив возможность использования готовых характеристик.



**Рисунок 3.** Экспериментальные характеристики осецентрибежного компрессора двигателя ТВ7–117

Решение задачи оптимизации выполнялось с использованием пакета оптимизации IOSO NM 2.0, основанном на методе непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации. Данный программный продукт хорошо зарекомендовал себя при решении задач со сложной топологией целевой функции.

Задача решалась в двух постановках: в первой при формировании оптимальных параметров СУ были зафиксированы размеры ГГ с осецентрибежным компрессором (ОЦК) двигателя ТВ7–117, во второй потребовалось масштабирование данного ГГ, это было выполнено снятием ограничений с внешнего диаметра и диаметра втулки на входе в компрессор, что, при постоянном относительном диаметре втулки на входе в компрессор, обеспечивает масштабирование линейных размеров ГГ при полном его газодинамическом подобии.

Далее проведем краткий анализ результатов решения поставленной задачи исследования. Для удобства изложения графического материала были введены некоторые обозначения:

БВ — базовый вариант исследуемого объекта;

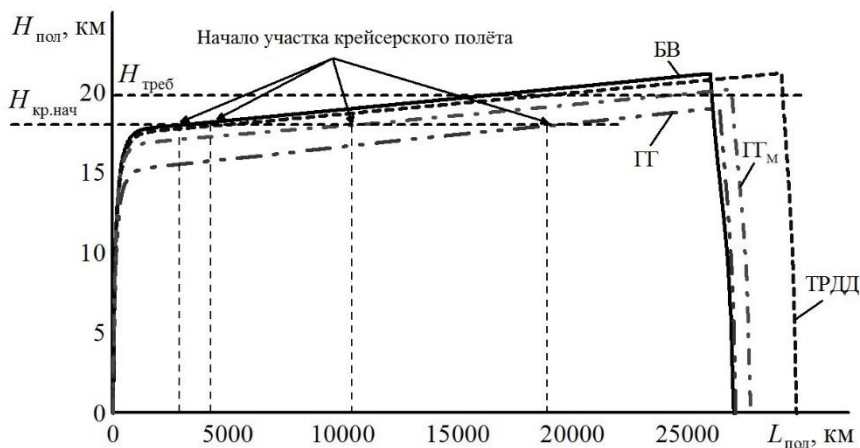
ТРДД — оптимальный вариант исследуемого объекта без ограничений;

ГГ — оптимальный вариант исследуемого объекта, с фиксированным газогенератором двигателя ТВ7–117;

ГГ<sub>М</sub> — оптимальный вариант исследуемого объекта, с масштабированным газогенератором двигателя ТВ7–117;

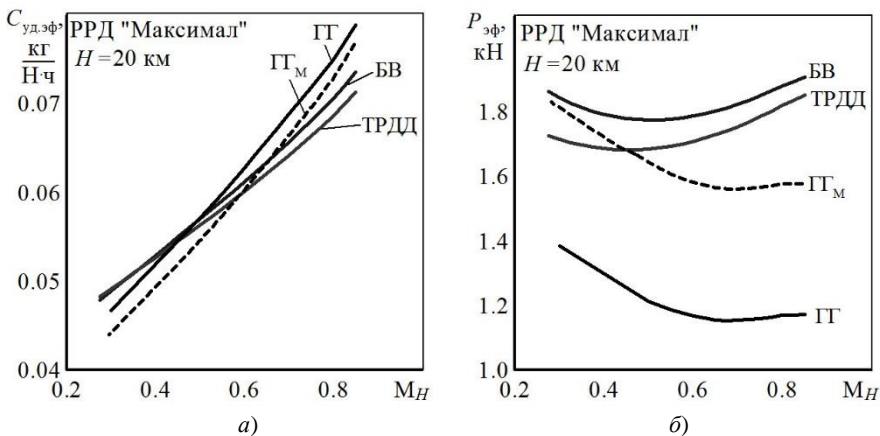
$k_D, k_G$  — коэффициенты масштабирования газогенератора по диаметру и по расходу воздуха соответственно.

Результаты решения задачи в первой постановке показали, что исследуемый БЛА не сможет обеспечить удовлетворение требованиям по высоте полёта. Для демонстрации результатов расчетов выполнен график на рисунке 4. Видно, что высота по траектории полёта БЛА с вариантом «ГГ» не доходит до требуемой ( $H_{\text{треб}} = 20$  км), при этом БЛА имеет очень вялый набор высоты и участок горизонтального полёта составляет лишь 25 % от всей дальности, что также недопустимо для эффективного выполнения требуемых задач. Такой результат привел к необходимости решения задачи во второй постановке. На рисунках 4–6 и в таблице 1 представлены общие результаты решения задачи.



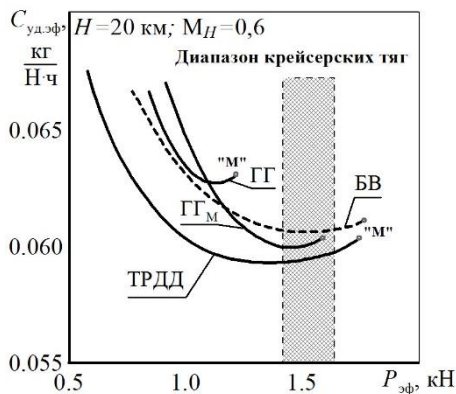
**Рисунок 4.** Сравнение профилей полета базового и трех оптимальных вариантов БЛА с СУ на базе двигателей с разными ГГ

Скоростные характеристики на рисунке 5, *а* наглядно демонстрируют, что вариант двигателя «ГГ<sub>м</sub>», по сравнению с вариантом «ГГ» имеет меньшие удельные расходы топлива во всём диапазоне чисел  $M$  полёта, но за счет высокой степени двухконтурности от числа  $M = 0,6$  он начинает проигрывать варианту «ТРДД». При этом из рисунка 5, *б* видно, как эффективная тяга двигателя у вариантов с большей степенью двухконтурности с увеличением скорости полёта интенсивно падает, несмотря на то, что расчётное значение тяги у варианта ГГ<sub>м</sub> выше остальных, но уже при числе Маха 0,3 оно меньше, чем у базового варианта, а при числе Маха больше 0,45 меньше, чем у ТРДД.



**Рисунок 5.** Сравнение скоростных характеристик «базового» и оптимального вариантов ТРДД

Такое соотношение характеристик анализируемых вариантов двигателей (см. рисунок б) приводит к тому, что вариант « $\Gamma\Gamma$ » в диапазоне крейсерских тяг имеет недостаточную тягу (поэтому и высота полёта меньше 20 км), а вариант « $\Gamma\Gamma_M$ » не имеет запаса по тяге, при этом вариант «ТРДД» обладает значительно лучшими тягово-экономическими характеристиками, что, в итоге, приводит к увеличению принятых критериев эффективности БЛА.



**Рисунок 6.** Сравнение дроссельных характеристик базового и оптимальных вариантов ТРДД

Для количественного анализа результатов решения задачи в таблицу 1 сведены основные параметры двигателя и летно-технические характеристики (ЛТХ) БЛА. Анализируя представленные данные, можно сказать, что рассчитанный вариант «ТРДД» имеет более высокие значения основных параметров рабочего цикла при меньших габаритно-массовых характеристиках, что естественно обеспечивает более высокие значения ЛТХ исследуемого БЛА. Данный результат показывает преимущество разработки полностью нового двигателя под заданный летательный аппарат, когда можно максимально реализовать все требования к создаваемому ЛА.

Т а б л и ц а 1

**Сравнение параметров базового варианта БЛА с оптимальными**

Параметры		Базовый вариант	Оптимальные варианты			
			ТРДД	ГГ	ГГ <sub>М</sub>	
Параметры двигателя	$P_p$ , кН	39,2	34,0	31,1	42,8	
	$P_{уд}$ (Нс)/кг	350	414	264	262	
	$G_{в.р.}$ , кг/с	112	84	118	163	
	$m_p$	5,0	4,34	8,0	8,37	
	$T_{г.р.}^*$ , К	1600	1799	1552	1552	
	$\pi_{кнд.р}^*$	1,70	2,06	1,50	1,44	
	$\pi_{квд.р}^*$	14,0	15,64	17,0	17,0	
	$\pi_{кз.р}^*$	23,8	32,2	25,6	24,4	
	$m_{дв.}$ , кг	840	720	595	905	
	$D_{дв.}$ , м	0,915	0,791	0,884	1,04	
	$D_{в.квд.}$ , м	0,549	0,475	0,298	0,358	
	$d_{в.вт.квд.}$ , м	0,401	0,353	0,164	0,197	
	$k_D$	–	–	1,0	1,201	
	$k_G$	–	–	1,0	1,328	
$C_{уд.кр.}$ , кг/(Нч) (при $M_{кр} = 0,6$ ; $H_{кр} = 20$ км)		0,0606	0,0593	0,0627	0,0599	
ЛТХ БЛА	$\mu_0$	0,345	0,305	0,274	0,3762	
	$H_{макс.}$ , км	21,2	21,2	19,0	20,1	
	$M_{кр}$	0,590	0,608	0,487	0,579	
	$L_{тп.}$ , км	22600	23900	6900	16000	
	$L_{тп.отн.}$ , %	84	80	25	58	
	КЭ	$L_t$ , км	27000	29800	27200	27700
		$t_{тп.}$ , ч	43	47	52	45

Если исходить из экономической целесообразности проекта и для удешевления разработки и сокращения потребных сроков изготовления создавать двигатель на базе готового ГГ от двигателя ТВ7–117, то придется пересмотреть ряд требований к разрабатываемому БЛА, а именно потребную высоту полета и продолжительность



горизонтального участка полета, время выхода в заданную точку. Для полного удовлетворения предъявляемых требований к исследуемому БЛА ГГ необходимо масштабировать с коэффициентами  $k_M = 1,201$  и  $k_G = 1,328$ , при которых ЛТХ будут максимально возможными.

### Литература

1. *Зиненков Ю. В., Луковников А. В., Слинко М. Б.* Методика формирования технического облика и оценки эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Полет. — 2016. — № 2–3. — С. 66–80.
2. Турбовальный двигатель ТВ7–117В. Эскизный проект Э6В.00.0100. Часть 2. / ОАО «Климов». — С. Петербург, 2009. — 174 с.
3. *Мышкин Л. В.* Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. — М.: Физматлит, 2006. — 304 с.

*Г. Д. Душиц-Козан, О. А. Курсанова*

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург

## **СПОСОБ ОЦЕНКИ ВЕЛИЧИНЫ ТЯГИ ДВУХКОНТУРНОГО ДВУХВАЛЬНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ В ЭКСПЛУАТАЦИИ**

*Аннотация.* В статье рассмотрен способ оценки величины тяги двухконтурного двухвального турбореактивного двигателя (ТРДД) в эксплуатации при использовании его измеряемых термогазодинамических параметров при опробовании в соответствии с Регламентом обслуживания и Руководством по эксплуатации. Приведена методика такой оценки.

*Ключевые слова:* тяга двигателя, оценка величины тяги, эксплуатация двигателя, ТРДД.

### **Введение**

Тяга турбореактивного двигателя является основным выходным параметром. Однако, измерить непосредственно величину тяги двигателя, установленного на самолете, с помощью тензометров или динамометров, связанных с подвесками двигателя, довольно проблематично. Существующая на сегодня оценка величины тяги по отклонению частоты вращения ротора компрессора  $n_k$  от программы не всегда дает достоверные результаты. Так, например, при неисправностях в работе ротора высокого давления, приводящих к уменьшению расхода воздуха через внутренний контур двигателя, при отсутствии отклонения частоты вращения  $n_k$  от программы величина тяги двигателя существенно снижается. В этой связи, представляется необходимым найти косвенный способ определения величины тяги по величинам термогазодинамических параметров, который может позволить оценивать по результатам опробования возможность дальнейшей эксплуатации или необходимость съема двигателя для исключения летного происшествия.

### **1. Постановка задачи**

1.1. Формула для определения величины тяги двигателя при наземных испытаниях следует из общей формулы тяги для стендовых испытаний:

$$R = G_r \cdot \lambda_c \cdot a_{кр} .$$

Принимая во внимание зависимость  $\lambda_c$  от степени расширения газа в сопле двигателя и зависимость скорости звука от температуры газа, получаем формулу определения тяги двигателя в виде:

$$R = G_r \sqrt{\frac{2k_c}{k_c - 1}} R_{гс} T_c^* \sqrt{1 - \left(\frac{P_H}{P_c^*}\right)^{\frac{k_c - 1}{k_c}}}$$

В этой формуле:

$R_{гс}$  — газовая постоянная на срезе сопла,

$T_c^*$  — температура заторможенного потока газа на срезе сопла,

$k_c$  — показатель адиабаты на срезе сопла.

Из этого представления формулы, для расчета тяги необходимо определить:

- 1) Величину расхода газа на срезе сопла. Очевидно, что расход газа определяется как сумма расхода воздуха в реактивном сопле и расхода топлива в основную камеру сгорания  $G_r = G_{с\text{возд}} + G_t$ .
- 2) Величину температуры заторможенного потока газа  $T_c^*$  на срезе сопла. При условии, что процесс истечения газа через сопло принять изотермическим, определение производится через расчетную температуру  $T_H^*$  на выходе из внешнего контура и замеренную температуру  $T_{тв}^*$  газа за турбиной вентилятора с помощью уравнений сохранения энергии и импульса.
- 3) Величину полного давления  $P_c^*$  на срезе сопла. Определение этого параметра может быть выполнено через замер полного давления  $P_{тв}^*$  за турбиной вентилятора с использованием суммарных потерь полного давления от выхода из турбины вентилятора до среза сопла  $\sigma_{тв-с}^*$ , которые могут быть расчетными из модели двигателя или экспериментальными.

Таким образом, для определения величины тяги двигателя необходимы следующие параметры:

- атмосферное давление наружного воздуха  $P_H$ , кг/см<sup>2</sup>;
- статическое давление на входе в вентилятор  $P_{вх}$ , кг/см<sup>2</sup>;
- полное давление  $P_{тв}^*$  за турбиной вентилятора, кг/см<sup>2</sup>;
- температура наружного воздуха  $T_{вх}^* = T_H$ , К;
- расход газа на срезе сопла  $G_r$ , кг/с;
- расход топлива  $G_t$  в основную камеру сгорания, кг/с;
- температура заторможенного потока газа за турбиной вентилятора  $T_{тв}^*$ , К.

Из всех указанных параметров непосредственно при выполнении опробования могут быть измерены атмосферное давление  $P_H$  и температура  $T_H$  наружного воздуха, полное давление газа  $P_{тв}^*$  за турбиной вентилятора, статическое давление воздуха на входе в вентилятор  $P_{вх}$  и температура заторможенного потока газа за турби-

ной вентилятора  $T_{\text{ТВ}}^*$ . В то же время, измеренные при опробовании параметры позволяют рассчитать необходимые для оценки величины тяги двигателя неизмеряемые параметры.

1.2. В качестве экспериментальных данных, здесь и далее, используются результаты ресурсных испытаний и других видов испытаний на стенде.

Полное давление на входе в двигатель определяется с помощью замеренного абсолютного статического давления на входе в двигатель:

$$P_{\text{ВХ}}^* = \frac{P_{\text{ВХ}}}{\pi(\lambda_{\text{ВХВ}})}$$

где функция  $\pi(\lambda_{\text{ВХВ}})$  определяется по полученной в результате обработки экспериментальных данных зависимости:

$$\pi(\lambda_{\text{ВХВ}}) = f_{\pi}(n_{\text{ВПр}})$$

Для определения величины расхода газа  $G_{\text{Г}}$  на срезе сопла, при отсутствии возможности замера величины расхода топлива  $G_{\text{Т}}$  в эксплуатации, расход  $G_{\text{Т}}$  определяется по величине приведенного расхода топлива на «Максимальном» режиме  $(G_{\text{ТПр}})_{\text{ПСИ}}$  указанного в формуляре из акта сдачи приемо-сдаточных испытаний (ПСИ) двигателя. Определение физического расхода топлива по приведенному значению производится по формуле:

$$G_{\text{Т}} = (G_{\text{ТПр}})_{\text{ПСИ}} \cdot \frac{P_{\text{ВХ}}^*}{1,0332} \sqrt{\frac{T_{\text{ВХ}}^*}{288,15}}$$

Поскольку утечки воздуха из проточной части пренебрежимо малы, то можно принять, что расход газа в сопле равен сумме расхода воздуха на входе в двигатель и расхода топлива, определенном как указано выше.

$$G_{\text{Г}} = G_{\text{ВХ}} + G_{\text{Т}}.$$

Сам же расход воздуха  $G_{\text{ВХ}}$  в диапазоне приведенных частот вращения ротора вентилятора  $n_{\text{ВПр}} = 85\% - 100\%$  может быть определен как:

$$G_{\text{ВХ}} = G_{\text{ВХВ пр}} \cdot \frac{P_{\text{ВХ}}^*}{1,0332} \sqrt{\frac{288,15}{T_{\text{ВХ}}^*}}.$$

Значение  $G_{\text{ВХВ пр}}$  определяется из полученной в результате обработки экспериментальных данных зависимости:

$$G_{\text{ВХВ пр}} = f_g(n_{\text{ВПр}}).$$

где  $n_{\text{ВПр}} = n_{\text{В}} \cdot \sqrt{\frac{288,15}{T_{\text{ВХ}}^*}}$  — приведенная частота вращения ротора вентилятора.

Для определения полного давления  $P_c^*$  на срезе сопла через замер полного давления  $P_{ТВ}^*$  за турбиной вентилятора, используются расчетные суммарные потери полного давления от выхода из турбины вентилятора до среза сопла:

$$P_c^* = (P_{ТВ}^* + P_H) \cdot \sigma_{ТВ-c}^*,$$

где значение  $\sigma_{ТВ-c}^*$  получено из обработки экспериментальных данных.

Поскольку потери полного давления во входном устройстве не должны оказывать влияния на оценку характеристик двигателя, необходимо привести полученную величину тяги двигателя к стандартным условиям с учетом потерь в воздухозаборнике и отличия величины абсолютного давления  $P_H$  атмосферного воздуха при проведении опробования от  $P_H = 1,0332 \text{ кг/см}^2$ .

Коррекция по величине потерь давления  $\sigma_{вх}$  в воздухозаборнике может быть выполнена из условия, что известна величина  $P_H$  при опробовании и  $P_{вх}^*$  на входе в двигатель. Соответственно:

$$\sigma_{вх} = \frac{P_{вх}^*}{P_H} < 1.$$

Тогда для исключения влияния потерь давления в воздухозаборнике необходимо откорректировать величины расхода воздуха  $G_{вх}$  и расхода топлива  $G_T$  как:

$$G_{вх \text{ корр}} = \frac{G_{вх}}{\sigma_{вх}},$$

$$G_T \text{ корр} = \frac{G_T}{\sigma_{вх}}.$$

Для расчета температуры заторможенного потока газа  $T_c^*$  на срезе сопла, принимая поток газа через сопло изотермическим, можно считать температуру  $T_c^*$  как температуру  $T_{см}^*$ , полученную в результате смешения потоков воздуха из внешнего контура и газа внутреннего контура в камере смешения. В свою очередь температура  $T_{см}^*$  находится по уравнению сохранения энергии, в которое входят расходы воздуха через внутренний  $G_{ТВ \text{ возд}}$  и внешний  $G_{II}$  контуры двигателя, а также температуры на выходе из контуров  $T_{ТВ}^*$  и  $T_{II}^*$ :

$$C_p T_{см}^* \cdot G_{см} = C_p T_{ТВ}^* \cdot G_{ТВ \text{ возд}} + n T_{ТВ}^* \cdot G_T + C_p T_{II}^* \cdot G_{II}.$$

Для определения расходов воздуха на «Максимальном» режиме через внутренний и внешний контуры используется величина степени двухконтурности двигателя  $m = \frac{G_{вх} - G_{вхк}}{G_{вхк}}$ , которая справедлива для работы на «Максимальном» режиме в достаточно широком температурном диапазоне  $T_{вх}^*$ . Эта величина определяется в результате обработки экспериментальных данных.

Тогда, соответственно, расходы через внутренний и внешний контуры определяются как:

$$G_{\text{ТВ возд}} = G_{\text{ВВК}} = \frac{G_{\text{ВХ корп}}}{m + 1}$$

$$G_{II} = G_{\text{ВХII}} = G_{\text{ВХ корп}} - G_{\text{ВВК}}.$$

Температура заторможенного воздуха  $T_{II}^*$  на выходе из внешнего контура определяется по результатам ресурсных и специальных испытаний двигателя:

$$T_{II}^* = f(n_{\text{впр}}).$$

Соответственно, физическое значение температуры на выходе из внешнего контура определяется как:

$$T_{II}^* = \frac{f(n_{\text{впр}}) * T_{\text{ВХ}}^*}{288,15}$$

Таким образом, все необходимые для расчета величины тяги параметры, такие как расход газа  $G_r$  на срезе сопла, температура заторможенного потока газа  $T_c^*$ , полное давление  $P_c^*$  на срезе сопла, определены.

Отличие величины абсолютного давления  $P_H$  атмосферного воздуха при проведении опробования от  $P_H = 1,0332 \text{ кг/см}^2$  учитывается с помощью формулы стандартного приведения к стандартным атмосферным условиям:

$$R = \frac{1,0332}{P_{\text{ВХ}}^*} G_r \sqrt{\frac{2k_c}{k_c - 1}} R_{\text{гс}} T_c^* \sqrt{1 - \left(\frac{P_H}{P_c^*}\right)^{\frac{k_c - 1}{k_c}}}$$

Реализация такого способа оценки величины тяги и оценка величины погрешности была проведена на базе современного серийного образца ТРДД разработки АО «ОДК-Климов».

## 2. Результаты применения способа оценки величины тяги серийного образца ТРДД

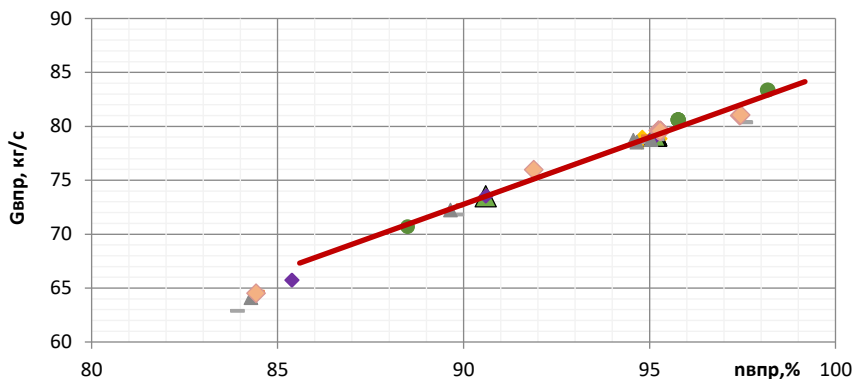
2.1. Значение величины тяги, найденное расчетным путем, должно быть настолько приближено к замеренному, будем считать истинному, что может быть использовано вместо него. Принимаем, что расчетное значение величины тяги двигателя может иметь отклонение от замеренной величины не более ~2% от величины, указанной в Технических условиях для рассматриваемого двигателя.

Для определения величины отклонения расчетной величины тяги двигателя от ее замеренных значений были использованы результаты ресурсных стендовых испытаний (РСИ) ряда образцов ТРДД одного семейства. Двигатели проходили ресурсные стендовые испытания с выходом на «Максимальный» режим на каждом цикле. При проведении РСИ производились многократные выходы на «Максимальный» режим,

что позволило по этому большому числу выходов и изменяющимся по выработке ресурса характеристикам оценить погрешность оценки тяги двигателя.

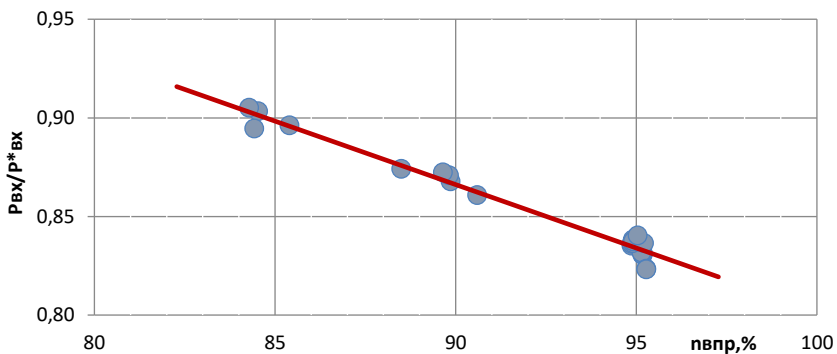
2.2. Из материалов испытаний двигателей были получены замеренные параметры и определены зависимости  $G_{\text{вхв пр}} = f_g(n_{\text{впр}})$ ,  $\pi(\lambda_{\text{вхв}}) = f_\pi(n_{\text{впр}})$  и  $T_{II \text{ пр}} = f(n_{\text{впр}})$ .

Зависимость  $G_{\text{вхв пр}} = f_g(n_{\text{впр}})$  приведена на рис. 1.



**Рисунок 1.** Зависимость приведенного расхода воздуха от приведенной частоты вращения ротора вентилятора

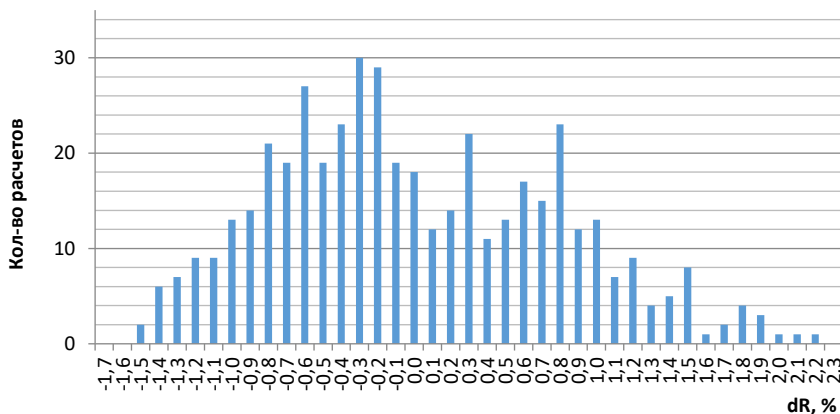
Зависимость  $\pi(\lambda_{\text{вхв}}) = f_\pi(n_{\text{впр}})$  приведена на рис. 2.



**Рисунок 2.** Зависимость  $\pi(\lambda_{\text{вхв}})$  от приведенной частоты вращения ротора вентилятора

Также, из обработки экспериментальных данных испытательных циклов без подогрева воздуха на входе в двигатель во время РСИ получено значение суммарных потерь полного давления от выхода из турбины вентилятора до среза сопла  $\sigma_{ТС-с}^*$  и значение степени двухконтурности  $m = \frac{G_{вх} - G_{ввк}}{G_{ввк}}$ .

В результате проведения расчетов с помощью настоящей методики было получено распределение отклонений расчетного значения величины тяги от ее замеренной величины на каждом цикле (рис. 3). Из этого распределения следует, что математическая модель обеспечивает получение отклонения расчетной величины тяги  $R$  от замеренного значения не более 2 %. Величина среднего арифметического отклонения составила  $\overline{dR} = -0,08\%$ .



**Рисунок 3.** Распределение отклонений результатов расчетного значения величины тяги от ее замеренной величины

Исходя из полученного результата можно утверждать, что разработанный способ оценки величины тяги в эксплуатации при выполнении опробования позволяет с допустимой погрешностью определять величину тяги ТРДД на «Максимальном» режиме.

## Выводы

- 1) Разработана методика оценки величины тяги двухконтурного двухвального турбореактивного двигателя (ТРДД) в эксплуатации на «Максимальном» режиме на базе измеряемых термогазодинамических параметров при опробовании в соответствии с Регламентом обслуживания:
  - атмосферного давления наружного воздуха  $P_H$ , кг/см<sup>2</sup>;
  - статического давления на входе в вентилятор  $P_{вх}$ , кг/см<sup>2</sup>;



- полного давления  $P_{ТВ}^*$  за турбиной вентилятора, кг/см<sup>2</sup>;
  - температуры наружного воздуха  $T_{ВХ}^*$ , К;
  - частоты вращения ротора вентилятора  $n_{в}$ , %;
  - температуры заторможенного потока газа за турбиной вентилятора  $T_{ТВ}^*$ , К.
- 2) Погрешность оценки при определении величины тяги по разработанной методике не превосходит 2 % от истинной величины.
  - 3) Таким образом, данная методика может быть рекомендована для применения в эксплуатации ТРДД. Метод определения величины тяги по величинам термогазодинамических параметров может быть использован для диагностики и позволит оценивать возможность дальнейшей эксплуатации и оценить потенциальные возможности двигателя.
  - 4) Для применения данного способа в эксплуатации ТРДД других семейств, он должен быть адаптирован по используемым в методике характеристикам двигателя. Адаптация сводится к определению зависимостей  $G_{ВХВ пр} = f_g(n_{впр})$ ,  $\pi(\lambda_{ВХВ}) = f_{\pi}(n_{впр})$ ,  $T_{II пр}^* = f(n_{впр})$  и величин  $m = \frac{G_{ВХ} - G_{ВХК}}{G_{ВХК}}$  и  $\sigma_{ТВ-с}^*$ .

**С. Е. Белова, П. В. Коршунов**

ФГБОУ ВО «Рыбинский государственный авиационный технический университет  
имени П. А. Соловьёва», Рыбинск  
belova\_se@mail.ru, pavkort@gmail.com

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СНИЖЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ШУМА ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗА СЧЕТ ПРИМЕНЕНИЯ КЛОКИНГ-ЭФФЕКТА**

*Аннотация.* Совершенствование газотурбинных двигателей (ГТД) идет по пути увеличения степени повышения давления и максимальной температуры рабочего тела в цикле. Это привело к существенному усилению зависимости эффективности турбины от негативных влияний вторичных течений в проточной части из-за уменьшения относительных геометрических размеров лопаточных венцов. Авторами выполнено экспериментальное исследование некоторых аспектов влияния вторичных течений на теплообмен торцевой полки сопловой турбинной лопатки.

Конкурентоспособный перспективный пассажирский самолет должен обладать в числе требуемых основных показателей высокими КПД узлов, низким уровнем эмиссии и высокой акустической безопасностью, что особенно актуально для работы над зонами аэропортов и жилых районов. На данный момент состояние рассматриваемой проблемы определяется постоянно растущими требованиями экологической безопасности и необходимостью повышения эксплуатационных характеристик двигателей, потребностью создания новых технологий активного снижения шума без удорожания техники и повышения её массы.

Современная авиационная наука достигла значительных успехов в снижении аэродинамического шума реактивной струи и вентилятора двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) — наиболее значительных его источников. На пониженных режимах работы двигателя, а именно они реализуются на небольших расстояниях от аэропортов и жилых кварталов, шум турбины превышает шум других элементов ТРДД. По указанным причинам в настоящий момент на первый план по степени важности выходит проблема повышения акустической безопасности турбин.

Шум, генерируемый рабочим телом турбины, имеет свои особенности, связанные с высокой крупно- и мелкомасштабной неравномерностью и флуктуациями потока, выходящего из камеры сгорания. Это значительно усиливает все широкополосные и дискретные составляющие шума. Турбина создает широкополосный шум в области низких и высоких частот. Дискретный шум от турбин вентилятора ТРДД с большой

степенью двухконтурности (а именно такими и будут перспективные ТРДД) может находиться в области наиболее неприятных для человеческого уха частот.

Тональный шум трактового газа вызван нестационарным взаимодействием лопаточных венцов с потенциальной и следовой неравномерностями газа. Дискретность тона при этом совпадает с частотой следования лопаток. При этом наиболее значительный вклад в суммарный шум турбины вносят взаимодействия турбулентных возмущений с поверхностями лопаток турбомшины, находящихся ниже по потоку, и нестационарное взаимодействие лопаточных венцов со следовыми неравномерностями газа [1].

Наибольший уровень шума турбины дает последняя ступень. Общий шум турбины и затурбинного канала усиливают шум реактивной струи [2].

Экспериментально установлено [3], что нестационарное поле течения газа в турбине становится более упорядоченным при кратном числе лопаток в обоих венцах ступени.

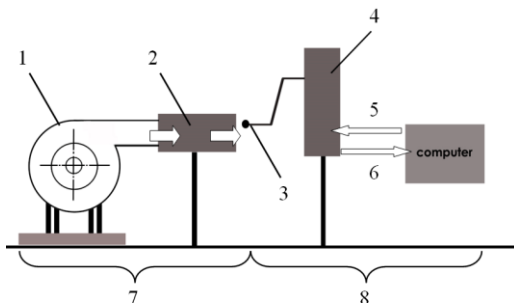
Определено, что следовая неравномерность по турбулентному возмущению сохраняется в спутных следах вниз по течению на протяжении нескольких венцов. Для нижестоящих по течению лопаточных рядов существуют такие положения относительно турбулентных возмущений, созданных вышестоящими по потоку лопатками, которые являются благоприятными или неблагоприятными по отношению к определенному параметру. Также определено, что в случае прохождения аэродинамического следа профилей в серединах межлопаточных каналов последующего лопаточного венца потери будут максимальными; если же след попадает на профиль следующего венца, то суммарные потери уменьшаются.

Для снижения шума трактового газа турбины применяется возможность такого явления как клокнинг-эффект: шум потока, проходящего через несколько лопаточных венцов, снижается, если закромочный след, сходящий с предыдущего венца, попадает на входные кромки лопаток последующего [4]. В соответствии с соображениями, высказанными в работе [1], на расположение зон наименьшей турбуленции за выходным сечением турбинной решетки значительное влияние оказывает угол установки профиля. Однако в известных исследованиях влияние этого параметра не изучается, и он не учитывается ни в одной рекомендации.

Задачей исследования являлось выявление возможностей активного снижения шума турбины за счет использования клокнинг-эффекта и разработка рекомендаций по взаимному расположению лопаток последовательно расположенных статоров, позволяющему снизить уровень аэродинамического шума. Предполагается, что задачу снижения шума турбины в источнике целесообразно решать с позиций рассмотрения интегрированной модели «турбина — выходной канал — стойки заднего сточенного узла».

Для установления влияния на аэродинамический шум взаиморасположения лопаток в плоской модели системы лопаточных венцов предпринято экспериментальное исследование течения в системе из трех лопаточных венцов (CA1-ПК-CA2).

Экспериментальный стенд представлял собой аэродинамическую трубу с насадком в виде системы трех плоских решеток (рис. 1) — CA1, РК, CA2 с высотой пера 70 мм.



**Рисунок 1.** Принципиальная схема экспериментальной установки:

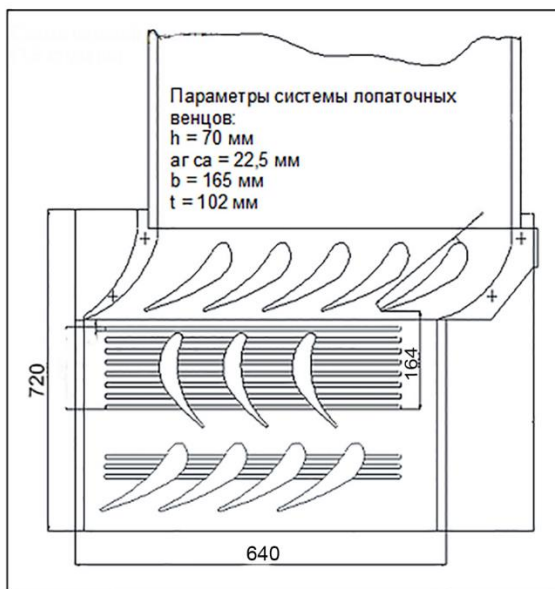
- 1 — аэродинамическая труба; 2 — система плоских решеток; 3 — датчик давления;
- 4 — автоматизированная координатная машина; 5 — компьютерное управление;
- 6 — регистрация результатов; 7 — материальная часть; 8 — измерительный блок

С помощью автоматизированного измерительного блока с применением ПЭВМ замерялось полное давление потока в выходном сечении третьего венца (рис. 2). Для оценки уровня генерируемого шума был использован лабораторный шумомер. С целью нивелирования влияния стен и других предметов на замеры акустического поля потока были применены защитные экраны, закрывающие зону установки. Шум измерялся в горизонтальном полукруге за моделью системы лопаточных венцов, точки замеров располагались на расстоянии угла  $\varphi = 15^\circ$  друг от друга по кругу и на расстоянии 1 м от центра последней плоской решетки.

Для изучения влияния взаиморасположения лопаток венцов в ходе эксперимента менялись следующие параметры. Осевой зазор —  $\Delta_0 = 0,1B \pm 0,5B$  (где  $B$  — ширина венца), что составляло  $6 \div 55$  мм для разных шириин венцов. Относительный шаг решетки менялся в диапазоне  $\bar{\Gamma} = 0,8 \div 1,2$ , угол установки профиля —  $\gamma = 15^\circ \div 50^\circ$ .

Аэродинамическая труба с низконапорным вентилятором позволяла получить приведенную скорость потока в решетках  $\lambda = 0,09 \div 0,1$  при избыточном давлении в выходном сечении системы плоских решеток  $P_n = 1300 \div 1350$  Па, уровень скоростей и давлений для различных комбинаций установок лопаток в венцах поддерживался постоянным.

Замеры полного давления в потоке на выходе из системы решеток проводились на трех высотах: 25 мм, 35 мм и 55 мм. Выбор этих сечений продиктован необходимостью определения давления в наиболее характерных для потока в межлопаточном канале зонах: среднем сечении канала и серединах зон движения ветвей парного вихря.



**Рисунок 2.** Схема плоской турбинной решетки

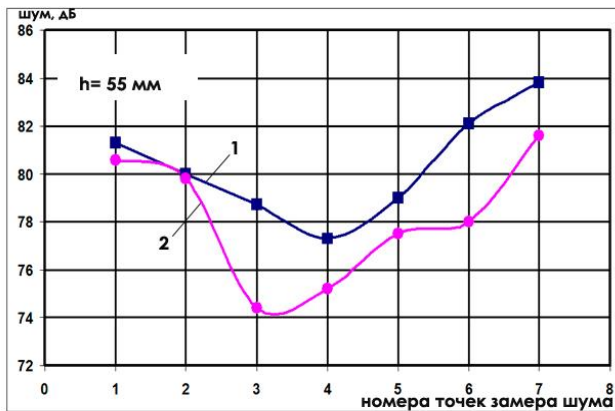
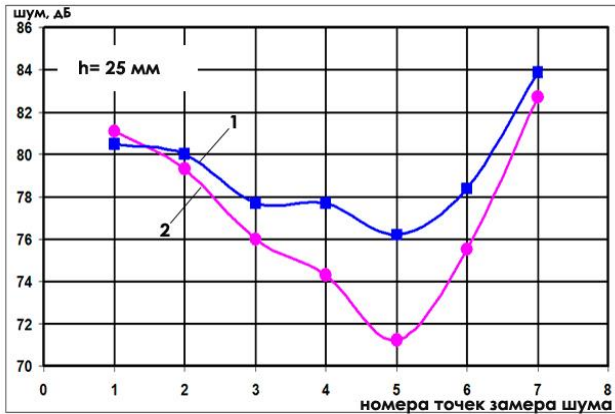
Анализ полученных результатов позволил сделать ряд выводов.

Подтверждено установленное другими авторами [4] влияние величины осевого зазора: с его ростом уровень шума снижается. Этот вывод был сделан для целого ряда значений осевых зазоров в интервале 10–50 % от ширины венца. Результаты всей серии замеров подтвердили это утверждение.

Были выполнены замеры полного напора в выходном сечении системы лопаточных венцов и уровня шума при различных комбинациях значений осевых зазоров и вариантах взаимной ориентации лопаток, определяющихся шагом решеток и углом установки профиля.

Пример сравнения уровней шума, излучаемого при разных ориентациях сопловых аппаратов, приведен на (рис. 3) в виде уровней шума, полученных на двух высотах: 25 мм и 55 мм от нижней торцевой полки. Очевидно, что предлагаемая авторами зависимость для определения расположения второго лопаточного венца относительно выходных кромок первого дает положительный результат в плане снижения шума, что подтверждается всей серией продувок.

Здесь необходимо принимать во внимание, что конструктивные углы на практике определяются на этапах аэродинамического проектирования венцов. На их значение оказывает влияние множество факторов, среди которых получаемый уровень шума учитывать в настоящее время не принято. По мнению авторов, в процессе аэродинамического проектирования решеток турбин необходимо закладывать расчетный



**Рисунок 3.** Сравнение уровней шума при разных вариантах взаимной ориентации лопаток: 1 —  $z = 0,1t$ ; 2 —  $z = \Delta_0/tg\gamma$ , где  $t$  — шаг решетки

уровень шума, и, пользуясь предлагаемой зависимостью, достигать оптимальных углов установки профилей, исходя из возможного уровня шума и показателей эффективности решеток [5].

Проведенное исследование позволяет также интерпретировать полученные авторами и известные из публикаций [1; 6] решения для «ротор-статор» взаимодействия в пределах ступени турбины на взаимодействие рабочего колеса и задних стоек.

Таким образом, в интегрированную модель «турбина — выходной канал — стойки» должны войти, в частности, следующие параметры: расстояние от выходного сечения рабочего колеса до входных кромок стоек, количество стоек, их расположение относительно лопаток соплового аппарата (СА) последней ступени ТНД.

Целесообразно отнести стойки от выходного сечения на расстояние, большее шага рабочей решетки. Величина оптимального расстояния будет зависеть от конструкции конкретной турбины. Учитывая тот факт, что влияющие на уровень шума аспекты течения в рассматриваемом канале аналогичны тем, что и в ступени турбины, нестационарное поле течения газа в турбине становится более упорядоченным при кратном числе лопаток в обоих венцах ступени. Поэтому количество стоек должно быть по аналогии кратным числу лопаток венцов последней ступени.

Интересен вопрос о характере распределения уровня шума по полукругу в выходном сечении системы решеток. Анализ экспериментального материала показывает, что рост уровня шума со стороны корытца более интенсивный, нежели со стороны спинки. Динамика закомочного следа зависит от «предыстории» течения, которая определяется особенностями течения газа около вогнутой и выпуклой поверхностей рабочей лопатки, а также геометрией её выходной кромки. Очевидно, что Кориолисовы силы дестабилизируют поток, в результате их действий частица газа движется в направлении нормали к вогнутой поверхности лопаток, в результате чего растет уровень турбулентных пульсаций возле неё. На выпуклой поверхности Кориолисовы силы стабилизируют характер потока.

## Литература

1. Белова С. Е. Снижение аэродинамического шума турбин перспективных ГТД в источнике на основании применения clocking-эффекта при нестационарном взаимодействии лопаточных венцов // Вестник РГАТУ. — 2013. — № 1. — С. 13–19.
2. Мунин А. Г. Авиационная акустика / Под. ред. А. Г. Мунина и В. Е. Квитки. — М.: Машиностроение, 1973. — С.56.
3. Савин Н. М., Сарен В. Э. Гидродинамическое взаимодействие венцов в системе ротор-статор осевой турбомашин // Изв. РАН. МЖГ. — 2000. — № 3. С. 145–158.
4. Самохин В. Ф. Шум ГТД. Введение в авиационную акустику. — М.: Изд-во МАИ, 2007.
5. Патент РФ № 2246632 «Способ подавления акустических шумов, возникающих в результате взаимодействия между ротором и статором в газотурбинном двигателе, и устройство для осуществления этого способа».
6. Адиев И. Н., Белова С. Е., Перовский С. В., Прокофьев А. А., Пустовалов А. Р. К вопросу об экспериментальной оценке влияния на аэродинамический шум взаиморасположения лопаток плоской модели лопаточных венцов турбины // Вестник РГАТУ имени П. А. Соловьева. — 2014. — № 1 (28). — С. 12–18.

**Б. И. Мамаев, С. А. Полубояринова, А. В. Стародумов**

ОКБ им. А. Люльки — филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва  
andrey.starodumov@okb.umpo.ru

## РАСЧЕТ ПОТЕРЬ ОТ УГЛА АТАКИ

**Аннотация.** Выделены геометрические и режимные параметры решетки, оказывающие наибольшее влияние на потери: конструктивный угол входа, толщина входной кромки профиля, толщина профиля, относительный шаг, угол атаки и скорость выхода потока. Чтобы учесть влияние этих параметров, выбран путь, заключающийся в создании машинной программы, использующей экспериментальные результаты и находящей уравнение для расчета потерь в группе решеток, близких по геометрии к заданной решетке. Для этого был сформирован банк экспериментальных данных по величинам потерь в большом числе решеток, продутых при разных углах атаки и скоростях выхода потока. Расчеты по разработанной программе дают меньшие отклонения от экспериментов, чем известные формулы.

Результаты газодинамических расчетов турбины на различных режимах работы с углами атаки на входе в решетку  $\Delta\beta_1 = \beta_{1к} - \beta_1$ , где  $\beta_{1к}$  — конструктивный угол входа,  $\beta_1$  — угол входа потока, необходимы не только для анализа самой турбины, но и лучшего согласования узлов ГТУ в работе. Надежность этих результатов во многом определяется точностью определения потерь в решетках при разных значениях угла атаки  $\Delta\beta_1$ .

На практике для оценки потерь от угла атаки  $\Delta\zeta = \zeta - \zeta_0$ , где  $\zeta$  — коэффициент потерь при  $\Delta\beta_1 \neq 0$ ,  $\zeta_0$  — коэффициент потерь при расчетном натекании, когда  $\beta_1 = \beta_{1к}$ , используются различные полуэмпирические и эмпирические формулы, обобщающие экспериментальные данные по потерям в профильных решетках (например, [1–3]). Если из таких формул выделить определяющие по влиянию геометрические и режимные параметры решетки, то можно записать:

$$\Delta\zeta \approx f(\bar{t}, \bar{d}_1, \bar{c}, \lambda_2, \Delta\beta_1, \beta_{1к}, \beta_{2эф}),$$

где  $t$  — шаг решетки,  $\bar{t} = t/b$ ,  $b$  — хорда;  $d_1$  — толщина входной кромки профиля,  $\bar{d}_1 = d_1/b$ ;  $c$  — толщина профиля,  $\bar{c} = c/b$ ;  $\lambda_2$  — приведенная изэнтропическая скорость выхода потока,  $\beta_{2эф}$  — эффективный угол выхода,  $\beta_{2эф} = \arcsin a_2/t$ ,  $a_2$  — горло канала решетки.

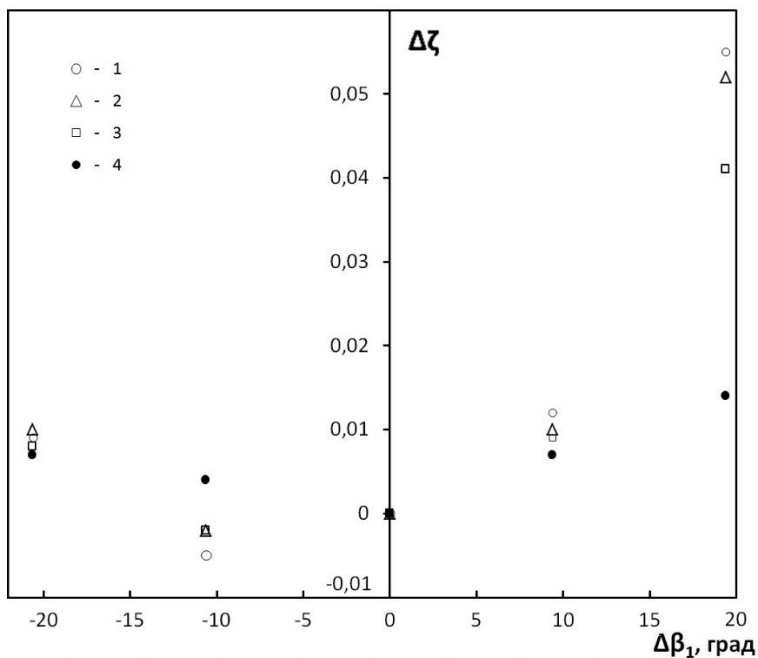
Получить надежное выражение для потерь от угла атаки, обобщающее зависимость значений  $\Delta\zeta$  многих решеток и учитывающее все определяющие параметры, нереально. Именно поэтому авторы, аппроксимируя результаты экспериментов, вводят разного рода упрощения. При этом чаще всего ограничиваются учетом влияния только



углов  $\Delta\beta_1$ ,  $\beta_{1к}$  и  $\beta_{2эф}$ . В работе [3] добавляются к ним величины  $\bar{d}_1$  и  $\bar{t}$ , и только в формулу из [2] входит еще скорость  $\lambda_2$ . Полученные формулы дают результаты, различающиеся между собой и сильно отличающиеся от экспериментальных.

Понятно, что уточнение величины  $\Delta\zeta$  по-прежнему является актуальной задачей улучшения методики газодинамического расчета турбины.

Для решения этой задачи прежде всего было решено сформировать банк экспериментальных данных по величинам  $\Delta\zeta$ , используя достаточно обширный материал, имеющийся в атласах МЭИ и ЦИАМ [4, 5], а также в результатах продувок, проведенных в ЦАГИ, МВТУ и ряде авиационных ОКБ. Рассматривались в основном аэродинамически совершенные решетки. Всего в банке собрано 139 решеток, каждая из которых была продута при нескольких значениях  $\Delta\beta_1$  и  $\lambda_2$ . В итоге нашлось 2186 экспериментальных значений  $\Delta\zeta$ . Диапазоны изменения параметров решеток:  $\beta_{1к} = 18.9\text{--}160^\circ$ ,  $\beta_{2эф} = 12.5\text{--}44.1^\circ$ ,  $\bar{t} = 0.39\text{--}1.05$ ,  $\bar{c} = 0.038\text{--}0.46$ ,  $\bar{d}_1 = 0.01\text{--}0.19$ ,  $\Delta\beta_1 = (-59)\text{--}54^\circ$ ,  $\lambda_2 = 0.2\text{--}1.5$ .



**Рисунок 1.** Результаты эксперимента для решетки № 67 ( $\beta_{1к} = 66^\circ$ ,  $\beta_{2эф} = 42.7^\circ$ ,  $\bar{c} = 0.11$ ,  $\bar{d}_1 = 0.06$ ,  $\bar{t} = 0.71$ ) [5]: 1 —  $\lambda_2 = 0.6$ , 2 —  $0.7$ , 3 —  $0.8$ , 4 —  $0.9$

Анализ данных банка показал, что скорость выхода  $\lambda_2$  влияет на потери  $\Delta\zeta$  во всех исследованных решетках (например, рис. 1). Влияние этой скорости на значение

$\zeta_0$  принято учитывать, но обычно не принимается во внимание при оценке  $\Delta\zeta$  [1; 3; 4]. Влияние скорости выхода на потери от угла атаки объясняется тем, что в решетке с ростом  $\lambda_2$  снижаются относительные скорости обтекания  $\lambda/\lambda_2$  во входной части канала и ее влияние на профильные потери уменьшается. По этой причине и ослабляется влияние угла атаки, проявляющееся в изменении течения в этой входной части решетки.

Оценивая малочисленные попытки получить аналитическую зависимость для оценки  $\Delta\zeta$ , учитывающую влияние большинства определяющих параметров (например, [2, 3]), решено применить метод обобщения, включающий помимо математического аппарата средства современных ЭВМ. Как показала практика [6], именно такой путь целесообразно использовать при обобщении результатов, полученных в экспериментах разными авторами при многочисленных определяющих факторах и в широких диапазонах их изменения. Принципиально важное обстоятельство: следовало найти не одно обобщающее уравнение для оценки потерь, а создать программу расчета потерь в заданной решетке, опирающуюся на банк собранных данных и находящую уравнения для расчета значений  $\Delta\zeta$  по потерям в определенной группе решеток.

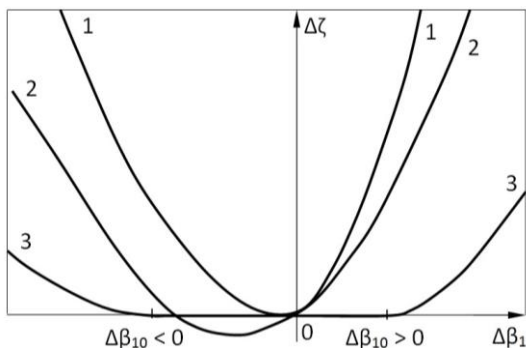
Очевидно, применение такого подхода облегчается, если возможно выполнить априорную оценку характера аппроксимирующего уравнения для  $\Delta\zeta$  как функции ряда параметров решетки. Влияние остальных определяющих параметров должно быть учтено при выборе нескольких решеток, имеющих небольшие отличия этих параметров от параметров заданной решетки.

Таким образом, все решетки, имеющиеся в банке, предстояло разделить на несколько групп по характеру зависимости  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$  и установить отличительные особенности решеток по определяющим параметрам в каждой группе.

Анализ банка показал, что все решетки делятся на три группы по однородному типу зависимости  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$ : 1) при положительных и отрицательных углах атаки  $\Delta\zeta > 0$  и потери непрерывно увеличиваются с ростом угла атаки; 2) при  $\Delta\beta_1 > 0$  величина  $\Delta\zeta > 0$  и увеличивается с ростом  $\Delta\beta_1$ , а при  $\Delta\beta_1 < 0$  с ростом угла атаки потери сначала уменьшаются, достигая минимума при  $\Delta\zeta < 0$ , и далее растут, попадая в область  $\Delta\zeta > 0$  при больших углах атаки [1, 4, 5]; 3) при положительных и отрицательных значениях  $\Delta\beta_1$  существуют некоторые диапазоны угла от нуля до значения  $\Delta\beta_{10}$ , в которых потери  $\Delta\zeta = 0$ , а за границами этих диапазонов с ростом угла атаки потери увеличиваются (рис. 2).

Из экспериментов следует, что с ростом  $\lambda_2$  в решетках группы 2 уменьшается величина минимальных потерь и диапазон углов  $\Delta\beta_1$ , в котором  $\Delta\zeta < 0$ , а в решетках группы 3 сужаются диапазоны углов атаки, в которых  $\Delta\zeta = 0$ . Эти диапазоны сужаются и с ростом конфузурности решетки  $k = \sin \beta_1 k / \sin \beta_2 \text{эф}$ .

Ясно, что распространенные на практике формулы для оценки значения  $\Delta\zeta$  ([1–3] и др.) не отражают многообразия реальных зависимостей потерь  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$ . Поэтому их использование может приводить к ошибочным результатам.



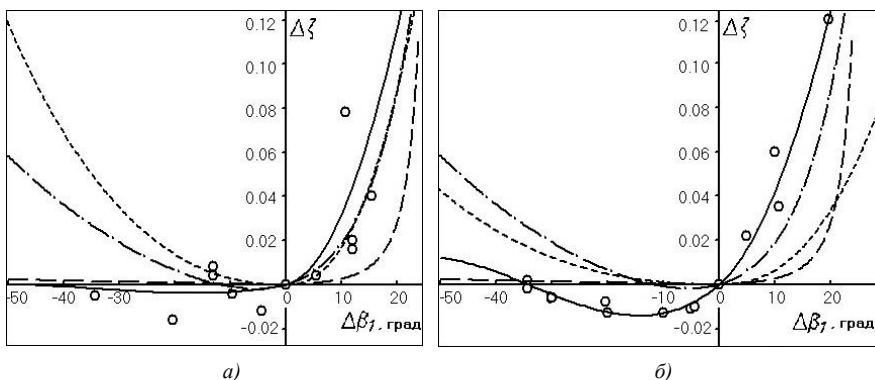
**Рисунок 2.** Типы зависимостей  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$  в группах решеток 1, 2, 3

Работа по разделению всех решеток в банке на три группы по характеру зависимости  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$  и определению особенностей геометрических параметров решеток, общих для каждой группы, дала следующие результаты. Решетки группы 1 — решетки любой конфузурности из относительно тонких профилей с  $\bar{c} \leq 0.11$ ,  $\bar{d}_1 \leq 0.071$  и  $\beta_{1k} \leq 110^\circ$ . Чаще всего это периферийные сечения неохлаждаемых рабочих лопаток. Решетки группы 2 — самая многочисленная часть банка из различных сопловых и рабочих решеток с конфузурностью  $k < 2.7$ ,  $\bar{c} > 0.11$ . Группа 3 — высококонфузные решетки с  $k \geq 2.7$  и  $\bar{c} > 0.11$ . Как правило, это сопловые решетки первых ступеней турбин с  $\beta_{1k} \approx 90^\circ$ .

При разработке программы расчета на ЭВМ рассмотрение всех графиков экспериментальных зависимостей  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$  сделало возможным назначить типы аппроксимирующих функций, единые для всех трех описанных групп решеток — полином 2-й степени в случае  $\Delta\beta_1 \geq 0$  и 3-й степени для  $\Delta\beta_1 \leq 0$ .

Таким образом, в программе расчета характер зависимости  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$  в каждой заданной решетке определяют величины  $\bar{c}$ ,  $\bar{d}_1$ ,  $\beta_{1k}$  и  $\beta_{2эф}$ . Чтобы отразить дополнительное влияние относительного шага  $\bar{t}$  и скорости  $\lambda_2$  и найти саму расчетную зависимость для потерь  $\Delta\zeta$ , выделяются узкие диапазоны отклонения каждого параметра от заданного значения, начиная с  $\pm 2.5\%$ . Находятся соответствующие этому условию решетки из банка и по методу наименьших квадратов вычисляются неизвестные коэффициенты полиномов.

Пример расчетов по программе показан на рис. 3. Из него видно, что отклонения результатов этих расчетов  $\Delta\zeta$  от экспериментов гораздо меньше, чем расчетов по формулам из [1–3].



**Рисунок 3.** Зависимость  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$  для решетки с  $\beta_{1к} = 50^\circ$ ,  $\beta_{2эф} = 30^\circ$ ,  $\bar{c} = 0.17$ ,  $\bar{d}_1 = 0.1$ ,  $\bar{t} = 0.75$  при  $\lambda_2 = 0.6$  (а) и  $0.9$  (б); 1 — эксперимент; расчет: 2 — по [1], 3 — [2], 4 — [3], 5 — по программе

### Заклучение

Анализ показал, что включение программы в имеющиеся комплексы 1 и 2D газодинамических расчетов турбины не доставляет больших затруднений. Можно отметить еще одно достоинство выполненной работы: пополнение банка данных результатами новых экспериментов улучшает методику и повышает надежность расчета потерь. Наконец, разработанная программа может быть использована в целенаправленном поиске рекомендаций по выбору значения оптимального конструктивного угла входа в решетках для повышения КПД проектируемых турбин [6].

### Литература

1. Степанов Г. Ю. Гидродинамика решеток турбомашин. — М.: ГИФМЛ, 1962 — 512 с.
2. Максимова М. К., Вавилов Г. А. Влияние угла входа потока на профильные потери турбинной решетки // Казань. Труды КАИ. — 1973. — С. 33–40.
3. Moustapha S. H., Kasker S. C., Tremlay B. An improved incidence losses prediction for turbine airfoils // Journal of turbomachinery. — 1990. — Ps. 267–276.
4. Дейч М. Е., Филиппов Г. А., Лазарев Л. Я. Атлас профилей решеток осевых турбин. — М.: Машиностроение, 1965. — 96 с.
5. Венедиктов В. Д., Грановский А. В., Карелин А. М., Колесов А. Н., Мухтаров М. Х. Атлас экспериментальных характеристик плоских решеток охлаждаемых газовых турбин. — М.: ЦИАМ, 1990. — 393 с.
6. Аронов Б. М., Жуковский М. И., Журавлев В. А. Профилирование лопаток авиационных газовых турбин. — М.: Машиностроение, 1975. — 192 с.

**В. Н. Тарасов**

Государственный университет гражданской авиации, Санкт-Петербург

## ВОЗМОЖНЫЕ МОДИФИКАЦИИ ФОРСИРОВАННОГО ГТД ВЕРТОЛЕТА

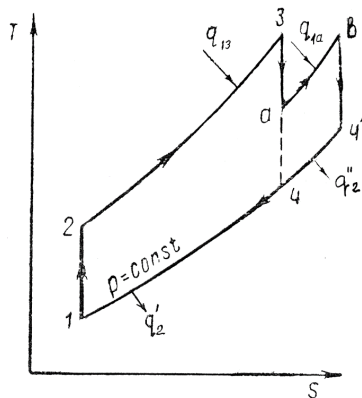
**Аннотация.** Для вертолетов специального назначения на первое место могут быть поставлены требования расширенного диапазона тяги несущего винта, неприхотливости в эксплуатации и простоты технического обслуживания. На конкретных примерах показаны возможности расширения диапазона мощности привода несущего винта, при использовании ГТД с двухступенчатой камерой сгорания. Вычисления выполнены в предположении идеальности термодинамических циклов.

**Ключевые слова:** вертолет, двигатель, двухступенчатая камера сгорания.

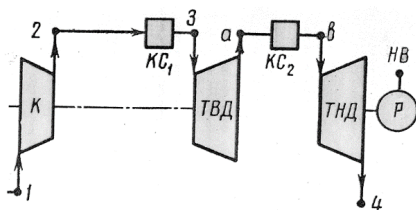
Основным направлением развития современных вертолетных ГТД считается повышение их топливной экономичности, снижение массы, улучшение эксплуатационных характеристик, снижение трудозатрат на обслуживание и обеспечение высотности запуска и работы [1]. Тем не менее, для вертолетов специального назначения на первое место могут быть поставлены требования расширенного диапазона тяги несущего винта, неприхотливости в эксплуатации и простоты технического обслуживания и только на второе место требование высокой топливной экономичности. Этим требованиям должны соответствовать и двигатели подобных вертолетов.

Возможность варьирования тяги несущего винта в достаточно широких пределах может быть получена при реализации в ГТД термодинамического цикла со ступенчатым подводом теплоты (рис. 1). У большинства современных вертолетных ГТД ротор турбины привода компрессора и ротор турбины, обеспечивающей через редуктор привод несущего винта, не имеют между собой механической связи. Отсутствие механической связи роторов дает возможность конструктивно просто ввести между турбинами отдельный модуль дополнительной камеры сгорания. При отсутствии в проточной части двигателя сверхзвуковых течений дополнительный подвод тепла не окажет заметного влияния на работу газогенератора ГТД. На рис. 2 приведена принципиальная схема газотурбинного двигателя с двухступенчатым подводом теплоты.

В работе [2] дано сравнение величин внутреннего КПД для ГТД одноступенчатого и двухступенчатого циклов с одинаковой наивысшей температурой в камерах сгорания  $T_3 = T_b$  при адиабатическом сжатии воздуха в компрессоре. Отмечается, что при  $\eta_T = 0,88$ ,  $\eta_K = 0,85$ ,  $\eta_{ст} = 1,0$  и степени подогрева  $\zeta = 4,31$  максимальный внутренний КПД ГТД практически одинаков. Но максимальное значение внутреннего КПД газотурбинного двигателя  $\eta_{в} = (\eta_T L_{ад т} - \eta_K L_{ад к}) / Q_1$  для ГТД с двухступенчатым подводом тепла наблюдается при степени повышения давления в компрессоре в два раза



**Рисунок 1.** Цикл ГТД с двухступенчатым подводом тепла



**Рисунок 2.** Схема ГТД с двухступенчатым подводом тепла

К — компрессор; КС1 — первая ступень камеры сгорания; КВД — турбина компрессора; КС2 — вторая ступень камеры сгорания; КНД — свободная турбина; Р — редуктор; НВ — несущий винт вертолета.

более высоким, чем в ГТД с одноступенчатым подводом. Здесь  $\eta_t$  и  $\eta_k$  — КПД турбины и компрессора, соответственно;  $\zeta = T_3/T_1$ ;  $L_{адт}$  и  $L_{адк}$  — адиабатическая работа турбины и компрессора, соответственно;  $Q_1$  — общее количество теплоты, подведенное в цикле.

Таким образом, ГТД с двухступенчатым подводом тепла (рис. 2) будет иметь минимум две охлаждаемые ступени турбины и компрессор с большим числом ступеней, а КПД турбины с удвоенным числом охлаждаемых ступеней и КПД компрессора с существенно большей степенью повышения давления будут ниже, чем КПД турбины и компрессора традиционного ГТД. В то же время, согласно расчетам [2], полезная работа цикла с двухступенчатым подводом тепла возрастает почти вдвое. Поэтому при выборе термодинамического цикла и параметров ГТД необходимо учитывать эксплуатационные требования, предъявляемые к вертолетам. При проектировании высокоэко-

номичных ГТД необходимо увеличивать температуру и давление газа на входе в турбину привода компрессора (турбину газогенератора) или применять цикл с регенерацией теплоты выхлопных газов. Для расширения диапазона тяги несущего винта вертолета необходимо оценить целесообразность использования форсированного ГТД, в данном случае ГТД с двухступенчатым подводом тепла.

Как уже отмечалось, требование высокой топливной экономичности ГТД приводит к высокой температуре газа на входе в первую ступень турбины и, как следствие, пока не созданы высокотемпературные композитные материалы, к необходимости охлаждения лопаток турбины воздухом, отбираемым из компрессора. Отбор воздуха на охлаждение ухудшает экономичность цикла ГТД и вызывает дополнительные газодинамические потери энергии в проточной части турбины. В работе [3] отмечено, что каждый процент воздуха, отбираемого из компрессора на охлаждение, снижает удельную мощность на (1,2–1,6) % и увеличивает удельный расход топлива на (0,4–0,7) %. Кроме того, при достигнутом уровне температуры газа необходимо применять эффузионные способы охлаждения, сложные в изготовлении и эксплуатации. При высокой загрязненности воздуха на входе в двигатель вертолета возможен прогар лопаток из-за засорения охлаждающих каналов, уменьшается ресурс, возрастает стоимость эксплуатации двигателя. По данным работы [4], увеличение температуры газа на каждые 100 К приводит к увеличению стоимости технического обслуживания более чем на 20 %.

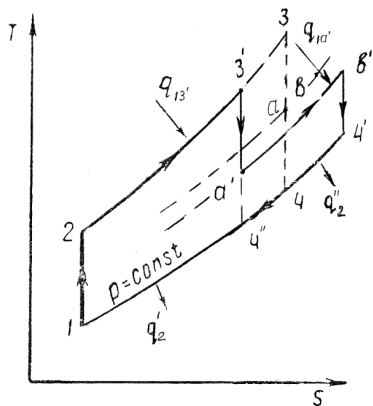
В этой связи, оценим как изменится эффективность идеального цикла вертолетного ГТД с двухступенчатым подводом тепла и с высокой степенью повышения давления, но с уменьшенной на величину  $\Delta T = T_3 - T_3^*$  максимальной температурой газа (рис. 4) и, следовательно, с отсутствующей или более простой и безотказной системой охлаждения лопаток турбины газогенератора, и тем самым с большим ресурсом и меньшей трудоемкостью технического обслуживания. Для сохранения работоспособности компрессора необходимо восстановить мощность турбины газогенератора, то есть расширить газ до давления  $p_a'$ , меньшего, чем давление  $p_a$  на выходе из турбины газогенератора базового двигателя. Величину давлений  $p_a$  и  $p_a'$  можно найти из условия равенства работы  $L_k$ , потребляемой компрессором или равенства работ адиабатического расширения газа в турбине компрессора, так как КПД турбины, зависящий в основном от угла атаки, не изменится при изменении температуры на величину  $\Delta T$ :

$$L_k = k_B R_B T_H ((p_2/p_H)^{(k_B-1)/k_B} - 1) / (k_B - 1) \eta_k;$$

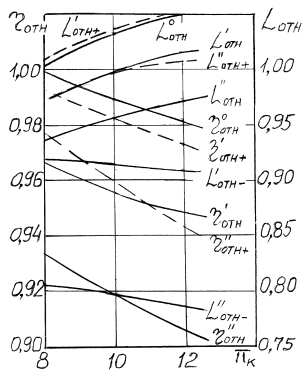
$$p_a = p_2 (1 - L_k (k-1) / k R T_3)^{k/(k-1)};$$

$$p_a' = p_2 (1 - L_k (k-1) / k R T_3^*)^{k/(k-1)},$$

где  $L_k$  — работа, потребляемая компрессором;  $T_H$  и  $p_H$  — температура и давление воздуха на входе в газотурбинный двигатель;  $k_B$ ,  $R_B$  и  $k$ ,  $R$  — показатель адиабаты и газовая постоянная воздуха и газа, соответственно.



**Рисунок 3.** Цикл ГТД с уменьшенной максимальной температурой цикла и двухступенчатым подводом тепла



**Рисунок 4.** Зависимости КПД и работы циклов с двухступенчатым подводом тепла в сравнении с традиционным циклом при различной степени повышения давления в компрессоре:

- — без учета потерь на охлаждение;
- - - с учетом потерь на охлаждение.

Термический КПД цикла 1–2–3–4 без дополнительного подвода тепла:

$$\eta_t = 1 - (p_2/p_1)^{(1-k)/k}$$

Соответственно работа цикла:

$$L_t = q_{13} \eta_t$$



Работа и термический КПД высокотемпературного цикла с двухступенчатым подводом тепла могут быть найдены из следующих уравнений [5]:

$$L_t^0 = q_{13}\eta_t + q_{1a}\eta_{ta};$$

$$\eta_t^0 = L_t^0 / (q_{13} + q_{1a}).$$

Здесь  $\eta_t$  и  $\eta_{ta}$  — соответственно, термический КПД участков 1–2–3–4- и 4–a–b–4' высокотемпературного цикла с двухступенчатым подводом тепла;  $\eta_{ta} = 1 - (p_a/p_H)^{(1-k)/k}$ ;  $q_{13} = C_p(T_3 - T_2)$ ;  $q_{1a} = C_p(T_a - T_b)$  — количество теплоты, подведенное к циклу на участках 2–3 и a–b, соответственно (рис. 1).

Аналогично для цикла 1–2–3'–a'–b'–4', с уменьшенной максимальной температурой (рис. 3).

Для участка цикла 1–2–3'–4": работа  $L_{t3'} = q_{13'} \eta_t$ .

Для участка цикла a'–b'–4'–4":

Термический КПД  $\eta_{ta'} = 1 - (p_a/p_H)^{(1-k)/k}$ ; работа  $L_{ta'} = q_{1a'} \eta_{ta'}$ , где  $\eta_{ta'} = 1 - (p_a/p_H)^{(1-k)/k}$ .

Работа цикла в целом:  $L_t' = L_{t3'} + L_{ta'} = q_{13'} \eta_t + q_{1a'} \eta_{ta'}$ .

Термический КПД цикла 1–2–3'–a'–b'–4' в целом:  $\eta_t' = L_t' / (q_{13'} + q_{1a'})$ .

Сравним термические КПД циклов с двухступенчатым подводом тепла: высокотемпературного цикла и цикла с максимальной температурой, уменьшенной на величину  $\Delta T$ . В принципе, сравнение можно было бы провести при условии равенства работ этих циклов, но в данном случае нельзя допускать применение охлаждения турбины привода несущего винта вертолета (свободной турбины) и, тем самым, дополнительный отбор воздуха из компрессора. Поэтому при сравнении необходимо ограничить максимальную температуру газа на входе в свободную турбину  $T_{ct} = T_b = T_b'$ . В соответствии с графиком на рис. 3 —  $T_{ct} \leq 1200$  К. В расчет введена величина  $T_{ct} = 1200$  К. В высокотемпературном цикле максимальная температура  $T_3$  принята равной 1400 К, в цикле с пониженной максимальной температурой —  $(T_3 - \Delta T)$ . Расчет выполнен для двух значений  $\Delta T$ :  $T_3' = T_3 - 100$  К и  $T_3'' = T_3 - 200$  К.

Термический КПД и работа цикла с двухступенчатым подводом тепла и максимальной температурой, уменьшенной на величину  $\Delta T = 200$  К, определяется аналогично термическому КПД и работе цикла 1–2–3'–a'–b'–4' с заменой надстрочного знака «'» на «''»:

$$L_t'' = (q_{13''} \eta_t + q_{1a''} \eta_{ta'')};$$

$$\eta_t'' = L_t'' / (q_{13''} + q_{1a''}).$$

Эффективный КПД, определяющий полезную работу на валу двигателя, выражается произведением:

$$\eta_e = \eta_t \eta_i \eta_m.$$

Механический КПД  $\eta_m$  и внутренний КПД  $\eta_i$ , характеризующий потери в прочной части двигателя, при отсутствии скачков уплотнения и без учета потерь во второй ступени камеры сгорания, можно считать примерно одинаковыми для всех

рассматриваемых циклов. Поэтому сравнение эффективности циклов удобно произвести в относительных величинах. За базовые значения примем величины работы и КПД цикла 1–2–3–4 с одноступенчатым подводом тепла  $L_1$  и  $\eta_1$ . Тогда без учета отбора воздуха на охлаждение турбины компрессора при  $T_3=1400\text{K}$ :

$$\eta_{\text{отн}}^0 = \eta_1^0 / \eta_1; L_{\text{отн}}^0 = L_1^0 / L_1;$$

$$\eta_{\text{отн}}' = \eta_1' / \eta_1; L_{\text{отн}}' = L_1' / L_1;$$

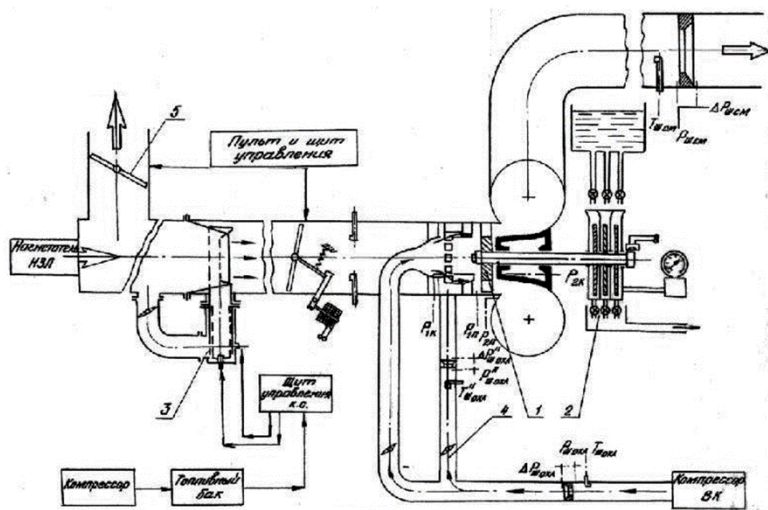
$$\eta_{\text{отн}}'' = \eta_1'' / \eta_1; L_{\text{отн}}'' = L_1'' / L_1.$$

При сравнении высокотемпературного цикла с двухступенчатым подводом тепла и аналогичных циклов с более низкой температурой газа необходимо учесть потери, связанные с отбором воздуха ( $G_{\text{отб}}$ ) на охлаждение. Если величина отбора воздуха увеличится на  $\Delta G$  (рис. 3), то работа и экономичность двигателя уменьшатся на  $\Delta L$  и  $\Delta \eta$ . Соответственно изменятся и значения относительных величин работы и КПД:

$$\eta_{\text{отн}}^+ = \eta_1' / (\eta_1 - \Delta \eta); L_{\text{отн}}^+ = L_1' / (L_1 - \Delta L);$$

$$\eta_{\text{отн}}'' = \eta_1'' / (\eta_1 - \Delta \eta); L_{\text{отн}}'' = L_1'' / (L_1 - \Delta L).$$

По данным работы [3]:  $\Delta L = (1.2 \div 1.6) \Delta G$ ;  $\Delta \eta = (0.4 \div 0.7) \Delta G$ . Результаты сравнительного расчета представлены на рис. 5. Там же приведены значения работы циклов с двухступенчатым подводом тепла при уменьшении максимальной температуры на  $\Delta T$  при неработающих камерах сгорания второй ступени  $L_{\text{отн}}'$  и  $L_{\text{отн}}''$ .



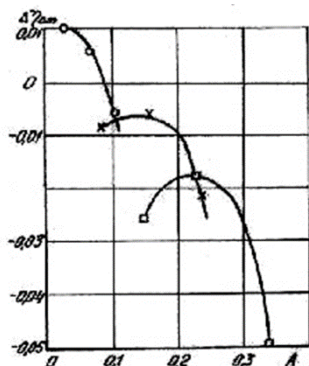
**Рисунок 5.** Схема экспериментального стенда:

1 — ступень турбины; 2 — гидротормоз; 3 — камера сгорания; 4 — подвод воздуха в периферийную и корневую зону проточной части; 5 — заслонка перепуска.

Таким образом, использование высокотемпературного ГТД с двухступенчатым подводом тепла для расширения диапазона тяги несущего винта вертолета нецелесообразно, так как охлаждение ступеней свободной турбины экономически невыгодно, а снижение температуры газа за второй ступенью камеры сгорания до 1200К уменьшает расчетный диапазон полезной работы двигателя (диапазон без изменения режима работы газогенератора) (рис. 4).

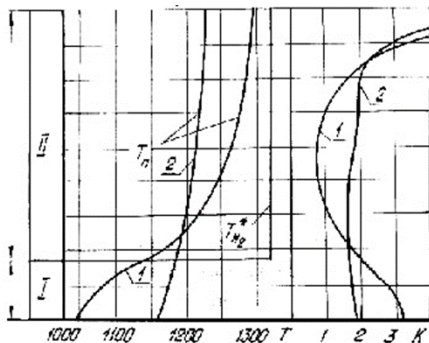
При проектировании ГТД с неохлаждаемой свободной турбиной, расширенный расчетный диапазон полезной работы (например, от  $L_{отн}^-$  до  $L_{отн}^+$ ) двигателя (рис. 4) и, следовательно, расширенный диапазон тяги может быть получен при пониженной на  $\Delta T$  температуре газа за первой ступенью камеры сгорания цикла с двухступенчатым подводом тепла (рис. 3). При этом снижение экономичности двигателя зависит от величины  $\Delta T$  (рис. 4). Необходимо иметь в виду, что сравнение циклов проведено при условии их идеальности.

Как вариант, при повышенной температуре газа за первой ступенью камеры сгорания, может быть использовано завесное охлаждение рабочих лопаток турбины компрессора. Как показали результаты экспериментального исследования эффективности завесного охлаждения [6; 7], выполненные с подачей охладителя в прикорневую зону или одновременно в прикорневую и периферийную зону рабочих лопаток (рис. 5).



**Рисунок 6.** Изменение КПД ступени в зависимости от соотношения давлений:

$A = [G_{II} (T_{отн}^{*0,5} / p_{отн}^{*1}) / [G_{\Sigma} (T_r^{*0,5} / p_r^{*1})]$   
 о —  $F_{отн} = F_{II} / F_I = 7\%$ ; х —  $F_{отн} = 15\%$ ;  
 □ —  $F_{отн} = 20\%$ .



**Рисунок 7.** Распределение температуры и коэффициента запаса прочности по высоте рабочей лопатки при частично-корневом охлаждении:  
 1 — без внутреннего охлаждения;  
 2 — с внутренним охлаждением.

Анализ результатов исследования ступеней турбин с завесным охлаждением позволяет сделать вывод (ограниченный условиями опытов), что при спутном вдуве

в прикорневую зону 20 % охлаждающего воздуха потери на смешение составляют ~2 %, при вдуве воздуха до 7÷8 % дополнительные потери от смешивания вообще не проявляются. Это объясняется снижением потерь от парного вихря в прикорневой зоне сопловых и рабочих лопаток (рис. 6).

Таким образом, в ГТД с двухступенчатой камерой сгорания применение завесного охлаждения прикорневой зоны сопловых и рабочих лопаток при расходе охлаждающего воздуха до 8 % не снижает КПД ступени осевой турбины и, одновременно, уменьшает температуру прикорневой зоны рабочих лопаток до приемлемого уровня, даже если будет использован подогретый воздух (рис. 7). Кроме того, при завесном охлаждении не требуется очистка воздуха от пыли, а сам охлаждающий воздух будет использован во второй ступени камеры сгорания. Недостатком прикорневого завесного охлаждения является недостаточный уровень охлаждения средней части рабочих лопаток, что ограничивает возможное повышение температуры газа за первой ступенью камеры сгорания.

## Литература

1. Вертолетные газотурбинные двигатели / Под ред. В. А. Григорьева и Б. А. Пономарева. — М.: Машиностроение, 2007. — 490 с.
2. Шнеэ Я. И. Газовые турбины. — М.: Машгиз, 1960. — 560 с.
3. Локай В. И., Максимова М. К., Струнkin В. А. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1979. — 441 с.
4. Огородников Д. А., Солонин В. И. Перспективные высокоэкономичные двигатели для гражданской авиации // Проблемы энергетики транспорта. — М.: Труды ЦИАМ № 1272, 1990. — С. 5–18.
5. Масленников М. М., Шальман Ю. И. Авиационные газотурбинные двигатели. — М.: Машиностроение, 1975. — 575 с.
6. Архипов А. И., Тарасов В. Н. Экспериментальное исследование газодинамической эффективности ступени турбины с парциально-периферийным охлаждением // Газодинамика двигателей летательных аппаратов: Сб. науч. тр. — Казань, 1982. — С. 74–76.
7. Архипов А. И., Тарасов В. Н. Газодинамическое и тепловое исследование эффективности охлаждения турбин кольцевыми завесами // Газотурбинные и комбинированные установки: Тез. докл. Всесоюз. конф. — М., 1983. — С. 105.

*В. Н. Тарасов, А. В. Тарасова*

Государственный университет гражданской авиации, С.-Петербург

## **ЗАВИСИМОСТЬ ЭФФЕКТИВНОСТИ СТУПЕНИ ТУРБИНЫ ОТ ОРГАНИЗАЦИИ ПРОЦЕССА ВЫПУСКА ГАЗА ИЗ КАМЕР СГОРАНИЯ**

*Аннотация.* На основе обобщения результатов экспериментального исследования предложены эмпирические зависимости для оценки влияния окружной и временной неравномерности рабочего тела на входе в сопловой аппарат на эффективность ступени осевой турбины.

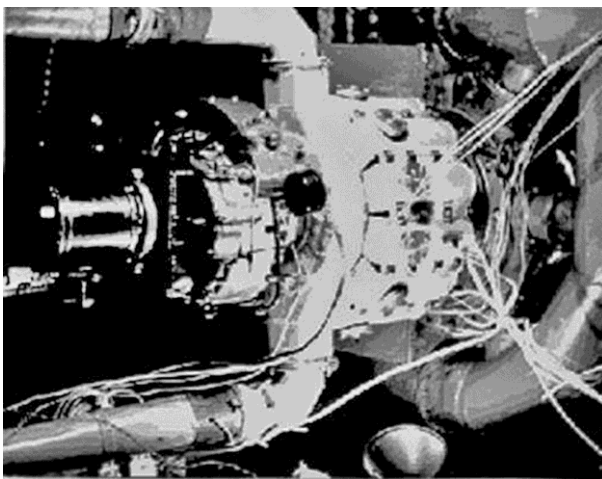
*Ключевые слова:* потери, неравномерность, турбина, аппроксимация, коэффициент теплоотдачи.

Распределение параметров рабочего тела на входе в сопловой аппарат ступени турбины зависит от организации процесса выпуска газа из камеры сгорания и от конструкции входных устройств турбины транспортного двигателя. Неравномерность термогазодинамических параметров рабочего тела может иметь как временной, так и пространственный характер.

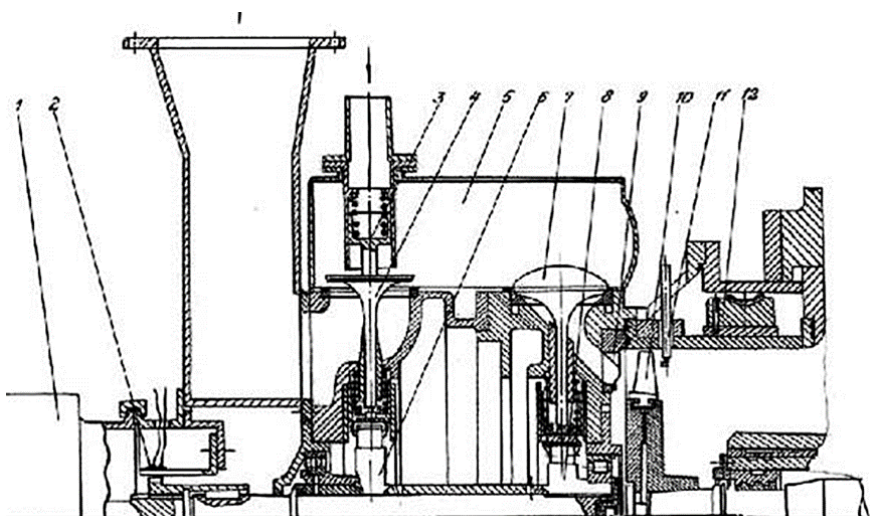
Исследованию влияния неравномерности параметров рабочего тела на потери в турбине посвящено значительное количество работ, как теоретических, например, [1, 2, 3], так и экспериментальных — [1, 4, 5]. Однако во всех работах предлагаются методы определения отдельных видов потерь, в то время как для оценки величины потерь на стадии проектирования при выборе конструктивной или термогазодинамической схемы транспортного двигателя целесообразно использовать обобщенные эмпирические зависимости для определения величины потерь от неравномерности в целом. В большей мере такой подход оправдан для импульсных и парциально импульсных турбин с высоким уровнем неравномерности термогазодинамических параметров рабочего тела на входе в ступень.

В данной статье сделана попытка получения подобных обобщенных зависимостей с использованием экспериментальных данных, полученных при целенаправленном (по способу задания уровня и вида неравномерностей) исследовании достаточно большого количества турбинных ступеней, спроектированных по обычно применяемым апробированным методикам (рис. 1а, б).

Для оценки влияния неравномерности потока рабочего тела на входе в ступень турбины на ее КПД целесообразно ввести параметр неравномерности течения. Таким параметром может служить величина относительного полного импульса потока газа на входе в сопловой аппарат



**Рисунок 1а.** Общий вид экспериментальной установки



**Рисунок 1б.** Схема экспериментального стенда:

1 — электродвигатель постоянного тока (ГСП-18 в режиме двигателя); 2 — датчик оборотов; 3 — клапан-имитатор; 4 — впускной клапан; 5 — камера сгорания; 6, 8 — кулачки; 7 — выпускной клапан; 9 — сопловой аппарат; 10 — рабочее колесо; 11 — пневмометрический прибор; 12 — червячное колесо.

$$I_{\text{отн}} = \sum I_{0i} / I_{0 \text{ max}},$$

где  $I_{0i} = p_{0i}^* F_{0i} f(\lambda_{0i})$ ;  $I_{0 \text{ max}} = p_{0 \text{ max}}^* F_{0f} f(\lambda_{0 \text{ max}})$ ;

$i = 1, 2, 3, \dots, z$ ;  $z$  — число участков неравномерности на входе в турбину;

$f(\lambda)$  — газодинамическая функция от приведенной скорости потока рабочего тела  $\lambda$ ;

$F_0 = \sum F_{0i}$  — площадь проходного сечения соплового аппарата на входе;

$p_{0 \text{ max}}^*$  — максимальное значение полного давления на входе в сопловой аппарат.

Здесь  $I$  — сумма секундного количества движения и силы давления газов в рассматриваемом поперечном сечении потока или полный импульс [7]:

$$I = Gw + pF,$$

или, при использовании газодинамических функций:

$$I = p^* F f(\lambda),$$

где  $f(\lambda) = (\lambda^2 + 1) [1 - (k-1)\lambda^2 / (k+1)]^{1/(k-1)}$ ;  $\lambda$  — приведенная скорость потока газа.

Таким образом, полный импульс не зависит от температуры и расхода  $G$  газа, так как при изменении температуры газа скорость  $w$  изменяется прямо пропорционально, а расход — обратно пропорционально корню квадратному из температуры газа. Газодинамическая функция  $f(\lambda)$  изменяется незначительно, приблизительно на 10% в интервале  $\lambda = 0,55 \div 1,35$  [7].

Пространственная неравномерность может быть представлена как совокупность окружной и радиальной неравномерности параметров рабочего тела на входе в ступень. Влияние радиальной неравномерности на КПД ступени турбины при анализе экспериментальных данных установить не удалось, так как в исследованном диапазоне распределений параметров потока по высоте лопаток соплового аппарата влияние неравномерности менее выражено, чем влияние других конструктивных параметров ступеней.

Оценка влияния окружной неравномерности потока на входе в сопловой аппарат ступени осевой турбины может быть выполнена по эмпирической зависимости относительного КПД ступени от величины относительного полного секундного импульса:

$$\eta_{\text{отн } \theta} = (\eta / \eta_{\text{max}})_{\theta} = (I_{\text{отн } \theta})^{1/3}.$$

Здесь  $\theta$  — обозначение окружного направления;

$\eta_{\text{max}}$  — КПД данной ступени при отсутствии окружной неравномерности рабочего тела на входе в сопловой аппарат ступени;

$z$  — число участков окружной неравномерности

Влияние временной неравномерности потока газа в течение цикла на КПД ступени можно оценить по величине относительного импульса течения на входе в сопловой аппарат

$$I_{\text{отн}} = \sum p_{0i}^* F_{0f} f(\lambda_{0i}) \Delta \tau_i / p_{0 \text{ max}}^* F_{0f} f(\lambda_{0 \text{ max}}) T.$$

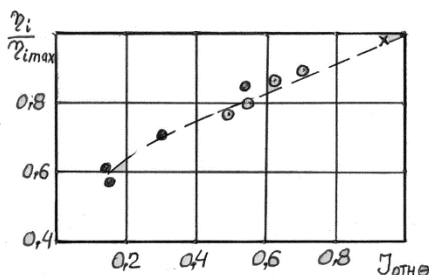
Здесь суммирование идет по  $i = 1, 2, 3, \dots, n$ ;  $n$  — количество участков, на которые разбит период цикла  $T$ ;

$f(\lambda)$  — газодинамическая функция от приведенной скорости  $\lambda$ :

$$f(\lambda) = (\lambda^2 + 1)[1 - (k-1)\lambda^2/(k+1)]^{1/(k-1)};$$

$\Delta\tau_i$  — время длительности  $i$ -того участка;

$F_0$  — площадь проходного сечения проточной части на входе в сопловой аппарат.



**Рисунок 2.** Зависимость относительного КПД от величины относительного временного импульса:  
 $\circ$  —  $v = 40$  Гц;  $\Delta$  — 30 Гц; \* — 20 Гц;  $\bullet$  — 10 Гц.

На рис. 2 показана зависимость относительного КПД ступени турбины от величины относительного импульса, построенная по результатам эксперимента, представленного в работе [6]. Эта зависимость может быть аппроксимирована в виде

$$\eta_{\text{отн } \tau} = (\eta/\eta_{\text{max}})_{\tau} = (I_{\text{отн}})_{\tau}^{0.5}.$$

Влияние окружной неравномерности потока газа на входе в ступень на КПД парциально-импульсной ступени можно учесть по аналогичной экспериментальной зависимости (рис. 3):

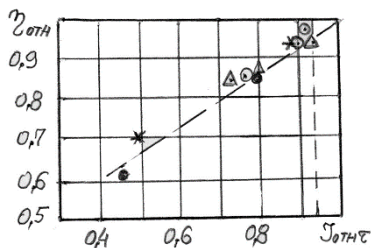
$$\eta_{\text{отн } \theta} = (\eta/\eta_{\text{max}})_{\theta} = (I_{\text{отн}})_{\theta}^{1/3}.$$

КПД парциально-импульсной турбины меньше КПД, найденного по аппроксимированной зависимости, так как в данном случае имеется и окружная и временная неравномерность потока на входе в сопловой аппарат, что необходимо учесть, используя полученные зависимости.

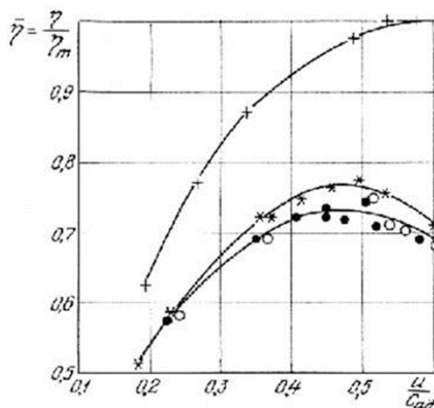
По этим эмпирическим соотношениям возможна предварительная оценка зависимости относительного КПД от вида и уровня неравномерности потока рабочего тела на входе в сопловой аппарат ступени. Удобство подобной оценки состоит в том, что если при заданной площади сечения  $F_0$  и приведенной скорости  $\lambda_0$  полное давление в потоке постоянно, то полный импульс не зависит от температуры и расхода, так как скорость течения изменяется прямо пропорционально, а расход — обратно пропорционально корню квадратному из температуры [7]. Графики, представленные



на рис. 2 и рис. 3 получены по результатам исследования турбинных ступеней со специально созданным уровнем и видом неравномерности [5].



**Рисунок 3.** Зависимость относительного КПД от величины относительного значения окружного импульса:  
 •, x — парциальные ступени; o — ступени с заданным вариантом распределением давления на входе в ступень.



**Рисунок 4.** Изменение относительного КПД ступени турбины реального двигателя по  $u/c_{ад}$  при различной частоте вращения распредвала:  
 + + — без клапанов; \* \* — неподвижные клапаны (мгновенное положение),  $n_{р.в.} = 0$ ; o o —  $n_{р.в.} = 930$  об/мин; ● ● —  $n_{р.в.} = 1070$  об/мин;  $\pi_{\tau} = 1,4$ ;  $c_{ад}$  — адиабатная скорость.

Оценим КПД проектируемой ступени турбины. Зависимость  $\eta = f(u/c_{ад})$  (рис. 4), получена по результатам эксперимента, проведенного при модельных испытаниях узла турбины реального газотурбинного двигателя.

При заданных в проекте форме импульса и периоде  $T = 0,02$  с величина относительного временного импульса  $I_{отн \tau} = 0,928$ . Величина относительного секундного

импульса в окружном направлении (6+6 камер, имитирующих камеры сгорания, расположенные по окружности) —  $I_{\text{отн } \theta} = 0,38$ . Согласно полученным эмпирическим зависимостям, относительные потери из-за неравномерности потока на входе в ступень турбины в течение заданного периода  $T$  —  $\zeta_{\tau} = 0,05$  (рис. 2); относительные потери из-за неравномерности потока по окружности входного сечения —  $\zeta_{\theta} = 0,23$  (рис. 3). Тогда максимальное значение КПД ступени с учетом и временной и окружной неравномерности потока —  $\eta_{\Sigma} = 0,43$ , так как

$$\eta_{\Sigma} = \eta_{\text{max}} [1 - (\zeta_{\tau} + \zeta_{\theta})].$$

Здесь  $\eta_{\text{max}}$  — максимальное значение КПД данной ступени при равномерном потоке рабочего тела на входе в ступень.

Найденное значение КПД удовлетворительно соответствует величине КПД ступени, полученному при испытаниях. При окончательно выбранной схеме двигателя более точный учет конкретных видов потерь от влияния всех сторон неравномерности может быть проведен по зависимостям, предложенным в вышеперечисленных работах.

Таким образом, обобщенные эмпирические зависимости, предложенные в данной работе, могут быть, с достаточной степенью точности, использованы для оценки величины суммарных потерь от неравномерности параметров рабочего тела на входе в ступень осевой турбины на стадии выбора конструктивной и газотермодинамической схемы транспортного двигателя. В большей мере такой подход оправдан для импульсных и парциально импульсных турбин с высоким уровнем неравномерности параметров рабочего тела на входе в ступень.

Так как в импульсной турбине температура рабочего тела не остается постоянной в течение цикла, то благодаря тепловой инерции материала температура рабочих лопаток ниже, чем температура лопаток турбин при стационарном течении газа равной начальной температуры. По данным В. Е. Михальцева [6], при одинаковой температуре рабочих лопаток допустимая температура газа на входе в импульсную турбину превышает допустимую температуру газа на входе в турбину со стационарным течением газа:

$$T_{\text{rv} = \text{const}} = T_{\text{rp} = \text{const}}(1,9 - 0,00068T_{\text{k}}) - 340,$$

где  $T_{\text{k}}$  — температура воздуха за компрессором.

В то же время, следует обратить внимание на тот факт, что в импульсных турбинах высокотемпературный газ обтекает рабочие лопатки при положительных и нулевых углах атаки, а газ меньшего теплосодержания и продувочный воздух поступает на лопатки в основном с отрицательными углами атаки. Учитывая заметное влияние угла атаки на величину коэффициента теплоотдачи по спинке и корыту рабочей лопатки, следует ожидать неравномерного нагрева этих поверхностей. Квазистатический расчет, выполненный с учетом влияния угла атаки на величину коэффициента теплоотдачи, показал, что различие в температуре поверхностных слоев спинки и корыта достигает (5–6)% от максимальной температуры газа.

При использовании внутренних способов охлаждения периодическое изменение давления в проточной части импульсных и парциально-импульсных турбин вызовет пульсации охладителя в охлаждающих каналах лопаток. При пульсирующем течении в канале имеет место интенсификация теплоотдачи по сравнению со стационарным течением при прочих равных условиях [8, 9]. Физически это объясняется тем, что пульсации потока охладителя приводят к периодическому разрушению пограничного слоя и перераспределению количества движения поперек охлаждающего канала [8].

При низкочастотных колебаниях охладителя эпюра скоростей в пограничном слое, форма которой оказывает существенное влияние на интенсивность теплоотдачи, изменяется одновременно с изменением градиента давления.

Этот вид течения охладителя с пульсациями, равными частоте цикла, характерен для импульсных турбин и для неподвижных элементов парциально-импульсных турбин.

В роторах парциально-импульсных турбин лопатки рабочего колеса непрерывно пересекают (со скоростью вращения) области течения с существенно разными давлениями и температурами. Так как частота вращения значительно превышает частоту цикла, то частота пульсаций охладителя в охлаждающих каналах возрастает и будет приблизительно равна  $n z_k$ , где  $z_k$  — число камер сгорания, находящихся в одинаковой фазе цикла. Амплитуда пульсаций зависит от места выпуска охладителя в проточную часть.

## Литература

1. *Симсон А. Э.* и др. Турбонаддув высокооборотных дизелей. — М.: Машиностроение, 1976. — 285 с.
2. *Котляр И. В., Кончаков Е. И., Гусаров С. А.* Метод расчета потерь на вентиляцию в парциальной ступени турбины // Совершенствование газодинамических элементов судовых агрегатов и устройств: Сб. науч. тр. — Горький, 1986. — С. 57–68.
3. *Вавилов Г. А., Максимова М. К., Тарасов В. Н.* Влияние угла атаки на характеристики осевой турбинной ступени // Изв. вузов. Энергетика. — 1974. — С. 15–17.
4. *Elsibaie A. M., Gabr M. N.* Performance of axial turbines having pulsating flow // Flow heat and fengig power sist. Components. — Oxford, 1979. — P.189–213.
5. *Тарасов В. Н.* Импульсные турбины транспортных двигателей. — СПб.: Изд-во Политехнического университета, 2007. — 292 с.
6. *Михальцев В. Е., Моляков В. Д., Потапова И. А.* Потери в процессе расширения в ГТД периодического сгорания с двухклапанной камерой // Изв. вузов. Машиностроение. — 1993. — № 2 — С. 54–58.
7. *Абрамович Г. Н.* Прикладная газовая динамика. — М.: Наука, 1976. — 886 с.
8. *Галицкий Б. М., Рыжов Ю. А., Якуш Е. В.* Тепловые и гидродинамические процессы в колеблющихся потоках. — М.: Машиностроение, 1977. — 251 с.
9. *Тарасов В. Н., Шаранов А. В.* Результаты исследования особенностей внутреннего теплообмена лопаток импульсной турбины // Охлаждаемые газовые турбины и энергетические установки: Сб. науч. тр. — Казань, 1991. — С 40–47.

*И. А. Краюшкин, Р. В. Тарабась*

Завод им. Малышева, Харьков,  
АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург

## **ГТД С ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИМ ЦИКЛОМ С ПОДВОДОМ ЭНЕРГИИ ПРИ ПОСТОЯННОМ ОБЪЕМЕ**

Одним из основных недостатков газотурбинных двигателей (ГТД), является низкая топливная экономичность. Наиболее сильно этот недостаток проявляется в малоразмерных ГТД по сравнению с двигателями внутреннего сгорания, особенно на дроссельных режимах. Причиной этого являются относительно низкие параметры термодинамического цикла (давление и температура при подводе энергии сгораемого топлива) малоразмерных ГТД. Как известно, ГТД работают по термодинамическому циклу Брайтона с подводом энергии в камере сгорания при постоянном давлении. Одним из путей повышения параметров термодинамического цикла предлагается осуществлять подвод энергии в камере сгорания при постоянном объёме, аналогично ДВС в циклах Отто и Дизеля.

Попытки создания ГТД с термодинамическим циклом со сгоранием топлива при постоянном объеме предпринимались в разных странах, в частности в Германии. Были получены противоречивые результаты. Частично проблемы были связаны с ограничениями конструктивного и технологического характера. В теоретическом плане существуют несколько вариантов оценки. В частности, в книге «Теория и проектирование газотурбинных и комбинированных установок» Э. А. Манушина приведено пять различных вариантов оценочных расчетов. Результаты этих расчётов различаются. Можно сделать вывод о том, что теоретически дать однозначную оценку целесообразности использования термодинамического цикла ГТД со сгоранием топлива при постоянном объеме сложно. При теоретически возможном улучшении топливной экономичности примерно на 40 %, учёт значительных дополнительных гидравлических, механических и тепловых потерь должен привести к уменьшению положительного эффекта. Реальным путём исследования процессов и характеристик ГТД с термодинамическим циклом со сгоранием топлива при постоянном объеме является создание и испытание конкретной конструкции (экспериментального двигателя).

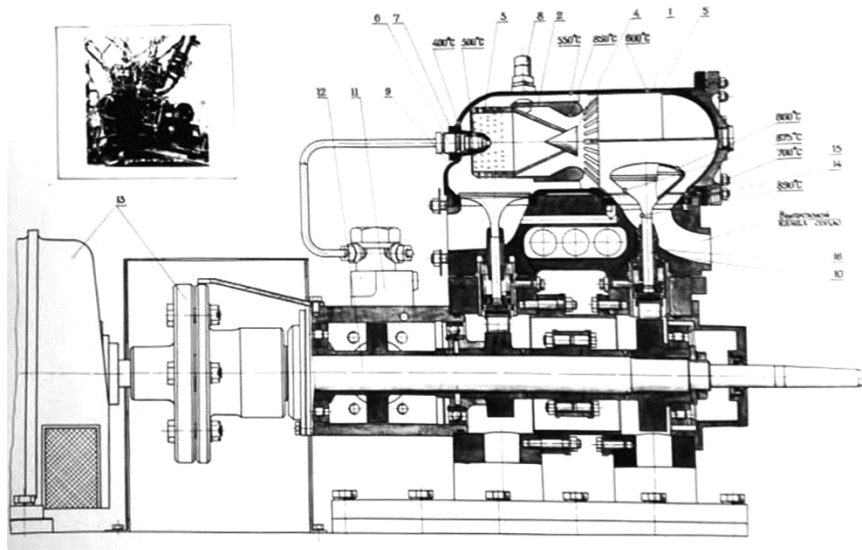
В качестве примера практической реализации ГТД с подводом энергии в камеру сгорания при постоянном объёме представлен экспериментальный двигатель, спроектированный, изготовленный и испытанный в 80-е годы XX века на заводе имени Малышева, г. Харьков. К данной работе были также привлечены ряд профильных

институтов (МВТУ им. Н. Э. Баумана, ЦИАМ им. П. И. Баранова, КАИ им. А. Н. Туполева). На момент создания аналогов данной конструкции в мире не было. Двигатель имел размерность ГТД-1250 (силовой агрегат основного танка Т-80) и планировался для применения в качестве силового агрегата перспективного танка. Основные работы над двигателем велись в отделе перспективных разработок специализированного КБ по разработке специальных двигателей под непосредственным руководством его начальника Краюшкина Игоря Александровича. Данный отдел специализировался на разработке лопаточных машин, доводке компрессоров и турбин, которыми оснащались дизельные двигатели, выпускавшиеся на данном предприятии.

Газогенератор ГТД состоял из одноступенчатого центробежного компрессора (колесо алюминиевое полуоткрытое), двенадцати трубчатых камер сгорания с искровой системой зажигания и осевой одноступенчатой турбины компрессора. Параметры компрессора на максимальном режиме: степень повышения давления 5, расход воздуха 4,035 кг/с., частота вращения ротора 30000 об/мин, КПД 82 %. На выходе из компрессора с целью снижения пульсаций воздуха и обеспечения запасов газодинамической устойчивости, установлен ресивер. Газораспределение в камере сгорания осуществляется с помощью клапанов, приводимых от кулачкового распределительного вала с зубчатым планетарным приводом от ротора турбокомпрессора. Частота вращения распределительного вала 3000 об/мин. При этой частоте вращения частота импульсов газа, выходящего из камер на турбину компрессора, составляет 120 Гц. Одновременно работают две камеры, расположенные под углом смещения в окружном направлении  $180^\circ$  друг относительно друга. Объем каждой камеры составляет  $2000 \text{ см}^3$ . Каждый цикл работы состоит из: заполнения камеры сгорания свежим воздухом при перепаде давления на клапанах  $1,35 \text{ кг/см}^2$ , подачи топлива, смесеобразования и поджога топливовоздушной смеси, выпуска продуктов сгорания топлива на турбину компрессора. Сопловым аппаратом турбины компрессора являются 12 специально спрофилированных каналов, которые идут от выпускных клапанов к рабочему колесу турбины. Турбина компрессора активного типа, неохлаждаемая, работает в диапазоне режимов работы с перепадом давлений от  $17,2 \text{ кг/см}^2$  до  $3,6 \text{ кг/см}^2$ , обеспечивает мощность, необходимую для привода компрессора и агрегатов, имеющих привод от газогенератора. КПД турбины 74 %.

Прежде чем испытывать газогенератор, для отработки процесса в камере сгорания, была изготовлена и испытана однокамерная установка (рис. 1). К камере сгорания подводился воздух с расчетным давлением  $5 \text{ кгс/см}^2$  и топливо.

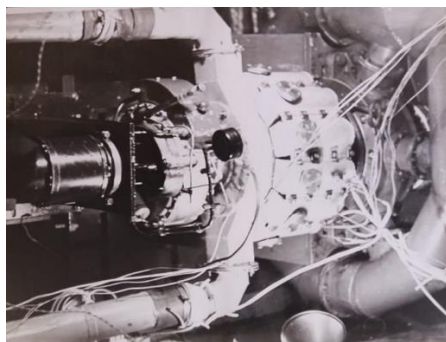
Цель данного эксперимента была в том, чтобы получить расчетное давление в камере сгорания, после сгорания топлива. В данном эксперименте испытывали жаровые трубы различной конструкции. На первом этапе было получено давление в камере  $13,8 \text{ кг/см}^2$ , что ниже расчетного давления, которое составляет  $17,2 \text{ кг/см}^2$ . Позже была найдена оптимальная конструкция жаровой трубы, которая дала возможность получить расчетное давление  $17,2 \text{ кг/см}^2$  на однокамерной установке.



**Рисунок 1.** Однокамерная установка ГТД периодического сгорания

Основные узлы и детали: 1. Корпус камеры сгорания; 2. Корпус жаровой трубы; 3. Завихритель; 4. Стабилизатор; 5. Изоляция; 6. Форсунка топливная; 7. Корпус форсунки; 8. Свеча; 9. Клапан впускной; 10. Клапан выпускной; 11. Насос топливный; 12. Вал кулачковый; 13. Привод кулачкового вала (регулируемый); 14. Седло выпускного клапана (охлаждаемого воздухом); 15. Направляющая выпускного клапана (охлаждаемая маслом).

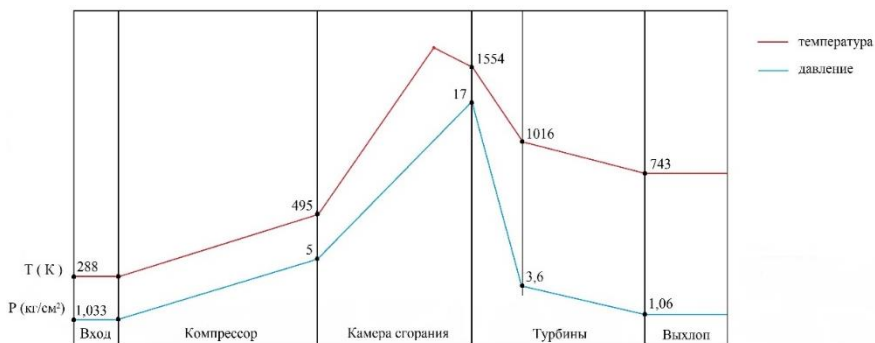
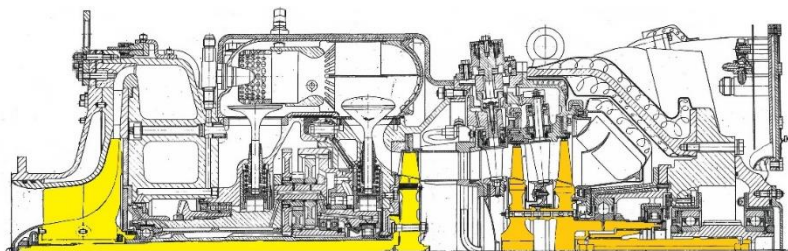
Газогенератор проходил стендовые испытания (рис. 2). Так как расчетное значение давления в камере сгорания  $17,2 \text{ кг/см}^2$  на момент испытаний не было получено, в испытываемом газогенераторе были установлены жаровые трубы, рассчитанные на давление  $13,8 \text{ кг/см}^2$ .



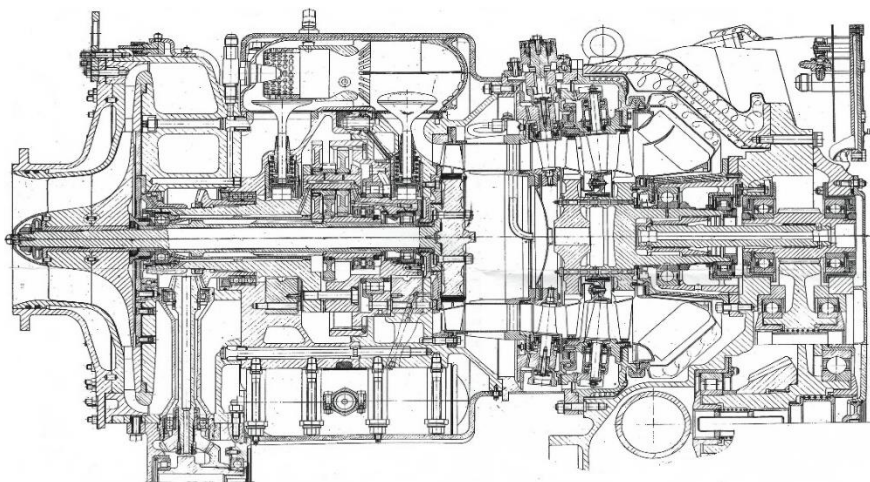
**Рисунок 2**

За турбиной компрессора, для имитации силовой турбины, была установлена заслонка, которая создавала противодействие 3,6 кг/см<sup>2</sup>. Газогенератор выходил на режим максимальной мощности с частотой вращения ротора 30000 об/мин. и температурой газа за турбиной компрессора 1016 К. Результаты испытания газогенератора показали, что при использовании жаровых труб с расчётным давлением на выходе из камеры сгорания 17,2 кг/см<sup>2</sup> и установке на выходе из турбины компрессора силовой турбины, можно ожидать получения мощности свыше 1500 л. с. при удельном расходе топлива 177 г. Л. с/ч. Однако дальнейшие работы по исследованию на данной установке были свернуты по причине смены приоритетных задач. Эти работы велись в рамках проекта по созданию перспективного ГТД для танка. Проект был закрыт.

Стоит отметить, что максимальное давление на выходе из камеры сгорания достигается после сгорания топлива, поэтому нет необходимости применять компрессор с высокой степенью повышения давления. Для привода компрессора достаточно всего одной ступени турбины. Для сравнения, газогенератор ГТД-1250 имеет двухвальный газогенератор с двухступенчатым центробежным компрессором и двухступенчатой турбиной. Следовательно, конструкция компрессора упрощается и одной центробежной ступени вполне достаточно. Всё это даёт определённый выигрыш по габаритам, массе и стоимости (рис. 3, 4, 5).



**Рисунок 3.** Схема ГТД с подводом энергии в камере сгорания при постоянном объёме



**Рисунок 4.** Конструкция ГТД (чертёж общего вида)



**Рисунок 5.** Экспериментальный ГТД

Результаты испытания газогенератора позволяют сделать вывод о том, что в перспективе возможно создание двигателя, имеющего массогабаритные характеристики близкие к ГТД при топливной экономичности, сопоставимой с поршневым ДВС аналогичной мощности. В сравнении с ГТД с циклом сгорания топлива при постоянном давлении, удельный расход топлива может быть ниже на 25–30 %. Следует также отметить экспериментально полученный удовлетворительный уровень эмиссии выхлопных газов.

### Литература

1. Манушин Э. А., Михальцев В. Е., Чернобровкин А. П. Теория и проектирование газотурбинных и комбинированных установок. — М.: «Машиностроение», 1977. — 447 с.



**В. Л. Блинов, И. С. Зубков**

ФГАОУ ВО «УрФУ им. первого Президента России Б. Н. Ельцина», Екатеринбург  
lamqtada@gmail.com

## **РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ УЧЕТА ВЛИЯНИЯ ДЕФЕКТОВ ЛОПАТОЧНОГО АППАРАТА ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ РАБОТЫ ГТУ**

*Аннотация.* В статье представлены ключевые результаты процесса разработки модели, позволяющей проанализировать влияние дефектов лопаточного аппарата на параметры работы компрессорной ступени, осевого компрессора или газотурбинной установки в целом. С этой целью было разработано математическое описание лопаточного профиля, основанное на его ключевых геометрических параметрах и позволяющее построить широкий спектр профилей и сформировать из них лопатку с возможностью экспорта в САЕ-систему. Также разработанное описание позволяет сформировать всю проточную часть компрессора за счет возможности задания осевого смещения профилей. В работе также представлены результаты верификации модели и разработаны рекомендации по дальнейшей работе.

### **Введение**

В настоящее время газотурбинные технологии широко применяются в различных отраслях промышленности (химическая и нефтегазовая) и в энергетике (в качестве пиковых установок или в составе парогазовых установок), однако главной областью их применения все же остается транспорт — так, практически вся современная авиация приводится в движение газотурбинными двигателями (ГТД), а многие суда используют газотурбинные установки (ГТУ). Важность поддержания высокого технического состояния ГТД и ГТУ обусловлена высокой стоимостью их производства, а также высокими требованиями безопасности при совершении авиаперелетов и в процессе их эксплуатации на земле. В общем случае, техническое состояние определяет предельный ресурс установки и во многом зависит от состояния отдельных ее узлов и деталей, которое в процессе эксплуатации может существенно меняться [1, 2].

Одним из наиболее сложных и важных узлов ГТУ является осевой компрессор (ОК). Потребляемая им мощность превышает половину мощности, вырабатываемой турбиной, и определяет важность достижения и поддержания в эксплуатации высокого КПД ОК и достаточного запаса газодинамической устойчивости, которые, в первую очередь, зависят от совершенства лопаточного аппарата [3]. В связи с этим вводятся особые условия изготовления и ремонта лопаток, регламентирующие пре-

дельно допустимое отклонение размеров (например, ОСТ 1 02571–86 или зарубежный стандарт ISO 19859:2016). Значительное изменение геометрических параметров может привести к нарушениям в работе ОК. Например, утонение входной кромки приведет к существенному снижению запаса устойчивой работы ОК на переменных режимах, а также к снижению прочностных характеристик лопатки [4]. Однако у данного дефекта есть и относительно положительная сторона — снижение уровня кромоочных потерь, что благоприятно скажется на КПД ступени при работе на номинальном режиме [2; 3]. Такие противоречивые по оказываемому влиянию на эффективность работы ОК отклонения могут быть связаны практически со всеми геометрическими параметрами профиля, поэтому оценка и анализ такого влияния является важной и перспективной задачей. Особое внимание стоит уделять режиму работы ступени, поскольку именно он будет являться фактором, определяющим характер влияния дефекта на основные параметры работы ОК [3; 6].

На сегодняшний день основным инструментом, применяемым для создания моделей дефектных лопаток, является 3D-сканирование (как элемент обратного инжиниринга). Фактически, при использовании такого метода вместо вручную (или программно) созданной трехмерной модели объекта, качество которой не всегда может удовлетворять условиям задачи, используется непосредственно объект, за счет чего возможно достижение высокой точности результатов [5]. Однако потребность в дорогостоящем оборудовании (3D-сканер, комплект марок и др. дополнительное оборудование) и возможное отсутствие доступа к исследуемому оборудованию ограничивают применение 3D-сканирования. В связи с этим разработка полностью цифровых моделей, позволяющих с высокой точностью прогнозировать работу газотурбинного оборудования при наличии в его конструкции элементов с дефектами или геометрическими отклонениями, является достаточно перспективной задачей, поэтому многие машиностроительные предприятия ведут активные исследования в данной области.

### **Описание разработанного подхода**

Начальный этап работы заключается в разработке такого математического описания, которое обеспечило бы высокую точность построения лопатки и позволило внести локальные изменения в ее геометрию. На следующих этапах работы данное описание будет применено для построения расчетных моделей проточной части (ПЧ), как без дефектных лопаток в своем составе, так и с их наличием. Результаты численного моделирования, после проведения верификации, будут сведены в общую базу данных, обращаясь к которой и задав конкретные параметры дефекта (например, величину хорды в сечении), пользователь получил бы точные сведения о поведении компрессора (или ГТУ) при наличии дефектных лопаток в ПЧ. В данной работе основные элементы профиля описываются при помощи кривых Безье. Уравнения кривых, описывающих кромки:

$$\begin{cases} X_{Bx} = (1-t)^2 X_{SS}^{B3} + 2t(1-t)X_{A1} + t^2 X_{ps}^{B0} \\ Y_{Bx} = (1-t)^2 Y_{SS}^{B3} + 2t(1-t)Y_{A1} + t^2 Y_{ps}^{B0} \\ X_{Byx} = (1-t)^2 X_{SS}^{B0} + 2t(1-t)X_{A2} + t^2 X_{ps}^{B3} \\ Y_{Byx} = (1-t)^2 Y_{SS}^{B0} + 2t(1-t)Y_{A2} + t^2 Y_{ps}^{B3} \end{cases} \quad (1)$$

Уравнения кривых, описывающих спинку и корытце:

$$\begin{cases} X_{SS} = (1-t)^3 X_{SS}^{B0} + 3t(1-t)^2 X_{SS}^{B1} + 3t^2(1-t)X_{SS}^{B2} + t^3 X_{SS}^{B3} \\ Y_{SS} = (1-t)^3 Y_{SS}^{B0} + 3t(1-t)^2 Y_{SS}^{B1} + 3t^2(1-t)Y_{SS}^{B2} + t^3 Y_{SS}^{B3} \\ X_{ps} = (1-t)^3 X_{ps}^{B0} + 3t(1-t)^2 X_{ps}^{B1} + 3t^2(1-t)X_{ps}^{B2} + t^3 X_{ps}^{B3} \\ Y_{ps} = (1-t)^3 Y_{ps}^{B0} + 3t(1-t)^2 Y_{ps}^{B1} + 3t^2(1-t)Y_{ps}^{B2} + t^3 Y_{ps}^{B3} \end{cases} \quad (2)$$

В уравнениях (1) и (2)  $t \in [0, 1]$  — параметр, определяющий положение точки на кривой Безье. В рамках данной работы спинка и корытце построены по 100 точкам, а входная и выходная кромки — по 25 точкам.

Координаты управляющих точек ( $B_0, B_1, B_2, B_3$ ) данных кривых вычислены при помощи основных геометрических параметров профиля — угол установки ( $\beta_y$ ), хорда ( $b$ ), радиусы входной и выходной кромки ( $R_{Bx}; R_{Byx}$ ) и углы их заострения ( $\varphi_1; \varphi_2$ ), входной и выходной лопаточные углы ( $\beta_{1л}, \beta_{2л}$ ). Такой подход обеспечивает высокую точность построения исходного лопаточного профиля и обеспечивает гибкое изменение его геометрии (рис. 1-а) [6, 7].

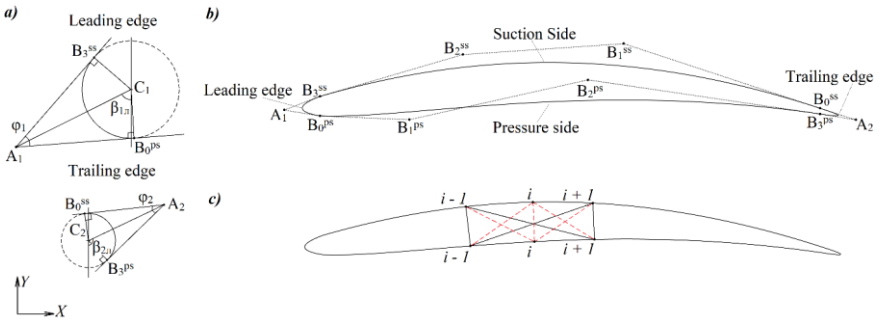
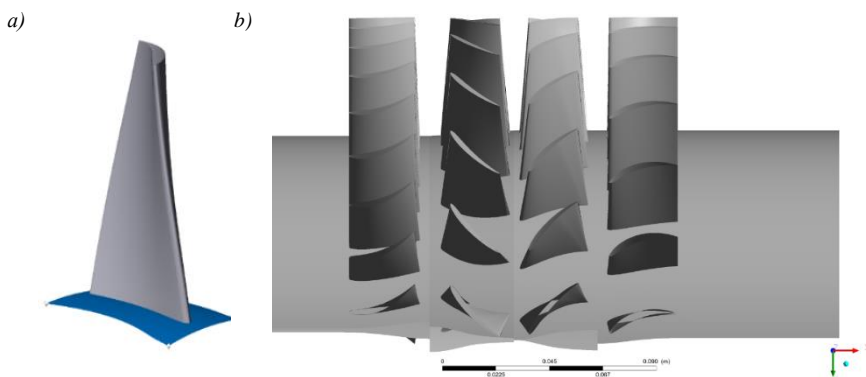


Рисунок 1. Построение профиля при помощи кривых Безье

Немаловажным параметром профиля является его максимальная толщина ( $C_{max}$ ). Для ее определения используется приближенный алгоритм, суть которого заключается в вычислении длины отрезков, соединяющих точки спинки с точками корытца. В упрощенном варианте спинка и корытце построены по трем точкам, пунктиром выделены отрезки, длину которых нужно определить (рисунок 1-б). Отрезки с минимальными длинами, каждый из которых соответствует определенной точке на

корытце или спинке профиля, будут равняться диаметрам вписанных в него окружностей, проходящих через данные точки [6]. При этом наибольшее значение среди выбранных и будет являться максимальной толщиной профиля.

Для формирования модели лопатки (рисунок 2-а) в алгоритме предусмотрена возможность задания корневого радиуса ( $R_k$ ) и высоты лопатки ( $l$ ). Вертикальное положение профиля в корневом сечении фиксировано и определяется корневым радиусом, а для промежуточных профилей определяется из указанных параметров. Возможность задания смещения профиля вдоль осей  $x$  и  $y$  позволяет формировать навал лопатки, а также обеспечивает задание осевого положения лопатки вдоль прочной части. В качестве примера при помощи разработанного алгоритма была построена модельная ступень компрессора К-50-1 (рисунок 2-б).

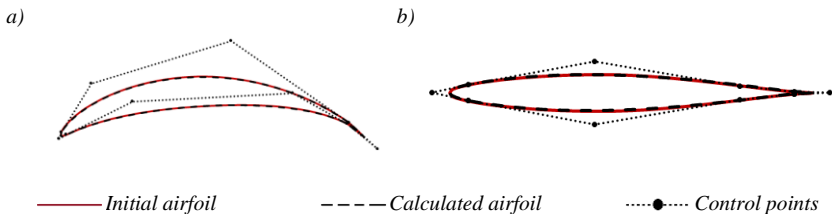


**Рисунок 2.** Модель лопатки (а) и модельная ступень компрессора К-50-1 (б), построенные при помощи разработанного алгоритма

### Проведение численных исследований

Верификация разработанного описания проводилась путем численного моделирования течения через лопаточный венец. В качестве исходных данных были выбраны профили серии NACA-65 [7]. При помощи разработанного описания было построено две модели цилиндрических лопаток. Во всех сечениях первой лопатки был использован профиль NACA 65-(27)10, а в сечениях второй — NACA 65-010 (рисунок 3).

Расчеты проводились в осесимметричной постановке, поэтому для приближения к условиям эксперимента лопатка располагалась на расстоянии 1400 мм от оси домена. Граничные условия задавались с учетом параметра *Reference Pressure* = 100000 Па по принципу полные давление и температура на входе, направление потока на входе ( $P_1^* = 1300$  Па,  $T_1^* = 288$  К), статическое давление на выходе



**Рисунок 3.** Исходные и построенные профили NACA 65-(27)10 (a) и NACA 65-010 (b)

$P_2 = 786$  Па. Величина статического давления принималась исходя из величины скорости потока  $w = 28,96$  м/с [7]. Входное сечение располагалось от входной кромки лопатки на расстоянии одной ее хорды, а выходное — на расстоянии трех хорд от выходной кромки. Высота лопатки и шаг принимали значение 127 мм и были выбраны по условию  $b/t = 1,0$ . Число лопаток в венце — 72 единицы. Модель турбулентности — Shear Stress Transport (SST), была выбрана на основе проведенного предварительного расчета, в котором обеспечила более высокую точность по сравнению с моделью k-Epsilon. При этом для последующих расчетов все же будет применена модель k-Epsilon из-за более низких требований к вычислительным ресурсам, а также из-за более быстрой сходимости при сохранении удовлетворительной точности результатов [6; 9].

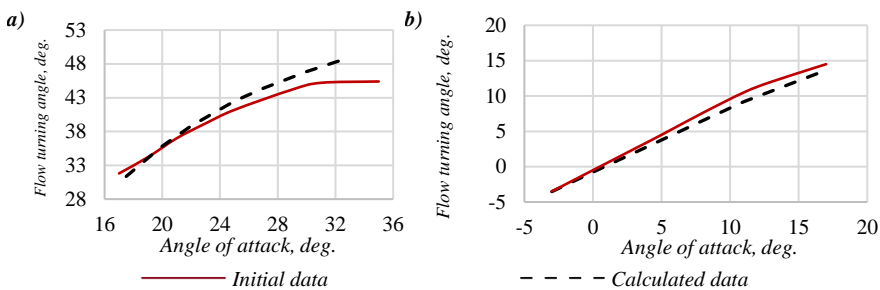
Несомненно, задача верификации расчетной модели является важным этапом проведения численного моделирования любого процесса, однако в данной работе основной целью является демонстрация разработанного подхода, при этом выбранные параметры расчетной модели позволяют провести исследования при сравнительно невысоких требованиях к вычислительным ресурсам и обеспечивают удовлетворительную точность результатов. Более подробно рекомендации по выбору расчетных моделей приведены в работах [2; 6; 8].

В качестве результатов были рассмотрены характеристики профиля, в том числе «Угол атаки — угол поворота потока» (рисунок 4), а также распределение коэффициента давления вдоль профиля при различных углах атаки (рисунок 5). Коэффициент давления рассчитывался следующим образом:

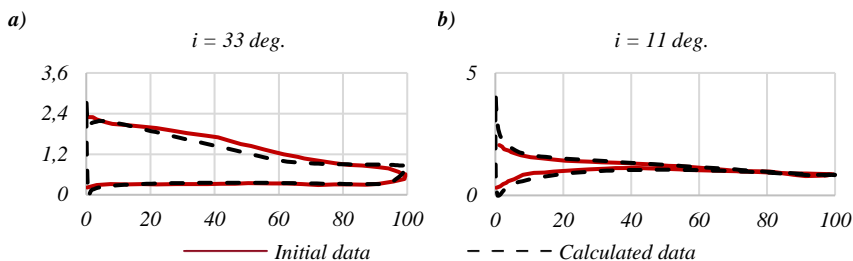
$$S = \frac{P^* - P_i}{P_1^{\text{дин}}}, \quad (3)$$

где  $P^*$  — полное давление в венце, Па;  $P$  — статическое давление в точке профиля  $i$ , Па;  $P_1^{\text{дин}}$  — динамическое давление на входе в венец.

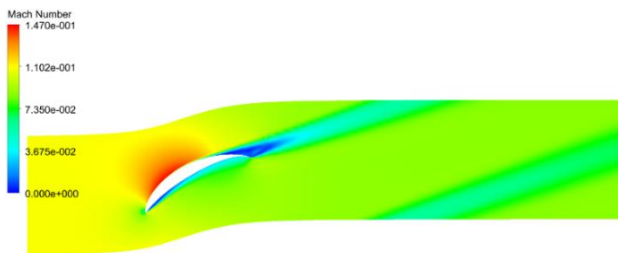
В целом, разработанное описание лопатки и принятые параметры расчетной модели обеспечивают достаточную точность расчетов. Полученные распределения давлений и характеристики профиля имеют схожую форму с исходными данными и



**Рисунок 4.** Характеристики профилей NACA 65-(27)10 (a) и NACA 65-010 (b)



**Рисунок 5.** Пример распределений давления при различных углах атаки вдоль профилей NACA 65-(27)10 (a) и NACA 65-010 (b)



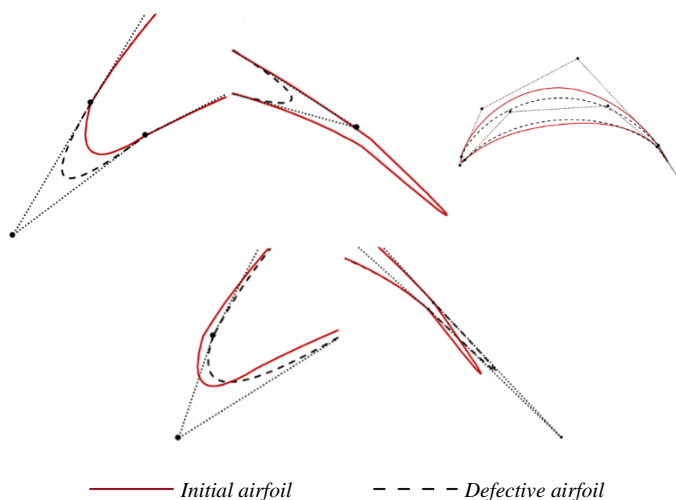
**Рисунок 6.** Распределение чисел Маха по расчетной области

практически во всех точках их значения совпадают с экспериментом. Однако наличие таких допущений, как принятая идеальная модель рабочего тела (Air Ideal Gas), отсутствие шероховатости поверхностей, а также из-за общих сложностей учета всех особенностей течения потока наблюдаются отклонения от экспериментальных данных. Так, при расчете профиля NACA 65-(27)10 на спинке при всех значениях углов

атаки наблюдался срыв потока (рисунок 6), в то время как при проведении эксперимента срывные явления отсутствовали [6; 7]. Для этого же профиля максимальная разница между расчетным углом поворота потока и экспериментальным составила 7,1 % (абсолютных) при угле атаки  $i = 33^\circ$ , а для профиля *NACA 65–010* — 8 % при угле атаки  $i = 11^\circ$ .

### Постановка задачи с учетом дефектов

В текущей работе был проведен анализ пяти искусственно созданных дефектов лопатки (рисунок 7). Для проведения анализа была выбрана лопатка, построенная из профилей *NACA 65-(27)10*. Внесение отклонений в геометрию профиля осуществлялось путем изменения положения управляющих точек кривых Безье.



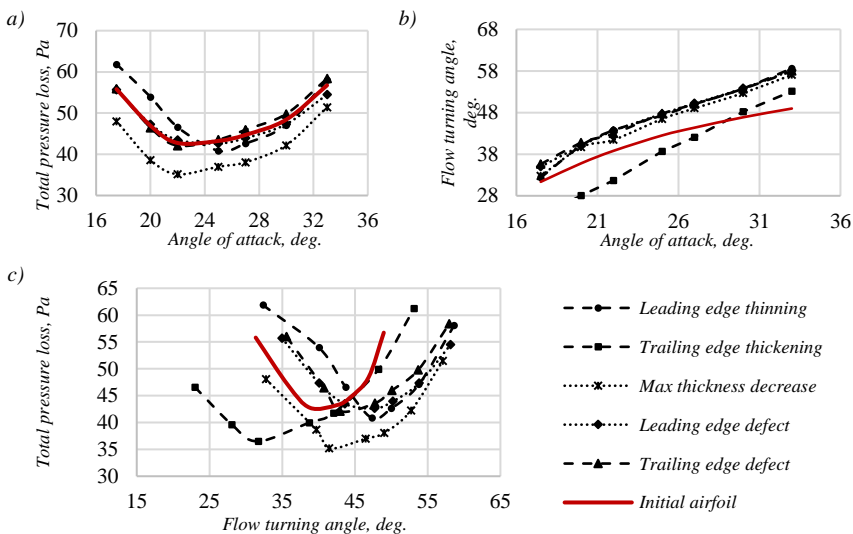
**Рисунок 7.** Исследуемые геометрические отклонения

*Слева направо:* Утонение входной кромки; утолщение выходной кромки; уменьшение максимальной толщины; уменьшение входного лопаточного угла; увеличение выходного лопаточного угла

В качестве результатов так же были выбраны распределения давлений и характеристики профиля, при этом исходными данными для данной постановки задачи являлись результаты расчета профиля без дефектов. Для составления характеристик было выбрано 9 точек, соответствующих 9 различным углам атаки в диапазоне от  $16^\circ$  до  $36^\circ$  (рисунок 8).

Все рассмотренные дефекты привели к перераспределению давления по профилю на различных его участках, например, в случае утонения входной кромки на начальном участке (до 0,1*b*), а при изменении максимальной толщины профиля — на спинке при

(0,1...0,5)*b* и на корытце при (0,1...0,8)*b*. В целом, полученные результаты вполне согласуются с теоретическими предположениями о влиянии дефекта на характеристики. Например, уменьшение максимальной толщины профиля привело к существенному снижению уровня потерь полного давления во всем диапазоне углов атаки при максимальном отклонении 17 % (абсолютных). При этом утонение входной кромки позволило снизить уровень потерь только в определенном диапазоне углов атаки  $24^\circ < i < 30^\circ$ , тогда как при значениях  $i < 24^\circ$  наблюдается превышение величины потерь давления относительно бездефектного профиля. Также практически все дефекты оказали существенное влияние на угол поворота потока.



**Рисунок 8.** Характеристики профиля *NACA 65-(27)10* с учетом дефектов

## Заключение

Повышенные требования к эффективности и надежности газотурбинного оборудования обуславливают необходимость в проведении качественного ремонта отдельных его деталей и узлов. Однако зачастую происходит так, что отремонтированные двигатели комплектуются элементами, содержащими различные отклонения формы и размеров, которые, как правило, лежат в пределах допустимых значений. Несмотря на это, данные элементы будут оказывать влияние на характеристики работы всей установки, причем во многих случаях данное влияние является существенным. С целью оценки влияния дефектных элементов на работу оборудования многие



машиностроительные предприятия ведут разработку цифровых моделей, позволяющих предсказывать эффективность установки.

Представленный в текущей работе алгоритм построения компрессорных лопаток, позволяющий вносить локальные изменения в их геометрию, является базовым компонентом находящейся в разработке более крупной прогностической модели. Полученные результаты являются примером того, как в дальнейшем будет производиться анализ всей проточной части ОК, в том числе и при изменении параметров ГТУ. Также важной задачей для дальнейшей работы является проведение прочностных исследований и разработка прогностической модели по условиям прочности наиболее нагруженных элементов. Такие модели найдут применение при дефектации лопаток и обоснованной комплектации ОК на этапе ремонта ГТУ и ГТД, а также при прогнозировании изменения параметров их работы на этапе эксплуатации.

## Литература

1. Рафигов Л. Г., Иванов В. А. Эксплуатация газокomppressorного оборудования компрессорных станций. — М.: Изд-во «Недра», 1992. — 237 с.
2. Parametrical diagnostics of gas turbine performance on side at gas pumping plants based on standard Measurements / O. V. Komarov, V. L. Blinov, V. A. Sedunin, A. V. Skorochodov // Proceedings of ASME Turbo Expo, GT2014–25392 (2014).
3. Ревзин Б. С. Осевые компрессоры газотурбинных газоперекачивающих агрегатов: Учебное пособие / Б. С. Ревзин. 2-е изд., стер. Екатеринбург: УГТУ, 2000. — 90 с.
4. Marx J. Investigation and analysis of deterioration in high pressure compressors due to operation / J. Marx, J. Stading, G. Reitz, J. Friedrichs // CEAS Aeronautical Journal. — No. 5. — P. 515–525.
5. Ratkovska K. Dust impact on the geometrical characteristics of an axial compressor / K. Ratkovska, M. Нocko // AIP Conference Proceedings. — 2017. — Vol. 1889. — Iss. 1.
6. Блинов В. Л. Разработка принципов параметрического профилирования плоских решеток осевых компрессоров ГТУ на основании результатов многокритериальной оптимизации / В. Л. Блинов, Ю. М. Бродов. — Екатеринбург: ФГАОУ ВО «УрФУ им. первого Президента России Б.Н. Ельцина», 2015. — 168 с.
7. Emery J. C. Systematic two-dimensional cascade test of NACA 65-series compressor blades at low speeds: NACA Report 1368 / J. C. Emery, L. J. Herrig, J. R. Erwin, A. R. Felix. — NACA, 1958.
8. Верификация задачи численного моделирования течения воздуха в осевой компрессорной ступени / О. В. Комаров, В. Л. Блинов, В. А. Седунин, С. А. Серков // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». — 2016. — № 1. — С. 54–67.
9. Гарбарук А. В. Современные подходы к моделированию турбулентности: учебное пособие / А. В. Гарбарук [и др.]. — СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2016. — 234 с.

**Ю. А. Каграманов<sup>1</sup>, В. Г. Тупоногов<sup>2</sup>, А. Ф. Рыжков<sup>2</sup>**

ООО «ПЛМ Урал», Екатеринбург<sup>1</sup>

Уральский Федеральный Университет<sup>2</sup>

KagramanovYA@yandex.ru

## ОЦЕНКА КОНЦЕНТРАЦИИ ОКСИДОВ АЗОТА НА ВЫХОДЕ ИЗ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ МОДЕЛЬНОЙ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ

*Аннотация.* В настоящей работе был применен новый метод оценки оксидов азота при горении метана в камере сгорания газовой турбины. Метод позволил связать полный детальный механизм Grimech 3.0 с уравнениями компьютерной гидродинамики (уравнения движения, тепло-массообмена, турбулентности и молекулярной диффузии). Тестовые расчеты проводились на модельной камере сгорания газовой турбины. Результаты показали, что при неизменной скорости расчета отклонение результатов расчета от экспериментальных данных снизилось с 45 % до 25 % в сравнении с ранней методикой. Новый подход позволил отследить значительно большее количество азотосодержащих продуктов, в том числе радикалов.

### Введение

Технологии парогазовых циклов с внутрицикловой газификацией твердого топлива, по мнению многих специалистов [Giuffrida, 2011; Ryzhkov, 2018], могут составить конкуренцию традиционным системам генерации электроэнергии, и активно развиваются в последнее время. Особенностью парогазовой установки является наличие газовой турбины. Одной из проблем при проектировании газовой турбины является оценка выбросов оксидов азота. На сегодняшний день не существует единой методики расчета выбросов, в виду сложности процесса образования оксидов, зависящего как от параметров потока (скорость, температура, концентрации компонентов, вихри), так и от химического механизма, который еще до конца не изучен.

Существуют различные методики описания процесса, как экспериментальные, так и расчетные. В работе [Stopper, 2010] производились исследования процесса

горения топлива в камере сгорания модельной турбины оптическими методами, в ходе которых были определены поточные зоны и зоны рециркуляции. На базе проведенных опытов проводилась верификация ряда вычислительных методов. В [Xia, 2017] для описания турбулентности использовалась модель LES. В работе отмечалась нестационарность термодинамики и колебательная природа процесса образования оксидов азота. Аналогичная модель использовалась в работах [Fedina, 2017; Bulat, 2014]. Во всех приведенных выше расчетах применялся достаточно упрощенный химический механизм, состоящий из 16 реакций, всего лишь три из которых относились к оксидам азота. Так, в моделях отслеживались только монооксид азота и синильная кислота.

Всего недавно в состав ANSYS вошли программные продукты компании Reaction Design [PLM-ural, 2019], в частности CHEMKIN, Energico и Reaction Design. При помощи данных программ процесс образования оксидов азота может быть представлен в более детальном виде при значительной экономии расчетного ресурса.

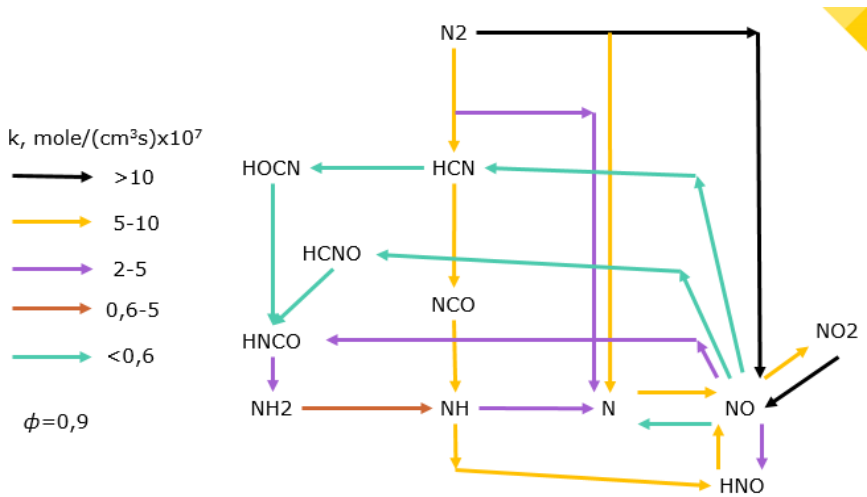
В процессе принято выделять следующие механизмы: термический механизм образования монооксида азота (механизм Зельдовича) (строки 1–3 табл. 1), механизм образования оксида азота (строки 4–6 табл. 1) и механизм образования радикалов. Список основных реакций приведен в таблице 1, выстроенной по данным [Cho, 2008].

Т а б л и ц а 1

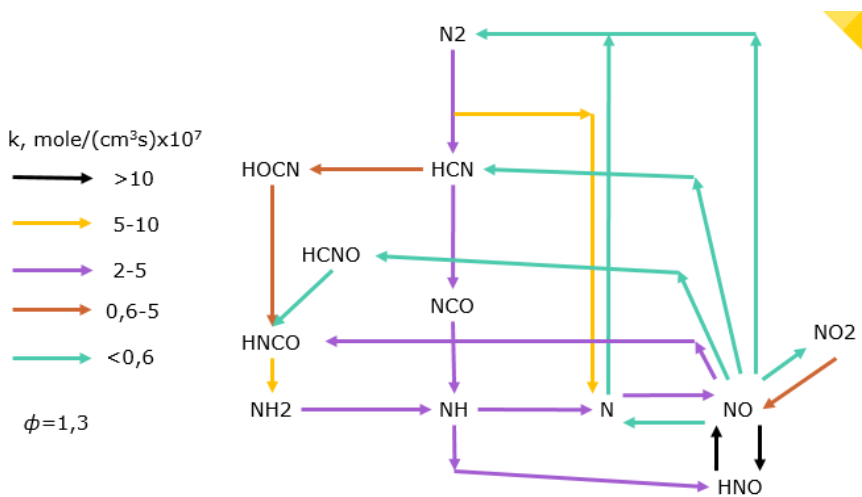
**Ключевые реакции процесса образования оксидов азота [Cho, 2008]**

№	Реакция	k <sub>so</sub> , моль/(см <sup>3</sup> с)	Е, (Дж/моль)	В	Источник
1	$O + N_2 = NO + N$	4.5487e10	35991.4	0.8761	[Bose,1996]
2	$N + O_2 = NO + O$	6e + 9	6300	1	[Waldman, 1974]
3	$N + OH = NO + H$	6e + 11	8000	0.5	
4	$N_2O + O = 2NO$	1e + 14	28000	0	
5	$N_2O + H = NH + NO$	3.87e + 14	18880	0	[Gri 3.0]
6	$N_2O + CO = NCO + NO$	1.9e + 17	740	-1.52	
7	$NO_2 + OH = HO_2 + NO$	2.11e + 12	-480	0	
8	$NO_2 + M = O + M + NO$	1e + 20	0	-1.41	
9	$NO_2 + O = O_2 + NO$	3.9e + 12	-240	0	
10	$NO_2 + H = OH + NO$	1.32e + 14	360	0	
11	$NO_2 + CN = NCO + NO$	1e - 10	-171	0	

В работе [Cho, 2008] были изучены механизмы образования оксидов азота при горении метана в богатой и бедной кислородном смеси (рисунки 1–2).



**Рисунок 1.** Селективность процессов образования оксидов азота в бедной смеси



**Рисунок 2.** Диаграмма селективностей процесса в богатой смеси

При недостатке кислорода азот преобразуется в монооксид азота по двум основным путям: напрямую и через синильную кислоту. Первый путь является более вероятным, константа скорости реакции более чем в два раза превышает константу скорости реакции второго пути. В ходе первого пути возможно выделение ионов азота, которые при взаимодействии с имидогеном (NH) и кислородом приводит к появлению монооксида азота. Еще одним сильным (сравнимым по скорости с первым путем) процессом можно назвать появление монооксида азота из двуокиси азота. Двуокись азота в свою очередь получается только лишь в ходе обратного процесса, который менее интенсивен.

В богатой кислородом смеси (см. рисунок 2) остается только один путь, через синильную кислоту, значительно менее интенсивный, чем тот, что был описан в предыдущем случае. В механизме преобладают в основном промежуточные реакции преобразования нитроксила в монооксид углерода и обратно.

Из рисунков видно, что при недостатке кислорода ключевыми продуктами реакций были монооксид углерода и синильная кислота, что согласуется с предположениями [Bulat, 2014]. Но при  $\phi$  выше 1,3 доминирующими продуктами становятся NO, HNO и радикалы: HOCN, HCNO, HNCO.

Инструменты программ CHEMKIN, Energico и Reaction Workbench способны спрогнозировать зависимость изменения продуктов сгорания от режима сжигания топлива (метана).

В данной работе мы представляем испытания новой методики на примере модельной камеры сгорания газовой турбины, подробно описанной в [Hasegawa, 2007].

### Постановка задачи и методика расчета

Геометрические характеристики и граничные условия модельной камеры сгорания изложены в [Hasegawa, 2007]. Объемная модель камеры была выстроена в соответствии с известными чертежами изделия. Расчетная область была разбита на 492 тыс. полиэдрических элемента (см. Рисунок 3).

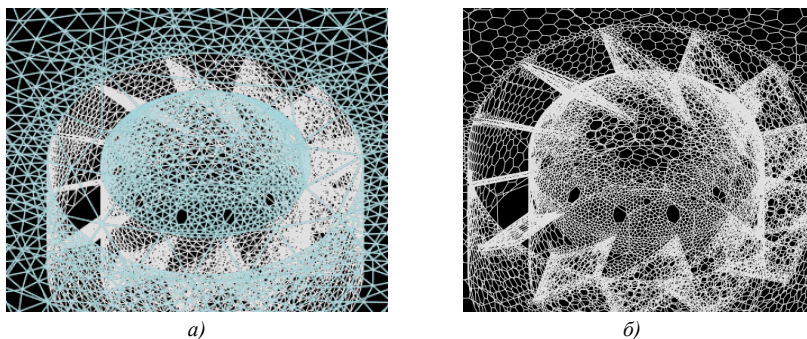


Рисунок 3. Преобразование тетраэдральной сетки в полиэдрическую

Изначально сетка состояла из порядка 900 тыс. тетраэдральных расчетных элементов. Благодаря функции ANSYS Fluent объединения тетраэдральных элементов в более крупные полиэдрические количество элементов было снижено до 492 тыс., что сказалось на скорости расчета. Поверочный расчет производился по схеме, представленной на рисунке 4.

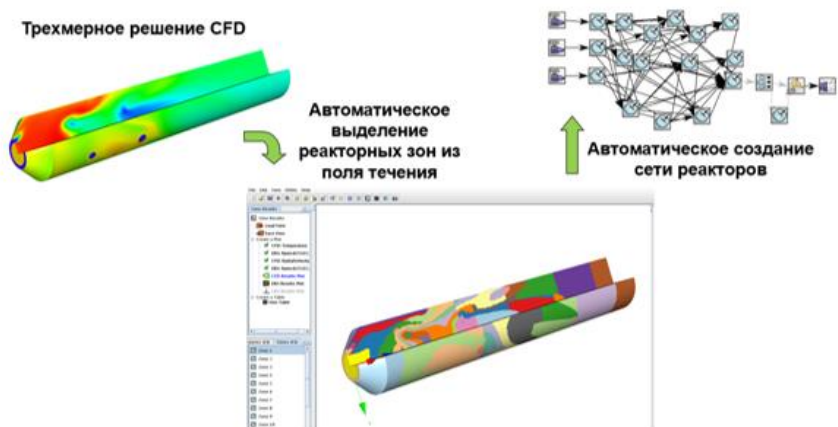


Рисунок 4. Схема расчета

Сначала рассчитывались гидродинамические характеристики потока, затем при помощи программы конвертера Energiso данные из процессора переносились в химический решатель CHEMKIN.

Расчет гидродинамики осуществлялся в программе ANSYS Fluent. Рассматривался поток идеального газа. Решались уравнения: неразрывности, движения, турбулентности, энергии, молекулярной диффузии. Для описания турбулентности применялась модель k-epsilon. В связи с тем, что поток закручивался, использовалась RNG модель с включенной функцией закрученного потока (swirl dominated flow). Решение производилось в псевдо-нестационарной постановке. Дополнительно подключалась модель радиации (дискретных ординат).

В программе Energiso по данным потока при помощи встроенных алгоритмов объем разбивался на массив реакторов изобарных либо изохорных. Тип реактора определялся в зависимости от свойств рассматриваемой зоны: поточная либо зона рециркуляции.

В ходе последнего третьего этапа, в программе CHEMKIN рассчитывался массив параллельных реакций в соответствии с полным механизмом горения метана Grimech 3.0.

Было проведено 4 расчета при  $\phi$ : 0,5; 1; 1.5; 2. Более подробные данные о граничных условиях представлены в [Filiprov, 2017].

## Результаты

Увеличение концентрации аммиака приводит к близкому линейному росту выбросов NOx (рисунок 5), температура изменяется незначительно. Результаты расчета в CHEMKIN завышают содержание NOx в продуктах сгорания при содержании аммиака выше 5 %, при  $\nu_f \text{NH}_3 = 0,05$  расчеты показывают резкое повышение концентрации оксидов азота, которое становится менее интенсивным при 10 %  $\text{NH}_3$ , после чего возвращается к первоначальному тренду. Результаты расчета во Fluent завышают содержание оксидов азота на 8–10 % во всем диапазоне.

При варьировании содержания кислорода в камере сгорания CHEMKIN показал полное совпадение экстремумов функций зависимости содержания оксидов азота в продуктах сгорания от расхода воздуха, подаваемого во все части камеры сгорания (рисунок 5).

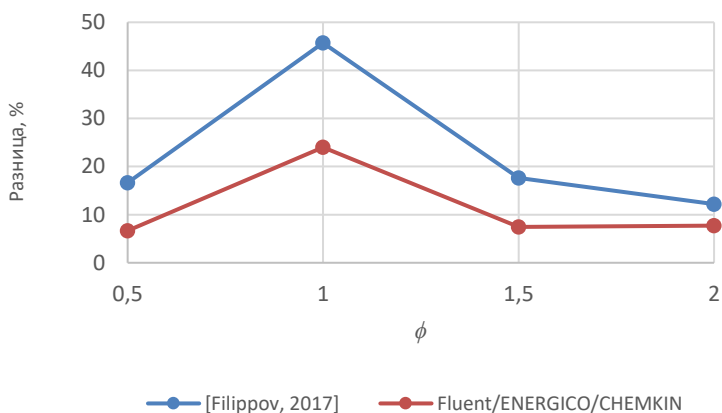


Рисунок 5. Сравнение методик оценки выбросов азота

Максимальное расхождение результатов CHEMKIN и опытных данных увеличилось до 25 % при  $\phi=1$ , против 45% в CFX.

## Заключение

В данной работе была протестирована новая методика расчета параллельных гомогенных реакций при совместном применении ANSYS Fluent и CHEMKIN-Pro. Результаты расчетов показали, что при неизменной скорости расчета точность возросла на 20 %. Настоящая работа показала возможность реализации детальных химических механизмов при совместных расчетах уравнений гидродинамики, тепло-массообмена и турбулентности.

Учитывая сказанное в работах [Xia, 2019; Bulat, 2014] о нестационарности термодинамики и колебательной природе процесса образования оксидов азота, в перспективе целесообразно будет рассмотреть методики совместного решения детальной химии и разрешающих моделей турбулентности.

## Литература

1. Giuffrida, A.; Romano, M. C.; Lozza, G. Thermodynamic Analysis of Air-Blown Gasification for IGCC Applications. *Applied Energy*. 2011, (88), 3949 — 3958.
2. Ryzhkov, A. Technological solutions for an advanced IGCC plant. *Fuel*. 2018, (214), 63–72.
3. Stopper, U. PIV, 2D-LIF and 1D-Raman measurements of flow field, composition and temperature in premixed gas turbine flames. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2010, (34) 396–403.
4. Xia, Y. Simulating Flame Response to Acoustic Excitation for an Industrial Gas Turbine Combustor. 24<sup>th</sup> International Congress on Sound and Vibration 23–27, 2017 July, London.
5. Fedina, E. Assessment of Finite Rate Chemistry Large Eddy Simulation Combustion Models. *Flow Turbul. Combust.* 2017, (99).
6. Bulat, G. NO and CO formation in an industrial gas-turbine combustion chamber using LES with the Eulerian sub-grid PDF method. *Combustion and Flame*. 2014.
7. [https://www.youtube.com/watch?v=ee\\_uY5cHG2U&t=1293s](https://www.youtube.com/watch?v=ee_uY5cHG2U&t=1293s)
8. Eun-Seong Cho. Numerical Evaluation of NOx Mechanisms in Methane-Air Counter Flow Premixed Flames. *Journal of Mechanical Science and Technology*. 2009, (23), 659–666.
9. Hasegawa, T. Gas Turbine Combustion Technology Reducing Both Fuel-NOx and Thermal-NOx Emissions for Oxygen-Blown IGCC With Hot/Dry Synthetic Gas Cleanup. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2007, (129), 358–369.
10. Filippov, P. Validation of the thermal NOx emissions model from a gas fuel combustor under atmospheric pressure. *Journal of Physics: Conference Series*. 2017, (899), 1–5.



*Т. Д. Нгуен, Ю. Б. Александров, Б. Г. Мингазов*

КНИТУ-КАИ, Казань

ellerdais@yandex.ru

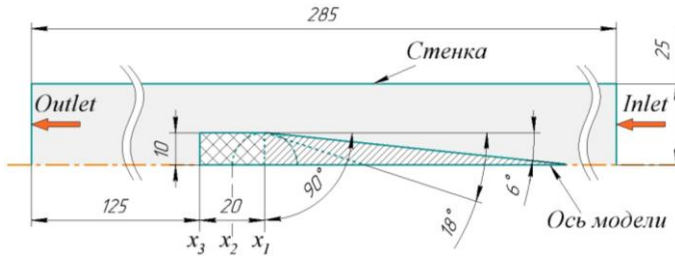
## **ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ОБТЕКАТЕЛЯ НА ОДНОРОДНОСТЬ ПРОФИЛЯ СКОРОСТЕЙ ПЕРЕД ЛОПАТКАМИ ЗАВИХРИТЕЛЯ**

*Аннотация.* В данной работе численным методом исследованы влияние формы обтекателя на входе в завихритель на однородность скоростных полей и гидравлические потери. Основной задачей являлось уменьшение гидравлических потерь и улучшение равномерности потока перед лопатками, которая достигалась за счет установки обтекаемого конуса, установленного перед завихрителем.

*Ключевые слова:* обтекание конуса, равномерность потока, гидравлические потери.

Во многих технических устройствах происходит обтекание различных осесимметричных устройств высокоскоростным потоком, например, различные удобообтекаемые элементы на входе в двигатель, или на входе в жаровую трубу перед завихрителем и др. Важным является определение гидравлических потерь и выбор оптимальной формы этих элементов. В данных исследованиях основной задачей являлось определение характера течения и влияния центрального тела завихрителя на гидравлические потери и равномерность потока перед лопатками, которая достигалась за счет установки направляющего конуса, установленного на оси перед завихрителем. По литературным источникам [1; 2] известно применение в практике для потока с низкой скоростью обтекания сферических обтекателей, а для высокоскоростных — конусообразных тел. С целью оценки оптимального угла конусности обтекателя были проведены численные расчеты. Создано несколько моделей (рис. 1), отличающихся от базовой модели углом конусности вставки перед завихрителем. В базовой модели конусная вставка отсутствовала (рис. 1, отмечено перекрестной штриховкой). Дополнительно была выполнена расчетная модель с небольшой круглой вставкой у вершины конуса. Расчетная сетка для численных расчетов была выполнена из квадратных элементов с сгущением вблизи стенок. Общее количество сеточных элементов составляло 30 тыс. Во всех численных расчетах была достигнута сеточная независимость получаемых результатов.

Задача решалась в осесимметричной двухмерной постановке в программе ANSYS Fluent методом решения уравнений Навье–Стокса. Модель вязкости выбиралась в результате предварительного исследования, в ходе которого были замечены некоторые особенности при обтекании конуса. В частности, по предварительным



**Рисунок 1.** Модели с разными формами обтекателей перед завихрителем

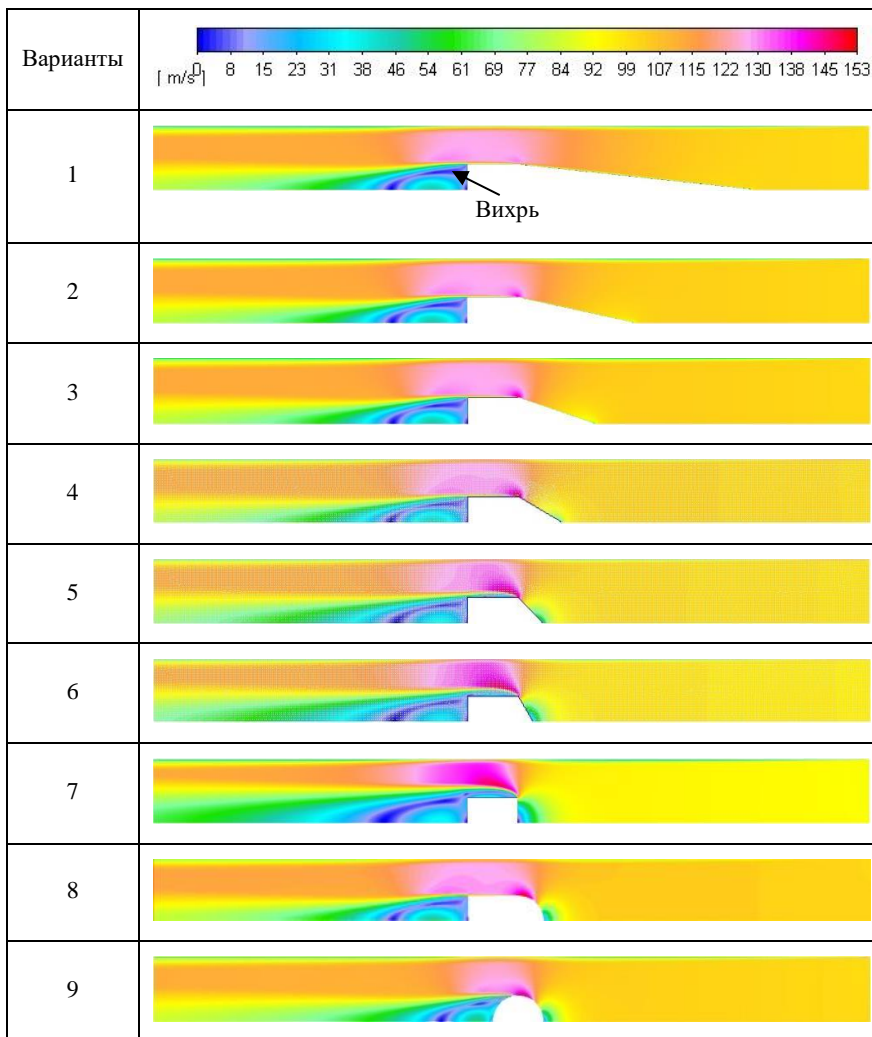
результатам сравнения моделей вязкости между собой, было замечено, что в диапазоне обтекания конусов с углами  $\alpha/2 = 40 \div 90$  градусов наблюдается идентичная зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления от угла конуса. С уменьшением угла конусности все больше проявлялось отличие при использовании разных моделей турбулентности. Зависимость разделялись на две части, где наиболее низкие значения  $C_x$  прогнозировали модели Transition SST, SA, k- $\omega$  SST и standard, а наиболее высокие значения — группа моделей семейства k- $\epsilon$  и RSM. Окончательно принять решение по выбору модели вязкости позволила ранее проделанная работа с экспериментальным сопоставлением [3]. В результате была выбрана модель турбулентной вязкости SST k- $\omega$ , применение которой также описано в работах [4–10].

На входе в расчетную область задавалось полное давление воздуха и его температура 450 К. На выходе задавалось постоянное статическое давление, в качестве которого устанавливалось стандартное атмосферное. В сечениях  $x_1$ ,  $x_2$ ,  $x_3$  (см. рис. 1) производились замеры скоростей потока в радиальном направлении. Оценка радиальной неравномерности потока в проточном кольцевом канале установки лопаток и за завихрителем производилась по численным картинам зон обратных токов и по профилям скорости в различных сечениях проточной части.

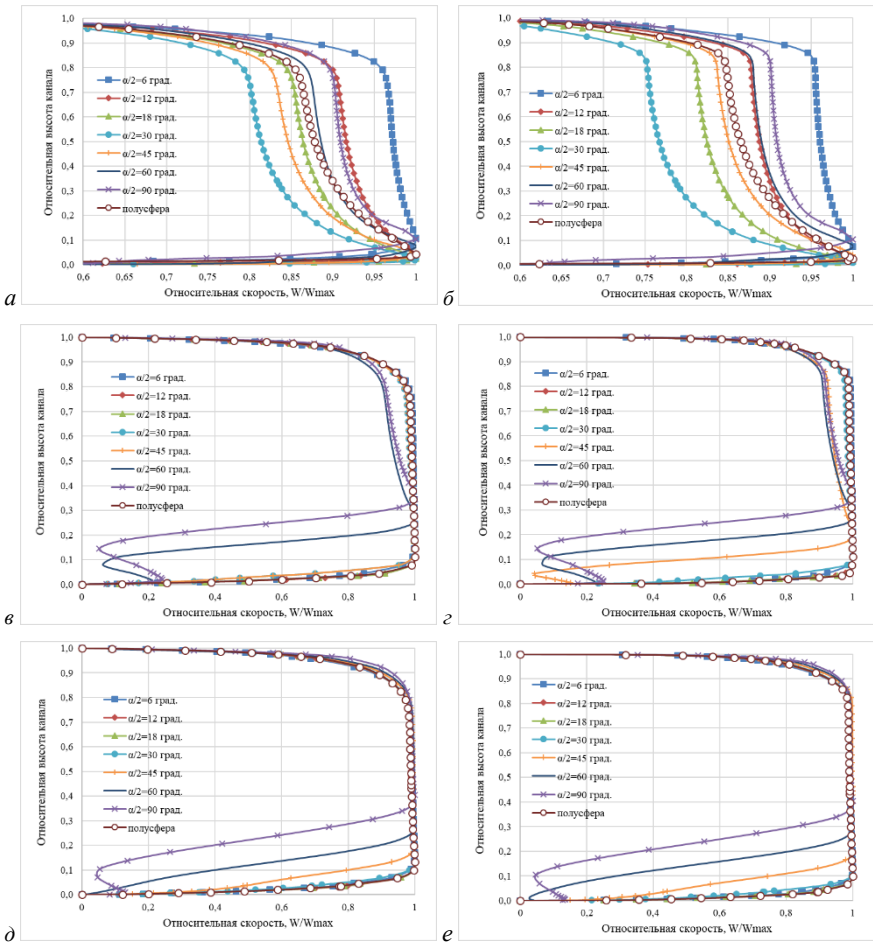
Контурные картины (рис. 2) по скоростям при разных числах Re показывают наличие вихревой структуры за центральным телом, которая зависит от угла конусности и в меньшей степени от располагаемого полного давления перед завихрителем (соответственно скорости обтекания). С увеличением угла конусности свыше  $\alpha/2 = 45$  градусов за центральным телом завихрителя наблюдается удлинение вихря, до указанного угла при различных скоростях обтекания этого участка картины остаются схожие. Для иллюстрации, на рис. 2 показаны картины распределения скоростей при числе  $Re = 16500$  для исследуемых моделей.

Графики зависимости относительной скорости потока, построенные по высоте кольцевого канала позволили выявить при каких углах и при каких скоростях наблюдается равномерность скорости в кольцевом канале. При углах конусной насадки свыше  $\alpha/2 = 12$  град, в сечении  $x_1$  наблюдается искривление эпюры с максимумом

значения скоростей у стенки центрального тела. По мере удаления от среза кольцевого канала, в сечениях  $x_2$  и  $x_3$  неравномерность поля скоростей начинает проявляться только после угла конуса  $\alpha/2 = 45$  град.



**Рисунок 2.** Скорости потока для моделей с разными углами конусности



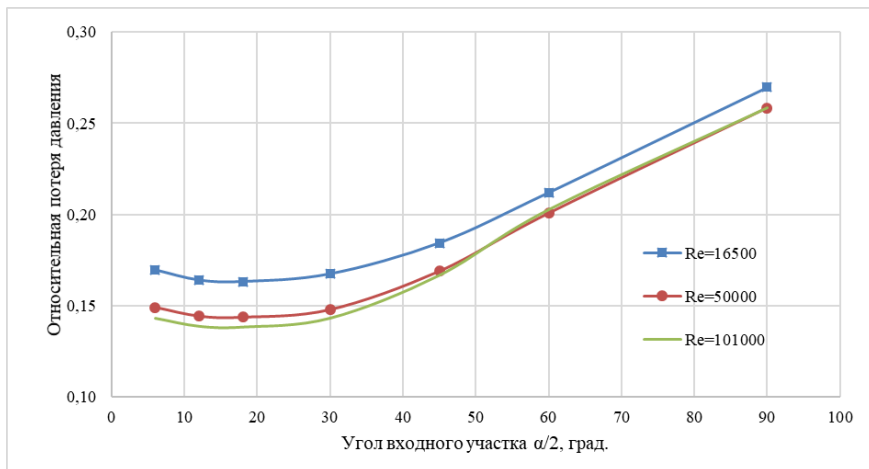
**Рисунок 3.** Профиль относительной скорости в радиальном направлении кольцевого канала завихрителя:

*a* — сечение  $x_1$ ,  $Re=16500$ ; *б* — сечение  $x_1$ ,  $Re=50000$ ;  
*в* — сечение  $x_2$ ,  $Re=16500$ ; *г* — сечение  $x_2$ ,  $Re=50000$ ;  
*д* — сечение  $x_3$ ,  $Re=16500$ ; *е* — сечение  $x_3$ ,  $Re=50000$ .

Для оценки гидравлических потерь были вычислены относительные перепады давления по формуле:  $P_{отн.}^* = (P_{ex.}^* - P_{вх.}^*) / P_{ex.}^*$ .

Численный расчет показал, что потери полного давления при обтекании центрального тела составляют для базовой модели (без использования конуса)  $\sim 27\%$

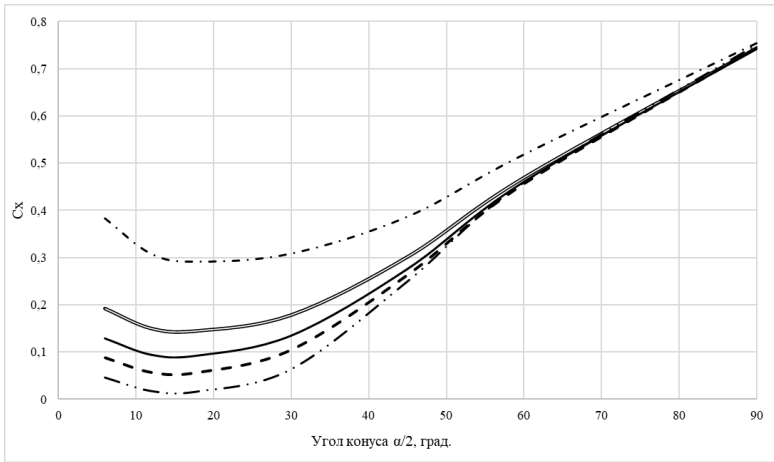
и для оптимального варианта конусной насадки ~14–17 %. Применение сферического обтекателя снижает гидравлические потери на 7 %. Из графика, показанного на рис. 4, видно, что наименьшие потери наблюдаются при угле конусности  $\alpha/2 = 12\text{--}18$  градусов, что позволяет более полно использовать всю кинетическую энергию потока для закрутки воздуха в завихрителе.



**Рисунок 4.** Зависимость относительной потери давления от угла обтекаемого конуса

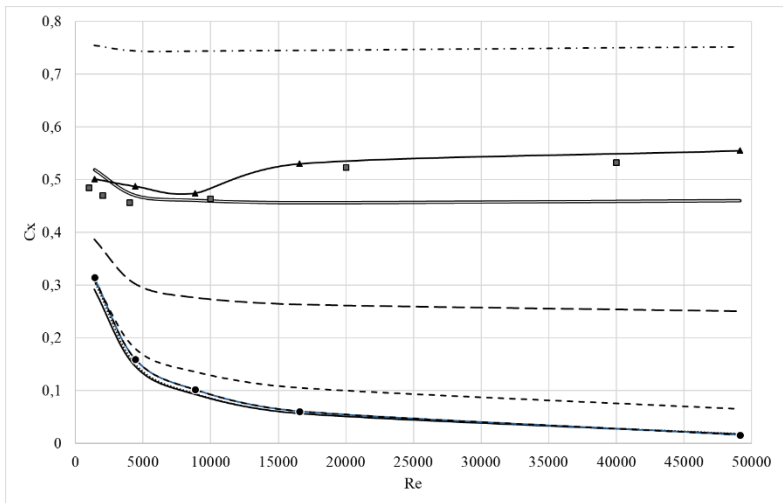
Можно сделать вывод, что режим при заданном  $Re=16500$  обладает наибольшими гидравлическими потерями. При дальнейшем повышении давления на входе в расчетную область, скорость набегающего на конус потока возрастает, а относительная потеря давления снижается. Для режима повышенных скоростей потока наблюдается схожая зависимость и величины относительной потери давления.

По построенным зависимостям коэффициента аэродинамического сопротивления от чисел Рейнольдса и углов конусности, показанных на рис. 5 и 6, можно сделать следующие выводы. Наименьшие изменения  $C_x$  при различных числах Рейнольдса потока наблюдаются для обтекания базовой модели с углом  $\alpha/2 = 90$  град. С уменьшением угла конусности все больше проявляется влияние изменения чисел Рейнольдса на  $C_x$ , это связано с явлениями трения в пограничном слое на поверхности конуса. С увеличением угла конусности поверхность стенки уменьшается, пограничный слой при обтекании сильно истончается и течение приближается к автомодельному с отсутствием зависимости от чисел  $Re$ .



**Рисунок 5.** Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления от угла конусности для различных чисел Рейнольдса:

- · - - — Re = 1400;    — Re = 4400;    — Re = 8800;  
 - - - — Re = 16500;    — Re = 49000



**Рисунок 6.** Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления от числа Рейнольдса для различных углов конусности  $\alpha/2$ :

- · - - — 6 град.;    ····· — 12 град.;    — 18 град.;    - - - — 30 град.;  
 — 45 град.;    — 60 град.;    - · - - — 90 град.;    - ● - — полусфера;  
 — ▲ — сфера;    ■ — эксперимент по обтеканию сферы [11].

Зависимость  $C_x$  для сферического тела (рис. 6) была сопоставлена с экспериментом [11], для демонстрации точности использованных подходов численного решения, вычисленные погрешности составили менее 5 %.

## Заключение

Из проведенных исследований следует, что для получения минимальных потерь на входе в завихритель необходимо применять обтекаемые конуса с углом конусности  $\alpha/2 = 12$ . В результате численного расчета установлено, что при этом достигается снижение гидравлических потерь примерно на 12 % относительно базового варианта без обтекателя и обеспечивается равномерное поле скоростей перед лопатками завихрителя. Применение полусферической насадки в сравнение с конусными при углах  $\alpha/2 = 12$ –18 градусов показало увеличение  $C_x$  по сравнению с конусом в широком диапазоне чисел Re.

## Литература

1. *Хлупнов А. И.* Улучшение аэродинамических характеристик летательных аппаратов по отечественным патентным материалам. Инженерный журнал: наука и инновации, 2013, вып. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/airborne/1169.html>
2. *Дядькин Н. А., Луценко А. Ю., Назарова Д. К.* Математическое моделирование обтекания тонкостенных конструкций в до- и трансзвуковом диапазоне скоростей // Научный вестник московского государственного технического университета гражданской авиации. — 2016. — № 223 (1). — С. 45–50.
3. *Зиганшин Б. Р., Александров Ю. Б., Сочнев А. В.* Обоснование коэффициента аэродинамического сопротивления цилиндрической мишени в воздухе для оценки тяги, создаваемой импульсным оптическим разрядом // XXIV Туполевские чтения (школа молодых ученых): Международная молодёжная научная конференция, 7–8 ноября 2019 года: Материалы конференции. Сборник докладов. — Казань: изд-во ИП Сагиева А. Р., 2019. — С. 330–334.
4. *Калугин В. Т., Чернуха П. А., Чин Ч. Х.* Экспериментальное и математическое моделирование процесса обтекания летательных аппаратов с тормозными устройствами // Научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. Наука и образование. — 2012. — С. 217–232. DOI: 10.7463/1112.0489665
5. *Menter F. R., Langtry R. B., Likki S. R., Suzen Y. B., Huang P. G., Volker S.* A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables: Part I — Model Formulation. (ASME-GT2004–53452), 2004.
6. *Быков Л. В., Никитин П. В., Паишков О. А.* Математическое моделирование процессов обтекания затупленного тела высокоскоростным потоком // Электронный журнал «Труды МАИ». — 2014. — Выпуск № 78. [www.mai.ru/science/trudy/](http://www.mai.ru/science/trudy/)
7. *Студенников Е. С.* Моделирование процессов аэрогазодинамики элементов конструкции сверхзвукового летательного аппарата // Инженерный журнал: наука и инновации. — № 7. — 2019. DOI: 10.18698/2308–6033–2019–7–190
8. *Яцкевич Ю. В., Кожедуб Ю. В.* Компьютерная модель обтекания летательного аппарата воздушными потоками и расчет его аэродинамических характеристик // Системный анализ и прикладная информатика. — 2015. — № 1. — С. 41–46.

9. *Кудряшов И. Ю., Луцкий А. Е., Ханхасаева Я. В.* Численное моделирование влияния источников энергии в потоке на режимы обтекания // Математика, ее приложения и математическое образование: материалы V Международной конференции. — Улан-Удэ, 2014. — С. 166–170.
10. *Гарбарук А. В., Стрелец М. Х., Шур М. Л.* Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: учебное пособие. — СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. — 88 с.
11. *Yang Hongli, Fan Minqiang, Liu Airong, Dong Lianping* General formulas for drag coefficient and settling velocity of sphere based on theoretical law // International Journal of Mining Science and Technology. — 25 (2015). — P. 219–223.



*С. Ю. Герасименко, В. М. Низовцев, С. И. Пыжов, Е. Н. Семенов*

ФГБВОУ ВО «ВКА имени А. Ф. Можайского» Минобороны РФ, Санкт-Петербург  
vka@mil.ru

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОТДАЧИ И ГИДРАВЛИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ В ТЕПЛООБМЕННЫХ УСТРОЙСТВАХ СИСТЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

*Аннотация.* В публикации приведены результаты экспериментального исследования конвективной теплоотдачи и гидравлического сопротивления в теплообменниках-каналах с компактными пластинчато-ребристыми поверхностями систем жидкостного охлаждения модулей авиационных газотурбинных двигателей (ГТД). Получены опытные данные, необходимые для практики конструирования реальных образцов ГТД и оценки приемлемости соответствующих расчетно-теоретических методов. Показано, что использование таких теплообменных устройств и применение для отвода тепла жидких теплоносителей дает возможность в 4–6 раз увеличить интенсивность теплоотдачи по сравнению с каналами без развитой поверхности при уменьшении температуры нагретой стенки и незначительном увеличении массы конструкции и гидравлического сопротивления потока теплоносителя.

### **Вводная часть**

Эксплуатируемые ГТД имеют системы воздушного охлаждения. Воздух в эти системы подается компрессором, что приводит к уменьшению коэффициента полезного действия (КПД) и потере части мощности ГТД. Воздух, подаваемый компрессором для охлаждения, имеет высокую температуру, равную 450–550 К, что усложняет процесс отвода тепла от элементов двигателя [1; 2]. Современные требования к массогабаритным, энергетическим и функциональным характеристикам авиационных ГТД обусловили возможность применения пластинчато-ребристых поверхностей в системах жидкостного охлаждения элементов конструкции двигателя, в том числе сопел, камер сгорания, дисков и лопаток турбин и других. Это позволяет обеспечить необходимый температурный режим элементов ГТД при меньших габаритах и массе теплообменных устройств, снизить затраты энергии на прокачку охлаждающей жидкости, в качестве которой могут быть применены вода с необходимыми присадками, органические и другие жидкости [2; 3]. Количество публикаций, посвященных экспериментальному исследованию конвективной теплоотдачи и гидравлического сопротивления компактных пластинчатых поверхностей, невелико. Наиболее

полно их характеристики приведены в [4], где рассмотрены также поверхности, образованные короткими пластинчатыми и сплошными гладкими ребрами. В этой работе содержатся данные, соответствующие условиям течения воздуха, физические свойства которого существенно отличаются от свойств жидких теплоносителей. Поэтому результаты работы трудно использовать для оценки эффективности развитых поверхностей названного типа при течении капельных жидкостей. В перечисленных работах, как правило, также отсутствуют и сведения о распределении температур по объему теплообменника-канала. Следовательно, выбранное направление исследований является новым и актуальным.

Отмеченные факты позволили обосновать целесообразность проведения эксперимента, задачи которого состояли в следующем: 1) исследовать локальные температурные поля и теплоотдачу в теплообменниках-каналах с развитыми пластинчатыми поверхностями при течении жидких теплоносителей; 2) сравнить эффективность пластинчатых поверхностей с различными формой и расположением ребер и разработать рекомендации по выбору способа интенсификации теплообмена в системах охлаждения элементов ГТД; 3) установить степень адекватности физической и математической моделей конвективного теплообмена при течении жидкости в теплообменнике-канале (ТК) с прерывистой пластинчатой поверхностью (Пкр) реальному процессу и оценить точность разработанной методики приближенного численного расчета.

## **Основная часть**

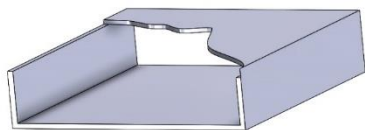
### **1. Описание установки и методика проведения эксперимента**

В состав установки входят: блок успокоительных емкостей, заполненных водой; гидравлический тракт с теплообменником-каналом; нагревательное устройство, обеспечивающее требуемый односторонний теплоподвод к внешней поверхности ТК; электрический блок регулирования тепловой нагрузки; блок регистрации температур стенок ТК и жидкости в нем, включающий 60 хромель-копелевых термопар; блок пьезометров для регистрации перепада давлений на участке развитой поверхности и другое оборудование, характеристики которого приводятся в [4; 5].

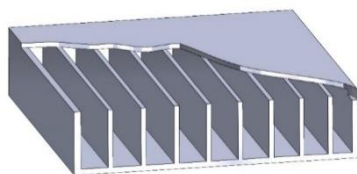
Каждый ТК прямоугольной формы имеет длину, равную 1,12 м, ширину — 0,232 м, расстояние между верхней и нижней стенками равно 0,01 м (рис. 1). Таким образом, установка включает ТК с развитой поверхностью теплообмена и измерительные приборы, позволяющие фиксировать с определенной точностью все необходимые параметры.

С помощью установки исследованы пять ТК: прямоугольный без развитой поверхности — К-0, который в силу геометрии можно рассматривать как плоский (рис. 1); ТК с поверхностью, образованной сплошными гладкими ребрами — Глр, (рис. 2); три ТК с прерывистыми поверхностями в виде коротких пластинчатых ребер — Пкр (рис. 3), у двух из которых, Пкр-500 и Пкр-1000, ребра плоские,

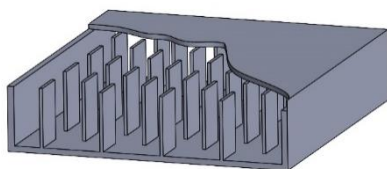
а у третьей Пкр-1000пр — профилированные [2; 4]. Геометрические характеристики развитых поверхностей приведены в табл. 1. Ребра поверхностей Пкр-500 и Пкр-1000 имеют прямоугольную форму. Боковая поверхность профилированного ребра симметрична и образована дугами окружности, а его передняя и задняя кромки заострены для обеспечения безотрывного обтекания. Ребра расположены под нулевым углом атаки к направлению движения теплоносителя. Теплообменники-каналы изготовлены из латуни Л-62 и Л-59 толщиной 0,001 м [5]. Участок с развитой поверхностью длиной 0,5 м при всех значениях скорости жидкости  $u_{ср}$  располагался в области стабилизированного течения.



**Рисунок 1.** Прямоугольный канал без средств интенсификации теплообмена



**Рисунок 2.** Канал с развитой поверхностью теплообмена в виде сплошных гладких ребер



**Рисунок 3.** Канал с развитой прерывистой поверхностью теплообмена, образованной короткими пластинчатыми ребрами

Т а б л и ц а 1

**Геометрические характеристики пластинчато-ребристых поверхностей теплообмена**

Тип развитой поверхности	$\theta_p$ —	$h_p$ , м	$l_p$ , м	$\delta_p$ м	$\theta_x$ —	$\theta_y$ —	$\Delta l_x$ , м	$b$ , м
Пкр-500	513	0,01	0,01	0,001	41	50	0,03	0,019
Пкр-1000	1025	0,01	0,01	0,001	41	50	0,01	0,009
Пкр-1000пр	1025	0,01	0,01	0,001	41	50	0,01	0,009
Глр	41	0,01	0,5	0,001	41	1	—	0,004

О б о з н а ч е н и я:  $\theta_p$  — число ребер;  $h_p$  — высота ребра;  $l_p$  — длина ребра;  $\delta_p$  — толщина ребра;  $\theta_x, \theta_y$  — числа продольных и поперечных рядов ребер;  $\Delta l_x, b$  — расстояния между ребрами в продольном и поперечном рядах.

Методика проведения эксперимента предусматривала выполнение следующих операций: подготовку ТК к исследованиям; подготовку установки к работе; проведение опытов. Исследование теплоотдачи и гидравлического сопротивления каждой из пластинчатых поверхностей выполнялось при различных сочетаниях объемного расхода воды  $Q$  и мощности электронагревателя  $N_{эл}$ . Были приняты следующие диапазоны изменения этих параметров:  $Q = (10 - 250) \cdot 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$ ;  $N_{эл} = 750 - 5600 \text{ Вт}$ .

План эксперимента был принят частично рандомизированный, что позволило снизить влияние на его результаты случайно изменяющихся внешних факторов. Методика обработки опытных данных аналогична приведенной в [4, 5]. Оценки погрешностей измерений выполнены с использованием соотношений, содержащихся в [6].

## 2. Результаты эксперимента и рекомендации по определению выходных параметров ТК

Обработанные опытные данные были представлены в обобщенной форме и в виде зависимостей между размерными величинами. Определены изменения температур  $T_{c1}$  и  $T_{c2}$  по верхней и нижней стенкам вдоль всех пяти ТК при одном и том же расходе воды  $Q$ . Варьируемым параметром была плотность результирующего теплового потока  $q_{рз}$ , подводимого к верхней стенке канала. Для ТК с прерывистыми поверхностями даны распределения средних местных температур. Полученные зависимости для ТК с различными развитыми поверхностями при одинаковых  $Q$  и  $q_{рз}$  позволяют отметить, что использование этих поверхностей дает возможность значительно снизить величину и неравномерность распределения температуры тепловоспринимающей стенки  $T_{c1}$  в случае малых скоростей движения жидкости  $u_{ср}$ .

Получены зависимости продольного перепада температур по стенке  $\Delta T_{c1}$  от  $q_{рз}$  для различных ТК при варьировании величиной  $u_{ср}$ . Такие данные необходимы в случае проектирования ТК, обеспечивающих перепад температур, который определяет допустимую тепловую нагрузку в зависимости от геометрии и материала развитой поверхности, физических свойств и скорости теплоносителя. Показано, что наименьшего перепада  $\Delta T_{c1}$  можно достичь, используя поверхность Пкр-1000пр. Наибольший перепад соответствует поверхности Глр, площадь которой среди исследованных является максимальной ( $S_{пол} = 0,6098 \text{ м}^2$ ; для поверхности Пкр-1000  $S_{пол} = 0,445 \text{ м}^2$ ). Следовательно, снижению  $\Delta T_{c1}$  способствует использование коротких ребер и придание им формы профиля. К этому приводит и увеличение скорости жидкости, связанное, однако, со значительным ростом затрат энергии на привод насоса, пропорциональных квадрату-кубу скорости, и с турбулизацией потока. Таким образом, благодаря использованию ТК с поверхностью Пкр возможно обеспечить требуемый продольный перепад температур по элементу ГТД при небольших скорости и расходе теплоносителя, что позволяет снизить затраты мощности на его прокачку. Установлено, например, что перепад температур  $\Delta T_{c1}$  величиной 14 К при  $q_{рз} = 8370 \text{ Вт/м}^2$  можно обеспечить, применив развитую поверхность Пкр-1000 и создав расход жидкости, равный  $30 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$  ( $u_{ср} = 0,0143 \text{ м/с}$ ). Если с этой целью использовать канал

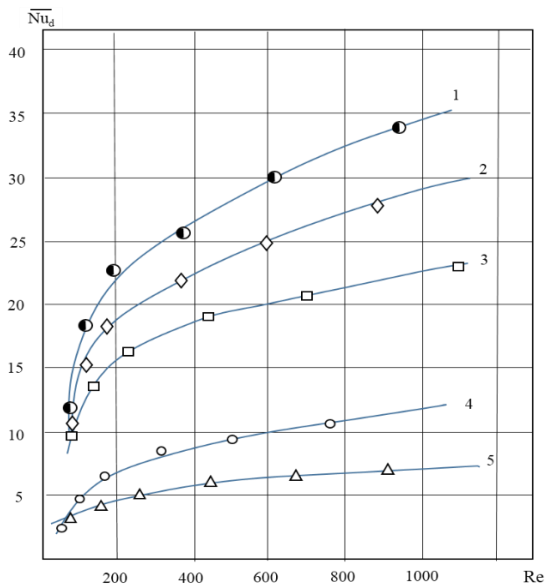
К-0, то потребуется расход  $250 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$  ( $u_{\text{ср}} = 0,11 \text{ м/с}$ ), или в 8,3 раза больше. Отсюда следует, что мощность насоса должна возрасти более, чем в 69 раз. Зависимости  $\Delta T_{\text{с1}}$  от  $q_{\text{рз}}$  построены методом наименьших квадратов и имеют практически пропорциональный характер [5, 6].

Определены зависимости средних по длине участка нагрева температурных напоров  $\Delta T_{\text{с1ж}} = T_{\text{с1}} - T_{\text{жм}}$  от  $q_{\text{рз}}$  для различных ТК и значений  $u_{\text{ср}}$ . Показано, что применение прерывистых поверхностей Пкр позволяет значительно снизить температуру тепловоспринимающей стенки  $T_{\text{с1}}$ .

Экспериментально получены распределения температур жидкости в поперечных сечениях каналов, характер которых подтверждает вывод о равномерном распределении подводимого тепла по объему жидкости в ТК с прерывистыми поверхностями, сделанный на основе результатов теоретического расчета [7].

Выполнены оценки изменения местного числа Нуссельта  $Nu_{\text{лх}}$  вдоль ТК при различных  $u_{\text{ср}}$ , соответствующие начальному термическому участку. Их анализ подтверждает вывод о наибольшей эффективности развитых поверхностей теплообмена с короткими пластинчатыми ребрами типа Пкр.

На рис. 4 показаны зависимости среднего по длине обогреваемого участка числа  $Nu_d$  от числа Рейнольдса  $Re_d$  для развитых пластинчатых поверхностей, обобщающие опытные данные ( $d$  — эквивалентный диаметр).



**Рисунок 4.** Зависимость среднего числа Нуссельта от числа Рейнольдса для разных типов развитой поверхности:

1 — ПлР-1000ПР; 2 — ПлР-1000; 3 — ПлР-500; 4 — ГлР; 5 — канал К-0.

Полученные эмпирические зависимости, представляющие собой степенные функции, найдены по экспериментальным точкам методом наименьших квадратов и для чисел  $Re_d > 94$  приведены в табл. 2. Доверительные оценки истинных кривых производились с помощью выражений, содержащихся в [6].

Т а б л и ц а 2

**Степенные зависимости  $Nu_d = f(Re_d)$  для развитых пластинчатых поверхностей теплообмена при  $Re_d > 94$**

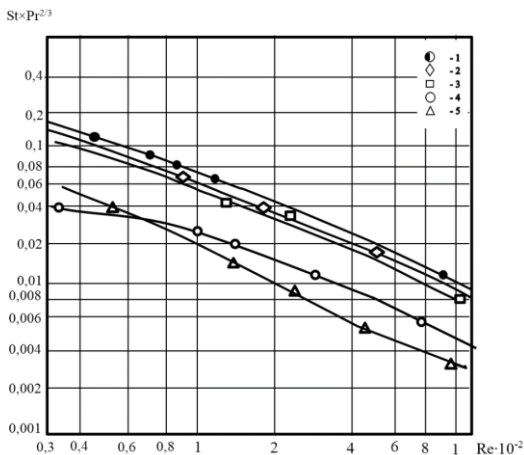
Тип развитой поверхности	Интервал значений числа $Re_d$ , в котором справедлива зависимость	Вид зависимости
Пкр-500	134 — 1037	$Nu_d = 4,04Re_d^{0,25}$
Пкр-1000	113 — 869	$Nu_d = 3,89Re_d^{0,29}$
Пкр-1000пр	117 — 915	$Nu_d = 4,48Re_d^{0,30}$
Глр	94 — 759	$Nu_d = 0,75Re_d^{0,40}$

Из графиков на рис. 4 видно, что в исследованном диапазоне значений скорости  $u_{cp}$  применение каждой из четырех развитых поверхностей позволяет увеличить среднее число  $Nu_d$  по сравнению с каналом К-0 следующим образом: Пкр-1000пр — в 4,5–4,6 раза; Пкр-1000 — в 3,75–3,85 раза; Пкр-500 — в 3–3,1 раза; Глр — в 1,5 раза. Это означает, что наименее выгодной является поверхность Глр. Подобный вывод подтверждается результатами работы [4]. Причиной некоторого различия данных по числам  $Nu_d$  является значительно меньшая (в 10 раз) толщина теплового пограничного слоя на пластине при обтекании ее водой по сравнению с этой величиной для воздуха [8].

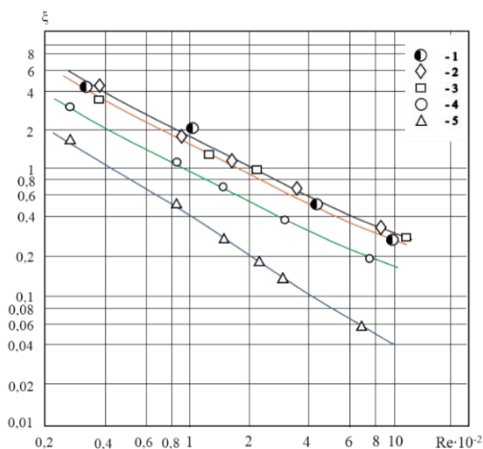
Получены экспериментальные зависимости потерь давления  $\Delta p_{тк}$  в теплообменниках-каналах от числа  $Re_d$ . Установлено, что при малых скоростях  $u_{cp}$  сопротивление развитой поверхности теплообмена потоку жидкости невелико, определяется силой трения и сравнимо с величиной сопротивления для канала К-0. При более высокой скорости (0,08 м/с и выше) потери давления растут быстрее, так как наибольшим для коротких ребер становится профильное сопротивление [8]. Однако небольшое увеличение интенсивности теплоотдачи позволяет компенсировать рост потерь давления, поскольку скорость потока может быть при этом уменьшена. Кроме того, сопротивление давления заметно снижается благодаря использованию ребер обтекаемого профиля (поверхность Пкр-1000пр), а также за счет уменьшения толщины ребер при одновременном увеличении числа их рядов [9].

На рис. 5, 6 приведены графики зависимостей безразмерного комплекса  $St \cdot Pr^{2/3}$  и коэффициента гидравлического сопротивления  $\zeta$  от числа Рейнольдса. В первой из них  $St$  — число Стантона,  $Pr$  — число Прандтля [5]. Зависимости построены в логарифмических координатах и могут быть рекомендованы для практического

использования с целью определения характеристик теплоотдачи и сопротивления пластинчато-ребристых поверхностей рассмотренной геометрии в условиях, отличающихся от условий проведения эксперимента.



**Рисунок 5.** Зависимость безразмерного комплекса  $St \cdot Pr^{2/3}$  от числа Рейнольдса при  $q_{ps} = 8850 \text{ Вт/м}^2$ : Тип развитой поверхности: 1 — Пкр-1000пр; 2 — Пкр-1000; 3 — Пкр-500; 4 — Глр; 5 — канал К-0



**Рисунок 6.** Зависимость коэффициента гидравлического сопротивления от числа Рейнольдса при течении воды в теплообменниках-каналах: тип развитой поверхности: 1 — Пкр-1000пр; 2 — Пкр-1000; 3 — Пкр-500; 4 — Глр; 5 — канал К-0

Выполнено сравнение эффективности исследованных развитых поверхностей теплообмена. Показано, что наиболее эффективной является прерывистая поверхность Пкр-1000пр. Это качественно подтверждают и опытные данные, приведенные в [4]. Для количественной оценки эффективности развитых теплообменных поверхностей, используемых в системах охлаждения элементов авиационных ГТД, учитывая специфику последних, в частности жесткие ограничения на массу, габариты и затраты энергии на прокачку теплоносителя, рекомендован следующий безразмерный критерий

$$A_{\text{эф}} = \bar{Nu}_h \cdot \tilde{s}_{\text{пол}} / (\Delta\tilde{p}_{\text{ТК}} \cdot \tilde{m}^2), \quad (1)$$

где  $\tilde{s}_{\text{пол}} = s_{\text{пол}} / s_{\text{СК-0}}$  — отношение площади полной теплообменной поверхности к площади внутренней поверхности стенок канала К-0;  $\Delta\tilde{p}_{\text{ТК}} = \Delta p_{\text{ТК}} / \Delta p_{\text{К-0}}$  — отношение потерь давления в ТК с развитой поверхностью к потерям давления в канале К-0 при одинаковом объемном расходе жидкости  $Q$ ;  $\tilde{m} = m_{\text{мк}} / m_{\text{К-0}}$  — отношение массы ТК с развитой поверхностью к массе канала К-0.

Значения критерия  $A_{\text{эф}}$  для всех пяти ТК при  $Q = 100 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$  ( $u_{\text{ср}} = 0,048 \text{ м/с}$ ) содержатся в табл. 3. Сравнение по этому критерию подтверждает вывод о том, что наиболее эффективной является поверхность Пкр-1000пр. Она имеет одинаковое с поверхностью Пкр-1000 число ребер, однако их масса на 29 % меньше. Потери давления на преодоление сопротивления поверхности Пкр-1000пр на 10 % ниже (при  $Q = 250 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$  — на 60,5 % меньше), а число  $Nu_h$  для нее на 14 % выше, чем для поверхности Пкр-1000. Последнее объясняется практически безотрывным обтеканием профилированного ребра вблизи задней и передней кромок [8].

Таблица 3

**Результаты сравнения эффективности пластинчато-ребристых поверхностей с помощью критерия  $A_{\text{эф}}$  (см. формулу 1)**

Тип развитой поверхности (канал)	$\tilde{s}_{\text{пол}}$	$Q = 100 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$		
		$Nu_h$	$\Delta\tilde{p}_{\text{ТК}}$	$A_{\text{эф}}$
К-0	1,00	5,70	1,00	5,69
Пкр-500	1,43	14,20	2,00	6,87
Пкр-1000	1,85	23,00	2,81	7,45
Пкр-1000пр	1,80	26,25	2,54	10,93
Глр	2,54	12,80	3,38	2,79

Наибольшие значения критерия  $A_{\text{эф}}$  характерны для прерывистых поверхностей типа Пкр, которые, имея незначительные массу и сопротивление движению жидкости, позволяют существенно увеличить теплоотдачу. Так, масса поверхности



Пкр-1000 на 50 %, а сопротивление при  $Q = 100 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$  на 17 % ниже, чем у поверхности Глр, число  $Nu_h$  — на 80% выше. Следовательно, прерывистые пластинчатые поверхности являются вполне приемлемыми для интенсификации конвективного теплообмена в каналах систем охлаждения элементов авиационных ГТД.

### 3. Сравнение опытных данных с результатами теоретического расчета

Полученные экспериментальные данные, имеющие самостоятельное значение, могут быть использованы в целях установления степени адекватности физико-математических моделей конвективного теплообмена при ламинарном движении жидкости в ТК с поверхностью типа Пкр реальному процессу. Эти данные позволяют также оценить точность методики численного решения соответствующей задачи, разработанной авторами работы [7]. Установлено, что имеет место хорошее качественное и количественное соответствие расчетно-теоретических данных с экспериментальными. При малых и средних расходах жидкости различие между обоими результатами исследований, как правило, не превосходило максимальной относительной погрешности определения числа  $Nu_h$  в эксперименте, равной 7–9%.

Сравнение опытных данных по величине и распределению температур  $T_{c1}$ ,  $T_{c2}$  и  $T_{ж}$  с результатами расчетов после корректировки и выявленное при этом их хорошее совпадение дали возможность сделать вывод о правомерности использования приближенной аналитической методики оценки плотностей внутренних источников тепла, входящих в математическую модель. Имеющиеся различия объясняются влиянием неточности установки термопар и другими факторами. Однако величины расхождений между теоретическими и опытными зависимостями не выходили за границы доверительных интервалов.

### Заключение

На основе анализа полученных опытных данных показано, что наиболее эффективной из исследованных является развитая поверхность, образованная профилированными ребрами, использование которой позволяет интенсифицировать теплоотдачу к ламинарному потоку жидкости в 4,5–5 раз по сравнению с теплообменником-каналом без ребер. Установлено, что прерывистые поверхности в виде коротких пластинчатых ребер имеют значительные преимущества перед поверхностями со сплошными гладкими ребрами в системах охлаждения авиационных ГТД, так как дают возможность повысить число Нуссельта на 80–105 % при меньших массе, на 50 %, и гидравлическом сопротивлении, на 15–25 %.

Получены обобщенные данные о конвективной теплоотдаче и гидравлическом сопротивлении развитых поверхностей, которые могут быть рекомендованы к использованию при проектировании, отработке и проверке пластинчато-ребристых ТК систем охлаждения элементов ГТД летательных аппаратов, в том числе, частично, и в случае применения в качестве теплоносителя воздуха. Сравнением опытных и

расчетно-теоретических данных выявлена адекватность физико-математической модели конвективного теплообмена при течении жидкости в ТК с прерывистой поверхностью Пкр реальному явлению и подтверждена приемлемая точность разработанной методики численного расчета. Таким образом, использование развитых пластинчатых поверхностей в системах охлаждения ГТД позволит снизить отбор воздуха от компрессора, а значит уменьшить расход топлива и повысить КПД двигательной установки.

## Литература

1. *Казанджан П. К., Тихонов Н. Д., Янко А. К.* Теория авиационных двигателей. Теория лопаточных машин: учебник / под ред. П.К. Казанджана. — М.: Машиностроение, 1983. — 217 с.
2. *Швец И. Т., Дыбан Е. П.* Воздушное охлаждение деталей газовых турбин. — Киев: Наукова думка, 1974. — 488 с.
3. Математическое моделирование тепловых и газодинамических процессов при проектировании летательных аппаратов / В. В. Горский, Е. В. Ватолина, А. В. Братчев и др.; под ред. В. В. Горского. — М.: Изд-во МГТУ имени Н. Э. Баумана, 2011. — 212 с.
4. *Кейс В. М., Лондон А. Л.* Компактные теплообменники. — М.: Энергия, 1967. — 380 с.
5. *Оситова В. А.* Экспериментальное исследование процессов теплообмена. — М.: Энергия, 1979. — 319 с.
6. *Зайдель А. Н.* Ошибки измерений физических величин. — Л.: Наука, 1974. — 108 с.
7. *Низовцев В. М., Никитин К. В.* Моделирование конвективного теплообмена в каналах систем отвода тепла с развитыми поверхностями газотурбинных авиационных двигателей // Сборник докладов научно-технической конференции «Климовские чтения-2013: Перспективные направления развития авиадвигателестроения». — СПб.: Изд-во Политех. ун-та, 2013. — С. 82–94.
8. *Шлихтин Г.* Теория пограничного слоя. — М.: Наука, 1974. — 711 с.
9. *Ройзен Л. И., Дулькин И. Н.* Тепловой расчет обретенных поверхностей / Под ред. В. Г. Фастовского. — М.: Энергия, 1977. — 254 с.

# ТЕХНОЛОГИИ И МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОНСТРУКЦИЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

---

УДК 621.791.18

*В. В. Лукьянов, В. К. Бердин, В. В. Астанин*

НПА «Технопарк АТ», Уфа

Lukyanov.v@tp-at.ru

## О ПРОБЛЕМАХ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПОЛЫХ ИЗДЕЛИЙ ДИФФУЗИОННОЙ СВАРКОЙ

*Аннотация.* Представлен способ диффузионной сварки заготовок из титановых сплавов с предварительно изготовленной внутренней полостью, обеспечивающий сохранение внутренних и наружных геометрических размеров. Проведена оценка качества диффузионного соединения заготовок из титанового сплава ВТ6.

### Введение

Диффузионная сварка в вакууме — это создание неразъемного соединения заготовок путем взаимной диффузии на атомарном уровне свариваемых поверхностей деталей [1]. Данный способ соединения материалов был разработан профессором Казаковым Н. Ф. При этом, для обеспечения взаимной диффузии свариваемых поверхностей необходимо приложение внешнего давления, нагрева до температур  $(0,5-0,7)T_{пл}$  и ювенильные соединяемые поверхности. Ограниченная деформация обеспечивает смятие шероховатостей и устранение пор. Диффузионную сварку успешно применяют для сварки титановых и сплавов, благодаря способности титана активно растворять кислород при нагреве в вакууме, вследствие чего происходит очищение свариваемых поверхностей от оксидной пленки и формирование металлических связей между соединяемыми деталями [2].

Другая особенность диффузионной сварки — продолжительное время формирования соединения, при этом, внешнее давление должно оставаться на протяжении всего процесса диффузионной сварки относительно постоянным. Диффузионную сварку плоских заготовок, например, при изготовлении полых широкохордных лопаток вентилятора, выполняют давлением инертного газа в термокомпрессионной печи при вакуумировании внутренней полости изделия [3]. Затем выполняется операция

сверхпластической формовки, формирующая полую конструкцию. Одним из недостатков данной схемы является двойной нагрев детали до высоких температур, приводящий к росту зерна и снижению прочности готового изделия. В другом варианте для получения полого изделия можно предварительно изготовить внутреннюю полость механической обработкой, а затем произвести диффузионную сварку заготовок. Однако давлением газа такая деталь будет смята, а при работе жестким инструментом возникает проблема контроля трех параметров — постоянного давления, времени сварки и непрерывной, но ограниченной деформации, необходимой для закрытия пор. Решить проблему можно, учитывая реологические свойства материала при температуре сварки.

Двухфазные титановые сплавы, в частности ВТ6, с мелкозернистой структурой при температуре традиционной диффузионной сварки обладают эффектом сверхпластичности [4]. Также известно, что эффект сверхпластичности благоприятно влияет на качество твердофазного соединения, обеспечивая лучшее сопряжение поверхностей [3]. В этих условиях напряжения течения  $\sigma$  связаны со скоростью деформации  $\dot{\epsilon}$  следующей зависимостью:

$$\sigma = \gamma \epsilon \cdot \dot{\epsilon}^m, \quad (1)$$

где  $m$  — показатель зависимости напряжений течения от скорости деформации.

Эта зависимость позволяет управлять скоростью деформации установленным напряжением.

Особенностью диффузионной сварки заготовок с готовым внутренним профилем является необходимость сохранения геометрических размеров внутренней полости после сварки. Для этого предложен метод диффузионной сварки, включающий вакуумирование пакета и последующую сварку в штамповой оснастке на гидравлическом прессе, без использования вакуумной камеры [1].

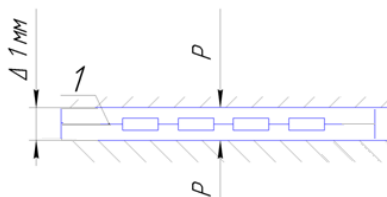
Целью проведения данного исследования поставлено получение и оценка качества диффузионного соединения, полученного при выполнении сварки на гидравлическом прессе вакуумированного пакета с готовой внутренней полостью.

### **Методика выполнения эксперимента**

В качестве объекта исследования были выбраны заготовки из титанового сплава ВТ6, как наиболее широко применяющегося в промышленности для изготовления изделий полой конструкции диффузионной сваркой. Традиционная температура диффузионной сварки для данного сплава находится в интервале 900...925 °С, время выдержки при постоянном давлении составляет от 1 до 3 часов.

Заготовки вырезаны из листового проката, и после обработки базовой плоскости в них выполнено фрезерование внутренней полости. На рисунке 1 показан диффузионный шов (1), а также указана схема приложения сварочного давления (Р) плоскими бойками, нагретыми до температуры сварки. Общая величина осадки назначена

1 мм, и была учтена в технологическом припуске при изготовлении внутренней полости, таким образом, чтобы высота сваренной конструкции соответствовала требованию.



**Рисунок 1.** Заготовка с изготовленной внутренней полостью перед диффузионной сваркой

### Технологическая схема выполнения операции диффузионной сварки

Проблема контроля трех параметров — постоянного давления, времени сварки и непрерывной, но ограниченной деформации была решена следующим образом. Если принять исходную высоту собранного пакета 15 мм, а величину осадки 1 мм, то степень деформации составит  $1/15 \approx 0,067$ .

Эта деформация должна осуществиться за время 1 час (3600 с). Следовательно, скорость деформации должна быть порядка  $1,85 \cdot 10^{-5} \text{ с}^{-1}$ . Полученная скорость соответствует переходной области от ползучести к сверхпластичности, в которой отсутствует деформационное упрочнение, следовательно формулу (1) можно преобразовать к виду

$$\sigma = k\dot{\epsilon}^m \quad (2)$$

В условиях установившейся ползучести мелкозернистых материалов, как и в нижнем скоростном интервале сверхпластичности показатель  $m \approx 0,3$ . Значение  $k \approx 65$ , было найдено из экспериментальных данных [4]. Подставляя эти данные в формулу (2) получили, что напряжение, необходимое для реализации заданных условий диффузионной сварки, составляет 2,47 МПа. Умножая данное значение на площадь контакта свариваемых заготовок, получили усилие пресса, которое можно поддерживать с помощью автоматической системы управления.

Диффузионную сварку заготовок выполняли на гидравлическом прессе с усилием 160 тонн, оснащенный подштамповым модулем с рабочей температурой в интервале 900...925 °С, а также датчиком усилия и перемещения, позволяющим управлять и контролировать выполнение процесса сварки.

Классическая схема получения диффузионного соединения состоит из следующих основных этапов: подготовка поверхности; сближение свариваемых

поверхностей до образования контакта; образование схватывания поверхностей; объемное взаимодействие материала.

Свариваемые поверхности заготовок были обработаны в последовательности: чистовое фрезерование, полировка войлочными кругами, обезжиривание, активационное травление. Для создания вакуумной среды, пакет, состоящий из 2-х заготовок, обваривали ТIG-сваркой по внешнему периметру. Обваренный пакет подключали к вакуумной системе, проверяли на герметичность, затем нагревали в изотермической камере гидравлического пресса до температуры диффузионной сварки при непрерывной откачке вакуума. Нагрев пакета осуществлялся в предварительно поджатом состоянии без защитной атмосферы. Третий и четвертый этапы диффузионного соединения проходили неразрывно в течение всего времени выдержки под внешним давлением, приложенным плоскими бойками гидравлического пресса.

Разработанный технологический процесс позволил формировать диффузионное соединение, воспроизводя режимы сварки в автоклаве, обеспечивая его высокое качество вследствие динамической откачки вакуума из активной зоны. При этом стоимость оборудования для выполнения процесса диффузионной сварки оказалась ниже, по сравнению с оборудованием для выполнения операции на вакуумных установках.

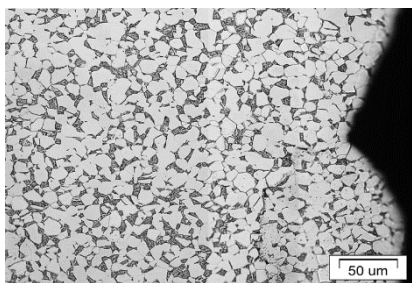
### **Оценка качества диффузионного соединения**

Сваренный пакет заготовок из титанового сплава ВТ6 разрезали в нескольких сечениях, исследовали макро- и микроструктуру, провели механические испытания на растяжение, построили график значений микротвердости по линии, пересекающей плоскость сварного соединения.

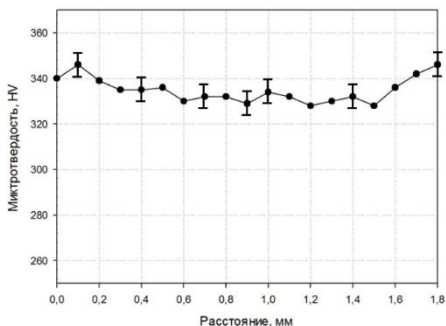
Макроструктурные исследования показали, что структура образца однородная, матовая без выраженной строчечности. Пор и других видов дефектов в зоне сварного соединения не обнаружено.

Микроструктура, на примере одной из бобышек (рисунок 2, а), однородная с объемным содержанием первичной  $\alpha$ -фазы 77 % и размером зерна той же фазы 9,4 мкм, что соответствует сплаву ВТ6, отожженному при температуре 900...950 °С. Признаков линии стыка не обнаружено, нет и острой щели от внутренней поверхности, обычно связанной с краевым эффектом.

По своей конфигурации, заготовки содержали контактные поверхности различной площади. Несмотря на это, макро- и микроструктура во всех сечениях сваренного пакета оказалась идентичной, что свидетельствует об идентичности параметров диффузионной сварки жестким инструментом. Можно отметить, что при создании внешнего давления с помощью газа подобной идентичности получить невозможно. Усилие на малые поверхности ребер или бобышек передается от большой внешней поверхности, на которую действует давление газа. Поэтому напряжения и скорости деформации в ребрах или бобышках будут значительно выше, чем в областях с широкой площадью контакта.



а)



б)

**Рисунок 2.** Металлографические исследования диффузионного соединения: а) микроструктура; б) микротвердость

Распределение микротвердости в зоне сварного соединения, в направлении, перпендикулярном плоскости стыка, однородное в пределах статистической погрешности (рисунок 2, б). Повышения HV в области стыка не замечено. Имеется закономерное повышение микротвердости при приближении к наружной поверхности, которая не была защищена от атмосферы во время операции диффузионной сварки. Глубина этой зоны порядка 0,2 мм, что соответствует обычному технологическому припуску на чистовую обработку поверхности.

Механические испытания образцов, содержащих диффузионное соединение, показали соответствие характеристикам основного материала:  $\sigma_{0,2} = 883 \pm 2$  МПа;  $\sigma_b = 970 \pm 12$  МПа;  $\delta = 12 \pm 2\%$ ;  $\psi = 13 \pm 1\%$ .

### Закключение

Проведенные исследования показали, что:

1. Разработанный способ диффузионной сварки позволяет изготавливать изделия с предварительно изготовленной внутренней полостью, обеспечивая качество сварного соединения на уровне основного материала, при этом сохраняя наружные и внутренние геометрические размеры заготовки.
2. Эффективность технологического процесса была обеспечена отсутствием дорогостоящих конструкций вакуумной камеры и необходимости длительно нагревать и охлаждать камеру вместе с деталью.

### Литература

10. Каракозов Э.С. Диффузионная сварка титана / Каракозов Э.С., Орлова Л.М., Пешков В.В., Григорьевский В.И. — М.: Металлургия. — 1977. — 272 с.

1. *Казаков Н. Ф.* Диффузионная сварка в вакууме. — М., Машиностроение. — 1968. — 332 с.
2. *Круглов А. А., Мухаметрахимов М. Х.* Сварка давлением титанового сплава ВТ6 в условиях низкотемпературной сверхпластичности // Письма о материалах. — 2012. т.2 — С. 161–165.
3. *Кайбышев О. А.* Сверхпластичность промышленных сплавов. — М.: Metallurgia, 1984. — 256 с.



*С. В. Старовойтов, А. Ю. Федоровцев, А. Г. Омельчак*

НПА «Технопарк Авиационных Технологий», г. Уфа  
starovoitov.s@tp-at.ru

## **УПРАВЛЯЕМАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МОНОКОЛЕС ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

*Аннотация.* Рассмотрены технологические особенности изготовления моноколес газотурбинных двигателей. Приведено описание концепции управляемой технологии механообработки моноколес. Определены основные технологические параметры фрезерования моноколес, влияющие на точность обработки. Описан опыт адаптивного чистового фрезерования лопаток.

Стремление к увеличению эффективности использования материала, повышению надежности и долговечности узлов ведет к тому, что многие сборочные единицы в современных газотурбинных двигателях (ГТД) проектируются как одна деталь. Наиболее характерным примером такой тенденции является замена колес ротора с механическим креплением лопаток на моноколеса. Использование моноколес вместо сборных роторов с лопатками дает возможность значительно снизить массу таких конструкций. Это происходит за счёт устранения замковых соединений, что позволяет уменьшить размеры обода диска и облегчить деталь в среднем на 30 %. Наиболее широкое применение моноколеса нашли в первых ступенях компрессора. Для повышения удельных параметров эффективности ГТД вместо нескольких осевых ступеней компрессора в настоящее время применяют одно широкохордное моноколесо. Это позволяет сделать ГТД еще более компактным, увеличив при этом напорность ступеней и угловую скорость вращения ротора до 50–80 тыс. об/мин [1].

Наружный диаметр моноколес для среднеразмерных ГТД находится в диапазоне 170–700 мм, а ширина колеблется от 25 до 175 мм. Количество лопаток может существенно отличаться даже для колес одинакового типоразмера. Высота лопаток у осевых колёс обычно значительно больше, чем у центробежных, и варьируется в диапазоне 0–200 мм. Толщина лопаток моноколес колеблется от 0,9 до 8 мм, что определяет малую жёсткость технологической системы при их механообработке [2].

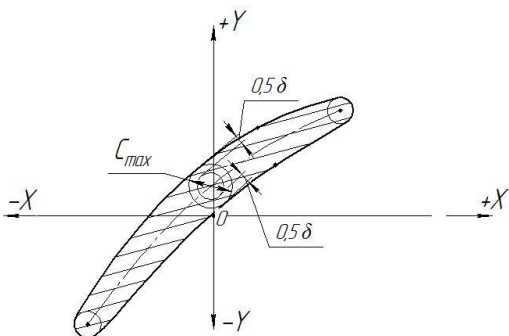
Точность изготовления лопаток моноколес регламентируется ОСТ 1 02571–86 «Лопатки компрессоров и турбин. Предельные отклонения размеров, формы и расположения пера». Шероховатость поверхностей спинки и корыта обычно составляет  $Ra = 0,32–0,63$  мкм [3], что определяется требованиями по формированию воздушного потока. Согласно [4] лопатки делятся на 5 групп в зависимости от длины хорды и высоты пера лопатки: О, А, Б, В, Г. Для каждой группы устанавливаются

предельные отклонения размеров профиля пера лопаток, в соответствии с данными из таблицы 1 и рисунка 1. Лопатки моноколес обычно изготавливаются с лопатками групп О, А и Б.

Т а б л и ц а 1

**Предельные отклонения размеров профиля пера лопаток компрессора**

Группа лопаток	Предельное отклонение размера $0,5\delta$ со стороны спинки и корыта в месте расположения $C_{max}$ , мм		
	Класс точности		
	1	2	3
О	-0,04	-0,06	-0,08
А	-0,06	-0,08	-0,12
Б	-0,08	-0,16	-0,24
В	-0,24	-0,32	-0,48
Г	-0,52	-0,72	-0,92



**Рисунок 1.** Некоторые параметры сечения профиля пера лопатки

Несмотря на значительные конструкционные преимущества моноколес по сравнению с осевыми сборными колёсами, детали такого типа до сих пор являются конкурирующими решениями. Это определяется большой трудоемкостью изготовления моноколес, обусловленной значительным объемом удаляемого материала при черновых операциях, а также их малой технологической жесткостью при чистовых операциях. Для различных схем базирования и закрепления заготовки фрезерование моноколес ведется либо продольными, либо поперечными строками. При фрезеровании возникают упругие перемещения пера лопатки, которые являются одной из причин

погрешности обработанного профиля и нестационарности режима резания. Главное негативное влияние такой погрешности на точность обработанной поверхности заключается в том, что в различных точках величина данной погрешности непостоянна. Для решения данной проблемы была разработана концепция управляемой технологии механообработки, которая предполагает учет множества технологических параметров, влияющих на точность обработки.

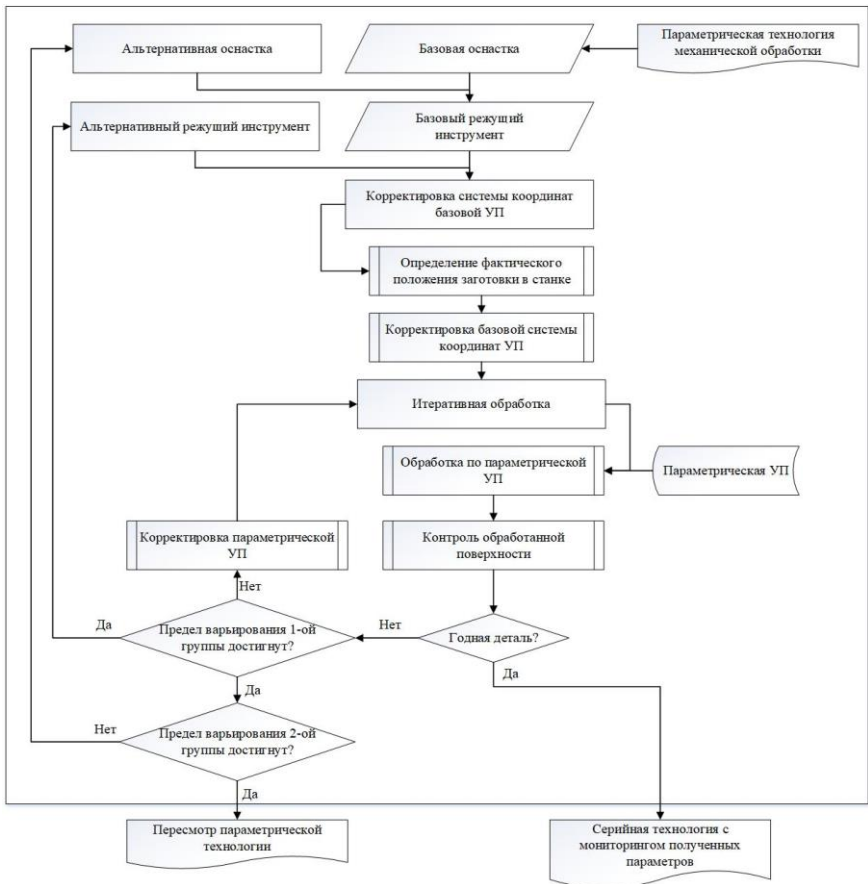
Определение критических для точности технологических параметров и их границ является трудно формализуемой задачей и в ряде случаев, когда опыта аналогичной обработки недостаточно, предполагает проведение дополнительных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. Данные параметры в результате анализа разделяются на группы в соответствии с технико-экономической возможностью варьирования на рассматриваемом этапе создания технологии:

- легковарьируемые (стратегия обработки, траектория режущего инструмента и т. д.);
- варьируемые (оснастка, режущий инструмент и т. д.);
- трудноварьируемые (обрабатываемое оборудование, форма заготовки, климатические условия и т. д.).

На основании рассматриваемых параметров создается параметрическая технология. В первую очередь оценивается возможность достижения заданной точности путем оптимизации первой группы параметров, затем второй, после — третьей. Алгоритм управляемой технологии механической обработки в общем виде представлен на рисунке 2. Указанный алгоритм применительно к моноколесам следует прорабатывать относительно трех технологических параметров, в наибольшей степени оказывающих влияние на точность механической обработки нежестких деталей сложной формы:

- привязка заготовки и траектория движения режущего инструмента (1-я группа);
- режущий инструмент (2-я группа);
- технологическая оснастка (3-я группа).

Данная классификация рассматриваемых технологических параметров характерна для разработки технологии в условиях неизменной формы лопаток моноколеса, принятого имеющегося обрабатываемого оборудования, конфигурации и материала заготовки. Следует учитывать, что при освоении новых изделий указанные технологические параметры могут изменяться исходя из экономической целесообразности, а значит в общем случае не могут исключаться из анализа при формировании управляемой параметрической технологии. В случае серийного изготовления широкой номенклатуры моноколес при наличии отработанных ранее решений по 2-й и 3-й группам экономически целесообразным способом управления технологией механообработки является варьирование технологических параметров только 1-й группы.



**Рисунок 2.** Блок-схема алгоритма управляемой технологии механической обработки

В рамках проекта по созданию центра технологической компетенции обработки моноколес в НПА «Технопарк АТ» были отработаны элементы управляемой технологии изготовления ряда деталей перспективных ГТД. Для компенсации погрешности установки заготовки применялась система MSP Perfect Part, использующая метод виртуального базирования, применяемый в тех случаях, когда необходимо адаптировать код управляющей программы (УП) под конкретный установ детали на станке. Выполнять точное базирование детали в этом случае не требуется. Данная система представляет собой комплексный продукт, позволяющий осуществлять контроль и корректировку станочных и инструментальных настроек, а также параметров базирования заготовки. Предварительные обмеры фактического расположения детали на

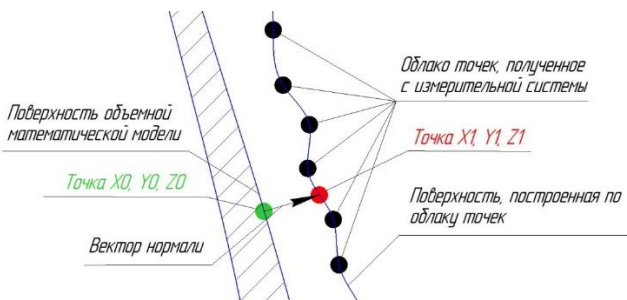
станке дают возможность автоматически вычислить необходимые поправки для стойки станка с ЧПУ, чтобы в соответствии с реальным расположением детали задать смещение и поворот системы координат готовой УП.

В случае изготовления моноколеса из цельной заготовки зачастую возникает проблема релаксации остаточных напряжений в результате высвобождения значительного объема материала, которая приводит к короблению заготовки и потере точности. Решается данная проблема за счет термической обработки заготовки после чернового фрезерования межлопаточных каналов. Однако введение промежуточной операции приводит к необходимости снятия детали со станка и учета оставшегося припуска на получистовую и чистовую обработку. Технология виртуального базирования также позволяет равномерно распределять припуск на механообработку после переустановки заготовки. В этом случае используется виртуальное базирование методом оптимального совмещения. При этом программа пытается совместить измеренные точки и точки на поверхности модели таким образом, чтобы расстояние до каждой из них было минимальным.

Промежуточный контроль геометрии детали, по которой осуществлялась коррекция чистовой УП при реализации адаптивного фрезерования, производился при помощи контактного щупа и датчика Renishaw с использованием системы SPRINT с ПО Productivity+. Данная система представляет собой комплексную систему сканирования для измерений на станке, которая позволяет получать абсолютные значения положения поверхности. По результатам измерений при помощи аппаратно-программного комплекса (АПК) производилась корректировка управляющей программы и доработка детали. Измерение, корректировка программы и доработка пера производилась до тех пор, пока отклонения геометрических параметров не стали удовлетворять допустимым пределам. Положительный опыт авторов при реализации итеративного подхода для достижения необходимой точности фрезерования ранее уже был описан в работе [5], а результаты промышленного применения оформлены в виде объекта интеллектуальной собственности [6].

Для составления скорректированной УП необходима следующая информация (рисунок 3):

- номинальные координаты теоретической точки касания фрезы и детали по предварительной УП ( $X_0$ ,  $Y_0$ ,  $Z_0$ );
- направляющие косинусы ( $i$ ,  $j$ ,  $k$ ) вектора нормали к номинальной поверхности в теоретической точке касания фрезы и детали;
- результаты измерения фактически обработанной поверхности.

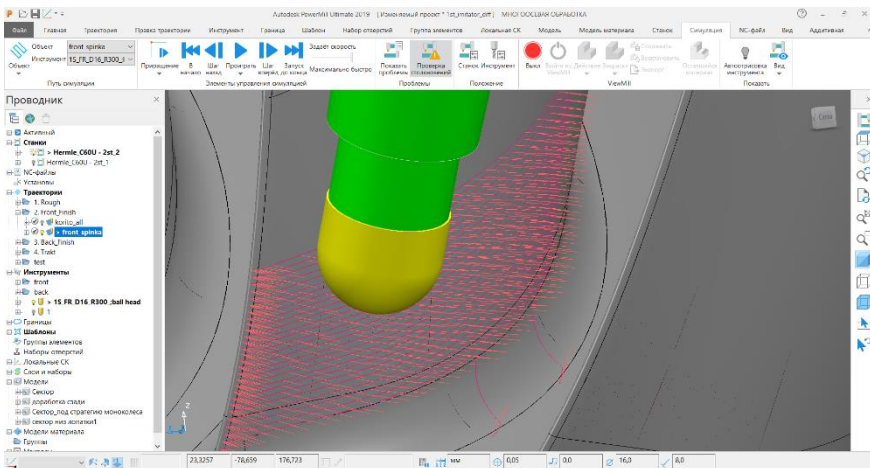


**Рисунок 3.** Иллюстрация параметров, определяющих математическую и физическую поверхности обработанной детали

Для реализации адаптивного фрезерования УП должна быть соответствующим образом параметризована, чтобы содержать всю необходимую информацию. Кадры параметризованной УП формируются САМ-системой (рисунок 4) и имеют следующий формат (xx — численное значение):

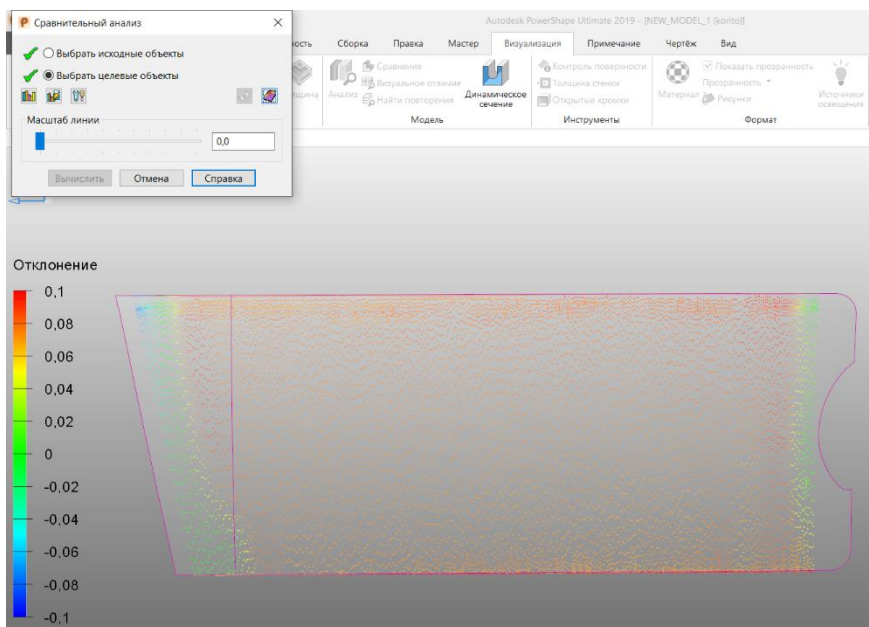
$N_{xx} X_{xx} Y_{xx} Z_{xx} A3=xx B3=xx C3=xx ; (X0=xx Y0=xx Z0=xx i=xx j=xx k=xx)$

где N — номер кадра УП; X, Y и Z — координаты вершины инструмента; A3, B3, C3 — направляющие косинусы оси инструмента по отношению к станочным осям; i, j, k — направляющие косинусы вектора нормали к поверхности объемной математической модели.



**Рисунок 4.** Определение теоретической точки касания фрезы с обрабатываемой поверхностью и вектора нормали с помощью САМ-системы PowerMill

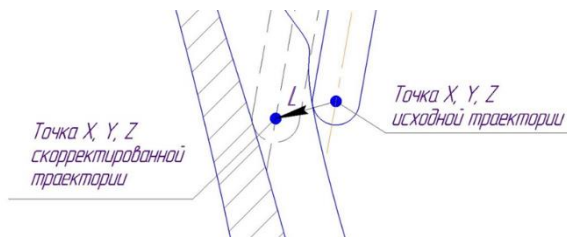
Результатом работы измерительной системы является облако точек. На основании данного облака точек, описывающего поверхность обработанной детали, приложением Productivity+ строится объемно-математическая модель (ОММ) обработанной поверхности (рисунок 5). Затем номинальная теоретическая точка касания фрезы и детали из проецируется на ОММ обработанной поверхности и по формуле (1) определяется величина отклонения  $L$  фактической поверхности от номинальной в фактической точке контакта фрезы и заготовки ( $X1, Y1, Z1$ ).



**Рисунок 5.** Пример результатов измерения фактически обработанной поверхности с помощью системы Renishaw Sprint

Результатом корректировки траектории режущего инструмента является новая УП, каждый кадр которой изменен по координатам  $X, Y, Z$ . Вершина инструмента в случае наличия припуска в данной точке должна переместиться вдоль вектора, обратного вектору нормали, к поверхности математической модели в данной точке, на расстояние, равное величине припуска  $L$  по следующей формуле согласно рисунку 6:

$$L = \sqrt{(X0 - X1)^2 + (Y0 - Y1)^2 + (Z0 - Z1)^2}. \quad (1)$$



**Рисунок 6.** Схема изменения траектории движения инструмента в процессе обработки

Таким образом, адаптивное фрезерование в рамках управляемой механообработки моноколес подразумевает модификацию (повторную генерацию) управляющей программы для фрезерного станка с ЧПУ в соответствии с фактическими размерами и формой предварительно обработанной поверхности. Это позволяет при межоперационном контроле точности не только констатировать, как в случае с директивной технологией, пригодна ли деталь для дальнейшей обработки, но и вносить в УП изменения с целью предотвращения брака и снижения затрат при финальной доводке моноколес.

## Литература

1. *Фомичев Е. О.* Разработка способов восстановления моноколес газотурбинных двигателей. Автореферат дис. кандидата технических наук : 05.02.10 / Российский государственный университет нефти и газа им. И.М. Губкина. — М., 2013.
2. *Леонов Б. Н.* Технологическое обеспечение проектирования и производства газотурбинных двигателей [Текст] / Под ред. Б. Н. Леонова, А. С. Новикова. — Рыбинск: Рыбинск. Дом печати, 2000. — 407 с. : ил.
3. *Безъязычный В. Ф.* Автоматизация технологии изготовления газотурбинных авиационных двигателей. — М.: Машиностроение, 2005 — Ч. 1 / В. Ф. Безъязычный [и др.]; под ред. В. Ф. Безъязычного, В. Н. Крылова. — 2005. — 560 с.; ил.
4. ОСТ 1 02571–86 «Лопатки компрессоров и турбин. Предельные отклонения размеров, формы и расположения пера».
5. Расчетно-экспериментальный метод компенсации погрешности механообработки лопаток газотурбинных двигателей на мехатронном станочном оборудовании / В. В. Постнов, Е. Н. Малахов, С. В. Старовойтов, А. Ю. Федоровцев, Н. Ф. Измайлова // Научный журнал Уфимского государственного авиационного технического университета «ВЕСТНИК УГАТУ». — Т. 16. — № 7(52). — Уфа, 2012. — С. 145–153.
6. Патент РФ № 2018127087, 23.07.2018. Способ обработки лопаток блиска газотурбинного двигателя // Патент России № 2689476. 28.05.2019 Бюл. №18 / Федоровцев А. Ю., Старовойтов С. В., Омельчак А. Г.



**О. А. Быценко<sup>1,3</sup>, Е. А. Тихомирова<sup>2,4</sup>, А. А. Живушкин<sup>2</sup>, Г. А. Похитонов<sup>4</sup>**

<sup>1</sup> АО «ММП имени В.В. Чернышева», Москва

<sup>2</sup> АО «Климов — ОДК», Санкт-Петербург

<sup>3</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

<sup>4</sup> Санкт-Петербургский морской технический университет

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОСВЯЗИ КРИСТАЛЛОГРАФИЧЕСКОЙ ОРИЕНТАЦИИ И УРОВНЯ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ СПЛАВА ЖС26-ВИ**

**Аннотация.** Представлены результаты экспериментальных исследований и теоретический расчёт ориентационной зависимости предела текучести сплава ЖС26-ВИ, а также результаты расчёта деформационного упрочнения, статистическая обработка, показывающие, что образцы с отклонением более, чем 10 градусов от заданной кристаллографической ориентации [001] не будут удовлетворять требованиям нормативной документации по свойствам.

**Ключевые слова:** микроструктура, никелевый жаропрочный сплав, кристаллографическая ориентация, деформационное упрочнение, предел текучести.

### **Введение**

Известно, что лопатки газотурбинных двигателей (ГТД) работают при достаточно жёстких условиях, поскольку на них одновременно воздействуют как центробежные силы собственной массы, так и поперечные силы аэродинамических составляющих потока газов в турбине. Кроме того, лопатки работают в условиях агрессивной среды, включая сульфидно-оксидную коррозию, а также в условиях высокотемпературного окисления [1]. В связи с этим к качеству материала лопаток и к соблюдению технологической дисциплины изготовления данных деталей на всех этапах предъявляются особые требования.

В современных ГТД изготовление рабочих лопаток турбины осуществляется с помощью методов направленной кристаллизации и монокристаллического литья [2; 3]. Основными достоинствами сплавов с монокристаллической или направленной структурой являются: увеличенное сопротивление высокотемпературной ползучести за счет исключения границ между зёрнами, уменьшенная, по сравнению с обычными материалами с равноосной структурой, величина модуля упругости в кристаллографическом направлении  $\langle 001 \rangle$ , что значительно уменьшает термические напряжения и увеличивает сопротивление деформации в направлениях, отличных от заданного  $\langle 001 \rangle$ . Более того, эти сплавы обладают анизотропией свойств, поэтому ориентация монокристалла по отношению к действующим нагрузкам играет существенную роль [4; 5].

При эксплуатации авиационных двигателей отмечалось, что среди рабочих лопаток турбины с направленной структурой, имеющих повреждения в области входной и выходной кромок пера, 18 % лопаток были с отличной в этих местах кристаллографической ориентацией (ЖГО), причем различия в ориентировках входной и выходной кромок по отклонению друг от друга составляли от 22 до 33 %.

В данной работе представлены материалы исследования и анализа взаимосвязи механических свойств с кристаллографической ориентацией литых заготовок на примере сплава ЖС26-ВИ.

### **Материалы и методики исследования**

В качестве объектов исследования были выбраны литые заготовки с направленной структурой из жаропрочного никелевого сплава ЖС26-ВИ для изготовления образцов по ГОСТ 1497 для определения механических свойств (предел прочности, предел текучести).

Определение кристаллографической ориентации на заготовках под образцы проводилось на рентгеновском дифрактометре ДРОН-7 путем определения угловых расстояний геометрической оси (нормали к поверхности заготовок) от главных кристаллографических направлений [hkl]- направлений роста типа [001] и [111] и направления [012].

Предварительно, с помощью радиографического контроля заготовок была проведена оценка их качества на наличие металлургических дефектов.

Микроструктура образцов после термической обработки исследовалась с помощью метода оптической микроскопии на металлографическом микроскопе при увеличении от 200 до 500 крат.

Определение механических свойств образцов проводилось на пропорциональных гагаринских образцах и резбовых образцах тип IV № 7 по ГОСТ 1497. Все изготовленные образцы удовлетворяли техническим требованиям к размерам и обработке поверхности (рабочая поверхность у всех образцов с шероховатостью не ниже  $Ra = 0,4$ ).

### **Результаты исследований**

После проведения операции гомогенизации с помощью метода оптической микроскопии была исследована микроструктура всех литых заготовок. По анализу результатов металлографического исследования данных образцов было установлено, что микроструктура представляет собой матрицу ( $\gamma$ -фазу), которая является сложнотвердым раствором на основе никеля,  $\gamma'$ -фазу на основе интерметаллидного соединения  $Ni_3Al$  и карбиды, что соответствует микроструктуре нормально термообработанного сплава ЖС26-ВИ. Следует также отметить, что признаков некачественно проведенной термической обработки, таких как перегрев или недогрев, в микроструктуре исследуемых заготовок не обнаружено.

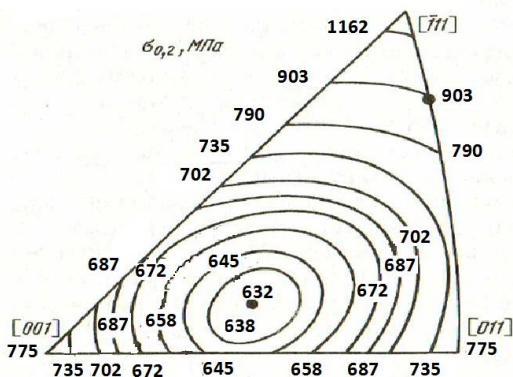
По данным радиографического контроля, внутренних дефектов типа пор в образцах для определения механических свойств не обнаружено.

По результатам проведённого определения кристаллографической ориентации на заготовках было установлено, что:

- 10 заготовок имеют отклонение менее 10 градусов от [001] и [111];
- 15 заготовок имеют отклонение менее 20 градусов от [001] и [111];
- 23 заготовки имеют произвольную ориентацию.

Далее были проведены исследования и статистическая обработка по определению влияния кристаллографической ориентации на механические свойства. Прежде всего была построена ориентационная зависимость предела текучести сплава ЖС26-ВИ (расчет проводился исходя из данных паспорта СР 1.2.029–84 (по среднему значению  $\sigma_{02} = 79 \text{ кгс/мм}^2$  для точной ориентировки [001]), см. рисунок 1.

Данные для расчета ориентационной зависимости выбирались при условии, что деформация монокристаллов никеля при комнатной температуре осуществляется в направлениях плотнейшей упаковки атомов  $\langle 110 \rangle$ , лежащих в плотноупакованных плоскостях  $\{111\}$ . Исходя из опубликованных данных [6] о линиях равных факторов Шмида для систем скольжения  $(-111)[101]$ , полученные расчетные значения  $\sigma_{02}$  указаны в стандартном стереографическом треугольнике.

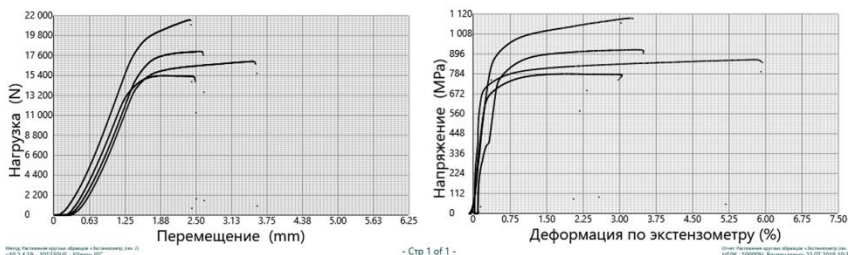


**Рисунок 1.** Ориентационная зависимость предела текучести сплава ЖС26-ВИ (идеализированная модель по расчетным данным: цифрами показаны значение  $\sigma_{02}$  сплава ЖС26-ВИ на линиях равных факторов Шмида)

Анализ полученных данных по результатам механических свойств образцов сплава ЖС26-ВИ показал, что требованиям нормативной документации по пределу прочности удовлетворяет 35 % от объема испытанных образцов. Исходя из полученных кривых деформирования образцов (см. пример — рисунок 2) и статистической обработки результатов, на период упрочнения материала ЖС26-ВИ и достижения им

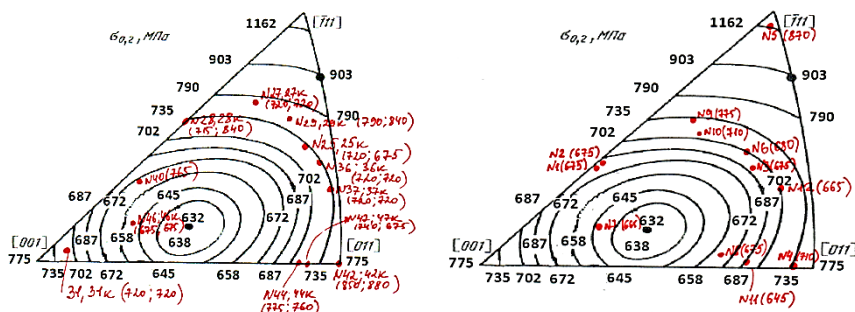
максимальной прочности приходится в среднем 100–150 МПа. Из экспериментальных данных следует, что предел текучести зависит от кристаллографической ориентации оси растяжения образца, т. е. направления роста кристалла.

Номер образца	d яч. мм	d шк. мм	Среднее сечение мм <sup>2</sup>	Среднее сечение мм <sup>2</sup>	Максимальная нагрузка кН	Максимальная нагрузка кГф	Предел текучести МПа	Прочность МПа	Удлинение при разрыве %	Сужение %
26.0	5.00	NF	19.6	NF	15.4	1570	691	784	3.02	100
32.0	5.00	NF	19.6	NF	21.5	2200	912	1100	3.28	100
33.0	5.00	NF	19.6	NF	17.0	1730	725	864	2.82	100
30.0	5.00	NF	19.6	NF	18.1	1840	825	920	3.50	100
Среднее							790	916	3.94	



**Рисунок 2.** Экспериментальные кривые деформирования образцов из сплава ЖС26-ВИ

Результаты полученных экспериментальных значений  $\sigma_{02}$  заносились в стандартный стереографический треугольник по месту положения оси растяжения (нагружения) каждого отдельного образца. Пример обработки экспериментальных значений (см. рисунок 3).

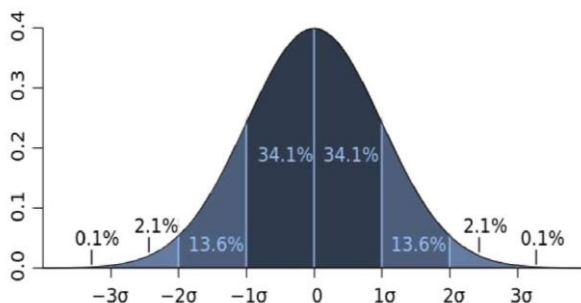


**Рисунок 3.** Экспериментальные значения  $\sigma_{02}$  образцов из сплава ЖС26-ВИ в стандартном стереографическом треугольнике

Таким образом, было установлено, что условие выполнения связи механических свойств (для предела текучести  $\sigma_{02}$ ) с кристаллографической ориентацией выполняется (имеющиеся экспериментальные отклонения значения предела текучести от расчетных значений укладываются в пределах 10–15 %).

Разница в значениях предела текучести образцов, вырезанных из одной заготовки, достигает 50–125 МПа, что свидетельствует о необходимости определения ориентировки каждого конкретного образца.

Для оценки результатов также проведена статистическая обработка экспериментальных данных по закону нормального распределения Гаусса (рисунок 4).



**Рисунок 4.** График нормального распределения

Нормальное распределение — это вероятностный закон, сообщающий о том, в какой области наиболее возможно встретить измеряемые значения.

Нормальным называется распределение случайной величины, интегральная  $F(x)$  и дифференциальная  $f(x)$  функции которых имеют вид:

$$F(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^x e^{-\frac{(x-Mx)^2}{2\sigma^2}} dx \quad (1)$$

$$f(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} * e^{-\frac{(x-Mx)^2}{2\sigma^2}} \quad (2)$$

где  $Mx$  и  $\sigma^2$  — параметры распределения (математическое ожидание и дисперсия).

Обозначается  $N(X, Mx, \sigma x)$ ,  $N$  означает принадлежность случайной величины  $X$  к нормальному распределению с параметрами  $Mx$  и  $\sigma x$ .

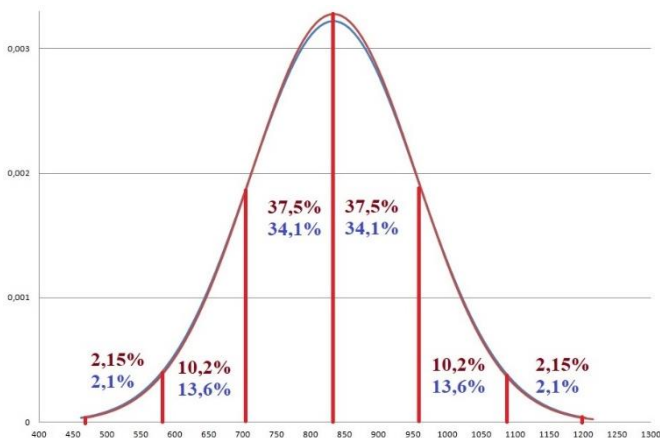
График нормального распределения представляет собой колоколообразную кривую (симметричен относительно среднего арифметического или приведенного значения).

Характерное свойство нормального распределения состоит в том, что 68,26 % из всех его наблюдений всегда лежат в диапазоне  $\pm\sigma$  (одно стандартное отклонение), 95,44 % — в пределах  $\pm 2\sigma$  и 99,72 % — в диапазоне  $\pm 3\sigma$ .

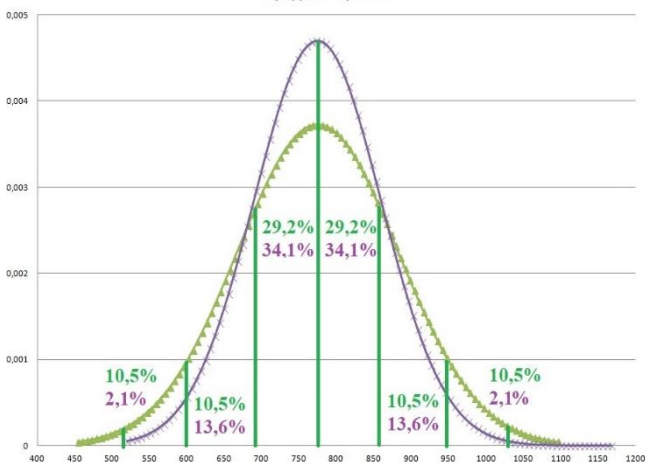
Оценка стандартного отклонения на основании смещённой оценки дисперсии высчитывалась по формуле (3):

$$S = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2} \quad (3)$$

Графики нормального распределения экспериментальных значений для предела прочности и предела текучести образцов из сплава ЖС26-ВИ приведены на рисунках 5, 6.



**Рисунок 5.** График распределения экспериментальных значений предела прочности



**Рисунок 6.** График распределения экспериментальных значений предела текучести

Таким образом, для предела прочности оказалось, что при построении графика нормального распределения полученные результаты соответствуют следующим значениям: в диапазон  $\pm\sigma$  вошло 75 % (что на 6,7 % больше значения идеального нормального распределения);  $\pm 2\sigma$  — 94,4 % (что на 1 % меньше значения идеального нормального распределения);  $\pm 3\sigma$  — 97,2 % (что на 2,5 % меньше значения идеального нормального распределения). Для предела текучести в диапазон  $\pm\sigma$  вошло 58 % (что на 10 % меньше значения идеального нормального распределения);  $\pm 2\sigma$  — 100 % (что на 4,6 % больше значения идеального нормального распределения);  $\pm 3\sigma$  — 100 % (что на 0,3 % больше значения идеального нормального распределения).

Поэтому можно сделать вывод, что предсказанные значения отклоняются от идеальных примерно на 12 %.

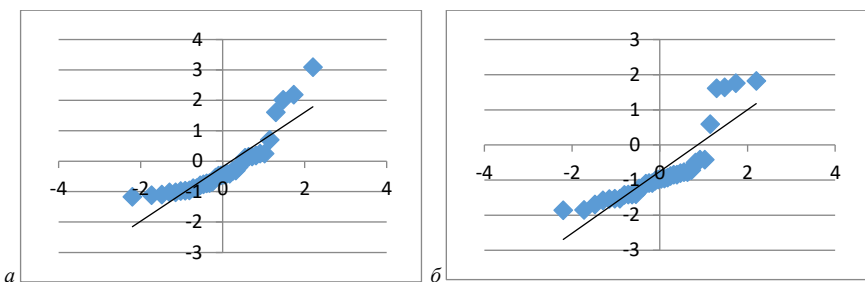
Статистическая обработка по закону QQ-Plot (проверка распределения на нормальность) показывает, насколько выборочное значение соответствует предсказанному. Если точки лежат на прямой, значит, фактические значения согласуются с нормальным распределением, если точки лежат над прямой, значит полученные значения больше тех, которые должны были получить по закону нормального распределения, аналогично, если точки лежат ниже этой прямой значения, меньше предсказанных.

Для построения графика QQ-Plot с помощью Microsoft Excel 2007, необходимо отсортировать значения по возрастанию величины, пронумеровать их начиная от первого до последнего. Далее необходимо воспользоваться формулой  $p_i = \frac{i-0.5}{n}$ , где  $i$  — порядковый номер значения,  $n$  — количество значений.  $p_i$  необходимо рассчитать для каждого значения, после чего необходимо воспользоваться оператором Microsoft Excel 2007 «НОРМСТОБР» и применить его ко всем получившимся значениям из формулы  $p_i$ , для нахождения координат по горизонтальной оси. Для поиска координат по вертикальной оси необходимо воспользоваться формулой (4):

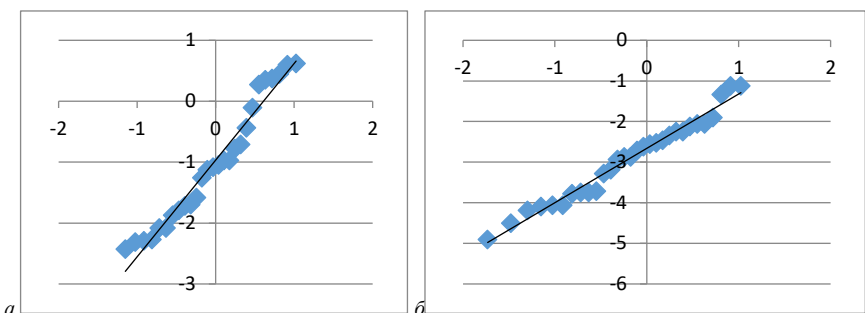
$$ZA = \frac{\sigma_i - \mu}{\text{стандартное отклонение}}, \quad (4)$$

где  $\sigma_i$  — итоговое значение,  $\mu$  — абсолютное значение. Стандартное отклонение по всем величинам вычисляется при помощи оператора Microsoft Excel 2007 «СТАНДОТКЛОН», пример обработки см. рисунок 7.

Построив графики qq-plot для значений предела прочности и предела текучести, можно сделать вывод, что фактические значения близки к предсказанным, но при этом присутствуют выбросы, то есть экстремально большие и экстремально маленькие значения на графиках. В статистике принято исключать выбросы из расчета для получения более точного результата (см. рисунок 8).



**Рисунок 7.** *a* — График QQ-Plot для предела прочности, *б* — График QQ-Plot для предела текучести



**Рисунок 8.** *a* — График QQ-Plot для предела прочности с исключенными выбросами, *б* — График QQ-Plot для предела текучести с исключенными выбросами

### Обсуждение результатов исследований

Анализ результатов закона нормального распределения по закону QQ-Plot свидетельствует о низких медианных значениях в интервале  $X_{ср} \pm \sigma$  (58,33 %) для предела текучести и высоких медианных значениях  $X_{ср} \pm \sigma$  (75 %) для предела прочности, что свидетельствует о значительном влиянии деформационного упрочнения сплава ЖС26-ВИ, которое является индивидуальным для каждого отдельного образца. На деформационное упрочнение оказывают влияние системы скольжения, которые включаются в работу в зависимости от достигаемого максимального значения фактора Шмида (это обусловлено исходной кристаллографической ориентировкой оси растяжения образца).

Разброс значений в интервалах  $X_{ср} \pm 2\sigma$  и  $X_{ср} \pm 3\sigma$  близок к идеальному, однако анализ результатов с помощью QQ-Plot (проверки на нормальность) имеет экстремально высокие выбросы по максимальным и минимальным значениям для предела прочности сплава ЖС26-ВИ, что также характеризует индивидуальное



деформационное упрочнение для каждого отдельного образца (среднее значение деформационного упрочнения по всем результатам составляет 100–150 МПа).

Вследствие обнаружения индивидуального деформационного упрочнения для каждого отдельного образца, для получения стабильных (предсказуемых) результатов по испытаниям механических свойств образцов из сплава ЖС26-ВИ необходимо вводить регламентированную кристаллографическую ориентацию оси для образцов. Данные результаты могут быть достигнуты при применении технологии направленной кристаллизации с затравками для отливки образцов. С учетом построенной ориентационной зависимости сплава ЖС26-ВИ отклонение оси образца от [001] не должно превышать более 10 градусов.

### Рекомендации

Для увеличения надежности сложнопрофильных турбинных лопаток также необходимо применение технологии направленной кристаллизации с затравками с целью регламентирования их макроструктуры.

На основании полученных зависимостей для изготовления деталей из литейного жаропрочного сплава ЖС26-ВИ в рамках серийного изготовления можно предложить следующие рекомендации по факультативному контролю качества полученных отливок, а именно:

1. Для механических испытаний использовать заготовки для изготовления образцов регламентированной кристаллической ориентации.
2. Перед изготовлением образцов для механических испытаний ввести контроль кристаллографической ориентации заготовок.

### Литература

1. *Миллер Г. Е.* Конструкция газовой турбины и суперсплавы // Сб. Суперсплавы II: Жаропрочные материалы для аэрокосмических и промышленных энергоустановок / Под ред. Ч. Т. Симса, Н. С. Столоффа, У. К. Хагеля: пер. с англ. Кн. 1 / Под ред. Р. Е. Шалина. — М.: Металлургия, 1995. — С. 49–83.
2. *Каблов Е. Н.* Литье лопатки газотурбинных двигателей (сплавы, технология, покрытия). — М.: МИСИС, 2001. — 632 с.
3. Монокристаллы никелевых жаропрочных сплавов / Шалин Р. Е., Светлов И. Л., Качанов Е. Б. и др. — М.: Машиностроение, 1997. — 336 с.
4. *Каблов Е. Н., Голубовский Е. Р.* Жаропрочность никелевых сплавов. — М.: Машиностроение, 1998. — 463 с.
5. *Голубовский Е. Р., Светлов И. Л., Хавацкий К. К.* Влияние аксиальной и азимутальной ориентации на прочностные характеристики жаропрочных никелевых сплавов для монокристаллических лопаток ГТД // Конверсия в машиностроении. — 2005. — № 4–5. — С. 113–115.
6. *Шалин Р. Е., Светлов И. Л., Толорая В. Н.* Монокристаллы никелевых жаропрочных сплавов. — М.: Машиностроение. 1997. — 336 с.

**О. А. Быценко<sup>1,2</sup>, В.А. Панов<sup>1</sup>, Н. О. Стрижевская<sup>1</sup>, А. Б. Марков<sup>3</sup>**

<sup>1</sup> АО «ММП имени В.В. Чернышева», г. Москва

<sup>2</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

<sup>3</sup> Томский Научный центр СО РАН

## **ВЛИЯНИЕ ОБЛУЧЕНИЯ СИЭП НА ПОВЕРХНОСТЬ СО-СР ОБРАЗЦОВ, ПОЛУЧЕННЫХ С ПОМОЩЬЮ SLP-ТЕХНОЛОГИИ НА ЭЛЕКТРОННО-ПУЧКОВЫХ УСТАНОВКАХ ГЕЗА-ММП И РИТМ-СП**

*Аннотация.* Изучено влияние режимов электронно-лучевой обработки на шероховатость и микротвёрдость поверхности кобальт-хромовых сплавов, полученных с помощью аддитивных технологий. Показано, что, используя обработку высокоточными импульсными электронными пучками, удастся снизить шероховатость поверхности, при облучении на ГЕЗА-ММП примерно свыше 70 %, а на РИТМ-СП на 40 %. Также, благодаря образованию слоя карбидов на поверхности образцов после облучения СИЭП, удалось повысить микротвёрдость в среднем на 20–25 %.

*Ключевые слова:* аддитивные технологии, SLM–технологии, постобработка, высокоточные импульсные электронные пучки, шероховатость, микротвёрдость.

### **Введение**

Известно, что применение аддитивных технологий не только существенно уменьшает объемы последующей обработки, но также и повышает качество за счет получения заготовок по конфигурации, наиболее близкой к конфигурации конечного изделия. По мнению ведущих мировых экспертов, именно с развитием аддитивных технологий связывают дальнейшее инновационное развитие машиностроения. Интерес к данным технологиям, т. е. «непосредственному выращиванию» металлических изделий, в качестве альтернативы традиционным технологическим методам для производства товарной продукции возник именно в авиации, космической индустрии и энергетическом машиностроении [1; 2].

Как и любая аддитивная технология, предполагающая послойный принцип построения детали, технологии как технологии селективного лазерного спекания (SLS-технология) или сплавления (SLM-технология) обеспечивают определенный уровень качества поверхности модели, основным критерием обычно является чистота поверхности [3].

Однако вопрос постобработки данных изделий остаётся достаточно острым. Известно, что вся постобработка изделий аддитивного производства делится на первичную и вторичную. Первичная постобработка включает в себя обязательные шаги, которые применяются ко всем изделиям. Такие действия отличаются в зависимости от

используемой аддитивной технологии, но обычно включают очистку, отделение образцов от основания и удаление поддерживающих элементов. Вторичная постобработка включает более глубокую обработку образцов для улучшения эстетического вида и функциональных характеристик изделия. Она необходима, так как часто полученные после печати образцы не соответствуют в полной мере требованиям к готовому изделию. Поэтому в настоящий момент рассматривается возможность применения различных методов для окончательной обработки подобных изделий [4].

Среди типовых операций постобработки можно выделить следующие:

- горячее изостатическое прессование, необходимое для уменьшения пористости и улучшения усталостной прочности;
- термическая обработка для снятия остаточных напряжений;
- механическая обработка для подготовки функциональных поверхностей и приведения образца в соответствие требованиям к размерам и допускам;
- обработка поверхности для придания требуемого качества поверхности.

Современные исследования [5] показывают, что прочность образцов изделий, изготовленных при помощи метода селективного лазерного плавления, зависит не только от грануломорфометрических свойств и геометрических размеров частиц используемого порошкового материала, но и от внутренней микроструктуры и наличия дефектов (пор, трещин, дополнительных включений и пр.), которые появляются, в том числе, от выбранной стратегии обработки порошкового материала в каждом сплавляемом слое при помощи лазерного луча.

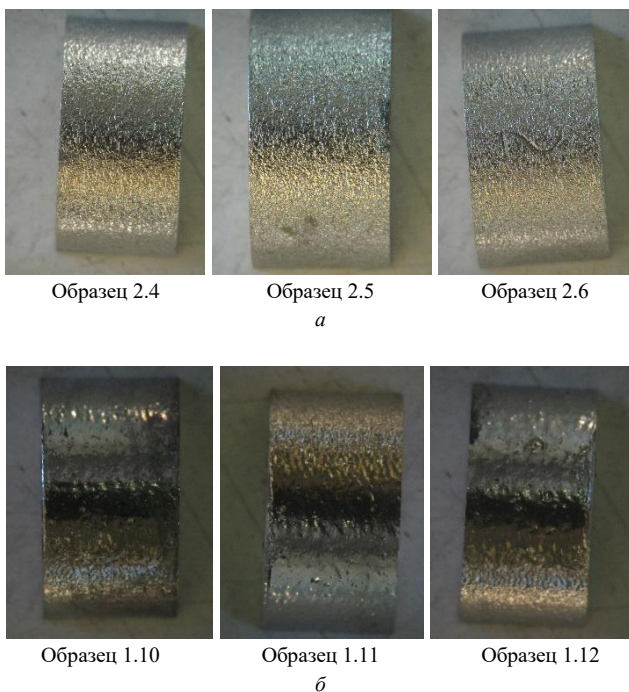
Для устранения дефектов в поверхностном и подповерхностном слоях, а также снижения шероховатости можно отдать предпочтение таким технологиям как обработка ионными и электронными пучками, последняя из которых обладает средством с протекающими в материале процессами при получении деталей методом селективного лазерного сплавления.

В современных технологиях высококонцентрированные источники энергии уже нашли широкое применение [6–8]. Сверхвысокие скорости нагрева и охлаждения позволяют получать уникальные структуры и свойства материалов, резко отличающиеся от их строения и свойств в исходном равновесном состоянии, модифицировать поверхность, формировать особые защитные и упрочняющие поверхностные слои.

В данной статье рассматривается возможность применения сильноточных импульсных электронных пучков (СИЭП) как возможной постобработки образцов и деталей из востребованных для авиационного двигателестроения кобальт-хромовых сплавов, полученных с помощью аддитивных технологий (а именно SLM-технология), что позволит в дальнейшем рассмотреть возможность повышения эксплуатационных свойств поверхностных и подповерхностных слоёв.

## Материалы и методики исследования

В качестве объектов исследования использовали образцы полуцилиндрической формы, полученные методом аддитивного производства (SLM-технологии) из порошка кобальт-хрома, внешний вид которых после облучения представлен на рисунке 1. Известно, что хром — единственный элемент, увеличивающий стойкость кобальта против окисления и одновременно его прочность при высокой температуре, поэтому в конструкциях авиационных турбин применяют кобальтовые сплавы, которые содержат от 20 до 27 % хрома. Этим достигается высокая «окалиностойкость» материала, позволяющая обходиться без защитных покрытий [9; 10]. Кобальт-хромовый сплав обладает следующими свойствами, а именно, высокой твердостью, большой прочностью и устойчивостью к коррозии.



**Рисунок 1.** Внешний вид образцов после облучения на установке РИТМ-СП (*a*) и ГЕЗА-ММП (*б*)

Химический состав полученных образцов методом SLM-технологии представлен в таблице 1.

Химический состав образцов до облучения

№ образца	Химический состав, %									
	C	V	Cr	Si	Ni	Mn	Mo	S	P	Co
1	0.01	0.04	17.3	0.62	12.6	0.88	2.0	0.005	0.011	66.534
2	0.01	0.04	17.2	0.62	12.6	0.89	2.0	0.006	0.011	66.377

Основываясь на полученной ранее взаимоднозначной последовательности зависимостей, для титановых, жаропрочных и никелевых сплавов, изготовленных традиционными методами, были подобраны несколько режимов для облучения поверхности образцов кобальт-хромовых сплавов на установках РИТМ-СП и ГЕЗА-ММП.

Внешний вид установок и их параметры представлены на рисунках 2 и 3. Режимы облучений указаны в таблицах 2 и 3.



а

#### Параметры ускорителя РИТМ-СП:

- Максимальная энергия электронов пучка 35 кВ;
- Длительность импульса 2–4 мкс;
- Диаметр электронного пучка до 100 мм;
- Скорость напыления 100–300 нм/мин;
- Толщина поверхностного сплава 0.1–10 мкм;
- Ток электронного пучка до 25 кА;
- Неоднородность покрытия по толщине составляет 20 %.

б

Рисунок 2. Внешний вид установки РИТМ-СП (а) и её параметры (б)

Режимы облучения на ускорителе РИТМ-СП

№ образца	Режим облучения	
	Число импульсов, <i>n</i>	Плотность энергии <i>W</i> , Дж/см <sup>2</sup>
2.4	30	~7.1±1.5
2.5	45	~6.2±1.2
2.6	45	~7.1±1.5



а

### Параметры ускорителя “ГЕЗА-ММП”:

- Энергия электронов 40–150 кэВ;
- Длительность импульса 5–40 мкс;
- Плотность энергии в пучке 1–50 Дж/см<sup>2</sup>;
- Площадь поперечного сечения пучка 30–80 см<sup>2</sup>;
- Неоднородность плотности по сечению пучка 5–10 %;
- КПД передачи запасенной в накопителе энергии в энергию пучка 45–50 %.

б

**Рисунок 3.** Внешний вид опытно-промышленной установки ГЕЗА-ММП (а) и её параметры (б)

Т а б л и ц а 3

### Режимы облучения на ускорителе ГЕЗА-ММП

№ образца	Режим облучения	
	Число импульсов, <i>n</i>	Плотность энергии <i>W</i> , Дж/см <sup>2</sup>
1.10	6	27
1.11	6	30
1.12	6	35

После облучения проводился замер шероховатости ( $R_a$ ) в соответствии с ГОСТ 19300–86 «Средства измерений шероховатости профильным методом».

Исследование состояния поверхностных и подповерхностных слоев образцов осуществлялось с использованием метода оптической микроскопии на металлографическом микроскопе Axiovert 40 фирмы Карл Цейсс (Германия) в диапазоне увеличений от 50 до 500 крат.

Пробоподготовка образцов для металлографического анализа была выполнена на линии пробоподготовки фирмы «Struers» (Дания). Исследование проводилось как до травления, так и после. Травление проводилось в реактиве, состав которого представляет собой смесь концентрированных кислот — азотной  $HNO_3$  (1 часть) и соляной  $HCl$  (5 частей).

Кроме того, была измерена микротвердость  $H_n$  на микротвердомере ПМТ-3 при нагрузке 20 грамм.

## Результаты исследований и обсуждение

Шероховатость поверхностного слоя образцов, полученного с помощью SLM-технологии из кобальт-хромового порошка после облучения, представлены в таблицах 4 и 5.

Как видно из табличных данных, наименьшая шероховатость достигается при облучении на установке РИТМ-СП по режиму  $W = 7,1 \pm 1,5$  Дж/см<sup>2</sup> при числе импульсов, равном 45 ( $R_a = 3,7$ ), минимальная шероховатость после облучения на опытно-промышленной установке ГЕЗА-ММП была получена при числе импульсов, равном 6, а плотность энергии была равна 35 Дж/см<sup>2</sup>. При этом после облучения на установке РИТМ-СП шероховатость снизилась более чем на 40 %, а снижение данного параметра поверхности после облучения на установке ГЕЗА-ММП составило свыше 70 %. Столь значительная разница в снижении параметров шероховатости при облучении на различных установках связана с параметрами оборудования и формируемого сильноточного импульсного электронного пучка. Для подтверждения данного вывода был проведен металлографический анализ всех облученных образцов вне зависимости от режима.

При исследовании поверхностного слоя образцов было установлено, что при минимальном снижении шероховатости (до  $R = 4,4$ ) после облучения на установке РИТМ-СП наблюдается наличие измененного слоя в виде плохо травящейся полосы размером до 7,8 мкм в средней части и до 6,8 мкм у края реза на полуцилиндры (рис. 4).

Таблица 4

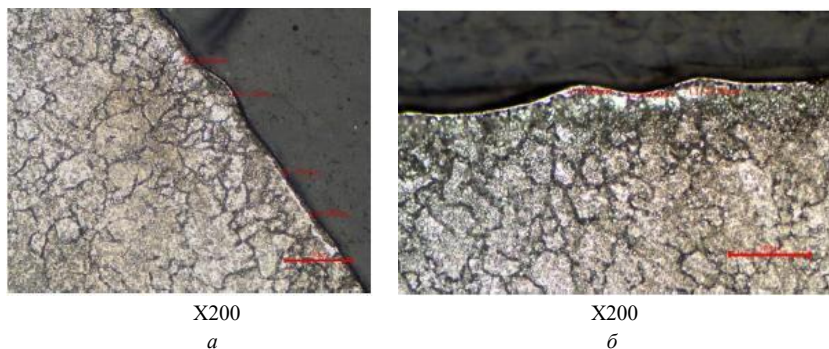
### Шероховатость образцов при облучении на РИТМ-СП

№ образца	Режимы облучения		Шероховатость $R_a$
	Число импульсов, $n$	Плотность энергии $W$ , Дж/см <sup>2</sup>	
2.4	30	~7.1±1.5	4.4
2.5	45	~6.2±1.2	4,1
2.6	45	~7.1±1.5	3,7
Исходный			5,8

Таблица 5

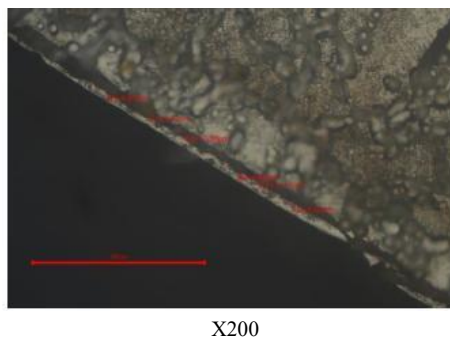
### Шероховатость образцов при облучении на ГЕЗА-ММП

№ образца	Режимы облучения		Шероховатость $R_a$
	Число импульсов, $n$	Плотность энергии $W$ , Дж/см <sup>2</sup>	
1.10	6	27	1,9
1.11	6	30	1,8
1.12	6	35	1,7
Исходный			5,8



**Рисунок 4.** Микроструктура образца № 2.4 после облучения на установке РИТМ-СП по режиму:  $W = 7.1 \pm 1.5 \text{ Дж/см}^2$ ,  $n = 30$ : вблизи реза образцов на полуцилиндры (а) и в средней части (б)

При минимальном снижении шероховатости после облучения на установке ГЕЗА-ММП максимальный размер модифицированного слоя на образце № 1.10 составил 11,5 мкм (рисунок 5).

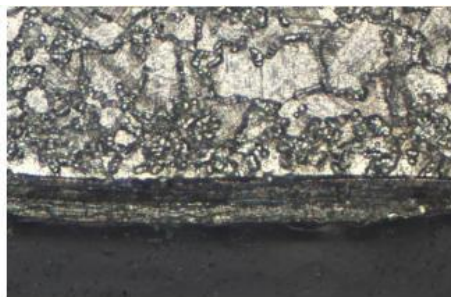


**Рисунок 5.** Микроструктура образца № 1.10 после облучения на установке ГЕЗА-ММП по режиму:  $W = 27 \text{ Дж/см}^2$ ,  $n = 6$

Микроструктура поверхностного слоя образцов при минимальных значениях шероховатости, полученного после облучения на установке ГЕЗА-ММП, представлена на рисунке 6. Следует отметить, что модифицированный слой образца 1.12 имеет две зоны, общая глубина которых составила более 43 мкм.

Кроме того, установлено, что в микроструктуре поверхностных и подповерхностных слоев всех исследуемых образцов до и после облучения с помощью СИЭП отсутствуют трещины, которые присущи традиционным методам постобработки деталей, полученных с помощью аддитивных технологий.





**Рисунок 6.** Микроструктура образца № 1.12 после облучения на установке ГЕЗА-ММП по режиму:  $W = 35 \text{ Дж/см}^2$ ,  $n = 6$

Судя по микроструктуре, обработка сильноточными импульсными электронными пучками по режимам  $W = 35 \text{ Дж/см}^2$ ,  $n = 6$  на ГЕЗА-ММП и  $W = 7.1 \pm 1,5 \text{ Дж/см}^2$ ,  $n = 45$  на РИТМ-СП, позволяет достичь преимущественного выхода на поверхность углерода, который способствует образованию на поверхности карбидов, а это в свою очередь должно привести к повышению таких важных эксплуатационных характеристик, как износостойкость, твердость, коррозионная стойкость.

Для подтверждения данной теории, на образцах были проведены измерения микротвердости. Полученные данные приведены в таблице 6.

Т а б л и ц а 6

**Микротвёрдость образцов, облученных на установках ГЕЗА-ММП и РИТМ-СП при нагрузке  $P = 20$  грамм**

№ образца	Облученный слой			Основной материал кгс/мм <sup>2</sup>
	Середина. кгс/мм <sup>2</sup>	Край 1, кгс/мм <sup>2</sup>	Край 2, кгс/мм <sup>2</sup>	
ГЕЗА-ММП				
1.10	414; 446; 402	402; 426; 402	402; 402; 426	356; 356; 356
1.11	446; 446; 446	446; 426; 446	402; 402; 414	402; 356; 376
1.12	426; 446; 446	426; 426; 446	426; 446; 426	376; 376; 376
РИТМ-СП				
2.4	376; 402; 402	446; 426; 426	402; 376; 402	356; 376; 376
2.5	446; 426; 426	446; 426; 426	446; 446; 426	356; 376; 356
2.6	446; 426; 446	446; 426; 426	402; 376; 402	356; 376; 356

Анализ табличных данных позволил сделать ряд выводов о влиянии сильноточных импульсных электронных пучков на поверхность исследованных образцов из кобальт-хромового сплава. Микротвёрдость поверхностного слоя в средней части образца несколько выше, чем по краям (ближе к резу на полуцилиндры), причем вне

зависимости от используемого для облучения оборудования. Кроме того, следует отметить, что микротвёрдость поверхности образцов удалось повысить в среднем на 20–25 %, также вне зависимости от используемого оборудования. Однако наиболее равномерные значения микротвёрдости по поверхности всего образца были получены на образце 2.5, облучённом по режиму:  $W = 6,2 \pm 1,2$  Дж/см<sup>2</sup>,  $n = 45$  на установке РИТМ-СП.

Повышение микротвёрдости в поверхностном слое связано с образованием карбидов в поверхностном слое, но для однозначного вывода необходимо провести сравнительные исследования с помощью рентгено-спектрального микроанализа, а также исследование с помощью Оже-электронной спектроскопии.

На основании проведенных замеров модифицированного слоя при облучении на различных установках было выявлено, что размер измененного (модифицированного) слоя на установке РИТМ-СП в среднем в 3–4 раза меньше, а также шероховатость снижается менее интенсивно, чем при облучении на опытно-промышленной установке ГЕЗА-ММП. Однако, судя по анализу данных по микротвёрдости, облучение на установке РИТМ-СП позволяет получить более однородный слой по всей поверхности образца. Из этого следует, что облучение с помощью СИЭП может быть использовано для постобработки деталей, причем для тонкостенных деталей и деталей с «ажурной» геометрией может быть использована установка РИТМ-СП, а для более массивных деталей — опытно-промышленная установка ГЕЗА-ММП. Кроме того, при дальнейшем варьировании параметрами при назначении режимов облучения можно получить необходимый уровень шероховатости или микротвёрдости поверхностного слоя детали, полученного при синтезировании с помощью селективного лазерного плавления.

## **Выводы**

Результаты исследований, представленные в настоящей работе, позволяют сделать следующие выводы:

1. Базируясь на полученной ранее взаимодозначной последовательности зависимостей, для титановых, жаропрочных и никелевых сплавов, изготовленных традиционными методами, предложены режимы облучения сильноточными импульсными электронными пучками, кобальт-хромовых сплавов, полученных с помощью аддитивных технологий с использованием двух различных установок для облучения РИТМ-СП и ГЕЗА-ММП с различными выходными параметрами пучка.
2. Показано, что с помощью облучения сильноточным импульсным электронным пучком микросекундной длительности удастся модифицировать поверхность толщиной свыше 11 мкм при облучении на РИТМ-СП и свыше 43 мкм при облучении на ГЕЗА-ММП.
3. Изучено влияние режимов электронно-лучевой обработки на шероховатость и микротвёрдость поверхности кобальт-хромовых сплавов, полученных с помощью аддитивных технологий. Показано, что, используя обработку сильноточными импульсными электронными пучками, удастся

снизить шероховатость поверхности при облучении на ГЕЗА-ММП примерно на 70 %, и на РИТМ-СП на 40 %. Также, благодаря образованию слоя карбидов на поверхности образцов после облучения СИЭП, удалось повысить микротвёрдость в среднем на 20–25 %.

4. Показано, что сильноточный импульсный электронный пучок микросекундной длительности позволяет значительно снизить трудоемкость обработки деталей и является высокоэффективным инструментом для модифицирования поверхности сплавов, полученных методом аддитивных технологий из порошка кобальт-хрома.
7. В дальнейшем, на основе полученных результатов, необходимо уточнение технологического процесса электронно-пучковой обработки, а также определение эксплуатационных свойств кобальт-хромовых сплавов с помощью усталостных испытаний и испытаний на жаростойкость.

## Литература

1. Аддитивное производство с помощью лазера / И. Ю. Смуров, И. А. Мовчан, И. А. Ядройцев [и др.] // Вестник МГТУ «Станкин». — 2011. — Т. 2, No 4. — С. 144–146.
2. Чумаков Д. М. Перспективы использования аддитивных технологий при создании авиационной и ракетно-космической техники // Труды МАИ. — 2014. — No 78. — С. 22.
3. *Stimpson C. K., Snyder J. C., Thole K. A., Mongillo D.* Scaling roughness effects on pressure loss and heat transfer of additively manufactured channels. // Proceedings of ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (June, 13–17, 2016, Seoul, South Korea). V. 5B-2016. DOI: 10.1115 / GT2016–58093
4. *Yadroitsev, L. Thivillon, Ph. Bertrand, I. Smurov.* Strategy of manufacturing components with designed internal structure by selective laser melting of metallic powder // Applied Surface Science. — 2007. — No 254. — P. 980–983.
5. *Тарасова Т. В., Назаров А. П.* Исследование процессов модификации поверхностного слоя и изготовления трехмерных машиностроительных деталей посредством селективного лазерного плавления // Вестник МГТУ «СТАНКИН». — 2013. — No 2(25). — С. 17–21.
6. *Быценко О. А., Филонова Е. В., Марков А. Б., Белова Н. А.* Влияние облучения сильноточными электронными пучками на поверхностные слои современных жаропрочных никелевых сплавов с ионно-плазменными покрытиями различного состава // Труды ВИАМ. — 2016. — № 6 (42). — С. 10 [Электронный ресурс]. URL: <http://viam-works.ru> (дата обращения: 10.04.2020). DOI: 10.18577/2307-6046-2016-0-6-10-10.
7. Модифицирование и легирование поверхности лазерными, ионными и электронными пучками / Под ред. Д. М. Поута, Г. Фоти, Д. К. Джекобсона; пер. с англ. Н. К. Мышкина и др.; под ред. А. А. Углова. — М.: Машиностроение, 1987. — 424 с.
8. *Валеев А. Н., Погребняк А. Д., Кишимото Н., Ладосеев В. С.* Модификация свойств материалов и синтез тонких плёнок при облучении интенсивными электронными и ионными пучками. — Усть-Каменогорск: ВКТУ, 2000. — 345 с.
9. *Sims C. T.* Superalloys 1984 // TMS-AIME. — 1984. — P. 399.
10. *Hohmann M., Brooks G., Hauer C.* Production methods and application of high-quality metal powders for spraying and molding products. Production methods for obtaining high-quality metal powder and compact semi-finished products. Steel and iron. — 2005.

**О. А. Быценко<sup>1,2</sup>, И. Г. Стешенко<sup>1</sup>,  
Н. О. Стрижевская<sup>1</sup>, К. М. Ериков<sup>1,2</sup>**

<sup>1</sup> АО «ММП имени В.В. Чернышева», Москва

<sup>2</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

## **ВЗАИМОСВЯЗЬ ПОРИСТОСТИ И ПАРАМЕТРОВ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ В СИНТЕЗИРОВАННОМ МАТЕРИАЛЕ ДЕТАЛЕЙ ИЗ НЕРЖАВЕЮЩЕЙ СТАЛИ CL20ES**

*Аннотация.* Проведен анализ влияния режимов SLM-технологии на пористость при изготовлении лопаток ВНА из нержавеющей стали CL20ES. Показано, что исследование синтезированного материала деталей на наличие пористости с помощью метода оптической микроскопии и последующего анализа полученных данных позволило выбрать оптимальный режим построения готовых деталей и минимизировать образование дефектов в готовой детали в соответствии с выбранными параметрами технологического процесса селективного лазерного плавления.

*Ключевые слова:* аддитивные технологии, SLM-технологии, пористость, оптическая микроскопия, повышение свойств синтезированного материала.

### **Введение**

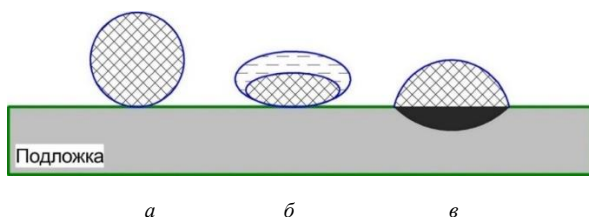
Сегодня 3D-печать — это одна из наиболее быстроразвивающихся технологий. В отличие от традиционных производственных процессов, связанных с вычитанием, с помощью методов аддитивной технологии (АТ) происходит соединение слоёв материала для создания уже конечного продукта. Первоначально эта технология задумывалась как способ получения опытных образцов, но в настоящее время развитие и усовершенствование методов аддитивного производства позволяют все чаще использовать ее для получения готового продукта. Поэтому к выращиваемым деталям предъявляются высокие требования по качеству синтезируемого материала [1].

Из методов аддитивного производства, использующих металлические материалы, наиболее востребованным является технология селективной лазерной плавки (SLM), которая позволяет производить металлические детали в короткие сроки.

В технологии SLM изготовление трехмерных физических объектов осуществляется за счет сплавления частиц металлического порошка, тем самым достигая однородной массы. В качестве расходных материалов используются металлические порошки различных сплавов: нержавеющей и инструментальной стали, титановых, алюминиевых и кобальт-хромовых сплавов. Как правило, основным источником тепла в технологии СЛС являются лазеры высокой мощности 200 Вт...1 кВт.

К основным преимуществам технологии СЛС относятся высокое качество металлических деталей, большой выбор металлических материалов, высокая скорость изготовления, а также возможность изготовления сложнопрофильных деталей.

В отличие от технологии спекания, где порошки нагревают до температуры ниже температуры плавления основного компонента для осуществления механизма диффузии атомов [2; 3], в технологии СЛС нагретые лазерным излучением материалы достигают жидкой фазы в процессе плавления. На рисунке 1 изображены основные стадии изменения формы частицы порошка при обработке её лазерным излучением.



**Рисунок 1.** Основные стадии изменения формы частиц порошка при СЛС [2]:

*а* — твердая фаза порошка в исходном состоянии; *б* — образование жидкокристаллической фазы при плавлении порошка; *в* — повторная кристаллизация порошка, образование плотной структуры.

Достижение образования плотной структуры, и как следствие высоких значений механических свойств синтезируемого материала, будет определяться процессом полного проплавления каждой индивидуальной частицы порошка, привариванием её к нижележащему слою. Процесс плавления обеспечивается определением оптимального диапазона границ параметров обработки при сканировании лазерным лучом порошкового слоя.

При изготовлении деталей методом СЛС наиболее распространены следующие типы дефектов [4]:

- 1) пористость, которая оказывает наибольшее влияние на усталостные характеристики материала и является источником роста трещин в детали [5];
- 2) расслоение синтезируемого материала обусловлено образованием трещин между соседними слоями (межслойное расслоение) [6];
- 3) комкование, которое происходит, когда расплавленные частицы металлического порошка затвердевают в сферы вместо слоев, что является серьезным препятствием для межслойной связи [4; 7];
- 4) Микроструктурная неоднородность, которая оказывает отрицательное влияние на механические и функциональные свойства детали и включает в себя: примеси, размер зерна, кристаллографическую текстуру [4; 8; 9].

Интерес к данной технологии растет из года в год. Несмотря на то, что технология СЛС значительно продвинулась в последние годы, ее применение все еще ограничено из-за появления дефектов в синтезируемых деталях. Также возникают вопросы к механическим характеристикам деталей, изготовленных по технологии SLM [3]. Как известно, механические характеристики материала, полученного по технологиям селективной лазерной плавки, отличаются от механических характеристик того же материала, полученных по традиционным технологиям.

Известно, что влияние передаваемой на обрабатываемый материал плотности энергии лазерного излучения определяется такими параметрами, как мощность лазера, скорость сканирования и шаг сканирования, а также в ряде работ [4; 6–9] показано, что имеется корреляция между плотностью энергии лазерного луча и плотностью синтезируемого материала.

На качество материала, получаемого по технологии SLM, влияет большое количество параметров, таких как мощность лазерного излучения, скорость сканирования, диаметр лазерного пятна, толщина спеченного слоя, структура, свойства используемого материала и многие другие [10]. Поэтому изучение влияния SLM-технологии на механизм структурообразования и механические характеристики синтезируемого материала представляет значительный интерес. Данная работа посвящена изучению влияния параметров селективного лазерного сплавления из нержавеющей стали CL20ES на пористость в синтезированном материале деталей.

## **Материалы и методики исследования**

В качестве объектов исследования были выбраны лопатки ВНА, полученные с помощью SLM-технологии из нержавеющей стали CL20ES с различными направлениями сплавления:

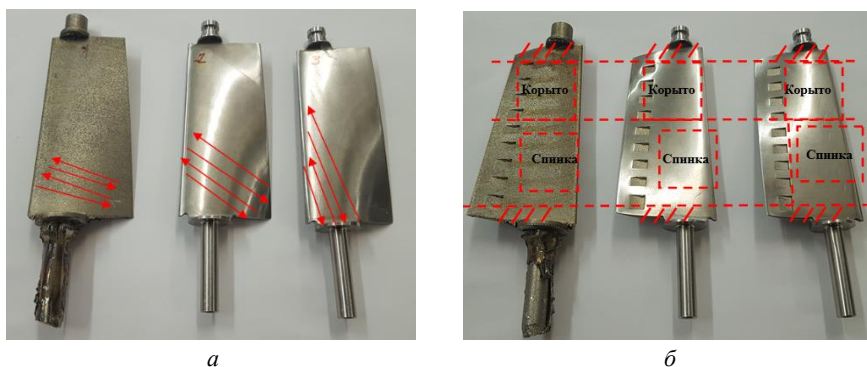
- лопатка № услов. 1 без механической обработки с вертикальным направлением сплавления,
- лопатка № услов. 2 (сплавление под углом 45°), после механической обработки;
- лопатка № услов. 3 (горизонтальное сплавление), после механической обработки.

Химический состав порошка, использованного для изготовления исследуемых деталей, представлен в таблице 1. Частицы металлического порошка имели сферическую форму, размер их, в основном, составлял 20...30 мкм.

Внешний вид исследуемых лопаток ВНА показан на рисунке 2. На данном рисунке также указаны направление выращивания (от нижней цапфы к верхней) и разметка вырезки микрошлифов для проведения последующего металлографического исследования.

Химический состав порошка из нержавеющей стали CL20ES

№ п/п	Марка, сплав, плавка	C	Mo	Cr	Ni	Mn	Si
1	Порошок CL20ES LPW-316-AAAU UK80595	0,015	2,25	18,0	12,9	0,70	0,50
Нормы, указанные в сертификате на порошок		< 0,030	2,25–2,50	17,5–18,0	12,5–13,0	<2,0	<0,75



**Рисунок 2.** Внешний вид лопаток за №№ услов. 1, 2, 3 с указанием направления выращивания (а) и разметка шлифов (б)

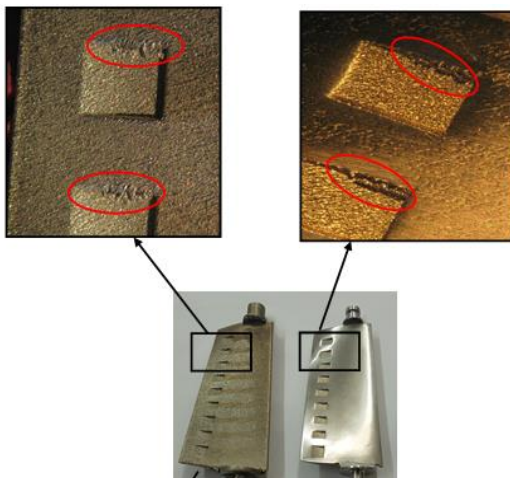
С помощью метода оптической микроскопии проведено металлографическое исследование микроструктуры синтезированного материала лопаток, включая исследование обнаруженных дефектов при изготовлении деталей с последующим анализом пористости в различных сечениях деталей. Макроанализ материала деталей был проведен с помощью бинокулярного микроскопа в диапазоне увеличений от 4-х до 20 крат. В качестве исследовательского оборудования для микроанализа частиц порошка из нержавеющей стали CL20ES, а также структуры материала лопаток был выбран микроскоп Axovert 40 фирмы Карл Цейсс, исследование проводилось в диапазоне увеличений до 100 крат.

Пробоподготовка образцов для металлографического анализа была выполнена на оборудовании фирмы «Struers» (Дания). Исследование пористости проводилось на нетравленных шлифах, а микроструктуры — после травления в реактиве Васильева.

После анализа микроизображений полученные данные были систематизированы и занесены в таблицы. На основании табличных данных были построены графики зависимости пористости от направления выращивания деталей.

## Результаты исследований и обсуждение

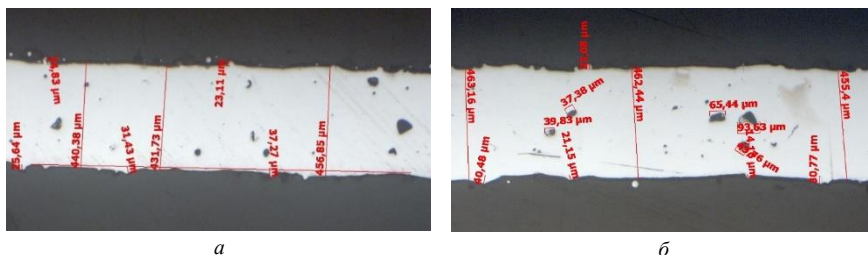
При исследовании топографии поверхности лопаток за №№ услов. 1, 2 и 3 было установлено, что на корыте в месте выхода отверстий поверхность необработанная, а также хорошо просматриваются направления сплавления частиц порошка. Как видно из рисунка 3, на лопатках за №№ услов. 1 и 2 также имеются отдельные крупные частицы сплавленного порошка.



**Рисунок 3.** Крупные частицы сплавленного порошка на лопатках за №№ услов. 1 и 2 (слева направо, соответственно)

### *Исследование лопатки, полученной вертикальным сплавлением*

Пористость в поперечном сечении лопатки представлена на рисунке 4 (а). Размер пор равен от 0,021 до 0,093 мм, а толщина стенки составила 0,43...0,46 мм (корыто) и до 0,46 мм — на спинке в тонком сечении (см. рисунок 4 (б)).

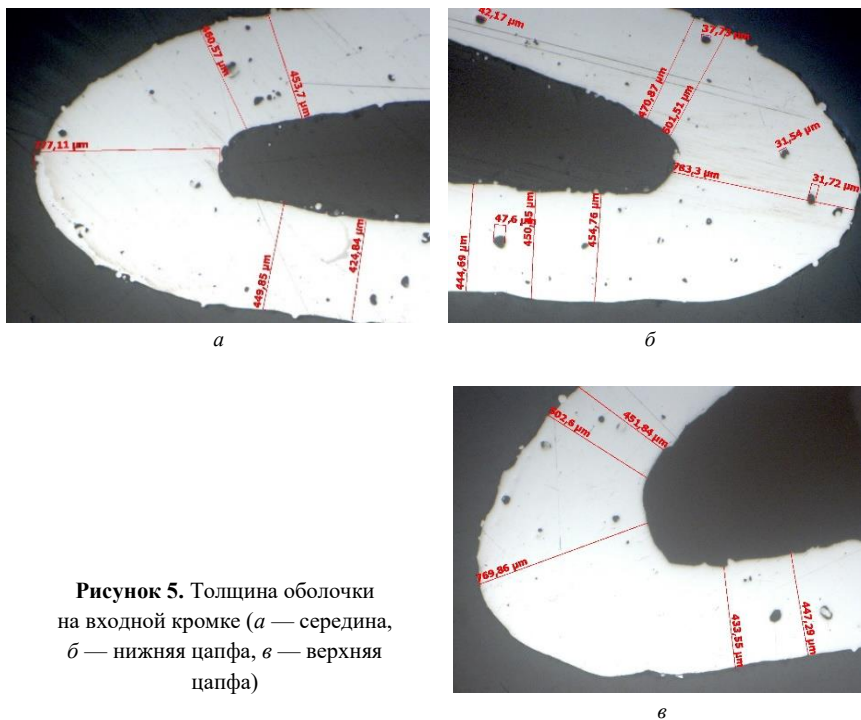


**Рисунок 4.** Пористость на оболочке и толщина стенки (а — корыто оболочка середина, б — спинка оболочка середина)



Пористость (величина пор 0,018...0,085 мм) и толщина стенки (0,44...0,46 мм) со стороны корыта вблизи нижней и верхней цапф в массивной части, а также толщина оболочки на входной кромке в середине, вблизи верхней и нижней цапф представлена на рисунке 5.

При исследовании микроструктуры лопатки установлено, что величина отверстий составляет 0,25...0,27 мм в продольном сечении пера, а также имеются крупные частицы неудалённого сплавленного порошка.

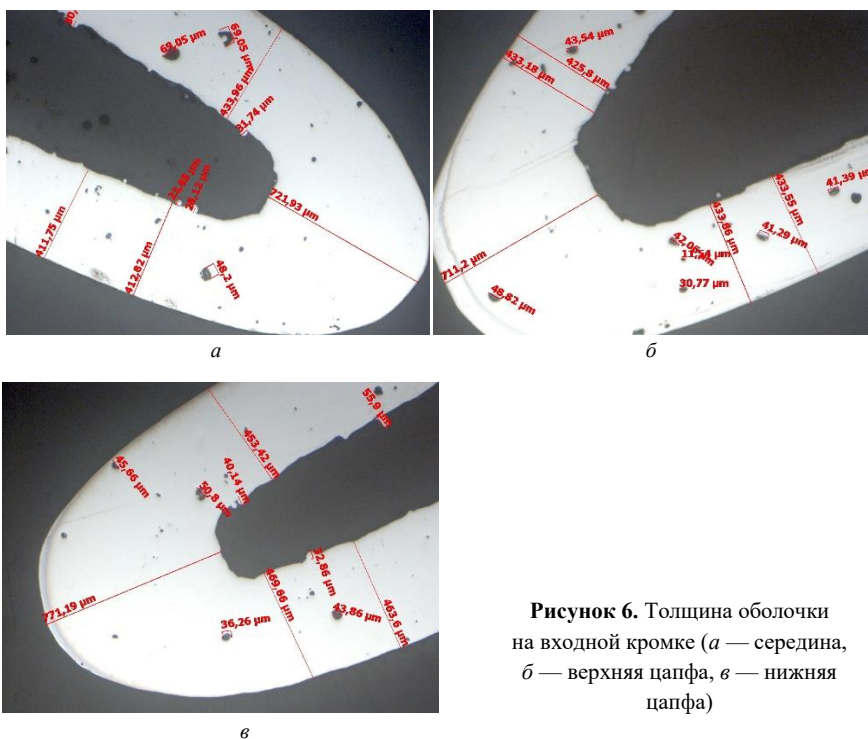


**Рисунок 5.** Толщина оболочки на входной кромке (а — середина, б — нижняя цапфа, в — верхняя цапфа)

*Исследование лопатки, полученной сплавлением под углом 45°*

Величина пор на оболочке колеблется в диапазоне от 0,012 до 0,085 мм, толщина стенки на корыте составила 0,37...0,39 мм, на спинке — 0,43...0,46 мм в тонком месте. Размер пор со стороны корыта вблизи нижней и верхней цапф в массивной части составила 0,032...0,074 мм. Величина зазора — 0,21...0,27 мм, а толщина стенки составила от 0,39 до 0,42 мм.

Толщина оболочки на входной кромке в середине, вблизи верхней и нижней цапф показана на рисунке 6.



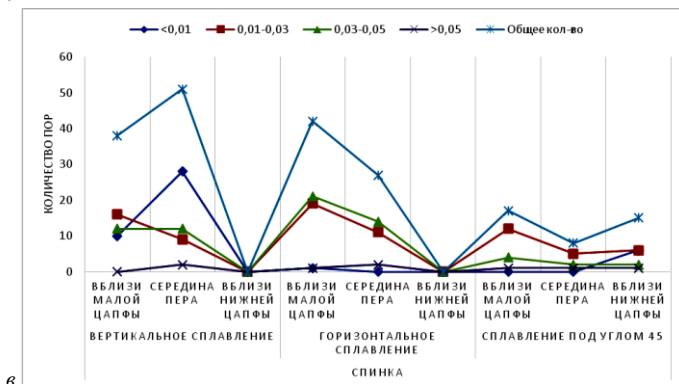
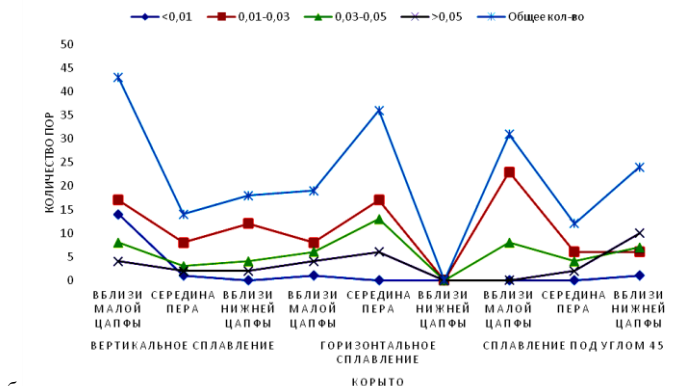
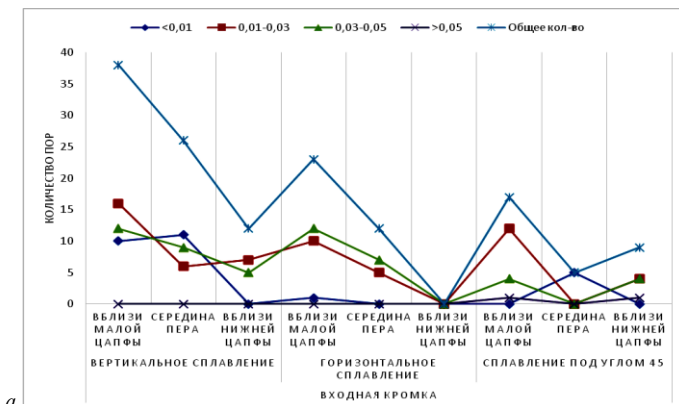
**Рисунок 6.** Толщина оболочки на входной кромке (а — середина, б — верхняя цапфа, в — нижняя цапфа)

Величина отверстий равна 0,20...0,24 мм в продольном сечении пера, имеются также, как и на предыдущей лопатке, крупные частицы неудалённого сплавленного порошка.

#### *Исследование лопатки, полученной горизонтальным сплавлением*

Внутренняя полость лопатки механически не обработана. Со стороны корыта материал более пористый, по сравнению со спинкой, величина пор до 0,105 мм. Пористость тонкой стенки (со стороны корыта) вблизи входной кромки выше, по сравнению с центром пера. В середине части пера имеется угонение входной кромки до 0,089 мм, по сравнению с толщиной входной кромки вблизи цапф (~0,37 мм). Толщина стенки со стороны корыта составляет 0,38...0,45 мм, со стороны спинки 0,42...0,43 мм. Величина отверстий между лопаткой и оболочкой составляет: до 0,24 мм в поперечном сечении пера и до 0,27 мм в продольном сечении.

На основании полученных замеров были составлены таблица и построены графики зависимости количества пор разных размеров от расположения на входной кромке (рис. 7а), на корыте (рис. 7б) и на спинке (рис. 7в) при различных углах сплавления.



**Рисунок 7.** Зависимость количества пор разных размеров от расположения на входной кромке (а), на корыте (б) и на спинке (в) при различных углах сплавления

Таблица 1

## Количество и величина пор на входной кромке

Размер пор, мм	Входная кромка								
	Вертикальное сплавление			Горизонтальное сплавление			Сплавление под углом 45°		
	Вблизи малой цапфы	Середина пера	Вблизи нижней цапфы	Вблизи малой цапфы	Середина пера	Вблизи нижней цапфы	Вблизи малой цапфы	Середина пера	Вблизи нижней цапфы
<0,01	10	11	0	1	0	0	0	5	0
0,01–0,03	16	6	7	10	5	0	12	0	4
0,03–0,05	12	9	5	12	7	0	4	0	4
>0,05	0	0	0	0	0	0	1	0	1
Общее кол-во	38	26	12	23	12	0	17	5	9

Таблица 2

## Количество и величина пор в корыте

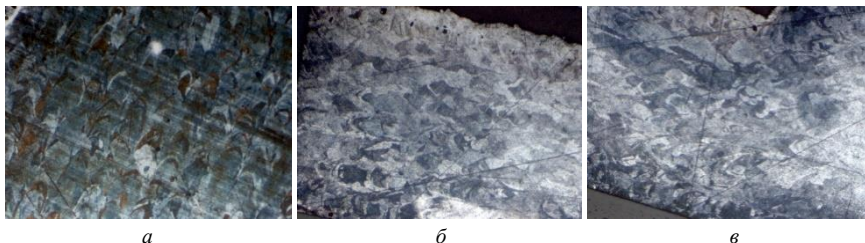
Размер пор, мм	Корыто								
	Вертикальное сплавление			Горизонтальное сплавление			Сплавление под углом 45°		
	Вблизи малой цапфы	Середина пера	Вблизи нижней цапфы	Вблизи малой цапфы	Середина пера	Вблизи нижней цапфы	Вблизи малой цапфы	Середина пера	Вблизи нижней цапфы
<0,01	14	1	0	1	0	0	0	0	1
0,01–0,03	17	8	12	8	17	0	23	6	6
0,03–0,05	8	3	4	6	13	0	8	4	7
>0,05	4	2	2	4	6	0	0	2	10
Общее кол-во	43	14	18	19	36	0	31	12	24

Количество и величина пор в спинке

Размер пор, мм	Спинка								
	Вертикальное сплавление			Горизонтальное сплавление			Сплавление под углом 45°		
	Вблизи малой цапфы	Середина пера	Вблизи нижней цапфы	Вблизи малой цапфы	Середина пера	Вблизи нижней цапфы	Вблизи малой цапфы	Середина пера	Вблизи нижней цапфы
<0,01	10	28	0	1	0	0	0	0	6
0,01–0,03	16	9	0	19	11	0	12	5	6
0,03–0,05	12	12	0	21	14	0	4	2	2
>0,05	0	2	0	1	2	0	1	1	1
Общее кол-во	38	51	0	42	27	0	17	8	15

Анализ полученных зависимостей позволяет сделать вывод о том, что наблюдается динамика снижения количества пор различных размеров при сплавлении под углом в 45°, по сравнению с другими направлениями выращивания.

Микроструктура материала лопаток ВНА в продольном сечении лопаток представлена на рисунке 8 и представляет собой ванны расплава, имеющие форму сегментов круга, что является типичным для микроструктуры материала, полученного методом SLM.



**Рисунок 8.** Микроструктура материала лопаток за №№ услов. 1 (а), услов. 2 (б) и услов. 3 (в) в продольном сечении пера

### Выводы

На основании результатов проведённых исследований можно сделать следующие выводы:

На трёх лопатках ВНА толщина стенки варьируется от 0,26 до 0,78 мм, в зависимости от места замера. На лопатках за №№ услов. 1 и 2 толщина стенки больше со стороны спинки, на лопатке услов. № 3 произошло утонение в результате неотработанного режима полировки.

После полировки на лопатках за №№ услов. 2 и 3 наблюдается уменьшение толщины стенки лопатки.

На лопатках за №№ услов. 1 и 2 в отверстиях имеются крупные частицы сплавленного порошка. Толщина стенки в массивной части детали равна или чуть больше, чем в тонкой части.

Наиболее пористая часть лопаток (по количеству и размеру пор) — корыто в середине пера. В массивной части лопаток поры величиной больше 0,010 мм имеются только на поверхности.

В массивной части пера лопаток пор меньше, чем в тонкой части. На спинке в тонкой части меньше пор, чем со стороны корыта в тонкой части.

Вблизи цапф пор меньше, чем в середине пера лопаток. В тонкой части поры более крупные, чем в массиве лопаток. Наименьшая величина зазора в середине на лопатке услов. № 1.

Наименьшая величина отверстия вблизи выхода на поверхность на лопатке услов. № 2.

В микроструктуре материала лопаток не имеется изменений, характерных для перегрева, пережога или оплавления, а также отсутствуют холодные и горячие трещины.

Следовательно, наиболее оптимальным режимом является сплавление под углом 45°, при общих равных условиях режимов селективного лазерного сплавления при горизонтальном и вертикальном направлении выращивания.

## Литература

1. *Моргунов Ю. А., Саушкин Б. П.* Техничко-экономические аспекты аддитивного формообразования // *Наукоемкие технологии в машиностроении.* — 2016. — № 7(61). — С. 28–35.
2. *Шшишковский И. В.* Основы аддитивных технологий высокого разрешения. — СПб.: Издво Питер, 2015. — 348 с.: ISBN 978–5- 496–02049–7.
3. *Геузин Я. Е.* Физика спекания. — М.: Наука, 1984. — 312 с.
4. *Grasso M., Colosimo B. M.* Process defects and in situ monitoring methods in metal powder bed fusion: a review // *Measurement Science and Technology.* — 2017. — Vol. 28. — P. 1–25.
5. *Edwards P., O’Conner A., Ramulu M. J.* Electron beam additive manufacturing of titanium components: properties and performance // *Manuf. Sci. Eng.* — 2013. — Vol. 135 (6). DOI: 10.1115/1.4025773.
6. *Zäh M. F., Lutzmann S.* Modelling and simulation of electron beam melting // *Production Engineering.* — 2010. — Vol. 4. — P. 15–23.
7. *Kruth J. P., Froyen L., Van Vaerenbergh J., Mercelis P., Rombouts M., Lauwers B.* Selective laser melting of iron-based powder // *Mater. Process. Technol.* — 2004. — Vol. 149. — P. 616–622.

8. *Thijs L., Verhaeghe F., Craeghs T., Van Humbeeck J., Kruth J.-P.* A study of the microstructural evolution during selective laser melting of Ti-6Al-4V // *Acta Material.* — 2010. — Vol. 58. — P. 3303–3312.
9. *Non-destructive techniques and technologies for qualification of additive manufactured parts and processes: A literature review Contract Report / Sharratt B.M.* — Defence Research and Development Canada, 2015. — 156 p.

*И. И. Хабиров, А. С. Политов*

ПАО «ОДК — Уфимское моторостроительное производственное объединение»

## **ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ФРЕЗЕРОВАНИЯ КЛЮЧЕВЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД**

*Аннотация.* В рамках развития производственной системы в ПАО «ОДК-УМПО» были проведены собственные исследования качества обрабатываемых рабочих поверхностей деталей. Приведен опыт исследований обрабатываемости резанием деталей ГТД из гранулированных жаропрочных никелевых сплавов на примере технологии механической обработки пера лопаток, применяемого при этом режущего инструмента и оборудования. Было выявлено, что качество обработки, обуславливающее низкий предел выносливости лопаток, проявляется при использовании покупных твердосплавных фрез фирмы «Starrag» (Швейцария), подверженных переточке. Для обеспечения качества лезвия исследуемых твердосплавных фрез были определены технологические факторы его обработки. Было исследовано влияние интерметаллидного многослойного покрытия на основе молибдена и системы Ti-Al-N, выполненного методом осаждения на оборудовании НПА «Технопарк АТ», и притупление кромки методом автоматического виброгалтования грамулянтами на стойкость твердосплавных фрез.

В последнее десятилетие в своем развитии отечественное авиадвигателестроение приобрело заметное ускорение темпов производства. При этом основным фактором качества изделий всегда была их надежность, требования к которой в процессе эволюции технологической системы прогнозируемо становятся жестче.

Ключевые детали газотурбинных двигателей (диски, валы, роторы, лопатки, кожухи и т. д.), как правило, изготавливают из жаропрочных, жаростойких и коррозионностойких сплавов. Концепция развития структуры жаропрочных никелевых сплавов для изготовления деталей ГТД в мировой индустрии обуславливается развитием эксплуатационных характеристик изделий, использующих ГТД. Аспекты развития и перспектива создания нового поколения этих сплавов актуализированы ФГУП «ВИАМ» в рамках «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки до 2030 года» [1] и ФГУП «ВИЛС» по обсуждению перспективы развития стратегических материалов и технологий на период до 2040 г. [2].

Механическая обработка жаропрочных сплавов, используемых в конструкции деталей ГТД рассматривается производством как одна из самых сложных областей. Это связано с комплексом свойств материала, а именно: низкой теплопроводностью, приводящей к повышению температуры на вершине и передней поверхности инструмента; тенденцией к наклепу во время обработки; высокой температурой в зоне резания инструмента с наростообразованием и адгезией материала заготовки на режущей кромке; наличием твердых абразивных частиц (например, карбидов, оксидов),



что приводит к интенсивному износу инструмента [5]. Однако наиболее проблемные аспекты при обработке этих материалов возникают с точки зрения качества поверхности заготовки. В целях управления качеством изготовления, производители ГТД создали свои собственные внутренние стандарты для проверки влияния окончательных операций обработки на прочность поверхности детали. В связи с их неотъемлемым влиянием на усталостные характеристики важных для надежности деталей ГТД, таких как турбинные и компрессорные диски и лопатки, геометрические (выкрашивания, трещины) и негеометрические (повторные слои, загрязнения) поверхностные аномалии неприемлемы.

Согласно анализу работ известных научных исследователей знаем, что в настоящее время 90 % режущего инструмента, используемого для обработки авиационных труднообрабатываемых материалов, изготавливается из твердого сплава, в том числе с износостойкими покрытиями (ИП) [3]. При этом существующее техническое оснащение моторостроительных производственных объединений металлорежущим инструментом (МРИ) не обеспечивает стабильности качества и производительности обработки ключевых деталей двигателей.

По обзору открытой печати и опыту производства ПАО «ОДК-УМПО», отечественное изготовление газотурбинных двигателей сводится к индивидуальной подборке и селективной сборке их узлов и сборочных единиц, то есть это серийные технологии, в которых используют МРИ, в том числе сборный дорогостоящий инструмент с неперетачиваемыми сменными многогранными пластинами (СМП) иностранного производства (Sandvik Coromant, Kennametall, Iscar и др.), нормативная стойкость которого при обработке жаропрочных сплавов (ЭИ698-ВД или ВЖ-98) составляет 3–10 мин [6]. Неоптимальные режимы обработки и недостаточно жесткое металлообрабатывающее оборудование, тонкостенные заготовки не позволяют в необходимой мере получать точные стабильные размеры и качество обрабатываемых рабочих поверхностей деталей. Известные исследования констатируют, что наивысшая точность, реально достижима механосборочным производством при лезвийной обработке в этих условиях, составляет порядка 10 мкм [6].

В рамках развития производственной системы в ПАО «ОДК-УМПО» были проведены собственные исследования настоящего вопроса. Критерием оптимизации была определена надежность двигателя по результатам усталостных испытаний рабочих лопаток. Совместно с разработчиками двигателей определена цель исследования — достижение существенного повышения предела выносливости лопаток с 36 кгс/мм<sup>2</sup> до 50 кгс/мм<sup>2</sup>. Для этого были проанализированы существующая технология механической обработки пера лопаток, применяемый при этом режущий инструмент и оборудование.

Опытные работы проводились на обрабатывающих центрах модели LX-051. Было выявлено, что качество обработки, обуславливающее низкий предел выносливости лопаток, проявляется при использовании покупных твердосплавных фрез фирмы «Starrag» (Швейцария), подверженных переточке. На основе известных

рекомендаций [3–6] был разработан план мероприятий изменений технологической документации и разработки конструкции и технологии изготовления фрез собственного производства ПАО «ОДК-УМПО», в целях обеспечения реновации и импорто-замещения дорогостоящего инструмента.

Для обеспечения качества лезвия исследуемых твердосплавных фрез было определено применение технологических факторов его обработки:

- люм-контроль отсутствия трещин и сколов на лезвии;
- шероховатость рабочих поверхностей не выше Ra 0,4 мкм, обеспеченная алмазными кругами Helicon (φ75...φ125) на заточных станках с ЧПУ «Walter D-72072»;
- интерметаллидные многослойные покрытия на основе молибдена и системы Ti-Al-N, выполненные методом осаждения на оборудовании НПА «Технопарк АТ».
- острота лезвия, определяемая радиусом притупления  $R_{пр}$ , обеспеченная обработкой на станке ОТЕС РС-1927 (Германия) (рис. 1): закрепленные в держателях режущие инструменты погружаются в контейнер с абразивным материалом HSC 1/300 и за счет тройного планетарного движения описывают сложную траекторию. В процессе обработки происходит сглаживание шероховатости поверхности винтовых канавок. За счет этого снижается прилипание сходящей стружки, что актуально при обработке алюминиевых и титановых сплавов. Одновременно со сглаживанием на полученной после заточки условно острой кромке формируется округление и уменьшается количество сколов, наблюдаемое после заточки, что повышает её прочность и уменьшает концентраторы напряжений по всей длине[4]. Контроль радиуса осуществляется на микроскопе фирмы «Alicona» модели objective RL 10x ORO-113 (рис. 2). В процессе исследования было выявлено, что радиус притупления режущей кромки  $R_{пр}$  для чистовых твердосплавных фрез 0,002...0,005 мм, для черновых — 0,007...0,012 мм.



**Рисунок 1.** Станок ОТЕС РС-1927 (Германия)



**Рисунок 2.** Микроскоп фирмы «Alicona» модель objective RL 10x ORO-113

**В процессе исследования обрабатывалось перо рабочей лопатки из жаропрочного сплава ХН45МВТЮБР-ИД (ЭП718-ИД).**

**Обработка проводилась при следующих режимах:**

- **Частота вращения: 3819 об/мин;**
- **Подача: 603 мм/мин.**

В качестве упрочняющего материала НПА «Технопарк АТ» были предложены два решения:

1. На основе молибдена;
2. Ti-Al-N.

Для каждого типа покрытия отобрали по 5 фрез.

Т а б л и ц а 1

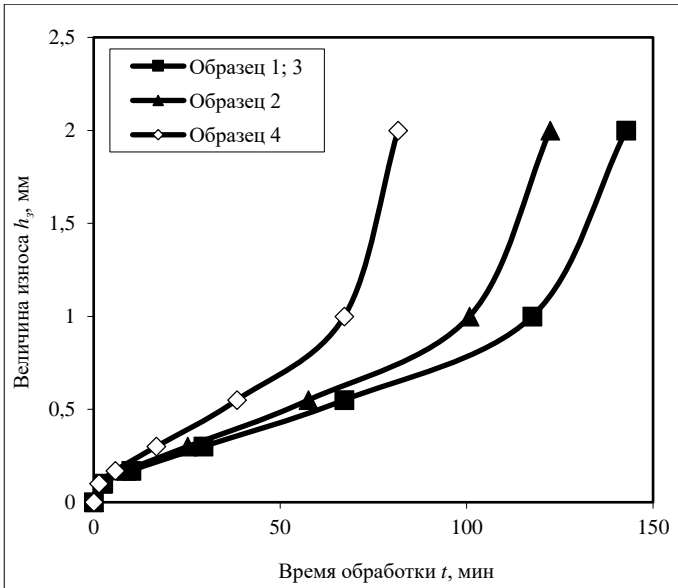
**Результаты испытания фрез с покрытием**

№ фрезы	Упрочняющее покрытие			
	Ti-Al-N	На основе молибдена	Новые	После переточки (без покрытия)
	Количество обработанных деталей, шт.			
1	7	6	7	4
2	8	2 (скол зубьев)	7	4
3	7	8	7	4
4	7	6	7	4
5	7	6	7	4

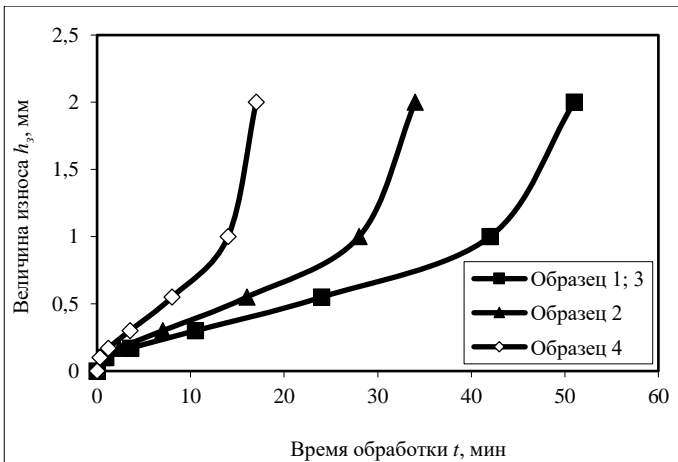
Стойкость, а также качество и стабильность переточенных фрез с упрочняющим покрытием Ti-Al-N, нанесенным в НПА «Технопарк АТ» аналогична новым фрезам фирмы «Starrag» (Швейцария) (количество обработанных деталей — 7 шт.) и вдвое выше стойкости фрез без покрытия. Фрезы с упрочняющим покрытием на основе молибдена уступают по стойкости и стабильности новым фрезам фирмы «Starrag» (Швейцария), но лучше по стойкости фрез фирмы «Starrag» (Швейцария) после переточки (без покрытия).

На графиках (рис. 3 и рис. 4) представлены образцы 1 и 3 соответственно новые фрезы фирмы «Starrag» (Швейцария) и фрезы, изготовленные в ПАО «ОДК-УМПО» с упрочняющим покрытием Ti-Al-N в НПА «Технопарк АТ», образец 2 — фрезы с упрочняющим покрытием на основе молибдена и образец 4 — фрезы фирмы «Starrag» (Швейцария) после переточки (без покрытия).

**При этом в процессе испытания фрезами — образцами 1 и 3 после обработки 3-х деталей шероховатость поверхности детали стала ухудшаться до получаемой при черновой обработке, аналогичная ситуация повторилась с образцом 2 после обработки 2-х деталей и образцом 4 после обработки 1 детали.**



**Рисунок 3.** Изменение величины износа  $h_3$  по задней поверхности зубьев фрез от времени обработки на черновой операции



**Рисунок 4.** Изменение величины износа  $h_3$  по задней поверхности зубьев фрез от времени обработки на чистовой операции

## Выводы

1. Изготовленные фрезы в ПАО «ОДК-УМПО» с покрытием в НПА «Технопарк АТ» методом нанесения мультислойных износостойких покрытий системы Ti-Al-N полностью идентичны фрезам фирмы «Starrag» (Швейцария), а за счет предусмотренных в объединении процедур переточек и напыления упрочняющего покрытия ресурс инструмента продлевается.
2. В процессе исследования выявили, что радиус притупления режущей кромки  $R_{пр}$  для чистовых твердосплавных фрез 0,002...0,005 мм, для черновых — 0,007...0,012 мм.
3. На основе испытаний рекомендуется применение фрез с покрытием в НПА «Технопарк АТ» методом нанесения мультислойных износостойких покрытий системы Ti-Al-N, при этом, используя инструмент для чистового фрезерования, по мере ухудшения шероховатости обработки, его же использовать для черновой обработки последующих деталей.
4. Стойкость фрез после упрочнения в НПА «Технопарк АТ» с покрытием Ti-Al-N на 75 % выше стойкости фрез после переточки (без покрытия), с покрытием на основе молибдена — на 50 %.

## Литература

1. *Баградзе М. М., Волков А. М., Шестакова А. А., Летников М. Н., Бубнов М. В.* Особенности изменения размера зерен в дисковом гранулируемом жаропрочном никелевом сплаве, произведенном по различным технологиям // Труды ВИАМ: электрон. науч. журнал, 2018. — № 8. URL: [http://viam-works/ru/ru/articles?art\\_id=1210](http://viam-works/ru/ru/articles?art_id=1210).
2. *Гарибов Г. С.* Перспектива развития отечественных дисковых гранулируемых жаропрочных сплавов для новых образцов авиационной техники // Технология легких сплавов. — 2017. — №1. — С. 7–28.
3. *Гурин В. Д., Терешин М. В., Туманов А. А., Федоров С. В.* Представление радиуса округления режущих кромок как возмущающего фактора процесса резания // Вестник МГТУ «Станкин». — № 4 (27). — 2013. — С. 17–19.
4. *Лантев Н. В.* Изменение радиуса округления режущих кромок концевых фрез, обработанных по технологии DRAG FINISHING// Высокие технологии в современной науке и технике (ВТХНТ-2016): сборник научных трудов V Международной научно-технической конференции молодых ученых, аспирантов и студентов, г. Томск, 5–7 декабря 2016 г. / Национальный исследовательский Томский политехнический университет (ТПУ); под ред. А. Н. Яковлева. — Томск: STT, 2016. С. 427–428.
5. *Макаров А. Д.* Оптимизация процессов резания. — М.: Машиностроение, 1976. — 278 с.
6. *Ракунов Ю. П., Абрамов В. В., Ракунов А. Ю.* Определяющая роль радиуса округления режущего клина в успехе тонкой механической обработки труднообрабатываемых материалов // Прогрессивные технологии и системы машиностроения. — № 4(67). — 2019. — С. 72–79.

*А. В. Мендохов, Е. В. Родин, А. В. Кошелев*

Филиал АО «ОДК» «НИИД», Москва  
kb-niid@uecrus.com

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ ТЕРМИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ И ОТРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ТЕРМООБРАБОТКИ СВАРНОЙ СЕКЦИИ РОТОРА КВД ПЕРСПЕКТИВНОГО ГТД ИЗ ЖАРОПРОЧНОГО СПЛАВА**

*Аннотация.* Разработана конечно-элементная математическая модель процесса нагрева и охлаждения в вакууме сварной секции ротора КВД. Разработан комплекс мероприятий по уменьшению коробления секции ротора. Проведена термообработка секции ротора и верификация результатов расчета. Проведены натурные испытания ротора КВД на разгонном стенде.

*Ключевые слова:* сварной ротор, секция ротора, электронно-лучевая сварка, режим термообработки, термофиксатор, температурные напряжения, температурные градиенты, деформации, коробление секции ротора.

Термообработка — одна из важнейших стадий изготовления сварной секции ротора, правильным выбором режима которой можно добиться высоких механических свойств, обеспечивающих ресурс как деталей и узлов, так и всего двигателя в целом. Основными параметрами термообработки (ТО) являются — максимальная температура нагрева, скорости нагрева и охлаждения. Помимо получения требуемых механических свойств, перед производством стоит также проблема сохранения геометрии и минимизация коробления секции ротора. Сложная геометрия сварной секции ротора в процессе ТО приводит к неравномерному прогреву, локальным расширениям, термическим напряжениям и пластическим необратимым деформациям. Для минимизации коробления применяют термофиксатор, который жестко позиционирует элементы конструкции друг относительно друга в пространстве. Однако, при изготовлении сварных секций роторов КВД из жаропрочных сплавов, решить в полной мере задачу минимизации коробления на данном этапе развития не представляется возможным.

### **Цель работы**

Термообработка сварной секции ротора из жаропрочного сплава с получением механических свойств, обеспечивающих потребный ресурс, и минимизацией короблений ее элементов.

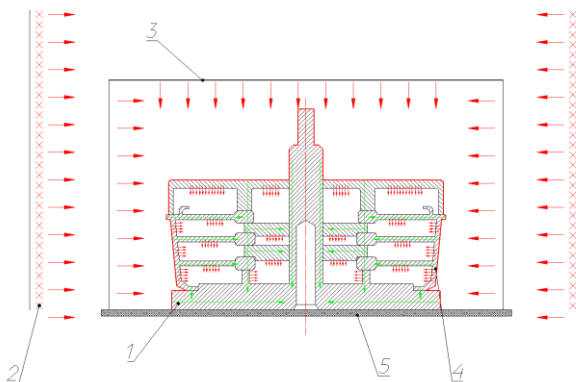
### **Задачи работы:**

1. Моделирование процесса нагрева и охлаждения секции ротора в сборе с термофиксатором, с учетом передачи тепла за счет теплопроводности и активного излучения.
2. Расчет режима ТО, обеспечивающей минимальные пластические деформации и заданные механические свойства.
3. Доработка конструкции термофиксатора и экрана по результатам расчета.
4. Проведение ТО секции ротора в сборе с доработанным термофиксатором по режиму, полученному расчетным путем.
5. Проведение верификации расчетной модели по результатам ТО секции ротора.
6. Проведение испытаний образцов на контроль механических свойств.
7. Проведение разгонных испытаний ротора КВД в сборе на стенде ФГУП ЦИАМ им. П. И. Баранова.

Нагрев секции ротора и оснастки происходит в вакууме за счет излучения от нагревателей печи 2 (рис. 1). Нагревается в первую очередь экран 3, затем тепло передается на ободную часть секции ротора 4, который закреплен в термофиксаторе 1. Секция ротора состоит из трех ступеней, сваренных между собой. Проанализировав процесс нагрева, а так же из законов передачи тепла излучением [1–5; 7], можно установить, что в первую очередь нагревается внешняя поверхность секции ротора (ободная часть) и внешняя поверхность термофиксатора. Затем тепло проходит внутрь конструкции за счет теплопроводности. По мере достижения температуры, предположительно, 700–750 °С, передача тепла происходит за счет теплопроводности и за счет активного излучения поверхностей конструкции друг на друга. Ободная часть секции расширяется в условиях жесткой фиксации, и, как следствие, коробятся полотно дисков всех ступеней, а, также фланец первой ступени, на котором стоит секция.

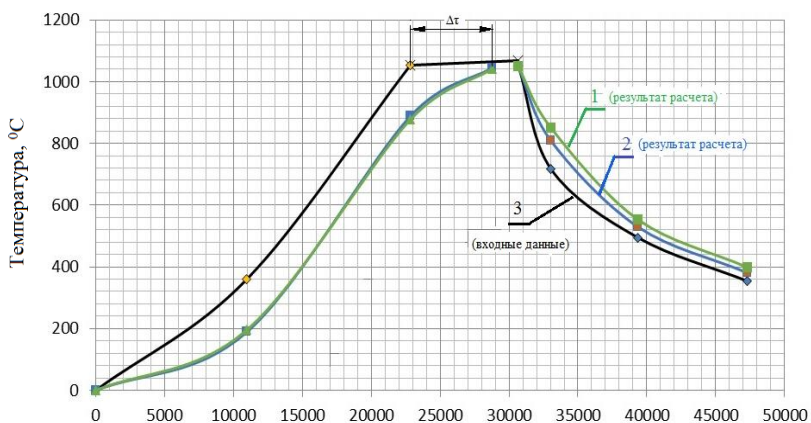
С использованием опыта термообработки секции роторов, смоделирована расчетная модель № 1 процесса нагрева и охлаждения методом конечных элементов [6; 8]. Для этого в конечно-элементную модель закладывались свойства жаропрочного материала на основе испытаний при различных температурах, задавались граничные условия — тепловой поток на внешнюю поверхность конструкции, задавались контакты между поверхностями, учитывающие теплопроводность и излучение.

На основе выполненных расчетов получены температурные градиенты, напряжения и значения деформации. На рисунке 2 показано значение температурных градиентов и отставание  $\Delta t$  внутренних поверхностей (ступичной части и полотен дисков) от внешней ободной части секции. Температурный градиент является причиной коробления секции ротора с переходом в область пластических деформаций.



**Рисунок 1.** Схема прогрева секции ротора КВД в сборе с термофиксатором:

1 — термофиксатор; 2 — нагреватели печи; 3 — экран; 4 — секция ротора; 5 — подложка; красным цветом обозначены векторы теплового потока за счет излучения, зеленым цветом вектор теплового потока за счет теплопроводности



**Рисунок 2.** Результат расчета температурного поля секции ротора:

1 — температура на ступице третьей ступени; 2 — температура на ступице первой ступени, 3 — температура на поверхности ободной части секции ротора

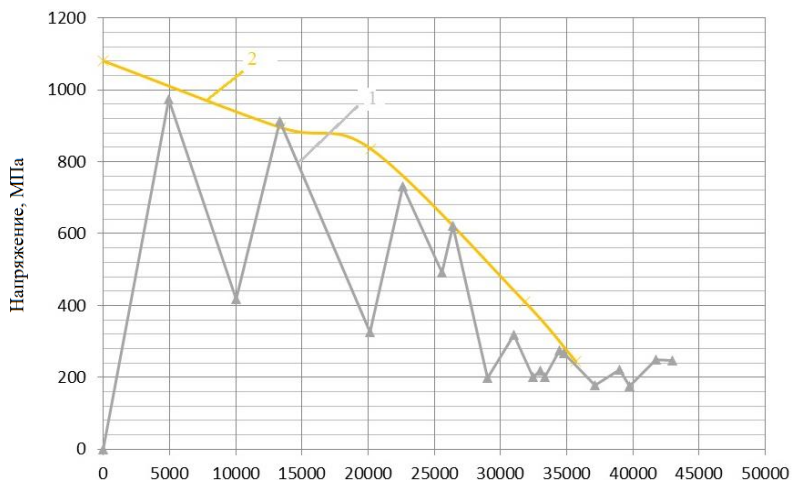
Выводы по расчетной модели №1:

- 1) Расчеты показали наличие температурных градиентов (порядка 200 °C) между ободной поверхностью и поверхностью ступиц в процессе нагрева до температур начала активного излучения, предположительно 700 °C.



- 2) Расчеты показали, что температурный градиент при нагреве вызывает напряжения, превышающие напряжения текучести жаропрочного материала, и, как следствие, пластические деформации элементов секции ротора.
- 3) Тепловой поток при нагреве на внешнюю поверхность ротора приводит к расширению внешнего контура секции ротора и, как следствие, к деформации фланца первой ступени секции ротора на этапе прогрева, так как это самый податливый и тонкий участок. Деформация фланца влечет за собой деформацию полотен диска.
- 4) Полученные в ходе расчета температурные градиенты на секции ротора позволили обоснованно ввести технологию ступенчатого нагрева всей конструкции.
- 5) Максимальная деформация секции ротора равна 6,1 %, возникает в области фланца нижней ступени.

После проведения серии расчетов с различными параметрами нагрева, разработана расчетная модель № 2, результаты которой представлены на рисунке 3. Разработан режим нагрева, обеспечивающий минимальное коробление секции ротора. При этом учитывали изменение напряжения текучести жаропрочного материала в зависимости от температуры в данный момент времени.



**Рисунок 3.** Изменение напряжения материала в зависимости от времени:

1 — максимальные напряжения в роторе (результат расчета); 2 — изменение напряжения текучести жаропрочного материала

Полученный в результате расчетов режим нагрева секции ротора был использован в ходе проведения эксперимента по термообработке в печи. Кроме того провели комплекс мероприятий по доработке конструкции термофиксатора и экрана. Все это в совокупности позволило снизить величину максимального коробления в несколько раз, до величины порядка 0,3 мм после ТО, что соответствует КД.

## **Выводы**

1. Расчеты показали, что передача тепла при нагреве от внешней поверхности секции ротора к внутренней поверхности приводит к появлению температурных градиентов, так как масса внутренней поверхности конструкции (ступичная часть полотна дисков, сухари термофиксатора) прогреваются медленней.
2. Из расчетов видно, что большой температурный градиент между внешними и внутренними поверхностями при нагреве вызывает напряжения, превышающие напряжения текучести жаропрочного материала и, как следствие, пластические деформации секции ротора.
3. Тепловой поток на внешнюю поверхность ротора приводит к расширению ободной части секции ротора и, как следствие, к деформации фланца первой ступени на этапе прогрева, так как это самый податливый и тонкий элемент. Деформация фланца влечет за собой деформацию полотен диска.
4. По результатам расчета разработан и предложен режим ступенчатого нагрева секции ротора, проведен эксперимент по термообработке в печи по предложенному расчетному режиму.
5. С целью обеспечения ступенчатого нагрева предложена и проведена доработка экрана, позволяющая обеспечить защиту от прямого излучения нагревателей печи и прямого обдува аргоном при охлаждении.
6. Результаты расчетной модели № 2 показывают отсутствие пластических деформаций, однако, эксперимент показывает наличие незначительной «уводки» до 0,3 мм на фланце, а также коробления полотен диска до 0,1–0,2 мм. Можно предположить, что данные коробления возникли из-за больших температурных градиентов при охлаждении. При этом значение коробления секции ротора не превышает допустимых значений по требованиям конструкторской документации.
7. Проведены механические испытания подкладываемых образцов, по результатам которых был сделан вывод о годности сборочной единицы и правильности выбранного режима ТО.
8. Предложенный режим ТО с выполненными доработками термофиксатора и экрана в комплексе позволили получить высокие показатели механических свойств и минимальные деформации сварной секции ротора. Впервые в

России собранный натуральный образец сварного ротора из жаропрочного сплава с предложенным режимом ТО успешно прошел испытания на разгонном стенде ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», программа испытаний выполнена и получены удовлетворительные результаты.

## Литература

1. *Невский А. С.* Лучистый теплообмен в печах и топках. — 2-е изд. — М.: Metallurgy, 1971.
2. *Зигель Р., Хауэлл Дж.* Теплообмен излучением. — М.: Мир, 1975.
3. *Юдаев Б. Н.* Теплопередача. — М.: Высшая школа, 1973.
4. *Исаченко В. П., Осипова В. А., Сукомед А. С.* Теплопередача. — М.: Энергия, 1975.
5. *Суринов Ю. А.* Об итерационно-зональном методе исследования и расчета локальных характеристик лучистого теплообмена // Теплофизика высоких температур. — 1972.
6. *Иванов Д. В., Доль А. В.* Введение в ANSYS WORKBENCH. Учебно-методическое пособие для студентов естественно-научных дисциплин. — Саратов, 2016.
7. *Свенчанский А. Д.* Электрические печи сопротивления, часть первая «Энергия». — М., 1975.
8. *Киселев А. И.* Справочник по тепловому анализу в ANSYS. — М., 2014.

*Н. В. Абраимов, А. Ю. Золотарева, М. С. Зарыпов*

Филиал АО «ОДК» «НИИД», Москва  
diagnostika@uecrus.com

## **ПРИМЕНЕНИЕ УПРОЧНЯЮЩИХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЛОПАТОК ТУРБОКОМПРЕССОРА ГТД**

*Аннотация.* В работе изложены результаты исследования влияния защитных покрытий на долговечность лопаток компрессора и турбины современных газотурбинных двигателей. Установлены возможности увеличения ресурса титановых лопаток компрессора путём восстановления геометрических размеров наплавкой и плазменным напылением износостойкого покрытия, существенного повышения предела выносливости ультразвуковой обработкой лопаток стальными шариками ШХ15 с изменённой структурой рабочего тела путём фазового наклёпа феррита, а также измельчением зерна структуры алюминидных покрытий на лопатках турбины термобарической обработкой. Установлены естественные ограничения толщины и шероховатости термобарьерных покрытий при электронно-лучевом напылении, а также улучшение долговечности титановых ( $\alpha + \beta$ )-,  $\gamma$ - и орто — сплавов при высокотемпературном окислении покрытий.

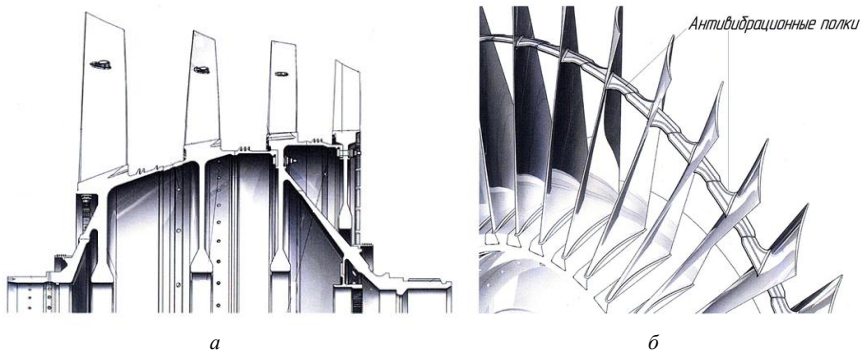
*Ключевые слова:* сплавы, покрытия, долговечность, структура, жаростойкость, остаточные напряжения, лопатки турбокомпрессора.

Долговечность лопаток турбины и компрессора современных ГТД в значительной степени зависит от сопротивляемости поверхностного слоя металла химическому и механическому разрушению при воздействии газового потока, циклических термических и термомеханических нагрузок. В производстве и при ремонте для обеспечения необходимой долговечности лопаток турбокомпрессора широкое применение нашли методы изменения структурного состояния поверхностного слоя с помощью механических и термомеханических воздействий, а также нанесения функциональных покрытий [1–4].

В процессе эксплуатации лопаток компрессора низкого давления (КНД) с бандажными полками (рис. 1) наблюдается естественный износ износостойкого покрытия ВК-25М, трещины, сколы, выкрашивание карбидных частиц.

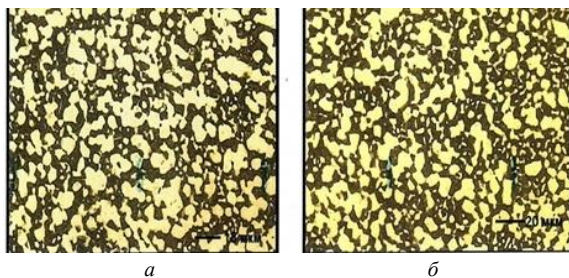
Для увеличения ресурса нами разработана промышленная технология восстановления размеров наплавкой на контактные поверхности бандажных полок титанового сплава ВТ20 в среде аргона с последующим газотермическим напылением износостойкого покрытия ВК-25М.

В результате совокупности производимых операций: механической, сварочной, термической и газотермической обработки на лопатках компрессора из сплава ВТ3-1

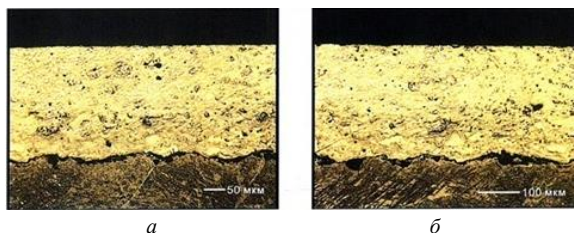


**Рисунок 1.** Объёмная модель ротора КНД (а) и антивибрационные полки (б)

восстановлены размеры и износостойкое покрытие на бандажных полках, подтверждены стандартные характеристики структуры и свойств материала лопаток и покрытия, соответствующие установленным стандартам качества (рис. 2, 3). Технология запатентована и рекомендована для применения при восстановлении работоспособности лопаток на второй ресурс.



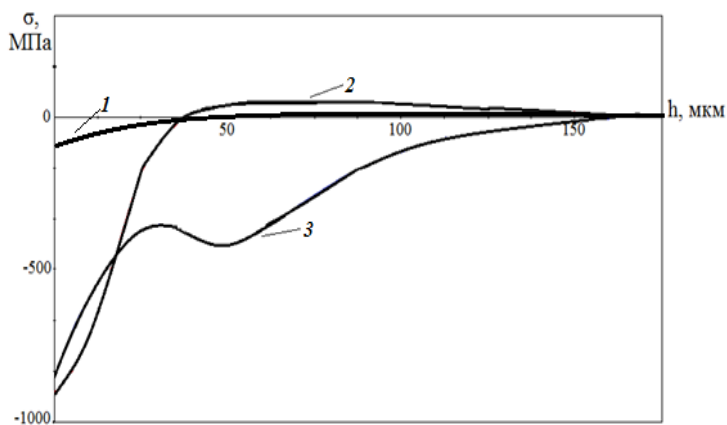
**Рисунок 2.** Микроструктура сплава ВТ3–1 лопатки КНД со стороны корыта (а) и спинки (б) после ремонта



**Рисунок 3.** Микроструктура покрытия ВК-25М на лопатках КНД со стороны корыта (а) и спинки (б) после ремонта

Для титановых лопаток компрессора высокого давления (КВД) нами разработана оригинальная технология повышения долговечности методом поверхностного пластического деформирования ультразвуковой обработкой пера лопаток стальными шариками ШХ15 с использованием явления фазового наклепа материала рабочего тела.

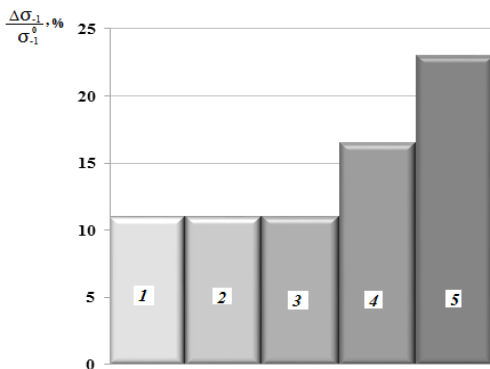
Оптимизацией структуры рабочего тела и режимов обработки нами достигнуто благоприятное распределение сжимающих напряжений (рис. 4), минимизированы параметры шероховатости, обеспечившие повышение предела выносливости титановых лопаток из сплава ВТ8М-1 на 17–18 % (рис. 5).



**Рисунок 4.** Распределение остаточных напряжений по глубине образцов из сплава ВТ8М-1 в исходном состоянии (1), после ультразвуковой обработки (УЗО) закаленными (2) и отпущенными стальными шариками (3)

На сегодняшний день достигнутые результаты существенно выше широко применяемых методов поверхностного упрочнения титановых лопаток компрессора пневмогидрогалтовкой и виброгалтовкой.

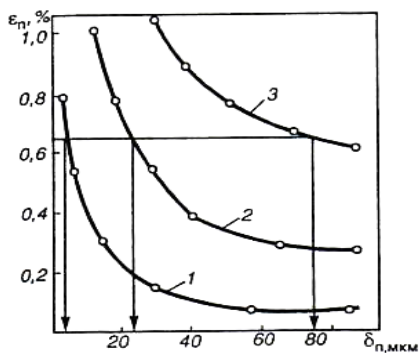
На лопатках турбин современных газотурбинных двигателей широко применяются покрытия, базирующиеся на хрупких интерметаллидах NiAl и Ni<sub>3</sub>Al, которые отличаются высокой хрупкостью при низких и средних температурах. На пластичность покрытий большое влияние оказывает химический состав, структура и толщина покрытий. Диаграммы пластичности алюминидных покрытий, получаемых различными способами, подтверждают зависимость пластичности от состава и структуры покрытия (рис. 6). Так, например, в первом случае мы имеем дело с покрытием, содержащим около 50 %ат. алюминия, что практически соответствует стехиометрическому составу  $\beta$  — фазы, во втором случае — 44–45 %ат. алюминия, при этом покрытие также состоит из  $\beta$  — фазы, а в третьем случае покрытие содержит



**Рисунок 5.** Влияние способов поверхностного упрочнения лопаток компрессора из титановых ( $\alpha + \beta$ ) сплавов на приращение предела выносливости:

1 — пневмогидродробеструйная обработка стеклянными шариками  $\varnothing 0,5$  мм и объемное виброшлифование в среде из шариков и абразива; 2 — виброгалтовка стальными шариками и виброшлифование в среде из шариков и абразива; 3 — пневмогидродробеструйная обработка стальными шариками  $\varnothing 0,1-0,2$  мм и виброшлифование в среде из шариков и абразива; 4 — многослойное покрытие системы Ti-Ti<sub>2</sub>N-TiN толщиной 12–16 мкм; 5 — ультразвуковая обработка стальными шариками ШХ15 в состоянии среднего отпуска.

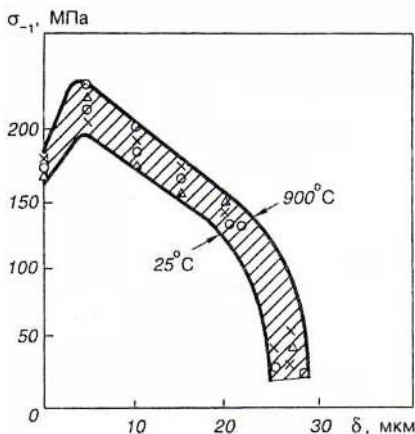
34–35 %ат. алюминия и становится двухфазным,  $\beta$  — NiAl +  $\gamma'$  — Ni<sub>3</sub>Al и пластичность покрытия резко возрастает. Такие диаграммы позволяют обоснованно назначать предельные допустимые значения толщины слоя при известных значениях деформации лопаток при работе на двигателе (рис. 6). Однако для всех покрытий увеличение толщины слоя всегда сопровождается снижением пластичности.



**Рисунок 6.** Диаграмма пластичности алюминидных покрытий, полученных в порошковых смесях, % масс:

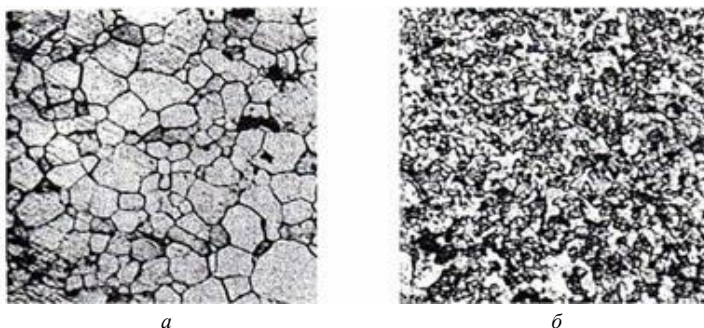
1 — (15Al — 83Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> — 2NH<sub>4</sub>Cl); 2 — [98(50Al-50Fe)-2NH<sub>4</sub>Cl]; 3 — (4Al-46Cr-50Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>).

Толстые покрытия существенно снижают предел выносливости лопаток турбины (рис.7) и вязкость разрушения жаропрочных сплавов.



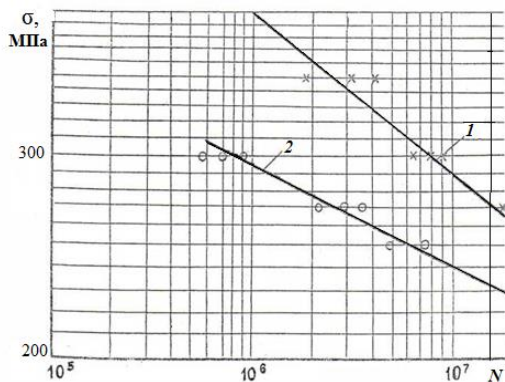
**Рисунок 7.** Влияние толщины алюминидного покрытия на предел выносливости лопаток турбины из сплава ЖС6У

Для каждого покрытия можно установить температуру, при которой происходит резкое увеличение пластичности. С использованием этого явления нами разработаны оригинальные технологии горячего пластического деформирования алюминидных покрытий, позволяющие получить тонкую субзеренную структуру интерметаллидов алюминия (рис. 8) и тем самым на 25–30 МПа повысить без больших усилий предел выносливости при многоцикловой (рис. 9) и малоцикловой термической усталости лопаток турбин (таблица 1).

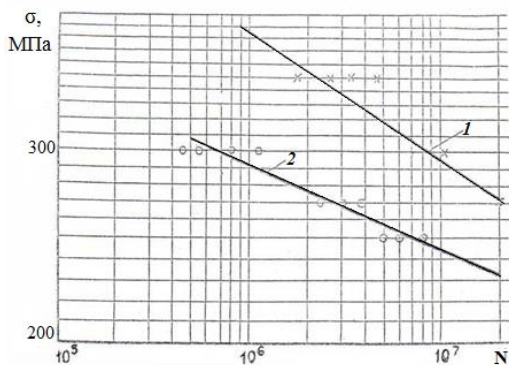


**Рисунок 8.** Структура алюминидного покрытия до (а) и после (б) термомеханической обработки.





*a*



*б*

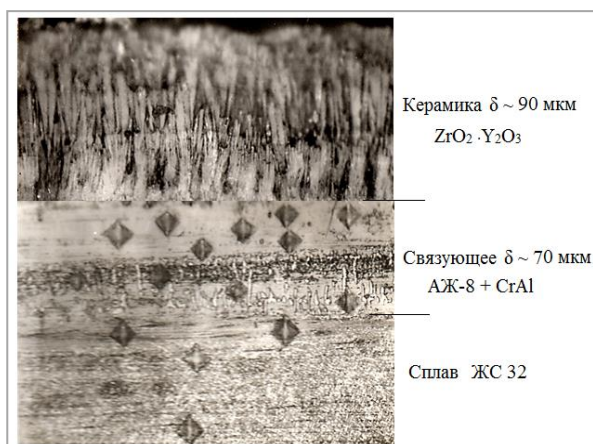
**Рисунок 9.** Кривые усталости лопаток турбины высокого (*a*) и низкого давления (*б*) с алюминидным покрытием после (1) и до (2) термомеханической обработки

Используя такие подходы, нами для измельчения зерна структуры алюминидных покрытий в качестве рабочего тела предложено использование нейтрального газа аргона. Аргон не растворяется в металле и оказывает механическое воздействие на покрытия при газостатировании. В этом случае измельчение зерна структуры покрытия происходит путем пластического деформирования покрытия в режиме диффузионной ползучести. Одновременно при газостатировании покрытий (ГИП) происходит залечивание микропор, которые неизбежно присутствуют при нанесении современных многослойных комбинированных покрытий. ГИП-покрытий обеспечивает повышение усталостной прочности лопаток на те же 25–30 МПа, которые получены при термомеханической обработке лопаток с покрытиями.

**Результаты сравнительных термоциклических испытаний на  
газодинамическом стенде образцов — лопаток турбины из сплава ЖС 32  
(1100 °С ↔ 300 °С)**

№ п/п	Связующее покрытие	Число циклов до растрескивания
1	Диффузионное покрытие системы Ni — Cr — Al — Y	7493
2	Плазменное покрытие системы Ni — Cr — Al — Y	7602
3	Плазменное покрытие системы Ni-Al-Si-Y	7810
4	Комбинированное плазменно-диффузионное покрытие системы Ni-Cr-Al-Ta-Hf-Si-Y	15267

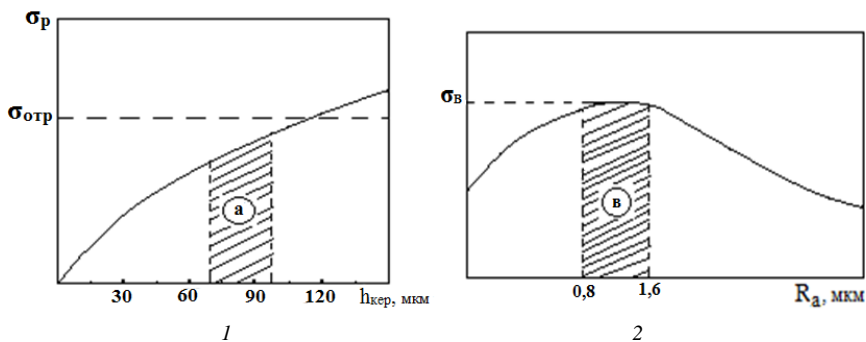
Жаростойкие металлические покрытия имеют важное значение как связующее звено между керамическим термобарьерным покрытием и защищаемым жаропрочным сплавом. Типичная структура современного термобарьерного покрытия представлена на рис. 10.



**Рисунок 10.** Структура термобарьерного покрытия на сплаве ЖС 32

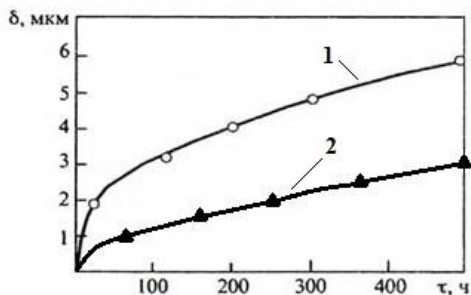
Основной проблемой термобарьерного покрытия является откалывание слоя керамики от металлического связующего покрытия, которое зависит от параметров шероховатости, толщины слоя керамики и скорости роста оксидной плёнки на границе между керамическим слоем и связующим покрытием (рис. 11, 12). При увеличении

толщины слоя керамики наблюдается нарастание термических напряжений в керамике, которые могут превысить напряжения отрыва керамики от металла. Механической адгезии становится недостаточно для удержания керамики. В то же время высокая шероховатость металлической поверхности под керамикой вызывает повышенную пористость на границе раздела металл-керамика и снижение адгезии керамики к металлу. Поэтому на практике существуют вполне обоснованные ограничения толщины слоя керамики (примерно 100–120 мкм) и оптимальные значения шероховатости при подготовке поверхности деталей под электронно-лучевое напыление керамики (примерно  $R_a = 0,8–1,6$  мкм).



**Рисунок 11.** Влияние толщины слоя керамики на  $\sigma_{отр}$  (1) и шероховатости связующего покрытия (2):

а — область рекомендуемых толщин, в — область рекомендуемой шероховатости



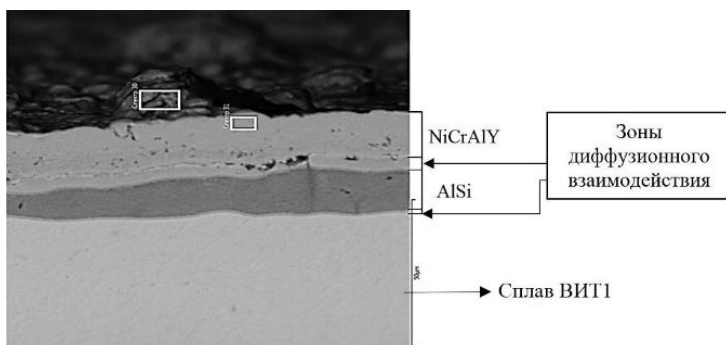
**Рисунок 12.** Кинетика изменения толщины оксидной плёнки на границе связующего металлического и керамического слоев термобарьерного покрытия на сплаве ЖС32 при температуре 1100 °С.

1 — хромирование + ( $ZrO_2 \cdot Y_2O_3$ ); 2 — комбинированное плазменно-диффузионное покрытие ( $NiCrAlTaWHfSiY$ )+( $ZrO_2 \cdot Y_2O_3$ )

Путем применения комплексного легирования и целенаправленного микролегирования связующего покрытия можно почти на порядок уменьшить скорость роста и, стало быть, адгезию межслойной оксидной плёнки и тем самым снизить уровень напряжений и вероятность скалывания керамики. Важнейшим фактором, влияющим на скалывание керамического слоя термобарьерного покрытия, является скорость конденсации керамики. Известно, что при скорости конденсации больше 1 мкм/мин наблюдается появление микротрещин длиной 1–2 мм и более, что неизбежно сопровождается резким снижением термостойкости [5]. Таким образом, высокие температуры (выше 900 °С) и скорости конденсации керамики отрицательно сказываются на долговечности лопаток турбин с ТЗП.

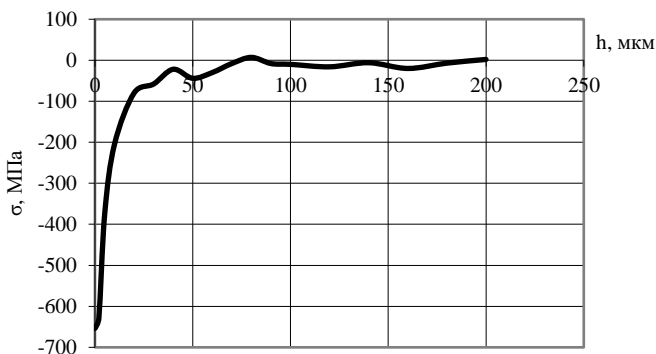
Для уменьшения массы конструкции турбины в перспективных ГТД широко рассматривается и исследуется возможное применение титановых орто- и гамма и  $\gamma$  — сплавов систем  $Ti_2AlNb$  и  $\gamma$  —  $TiAl$ .

До температуры 550–600 °С титан и его сплавы достаточно хорошо защищает пассивная оксидная пленка, однако при температурах выше 650–700 °С  $\alpha$ , ( $\alpha + \beta$ ), орто- и  $\gamma$  — сплавы интенсивно окисляются. Для защиты от газовой коррозии интерметаллидных титановых сплавов нами предлагаются защитные покрытия систем  $(AlSi) + (Ni-Cr-Al-Y)$ . Такие системы достаточно широко применяются для защиты деталей из жаропрочных никелевых сплавов. Типичная структура такого покрытия представлена на рис. 13.



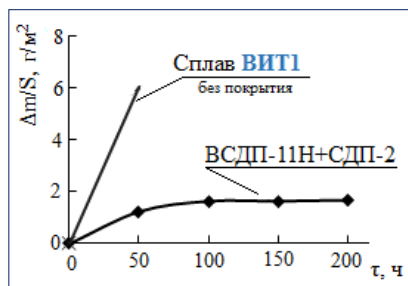
**Рисунок 13.** Микроструктура двухстадийного покрытия  $(AlSi)+(NiCrAlY)$  после окисления при температуре 700 °С, в течение 200 ч

В покрытии формируются остаточные сжимающие напряжения (рис. 14), которые могут способствовать улучшению долговечности. Частицы силицидов эффективно тормозят диффузию ионов титана на границу с газовой средой и, тем самым, способствуют повышению срока службы лопаток турбин.

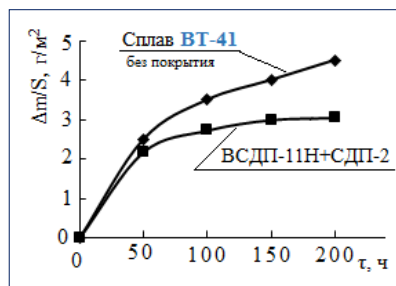


**Рисунок 14.** Распределение остаточных напряжений по глубине покрытия на сплаве ВИТ1

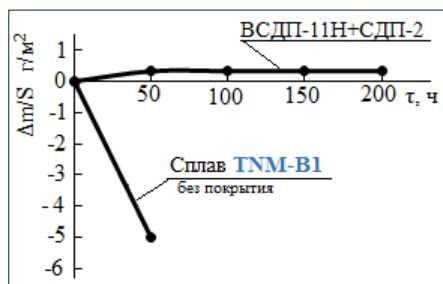
Испытаниями образцов из сплавов ВИТ1, ВТ-41, ТНМ-1 с покрытием системы (Al-Si)+(Ni-Cr-Al-Y) на жаростойкость при температуре 700 °С в условиях изотермического окисления на воздухе установлено, что на всех исследованных сплавах наблюдается существенное повышение сопротивляемости окислению (рис. 15).



а



б



в

**Рисунок 15.** Кинетика окисления сплавов ВИТ1 (а), ВТ-41 (б), ТНМ-В1 (в) с покрытием (Al-Si)+(Ni-Cr-Al-Y) ВСДП-11Н+СДП-2 при температуре 700 °С на воздухе

## Выводы

1. Разработана промышленная технология восстановления геометрических размеров бандажных полок лопаток КНД из сплава ВТ3–1 при ремонте наплавкой титанового сплава ВТ20 и износостойкого покрытия ВК-25М на второй ресурс.
2. Подтверждено положительное влияние измельчения зерна структуры алюминидных покрытий на долговечность лопаток турбин.
3. Установлено, что использование явления фазового наклёпа феррита в структуре стали ШХ15 позволяет существенно без больших затрат продвигаться в повышении предела выносливости лопаток компрессора из жаропрочных титановых ( $\alpha + \beta$ ) сплавов.
4. Жаропрочные титановые интерметаллидные орто- и  $\gamma$  — сплавы нуждаются в эффективной защите от газовой коррозии при температуре нагрева 700 °С и выше.

## Литература

1. *Абраимов. Н. В., Золотарева А. Ю.* Влияние высокотемпературных покрытий на характеристики надёжности лопаточных элементов ГТД // *Электromеталлургия*. — 2019. — № 6. — С. 24–32.
2. *Каблов Е. Н.* Литье оснастки газотурбинных двигателей (сплавы, технологии, покрытия). — М.: Наука, 2006. — 633 с.
3. *Будиновский С. А., Матвеев П. В., Смирнов А. А., Чубаров Д. А.* Исследование теплозащитных покрытий для рабочих лопаток турбин из жаропрочных никелевых сплавов с внешним магнетронным керамическим слоем // *Электromеталлургия*. — 2019. — № 1. — С. 3–10.
4. *Штрель М. А.* Разрушение. Кн. 2. Разрушение структур. — М.: Изд. Дом МИСиС, 2015. — 976 с.
5. *Трофименко А. А., Гречанюк Н. И., Зуев Г. И., Павленко В. Н., Бирюков И. М., Филатов В. И.* Структура и некоторые свойства теплозащитных покрытий лопаток ГТД // *Сб. Электронно-лучевые и газотермические покрытия*. — Киев: ИЭС им. Е.О. Патона, 1988. — С. 13–18.

# ПРОЧНОСТЬ, НАДЕЖНОСТЬ И РЕСУРС АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

---

УДК 533.6 + 629.7

*В. А. Давидчук, И. О. Голиков, А. В. Лубенченко*

Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург  
vka@mil.ru

## МОДЕЛЬ ДИНАМИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ОБЛАКА ЧАСТИЦ НА ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*Аннотация.* Представлены оценочные расчеты характера взаимодействия летательного аппарата с облаком частиц, направленные на создание доступной и оперативной методики расчета динамического воздействия частиц дисперсного образования на элементы конструкции летательного аппарата, основанной на выполненных ранее численных исследованиях, а также зависимостях, полученных при выполнении физических экспериментов.

### Введение

В настоящее время беспилотные летательные аппараты (далее — БЛА) имеют широкий диапазон применения, в том числе в разведывательном ударном комплексе для решения разнохарактерных задач в условиях, когда применение пилотируемой авиации невозможно.

На сегодняшний день проблема борьбы с БЛА очень актуальна, так как летательные аппараты становятся все меньше в размерах, но с достаточной грузоподъемностью, чтобы нести на себе различное оборудование для атаки целей с воздуха, наблюдения, постановки помех и т. п. Также существуют разработки, позволяющие группироваться нескольким летательным аппаратам в организованную стаю (рой), что затрудняет воздействие по ним существующими средствами поражения и подавления.

Наиболее дешевым и простым способом противодействия БЛА является воздействие искусственно созданным облаком частиц на аэродинамические характеристики БЛА и на работу его двигательной установки.

Выполненные исследования численных и физических экспериментов обеспечили возможность проведения оценочных расчетов характера взаимодействия беспилотного летательного аппарата (БЛА) самолетного типа, нацеленного на объекты РКК с заградительным дисперсным образованием. Такого рода расчеты направлены на создание доступной и оперативной методики обоснования достижимых характеристик заградительного дисперсного образования системы защиты РКК, построенной на основе выбросных генераторов дисперсных сред.

В основе методики лежит система уравнений движения БЛА в атмосфере с локальными образованиями дисперсных сред, создаваемых выбросными контейнерами, а также расчеты значений показателя защищенности по соотношениям, полученным в [1].

### Постановка задачи



**Рисунок 1.** БЛА мультироторного типа «Веер» компании ЭНИКС

При описании процесса взаимодействия летательного аппарата с защитным экраном использовались следующие характеристики БЛА мультироторного типа «Веер» компании ЭНИКС (рис. 1). Описание движения БЛА в атмосфере возможно лишь при знании аэродинамических характеристик  $C_x = C_x(Re)$ ,  $C_y = C_y(Re)$ , которых в доступной литературе не обнаружено. Поэтому

первым этапом оценочных расчетов стали поиски выражений для этих характеристик, обеспечивающих устойчивый полет БЛА в невозмущенной атмосфере с геометрическими и режимными параметрами, показанными на рисунке 1.

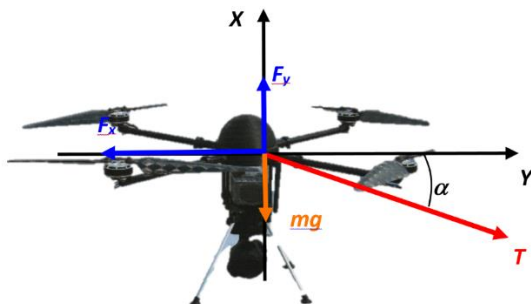
Т а б л и ц а 1

#### Геометрические и режимные параметры БЛА «Веер»

Длина, м	0,28
Высота, м	0,22
Размах крыла, м	0,37
Масса, кг	3
Диапазон высот полета, м	0–3 000
Максимальная скорость, км/ч	50
Масса полезной нагрузки, кг	до 3
Радиус действия, км	10
Тяга двигателя, Н	1 200
Продолжительность полета, с	3 600



Для этого, в соответствии с расчетной схемой, показанной на рисунке 2,



**Рисунок 2.** Расчетная схема движения БЛА

в среде Matlab была реализована система уравнений:

$$\left. \begin{aligned}
 m \frac{d^2}{dt^2} x &= 4T \cdot \cos(\alpha) - C_x \frac{\rho \cdot u^2}{2} \cdot f \cdot (1 + \sin|\alpha|) \\
 \frac{d}{dt} x &= u \\
 C_x &= C_x(\text{Re}) \\
 T &= T_0 \\
 m \frac{d^2}{dt^2} y &= 4T \cdot \sin(\alpha) + C_y \frac{\rho \cdot u^2}{2} \cdot (f_n) - mg \\
 C_y &= 2\pi \cdot \sin(\alpha) \\
 \frac{d}{dt} y &= v
 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

со следующими начальными условиями: масса БЛА  $m$  — 5 кг, тяга двигателя T-1200 Н, площадь миделя  $f$  — 0,3 м<sup>2</sup>, начальная высота полета  $y_0$  — 1 м, площадь лопасти  $f_n$  — 0,15 м<sup>2</sup>, скорость полета  $u_0$  — 8,3 м/с, плотность воздуха  $\rho$  — 1,28 кг/м<sup>3</sup>, вертикальная скорость  $v_0$  — 3 м/с, угол атаки  $\alpha$  — 2,845 град.

При этом в качестве базового значения для определения  $C_y$  принималось значение  $C_y = 2\pi \cdot \sin(\alpha)$  для коэффициента подъемной силы пластины, а значение  $C_x$  подбиралось на основе соблюдения горизонтальности полета БЛА.

### Метод расчета и его верификация

Для расчета используем схему с настраиваемыми диссипативными свойствами [2, 3] в конечно-объемной реализации CDP2 [4].

При расчетах горизонтальность полета при указанных выше начальных условиях достигалась при следующих значениях аэродинамических характеристик:

$$C_x = 0,15; C_y = 0,112.$$

Во второй части выполненных расчетов проводилось исследование влияния дискретного образования защитной среды на траектории полета БЛА. Такое образование задавалось на основе выполненных численных исследований [5]. Для этого были использованы зависимости, полученные при выполнении физических экспериментов [6, 7].

Зависимость угла атаки для полета БЛА при его взаимодействии с защитным экраном и за ним выполнялась по соотношению

$$\alpha = \arctg\left(\frac{v}{u}\right), \quad (2)$$

Значение коэффициента сопротивления задавалось по полученной в физических экспериментах зависимости

$$C_x = \frac{900}{Re}, \quad (3)$$

для вычисления которой число  $Re$  рассчитывалось с использованием зависимости приведенной плотности среды

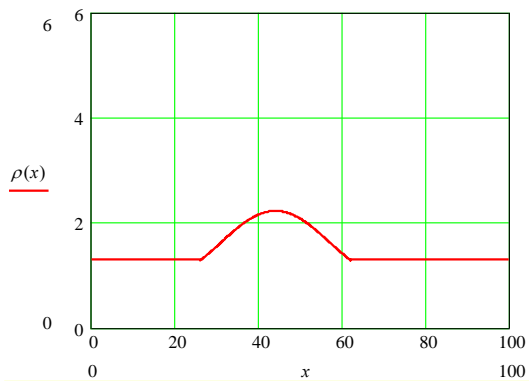
$$\rho(x) = \rho_1 \Pi(x) + (1 - \Pi(x)) \rho_2, \quad (4)$$

текущего значения скорости  $u$ , получаемого в процессе интегрирования системы уравнений.

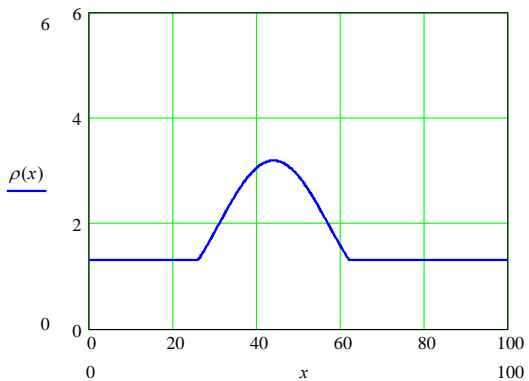
Результаты этих расчетов показаны на рисунках 3 и 4.

Анализ полученных оценочных расчетов показывает:

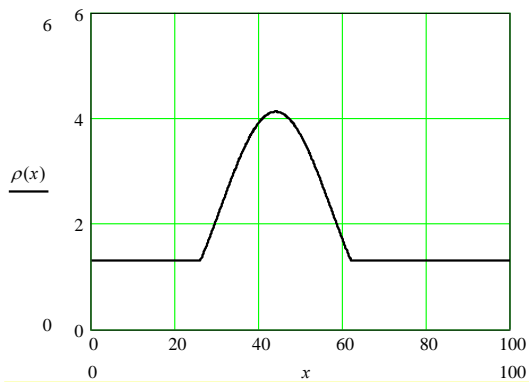
1. БЛА, попадая в зону дисперсного образования, испытывает сильные перегрузки, приводящие к резкому снижению скоростного режима, который при имеющейся у БЛА самолетного типа силовой установке не может быть восстановлен.
2. Взаимодействие БЛА с плотным защитным облаком приводит к существенному росту угла атаки, на который система управления БЛА не рассчитана. В результате чего наблюдается неизбежная потеря управляемости движения.
3. Значительное увеличение резкого нарастания скоростного напора, которое должно сопровождаться потерей прочности планера (в расчетах не исследовалось).
4. Взаимодействие двигательной установки БЛА с дисперсным образованием должно привести к засорению и повреждению двигательной установки и, как результат, выходу ее из строя (в расчетах не исследовалось).



a



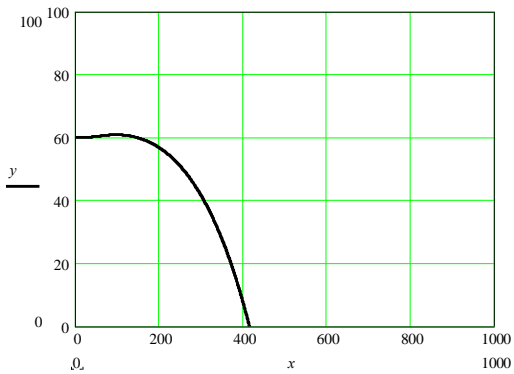
b



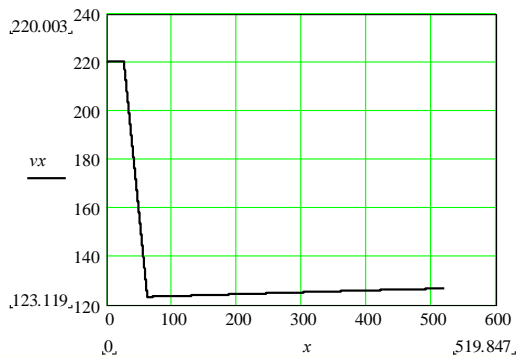
v

**Рисунок 3.** Графики изменения плотности частиц:

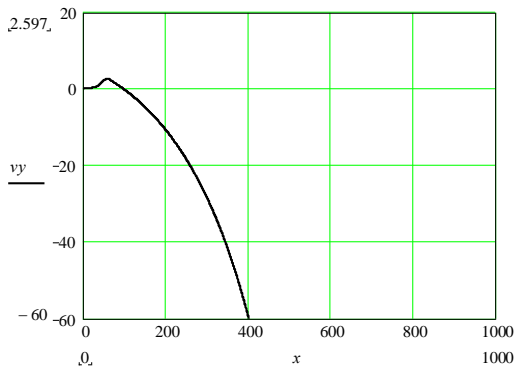
a —  $\rho_{\max} = 2,5 \text{ кг/м}^3$ ; б —  $\rho_{\max} = 3 \text{ кг/м}^3$ ; в —  $\rho_{\max} = 4,3 \text{ кг/м}^3$



*a*



*б*

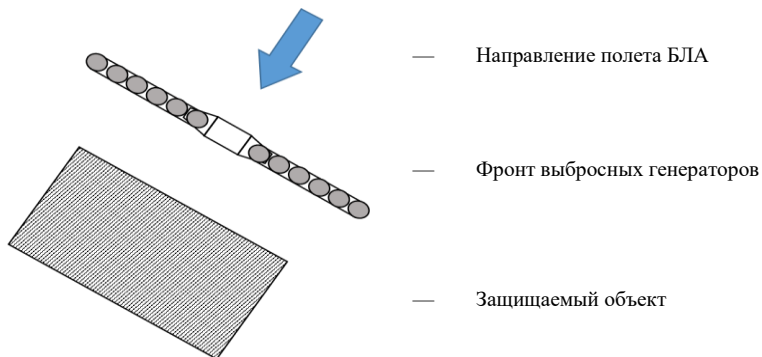


*в*

**Рисунок 4.** Результаты расчета условий полета БЛА в облаке частиц при  $\rho_{\max} = 4,3 \text{ кг/м}^2$ :

*a* — нарушение горизонтальности; *б* — снижение скорости; *в* — нарушение управляемости

Таким образом, пролет БЛА сквозь оседающее двухфазное образование с максимальной плотностью от  $6 \text{ кг/м}^3$  до  $2 \text{ кг/м}^3$  в самом удачном для БЛА случае не позволит ей пролететь дальше 800 м от зоны развертывания системы защиты. Следовательно, по направлению возможного подлета следует создать фронт выбросных генераторов с перекрытием диаметров оседающих дисперсных образований (рис. 8) и вынести его за район защищаемой зоны на расстояние больше 1 км.



**Рисунок 5.** Схема размещения выбросных генераторов

Успешность функционирования заградительного дисперсного образования системы защиты подразумевает использование в контуре ее средств управления сигналов оповещения и информирования о траекторных параметрах средств поражения противника.

Для эффективного функционирования выбросного экрана выбросные генераторы должны быть расположены в несколько эшелонов вдоль сектора стрельбы, с перекрытием зон образования и оседания султанов.

### **Заключение**

В работе выполненные исследования численных и физических экспериментов обеспечили возможность проведения оценочных расчетов характера взаимодействия БЛА с заградительным дисперсным образованием. Такого рода расчеты направлены на создание доступной и оперативной методики обоснования достижимых характеристик заградительного дисперсного образования средства защиты охраняемого объекта, построенной на основе выбросных генераторов дисперсных сред.

Расчеты проводились с целью исследования влияния дискретного образования заградительной дисперсной среды на траектории полета БЛА. Такое образование задавалось на основе выполненных ранее численных исследований, а также были использованы зависимости, полученные при выполнении физических экспериментов.

Анализ полученных оценочных расчетов показывает, что БЛА, попадая в зону дисперсного образования, испытывает сильные перегрузки, приводящие к резкому снижению скоростного режима, который при имеющейся у БЛА силовой установке не может быть восстановлен.

Взаимодействие БЛА с плотным защитным облаком приводит к существенному росту угла атаки, на который система управления БЛА не рассчитана. В результате чего происходит неизбежная потеря управляемости движения.

Значительное увеличение резкого нарастания скоростного напора должно сопровождаться потерей прочности планера (в расчетах не исследовалось).

Дальнейшие исследования направлены на исследование прочностных характеристик БЛА к воздействию дисперсных частиц.

## Литература

1. Макаренко С. И., Иванов М. С. Сетевая война — принципы, технологии, примеры и перспективы. Монография. — СПб.: Научное издание, 2018. — 898 с.
2. Давидчук В. А., Лагун А. В., Садин Д. В., Голиков И. О. Методика обоснования генераторов заградительных дисперсных образований от воздействия факторов различной физической природы // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского / Под общ. ред. Ю. В. Кулешова. — СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского. — Вып. 671. — С. 296–302.
3. Садин Д. В. TVD-схема для жестких задач волновой динамики гетерогенных сред негиперболического неконсервативного типа // Журнал вычислительной математики и математической физики. — 2016. — Т. 56, № 12. — С. 2098–2109.
4. Садин Д. В. Схемы с настраиваемыми диссипативными свойствами для численного моделирования течений газа и газовзвесей // Математическое моделирование. — 2017. — Т. 29, № 12. — С. 89–104.
5. Садин Д. В. Применение схемы с настраиваемыми диссипативными свойствами к расчету течений газа с развитием неустойчивости на контактной границе // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. — 2018. — Т. 18, № 1. — С. 153–157.
6. Лагун А. В., Козлов В. В., Кукушкин И. О. и др. Моделирование взаимодействия дисперсных образований с объектами, пролетающими через них // III Всероссийская научно-практическая конференция «Современные проблемы создания и эксплуатации вооружения, военной и специальной техники». — СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. — Т. 1. — С. 159–163.
7. Давидчук В. А., Лагун А. В., Козлов В. В., Антропова А. В. Особенности математического моделирования процесса создания дисперсных заградительных экранов для защиты площадных объектов // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского / Под общ. ред. Ю. В. Кулешова. — СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского. — Вып. 672. — С. 188–194.

*К. Э. Акопян, С. Ф. Уваев, А. Ф. Цихоцкий*

## **АНАЛИЗ ОСНОВНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВ2-117, ОПРЕДЕЛЯЮЩИХ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИХ БЕЗОПАСНОГО ПРИМЕНЕНИЯ НА ВЕРТОЛЕТАХ СЕМЕЙСТВА МИ-8**

*Аннотация.* В работе проанализирован ряд эксплуатационных факторов, оказывающих непосредственное влияние на эффективность использования вертолетов Ми-8Т, П, ПС. Исследованы критерии, определяющие уровень безопасности полетов в части, касающейся двигателей ТВ2-117А(АГ). На основании объективных данных сделан вывод об уровне безопасности, достигнутом на рассматриваемых типах двигателей по результатам их летной и технической эксплуатации. Предложен способ комплексной оценки по приведенным коэффициентам безотказности. Проведен анализ топливной эффективности двигателей ТВ2-117А(АГ). Обоснована актуальность продолжения безопасной и эффективной эксплуатации вертолетов Ми-8Т, П, ПС с двигателями ТВ2-117А(АГ).

### **Введение**

Основой транспортной инфраструктуры в Заполярье, на Дальнем Востоке и в других труднодоступных районах Российской Федерации является авиационный транспорт. Это обусловлено чрезвычайно сложными географическими и климатическими условиями этих регионов. Более 2 млн наших сограждан живут за полярным кругом, почти 7 млн — в тех районах Дальнего Востока, проведение в которые железных дорог необоснованно дорого [1].

Вертолеты являются важнейшим, а в большинстве случаев единственным связующим звеном, осуществляющим социально значимые перевозки, к которым относятся выполнение санитарных заданий, транспортировка пассажиров и различных грузов, обеспечение нужд избирательных кампаний и многое другое. Ведущая роль вертолетной техники в обеспечении транспортной связанности регионов объясняется в том числе значительной деградацией аэродромной сети. Сейчас в государственном реестре аэродромов и вертодромов гражданской авиации Российской Федерации числится всего 241 аэропорт [2], в то время как на 1991 год в РСФСР насчитывалось 1 450 аэропортов.

По количеству аэродромов Россия с населением около 147 млн человек и площадью 17 млн км<sup>2</sup> сопоставима с такими странами, как Гватемала (291 аэродром, население 17 млн человек, площадь — 0,1 млн км<sup>2</sup>) и Швеция (231 аэродром, население 10 млн человек, площадь — 0,5 млн км<sup>2</sup>). Не анализируя причины таких особенностей, необходимо сделать следующий очевидный вывод: в условиях низкой плотности отечественной аэродромной сети единственным (как минимум на ближайшие

десятилетия) возможным способом организации транспортной инфраструктуры отдаленных регионов России являются вертолеты.

В данных условиях ключевым объектом в авиатранспортной системе регионов является вертолет Ми-8Т, давно зарекомендовавший себя как лучший в мире в своем классе. Он стал символом успехов отечественной авиационной промышленности. В Государственном реестре гражданских воздушных судов числится 862 вертолета Ми-8 модификаций Т, П, ПС. Кроме того, в этот реестр занесен 391 вертолет модификаций МТВ-1, АМТ, а также Ми-171, являющиеся продуктами дальнейшей модернизации семейства Ми-8.

При рассмотрении перспектив модернизации существующего парка на первый план выходит объективный анализ показателей безопасности полетов вертолетов Ми-8 различных модификаций. В ФГУП ГосНИИ ГА были рассмотрены и проанализированы показатели безопасности полетов вертолетов Ми-8 различных модификаций, занесенных в Государственный реестр Российской Федерации. Фактические показатели безопасности полетов вертолетов Ми-8 МТВ-1, АМТ и Ми-171 значительно уступают показателям безопасности полетов вертолетов Ми-8Т, П, ПС. Опыт длительной эксплуатации показал, что вертолеты Ми-8Т, П, ПС обеспечивают более высокий уровень выживаемости для членов экипажа и пассажиров в случае неблагоприятного исхода полета. Сопоставление показателей безопасности полетов за период 2008–2017 годов вертолетов семейства Ми-8 рассматриваемых модификаций приведено в таблице.

Т а б л и ц а

**Показатели безопасности полетов вертолетов семейства Ми-8Т, П, ПС в сравнении с Ми-8МТВ-1 Ми-171 гражданской авиации РФ за период 2008–2017 гг.**

№ п/п	Показатель	Вертолеты Ми-8 (Ми-8, Ми-8Т, Ми-8П, Ми-8ПС)	Вертолеты (Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ, Ми-171)
1	Налет за период 2008–2017, летных часов	2 646 615	765 721
2	Количество авиационных катастроф	16	7
3	Количество авиационных катастроф на 100 000 часов полета ( $K_{100\,000}$ )	0,60	0,91
4	Налет на смертельное ранение (РСР), летных часов*	333 300	153 846
5	Коэффициент выживаемости**	77 %	59 %

Примечания: \* — налет на смертельное ранение (риск смертельного ранения, РСР) — количество летных часов, которое налетывает парк вертолетов на одну смерть члена экипажа или пассажира в результате авиационного происшествия. Для лучших западных вертолетов находится в зоне около 200 000 л. ч. Как видно из данных таблицы, «устаревшие» отечественные вертолеты превосходят по этому показателю западные вертолеты, а «новые» — практически вдвое хуже «устаревших» вертолетов и уступают лучшим западным образцам.



\*\* — коэффициент выживаемости — процентное отношение количества выживших членов экипажа и пассажиров, находившихся на борту вертолета, потерпевшего авиационное происшествие.

Показатели надежности эксплуатации находятся в аналогичном соотношении: за период 2008–2017 годов налет на инцидент по технической причине составлял: для вертолетов типа Ми-8 Ми-8Т, П, ПС — 7 800 часов, а для вертолетов типа Ми-8МТВ-1 — 2 300 часов, Ми-8АМТ — 3 250 часов.

Поскольку показатели безопасности и надежности вертолета в значительной мере обеспечивают используемые двигатели, то остановимся на анализе показателей двигателей ТВ2-117, во многом определяющих возможность безопасной и экономически обоснованной эксплуатации вертолетов Ми-8Т, П, ПС.

### **Анализ критериев безопасности и безотказности**

Главным требованием, предъявляемым к любому воздушному судну гражданской авиации, является соответствие критериев оценки безопасности и безотказности нормативным значениям. Важную роль в решении вопроса безопасной эксплуатации воздушного судна в целом играет процесс поддержания надлежащего уровня безотказности авиадвигателей.

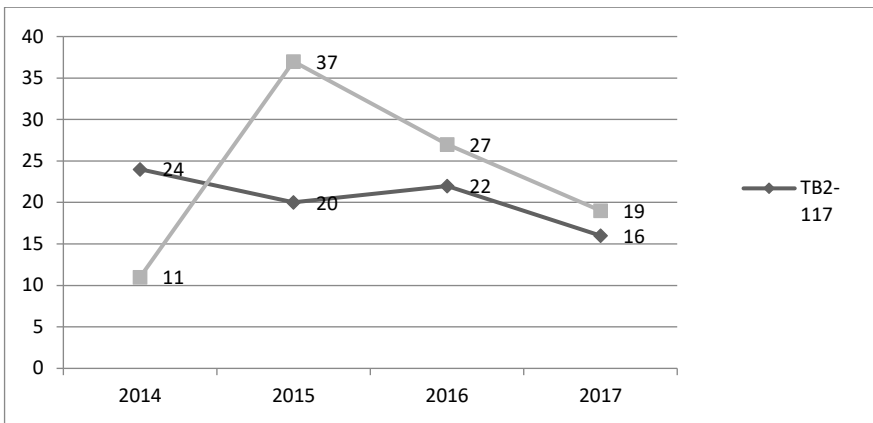
Оценка безотказности авиадвигателей регламентируется межведомственным «Положением о порядке оценки безотказности авиационных двигателей гражданской авиации» и производится в соответствии с «Методикой количественной оценки безотказности авиационных двигателей по результатам эксплуатации».

Анализ материалов ежегодных «Справок-докладов», оформляемых ФГУП ГосНИИ ГА совместно с ФГУП ЦИАМ им. П. И. Баранова на основании вышеперечисленных документов, позволяет количественно оценить показатели безотказности двигателей ТВ2-117А(АГ) и сравнить с показателями безотказности подобных двигателей, например, ТВ3-117ВМ (ВМ сер. 02), ТВ3-117ВМА (ВМА сер. 02), ТВ3-117ВК.

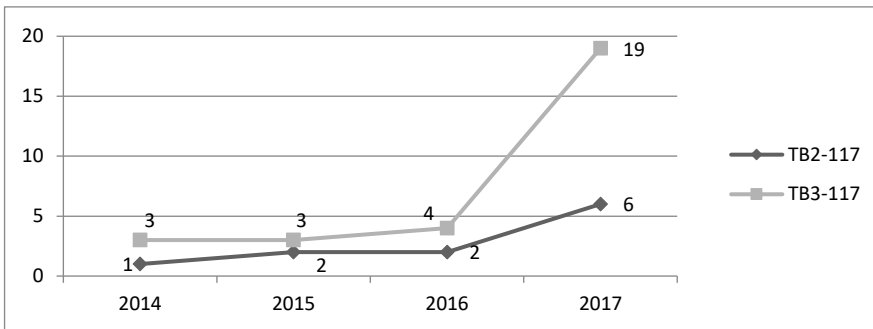
К основным показателям, определяющим уровень безотказности авиадвигателей, относятся следующие:

- $N_1$  — количество двигателей, досрочно снятых с эксплуатации, по конструктивно-производственным недостаткам;
- $N_2$  — количество двигателей, досрочно снятых с эксплуатации, по причине попадания в его газозводушный тракт посторонних предметов;
- $N_3$  — количество отказов двигателей в полете и на земле;
- $N_4$  — количество отказов в полете без выключения двигателя;
- $N_5$  — количество отказов в полете с выключением двигателя.

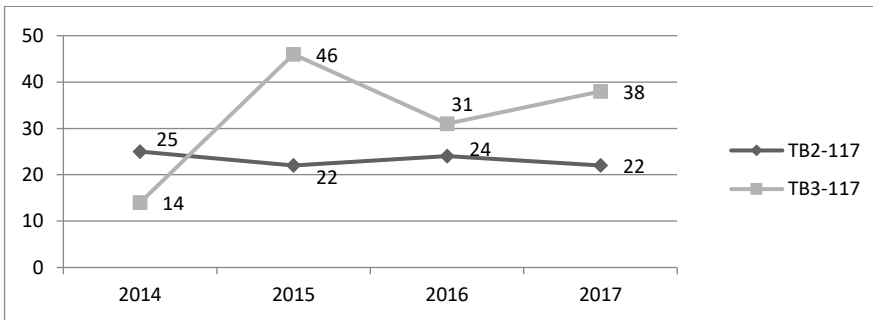
На рисунках 1–5 представлены изменения основных показателей безотказности двигателей ТВ2-117А(АГ) за последние годы.



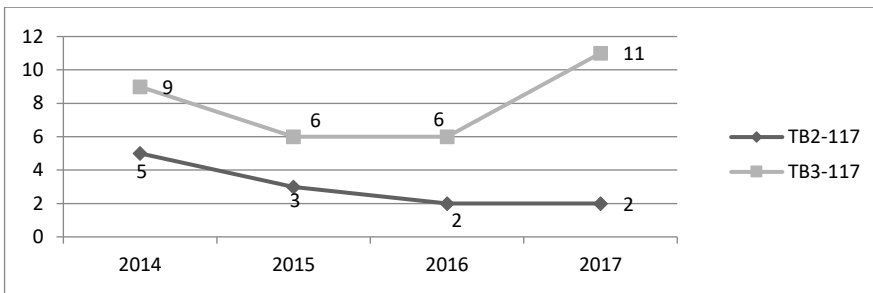
**Рисунок 1.** Динамика изменений  $N_1$  (количество случаев)



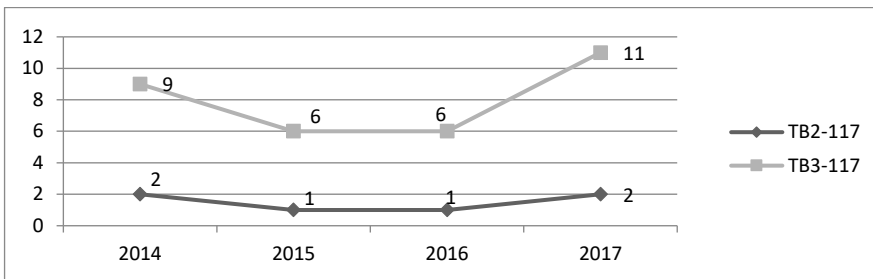
**Рисунок 2.** Динамика изменений  $N_2$  (количество случаев)



**Рисунок 3.** Динамика изменений  $N_3$  (количество случаев)



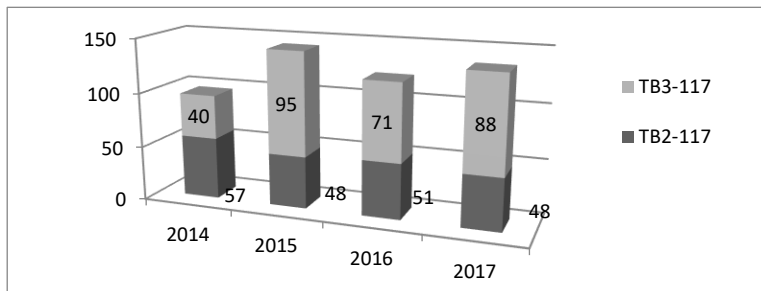
**Рисунок 4.** Динамика изменений  $N_4$  (количество случаев)



**Рисунок 5.** Динамика изменений  $N_5$  (количество случаев)

Анализ изменений основных показателей безотказности и опыта эксплуатации показывает, что уровень безопасности двигателей TB2-117A(AG) существенно выше, чем у двигателей TB3-117.

На рисунке 6 представлены абсолютные годовые суммарные значения основных показателей безотказности двигателей TB2-117A(AG) в сравнении с изменениями аналогичных показателей двигателей семейства TB3-117 без учета общего количества двигателей указанных типов, находящихся в эксплуатации.



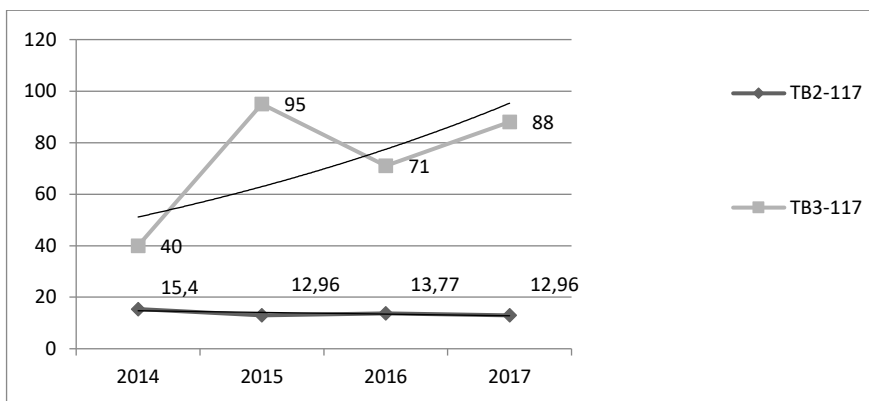
**Рисунок 6.** Суммарное количество отказов и неисправностей (количество случаев) по годам

Сведения, поступающие в НЦ ПЛГВС ГосНИИ ГА из эксплуатирующих предприятий, свидетельствуют о том, что парк активно эксплуатируемых в ГА двигателей ТВ2-117А(АГ) по состоянию на 01.01.2020 — 2 146 единиц. Двигателей семейства ТВ3-117 — 583 единицы, т. е. в 3,7 раза меньше. Таким образом, соотношение суммарных значений показателей безотказности к количеству эксплуатируемых двигателей с использованием формул

$$\bar{C}_{1r} = \frac{\sum_{r=1}^5 Nr}{3,7}, \quad (1)$$

$$\bar{C}_{2r} = \sum_{r=1}^5 Nr, \quad (2)$$

где  $\bar{C}_{1r}$  — приведенный коэффициент безотказности для двигателей ТВ2-117А(АГ);  $\bar{C}_{2r}$  — приведенный коэффициент безотказности для двигателей семейства ТВ3-117;  $Nr$  — значение соответствующих показателей безотказности, позволяет определить реальные среднегодовые изменения  $\bar{C}_{1r}$  и  $\bar{C}_{2r}$ , которые примут вид, показанный на рисунке 7.



**Рисунок 7.** Динамика изменений приведенных коэффициентов безотказности

Кривые, представленные на рисунке 7, наглядно отображают уровень безотказности двигателей ТВ2-117А(АГ), который находится на высоком уровне, позволяющем продолжать эксплуатацию.

В рамках данной работы не представляется возможным привести полный расчет показателей безотказности, произведенный с учетом суммарной наработки парка двигателей. Однако результаты таких расчетов показывают, что двигатели

ТВ2-117А(АГ) по ключевым показателям находятся на более высоком уровне, чем двигатели семейства ТВ3-117.

Так, например, среднегодовая наработка на один отказ  $T^*_{пв}$  парка двигателей ТВ2-117А(АГ) по конструктивно-производственным причинам, приведшим к неустраняемому выключению двигателя в полете, за последние пять лет составляет 786 000 часов. Аналогичный показатель для двигателей семейства ТВ3-117 составляет лишь 184 000 часов, в то время как средняя наработка на один отказ двигателей ТВ2-117А(АГ) по конструктивно-производственным причинам, приведшим к досрочному съему двигателей для ремонта в заводских условиях  $T^*_{дсд}$ , составляет 39 000 часов, а для двигателей ТВ3-117 лишь 11 000 часов.

### **Анализ топливной эффективности двигателей ТВ2-117а(аг)**

Принципы работы топливной автоматики двигателей ТВ2-117А(АГ) и ТВ3-117 имеют некоторые отличия. Так, у двигателей ТВ2-117А(АГ) до высоты 1,5 км мощность ограничивается постоянным максимальным расходом топлива. При дальнейшем наборе высоты мощность регулируется по приведенной частоте вращения  $n_{тк}$ .  $n_{тк} = 101... 105$  % автоматическим уменьшением подачи топлива в камеру сгорания двигателя. Автоматическое регулирование двигателей семейства ТВ3-117 осуществляется, в зависимости от режима работы, по одному из законов:

- поддержание постоянной частоты вращения ротора турбокомпрессора  $N_{тк}$  на режиме малого газа;
- поддержание постоянной частоты вращения несущего винта  $N_{нв}$  и свободной турбины  $N_{ст}$  на режимах от 2-го крейсерского до номинального.

Программа регулирования по ограничению расхода топлива не является для этих двигателей основной и реализуется при отказе штатных электронных регуляторов [3–5]. Она не предусматривает в качестве основного воздействующего фактора ограничение подачи топлива.

Различия программ регулирования двигателей ТВ2-117А(АГ) и двигателей семейства ТВ3-117 носят принципиально важный характер при оценке их топливной эффективности.

Большая часть полетов вертолетов Ми-8 всех модификаций выполняется на высотах до 1000 м. Следовательно, топливная эффективность работы двигателей в этом диапазоне высот является основной составляющей экономической целесообразности и, как следствие, конкурентоспособности того или иного типа вертолета [6].

На рисунке 8 представлены дроссельные характеристики рассматриваемых двигателей на наиболее часто используемых в эксплуатации режимах их работы. Характеристики построены с учетом вышеописанных особенностей регулирования с использованием усредненных параметров работы двигателей на том или ином режиме, используемом на высотах до 1000 м [7–9].

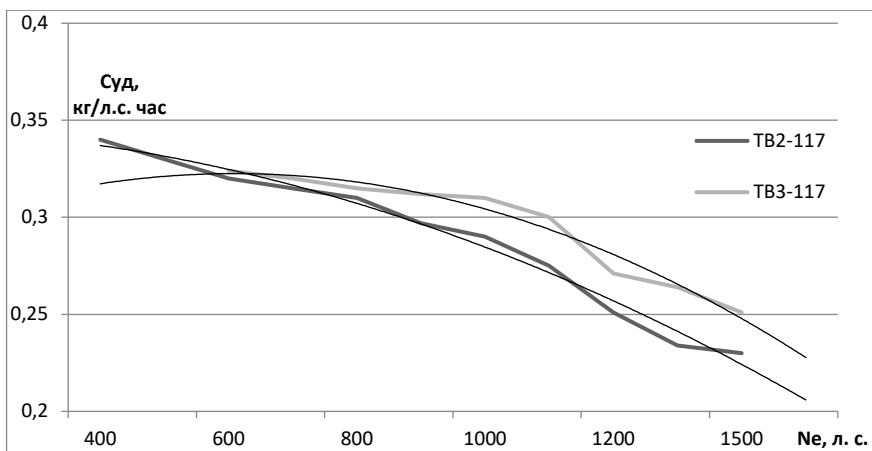


Рисунок 8. Дроссельные характеристики

## Выводы

Основываясь на полученных результатах, можно утверждать, что:

1. Создание двигателей ТВ2-117 является ярким примером высочайшего уровня проектирования газотурбинных двигателей для вертолетов в КБ имени Владимира Яковлевича Климова. Созданный более полувека назад, этот двигатель и сегодня продолжает активно и безопасно эксплуатироваться.
2. Параметры надежности и безотказности двигателей ТВ2-117А(АГ) находятся высоком уровне, превосходящем по многим показателям уровень более новых моделей.
3. Топливная эффективность двигателей ТВ2-117А(АГ) на основных режимах полета находится на приемлемом уровне, что делает использование вертолетов Ми-8Т конкурентоспособным и экономически обоснованным.
4. Исходя из количества эксплуатируемых двигателей ТВ2-117 и важности вертолетов типа Ми-8 для обеспечения потребностей страны и ее экономики, необходима активная конструкторская поддержка разработчика и научное сопровождение ФГУП ГосНИИ ГА процессов поддержаниялетней годности двигателей ТВ2-117А (АГ).

## Литература

1. *Иноземцев В.* Золотой век железных дорог не вернуть // Ведомости. 10.06.2013.

2. Государственный реестр аэродромов и вертодромов гражданской авиации Российской Федерации на 28.11.2019 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.favt.ru/reestry-aerodromy-vertodromy>.
3. *Богданов А. Д., Калинин Н. П., Кривко А. И.* Турбовальный двигатель ТВ3-117ВМ. Конструкция и техническая эксплуатация. — М.: Воздушный транспорт, 2000. — 392 с.
4. *Данилов А. Д.* Вертолет МИ-8МТВ. Конструкция и техническая эксплуатация. — М.: Транспорт, 1998. — 311 с.
5. Двигатель ТВ3-117. Инструкция по технической эксплуатации. Книги 1–3, 1979.
6. *Казанджан П. К., Тихонов Н. Д., Шулейкин В. Т.* Теория авиационных двигателей. Рабочий процесс и эксплуатационные характеристики газотурбинных двигателей. — М.: Транспорт, 2002. — 288 с.
7. Руководство по летной эксплуатации вертолета МИ-8МТВ (с дополнениями и изменениями). Введено в действие отделом летной эксплуатации Департамента.
8. *Кеба И. В.* Авиационный газотурбинный двигатель ТВ2-117А. — М.: Машиностроение, 1977. — 176 с.
9. *Данилов В. А., Другов А. Г., Тетерин И. В.* Вертолет Ми-8. — М.: Транспорт, 1978. — 24 с.

*А. А. Кузнецов*

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург  
pba\_sau@klimov.ru

## РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ВК-650В

*Аннотация.* В статье рассматривается процесс разработки системы автоматического управления для перспективного турбовального двигателя ВК-650В, который планируется устанавливать на вертолете Ка-226Т взамен штатного двигателя Agtius 2G. Приводится краткое описание функций САУ штатного двигателя, сравнение их с аналогичными функциями разрабатываемого двигателя ВК-650В. В выводах указываются преимущества эксплуатации двигателя и вертолета в целом с разрабатываемой САУ.

При разработке системы автоматического управления (САУ) перспективного турбовального двигателя ВК-650В, который должен будет заменить французский двигатель Agtius 2G, установленный на вертолете Ка-226Т, задачей было не копирование функционала САУ штатного двигателя, а создание современной САУ с применением наработок АО «ОДК-Климов» и сохранением некоторых штатных функций для удобства эксплуатации.

САУ двигателя Agtius 2G является системой типа FADEC с ручным резервированием, состоящей из одноканального электронного регулятора двигателя (ЭРД) и топливной гидравлической части, включающей насос-дозатор и узел топливных клапанов. САУ двигателя Agtius 2G в целом аналогична системам управления для двигателей Agtius ранних модификаций и соответствует уровню развития подобных систем для 90-х годов прошлого века.

ЭРД устанавливается в фюзеляже вертолета в негерметичном отсеке; внутри блока ЭРД установлен датчик давления воздуха для корректировки законов регулирования по высоте. Функциями ЭРД являются обеспечение запуска двигателя, поддержание частоты вращения ротора свободной турбины (СТ) на эксплуатационных режимах, ограничение предельных параметров, функция автоматической защиты свободной турбины от раскрутки (АЗСТ), обеспечение «чрезвычайного» режима при



отказе соседнего двигателя (ОНД), включение «тренировочного» режима (режим обучения экипажа действиям при отказе одного из двигателей), обеспечение контроля и устранения сбоев системы управления. При розжиге камеры сгорания ЭРД дозирует расход топлива с коррекцией по температуре воздуха на входе в двигатель ( $t_{вх}$ ); после розжига расход топлива дозируется в зависимости от частоты вращения ротора ТК ( $n_{тк}$ ) с коррекцией по давлению воздуха на входе в двигатель ( $p_{вх}$ ) и ограничением температуры газов ( $t_r$ ). Имеется функция автоматического прекращения запуска по нерозжигу камеры сгорания, также запуск блокируется при раскрутке ротора турбокомпрессора (ТК) выше определенной величины (для высотного запуска). ЭРД не управляет раздельно раскруткой стартер-генератора (СТГ) и работой агрегата зажигания (АЗ); при переводе тумблера выбора режимов работы в положение «малый газ» ЭРД выдает единую дискретную команду в вертолетную систему, по которой происходит управление СТГ и АЗ. Розжиг камеры сгорания определяется по достижению величины  $t_r$  определенного уровня, после чего выдача команды на работу СТГ и АЗ прекращается. Длительностью «холодной» прокрутки летчик управляет вручную непрерывным нажатием на кнопку ХП.

На режиме малого газа поддерживается частота вращения ротора СТ. Переход на повышенные режимы происходит при переводе тумблера выбора режимов работы из положения «малый газ» в положение «полет», на котором происходит поддержание частоты вращения ротора СТ  $n_{ст} = 100\%$  с возможностью однократной дискретной перестройки. Во время приемистости происходит ограничение величины скорости изменения (производной) частоты вращения ротора ТК с коррекцией по величине  $p_{вх}$ , а также ограничение скорости изменения частоты вращения СТ. Имеется возможность запуска двигателя и выхода на режим «полет» без прогрева на режиме малого газа. Контуры ограничения предельных параметров включают в себя ограничения минимальной и максимальной частот вращения ротора ТК, а также максимальной величины  $M_{кр}$ . Синхронизация режимов работы двух двигателей происходит по величинам  $M_{кр}$  и  $n_{тк}$  по выбору летчика. Специальных автоматических систем, восстанавливающих работу двигателя в случае попадания в помпаж или при погасании камеры сгорания — нет. В случае отказа некоторых параметров, на основе которых производится регулирование расхода топлива, ЭРД производит реконфигурацию законов управления для сохранения регулирования со сниженной точностью или некоторым снижением максимальных параметров.

Особенностью ЭРД является его электропитание от автономного генератора (двигательного) или от бортовой сети при запуске или отказе автономного генератора. Автономный генератор подключен только к ЭРД и не запитывает электросеть вертолета.

Насос-дозатор является единым комбинированным агрегатом, включающим в себя насосы низкого и высокого давлений, топливный фильтр и дозатор, состоящий из последовательно стоящих двух дозирующих кранов, первый из которых управляется от ЭРД, а второй вручную от рычага управления двигателем (РУД). Наличие

двух последовательных топливных кранов обуславливается конструкцией резервной системы управления: при работе ЭРД рычаг РУД остается в нейтральном положении и расход топлива определяется проходным сечением на топливном кране, управляемым шаговым двигателем от ЭРД. При отказе ЭРД шаговый двигатель остается в положении на момент отказа, соответственно, расход топлива «замораживается». В дальнейшем для изменения расхода топлива, например в случае изменения шага винта, необходимо регулировать подачу топлива вторым топливным краном, который приводится от РУД. Причем рычагом РУД производится регулировка расхода топлива напрямую без коррекции по высоте и без ограничений по расходу топлива (переход на резервную систему происходит без автоматического снижения максимального расхода топлива, чтобы косвенным образом ограничить предельные параметры двигателя).

Насос низкого давления центробежного типа оснащен эжекторной ступенью для выполнения функции подачи топлива при выключении или отказе вертолетных баковых насосов. Вертолет не имеет расходного топливного бака сверху, поэтому требования к насосу низкого давления довольно жесткие — обеспечение устойчивой работы при снижении давления топлива на входе в насос низкого давления до  $0,2 \text{ кгс/см}^2$  (абс).

Насос-дозатор имеет специальный продувочный клапан, который срабатывает при каждом запуске и стравливает воздух из агрегата, что исключает необходимость проведения специальной операции по стравливанию воздуха, например, при монтаже агрегата, однако усложняет конструкцию (дополнительные трубопроводы в топливной системе).

Узел топливных клапанов состоит из электрического стоп-крана и нескольких топливных клапанов, включая электрический пусковой топливный клапан. Агрегат является сложным по конструкции, что обуславливается наличием нескольких групп форсунок подачи топлива в камеру сгорания: пусковых, основных форсунок и одной предпочтительной форсунки. При нормальной работе камеры сгорания на эксплуатационных режимах пусковые форсунки постоянно продуваются воздухом из камеры сгорания для исключения их коксования. Воздух из пусковых форсунок поступает в дренажную систему в специальный отделитель воздуха, через который выбрасывается за пределы мотогондолы.

Интересной особенностью САУ двигателя Arrius 2G является возможность выполнять ручной запуск при отказе ЭРД. Летчик должен нажать на кнопку аварийного запуска и вручную рычагом РУД производить регулирование подачи топлива, ограничивая температуру газов. С учетом того, что в насосе-дозаторе никаких автоматических устройств ограничения или регулирования нет, выполнять ручной запуск затруднительно и эта процедура часто приводит к перегревам двигателя.

Важнейшим преимуществом САУ и топливной аппаратуры в целом двигателя Arrius 2G по сравнению с отечественными вертолетными двигателями являются

небольшие затраты по времени и по моторесурсу на регламентные работы. Консервация агрегатов топливной аппаратуры (насоса-дозатора и узла топливных клапанов) консервационным маслом не производится, осмотр состояния топливного фильтра в эксплуатации не производится, а происходит только проверка срабатывания сигнализатора перепада (засорения) фильтроэлемента; другие проверки с запуском двигателя также минимизированы, что значительно экономит стоимость обслуживания. Также агрегаты САУ эксплуатируются по техническому состоянию.

Дренажная система двигателя Agtius 2G отличается от аналогичных систем двигателей разработки АО «ОДК-Климов». Дренажная система при останове двигателя возвращает несгоревшее топливо из форсунок в топливный бак вертолета, также в бак возвращается топливо из пусковых форсунок после включения продувки в ходе запуска. Дренаж из камеры сгорания обеспечивается с помощью дренажного клапана, закрывающего слив из камеры сгорания при определенном давлении воздуха; дренаж осуществляется в вертолетный дренажный бачок. Дренаж привода насоса-дозатора осуществляется как аварийный, т. е. выведен за борт и наличие дренажа жидкости из него сигнализирует о разрушении уплотнений по рессоре.

Стоп-крана с механическим приводом у двигателя Agtius 2G нет; он выключается электрическим стоп-краном, при этом у вертолета Ка-226Т «пожарный» кран также электрический. Поэтому при неисправностях электрической системы вертолета выключить двигатель невозможно. В то же время система АЗСТ при отказе электрической системы вертолета будет оставаться работоспособной и выключит двигатель, так как электропитание ЭРД осуществляется от автономного генератора.

Особенностью топливных агрегатов является реализация требований огнестойкости — защита обеспечена применением специальных металлических экранов, которые частично прикрывают насос-дозатор, и металлического кожуха, который одевается на узел топливных клапанов и полностью прикрывает его. Данное конструктивное решение увеличивает массу и общие габариты топливных агрегатов.

Для двигателя ВК-650В в соответствии с ТЗ применяется САУ типа FADEC с гидромеханическим резервированием. САУ должна состоять из двухканального блока автоматического регулирования и контроля (БАРК) и топливной гидравлической части, включающей насос-регулятор (НР) и распределитель топлива (РТ). При работе в штатном режиме гидромеханическая часть должна быть исполнительным органом электронной части системы. Расположение агрегатов топливной системы, а также расположение и габариты БАРК решено сохранить для минимальных переделок вертолета, упрощения технического обслуживания и сохранения эксплуатационных вертолетных лючков.

БАРК создается с учетом многолетнего опыта АО «ОДК-Климов» по разработке подобных регуляторов. БАРК предназначен (совместно с другими агрегатами САУ) для автоматического управления и контроля двигателя и его систем в соответствии с заданными алгоритмами. Перечень функции БАРК по управлению и контролю двигателя значительно расширен по сравнению с ЭРД.

БАРК осуществляет автоматическое управление запуском двигателя на земле и в полете, технологическими операциями (холодной прокруткой, консервацией и расконсервацией), выдавая отдельные команды на управление через электрическую схему вертолета на СТГ и АЗ. Автоматическое управление запуском и отдельные выдачи команд на СТГ и АЗ позволяют существенно улучшить эксплуатацию двигателя: производить запуск и автоматически прерывать его в случае аварийных ситуаций (превышения максимальной температуры газов, отсутствия розжига камеры сгорания, ненабора необходимой величины  $n_{тк}$  за заданное время, отсутствия роста давления масла и др.); в случае аварийного останова запуска автоматически производить «холодную» прокрутку; лимитировать время штатной «холодной» прокрутки; производить консервацию топливной системы маслом по более длительному и сложному циклу; производить включение АЗ во время ликвидации помпажа и погасания камеры сгорания.

БАРК обеспечивает поддержание частоты вращения  $n_{ст}$  ротора свободной турбины дозированием расхода топлива по командам БАРК и изменение поддерживаемой величины  $n_{ст}$  по командам экипажа от кнопочного переключателя; диапазон ручной перестройки расширен до 95–105 % с шагом 1 % при каждом нажатии. Режим малого газа поддерживается по приведенной частоте вращения ТК. Функции синхронизации режимов двух двигателей, работы двигателя на режимах, ограничения предельных параметров, работа системы АЗСТ, автоматического выхода двигателя на режим ОНД аналогичны функциям САУ двигателя-прототипа. Некоторый функционал сознательно копировался с САУ двигателя-прототипа для упрощения переучивания летчиков и техников.

Добавлена функция активной противопомпажной защиты. Также добавлена новая функция автоматического восстановления исходного режима работы двигателя при самопроизвольном погасании камеры сгорания.

Датчик давления воздуха расположен не в БАРК, а в районе входной решетки двигателя, рядом с датчиком температуры воздуха. По требованию заказчика электропитание БАРК должно осуществляться аналогично двигателю-прототипу от двигательного автономного генератора.

БАРК обладает расширенными функциями по контролю двигателя и его систем, определению режимов работы двигателя, проведению тестового контроля работоспособности САУ на неработающем двигателе, хранению в энергонезависимом запоминающем устройстве БАРК информации об эксплуатации. В ПО БАРК внедрена математическая модель двигателя для вычисления располагаемой мощности двигателя и других параметров в текущих высотно-климатических условиях.

Совместно с БАРК работает блок хранения данных (БХД). БХД — блок хранения данных, запоминающее устройство («электронный паспорт двигателя»), устанавливаемое на двигателе, в котором сохраняется информация о номере двигателя, номерах его агрегатов, наработке, индивидуальных настройках агрегатов и характеристиках двигателя. БХД является агрегатом, прикрепленным к конкретному

двигателю. Замена БХД в эксплуатации производится только специалистами предприятия — разработчика двигателя при создании «копии» отказавшего БХД.

При наличии БХД на двигателе пропадает необходимость ввода вручную индивидуальных настроек двигателя в БАРК, которые вводятся в БАРК автоматически. Также при замене БАРК наработка двигателя не теряется, а остается в БХД.

Агрегаты топливной системы разработаны на основе агрегатов двигателя ВК-800 с требованиями по расположению на двигателе и по обслуживанию, например сьему, топливного фильтра вверх, как у двигателя Agrius 2G. Применение отработанных узлов и конструктивных решений в топливных агрегатах должно ускорить и упростить разработку агрегатов предприятием-разработчиком.

Насос-регулятор состоит из насосов низкого и высокого давлений, топливного фильтра, дозирующей иглы, механического и электрического стоп-кранов, механизма резервного управления по РУД, а также вспомогательных золотников и клапанов. Также применен насос низкого давления центробежного типа с эжекторной ступенью; насос высокого давления шестеренный. Топливный фильтр оснащен сигнализатором перепада и клапаном перепуска топлива при засорении фильтрующего элемента.

Дозирующий кран оснащен датчиком положения и управляется в основной системе электрогидравлическим преобразователем сигналов, а в резервной системе — от механизма резервного управления по РУД с коррекцией по высоте (по изменению величины  $p_{вх}$ ); переключение каналов управления осуществляется селектором, который управляется электромагнитным клапаном. НР имеет механизм «заморозки» режима, т. е. фиксации расхода топлива на момент отказа электронной части САУ (канала регулирования Гт). Для снятия режима «заморозки» и перехода на резервную гидромеханическую систему необходимо подать команду + 27 В на электромагнитный клапан (запитывается от электросхемы борта).

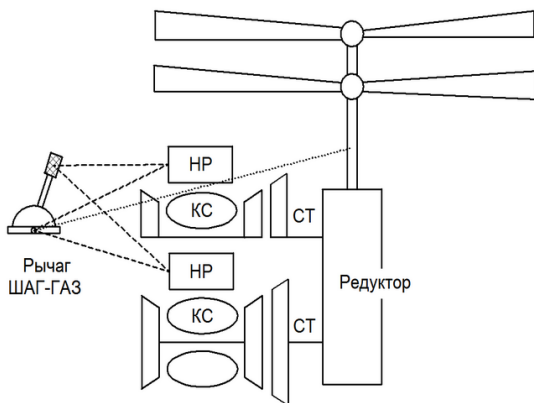
Таким образом, идеология резервной системы управления двигателем ВК-650В отличается от реализованной на двигателе Agrius 2G. Наличие одного дозирующего крана с «развязанными» селектором основной и резервной системами позволило при снятии «заморозки» перейти на резервную систему, настроенную на пониженные по мощности значения, чтобы косвенно ограничить предельные параметры двигателя. Коррекция по высоте позволяет изменять максимальный режим согласно ВСХ без ручного изменения расхода топлива рычагом РУД. Таким образом работа двигателя на резервной системе становится более безопасной. Запуск на резервной системе не предусмотрен; на этапе доработки и испытаний двигателя возможно внедрение в САУ автоматического резервного временного запуска, т. е. увеличение расхода топлива растягивается по времени для предотвращения забросов температуры газов.

Одним из требований разработчика вертолета было создание системы управления на основе единого рычага ШАГ-ГАЗ. В системе управления вертолетом со штатным двигателем Agrius 2G при отказе ЭРД и при изменении шага винта летчик должен соответственно и перемещать РУДы для поддержания закона  $n_{ст} = 100 \%$ , что

крайне неудобно. Поэтому для новой САУ предполагается доработать вертолет под установку единого рычага ШАГ-ГАЗ, при изменении положения которого меняется положение РУД сразу на обоих агрегатах НР (рис. 1). При работе на основной системе при этом меняется настройка механизмов резервного управления, но, так как селектор отсекает полости задатчика расхода топлива дозирующего крана от механизма резервного управления, положение дозирующего крана определяется настройкой БАРК. При отказе БАРК селектор отсекает полость «электронного» управления преобразователем сигналов и подключает к задатчику расхода топлива механизм резервного управления, и расход топлива «прыгает» на настройку резервной системы управления, которая корректируется по давлению воздуха на входе в двигатель и по РУД. Последний механически связан с рычагом ШАГ-ГАЗ, что делает управление силовой установкой вертолета проще — одной рукой, а не двумя.

На рычаге ШАГ-ГАЗ также должна иметься дополнительная функция корректировки положения РУД в определенном диапазоне при неизменном шаге винта (рис. 1). При отказе одного БАРК система управления этого двигателя перейдет на резервное управление, а у соседнего двигателя БАРК будет поддерживать программу  $n_{ст} = 100\%$ . При этом частоты вращения роторов ТК могут разойтись на значительную величину, что неблагоприятно может сказаться на работе главного редуктора. Поэтому уравнивать величины  $n_{тк}$  обоих двигателей можно корректировкой положения РУД без изменения шага винта. При отказе двух БАРК корректировкой РУД летчик будет добиваться при определенном шаге винта поддержания закона  $n_{ст} = 100\%$ , при этом корректировку РУД можно выполнить поворотным сектором (рукояткой) на едином рычаге ШАГ-ГАЗ.

Распределитель топлива двигателя ВК-650В по конструкции проще, чем подобный агрегат двигателя Aggus 2G, что связано с особенностями камеры сгорания двигателя ВК-650В — наличием только двух групп форсунок.



**Рисунок 1.** Система управления ШАГ-ГАЗ

Архитектуру дренажной системы планируется полностью повторить с двигателя Arrius 2G.

Требования огнестойкости в топливных агрегатах САУ будут реализовываться не за счет применения защитных металлических экранов, а за счет самих корпусов агрегатов. Из-за наличия развитой резервной гидромеханической части топливные агрегаты при длительном хранении для исключения окисления должны консервироваться маслом. Выпуск воздуха реализован с помощью классического клапана выпуска воздуха с подпружиненным шариком. В целом топливные агрегаты двигателя ВК-650В сравнимы с топливными агрегатами двигателя Arrius 2G по массе и габаритам; несмотря на то, что по функционалу агрегаты САУ Arrius 2G проще, электрический шаговый двигатель и противопожарные экраны значительно увеличивают габариты.

## **Выводы**

1. САУ двигателя ВК-650В является современной САУ с применением опыта АО «ОДК-Климов» по созданию подобных систем. При разработке учитывались требования по минимальной доработке систем вертолета и эксплуатационных лючков для удобства эксплуатации и переучивания летчиков и техников.
2. Применение двухканального БАРК, современных алгоритмов управления и контроля, а также развитой резервной гидромеханической системы должно повысить надежность и облегчить эксплуатацию двигателя.

Наличие противопомпажной системы и функции автоматического восстановления исходного режима работы двигателя при самопроизвольном погасании камеры сгорания должны упростить и обезопасить пилотирование вертолета, так как данные системы должны автоматически восстановить режим двигателя без вмешательства летчика. Также упрощение пилотированием на резервной системе достигается применением единого рычага ШАГ-ГАЗ, сниженной настройкой резервной системы и ее коррекцией по высоте, что избавляет летчика от визуального наблюдения за максимальными параметрами и коррекции расхода топлива вручную.

3. Наличие развитой системы контроля БАРК совместно с БХД и с математической моделью упрощает эксплуатацию двигателя, учет наработок, поиск неисправностей и позволит перейти на эксплуатацию двигателя и его главных узлов по техническому состоянию.
4. К началу серийной эксплуатации двигателя ВК-650В необходимо минимизировать виды регламентных работ для экономии стоимости обслуживания и сохранения моторесурса двигателя, приблизив таким образом сложность обслуживания двигателя ВК-650В к штатному Arrius 2G. Также агрегаты САУ двигателя ВК-650В должны эксплуатироваться по техническому состоянию, как и двигатель в целом.

*А. Б. Герасимов, Е. В. Рабец, А. В. Суров*

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург  
gerasimov@klimov.ru

## **СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ ПРИ ОТКАЗЕ ПОДСИСТЕМЫ ОГРАНИЧЕНИЯ МАКСИМАЛЬНОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА**

*Аннотация.* В настоящей статье представлены подходы к разработке способа коррекции частоты вращения ротора турбокомпрессора, обеспечивающего не превышение максимально допустимого значения температуры газа и необходимого для повышения эксплуатационных характеристик газотурбинного двигателя в случае отказа подсистемы ограничения значения максимальной температуры газа. Все приведенные расчетные данные выполнены с использованием одномерной математической модели.

### **Введение**

Эксплуатация газотурбинного двигателя (ГТД) в условиях повышенных (относительно значений международной стандартной атмосферы) температур наружного воздуха и на больших высотах полета происходит при работе подсистемы САУ, ограничивающей максимально допустимое значение температуры газа и опирающейся на показания датчиковой аппаратуры. Для обеспечения надежной работы ГТД в таких условиях и недопущения перегрева, термических деформаций или оплавления материала элементов его конструкции, непосредственно контактирующих с горячим газом, в случае когда к САУ не поступают показания датчика температуры, необходимой является разработка способа управления, реализующего не превышение максимально допустимого значения температуры газа за счет коррекции частоты вращения ротора турбокомпрессора.

Для построения указанного способа и оценки влияния на значение температуры газа представленных в настоящей статье подходов по одномерной математической модели выполнен ряд расчетов высотно-климатических характеристик (ВКХ) ГТД.

Математическая модель позволяет проводить расчеты на основе четырех законов управления:

- поддержание постоянной физической мощности ( $N_{ВВ}$ ), который является основным;
- ограничение максимальной приведенной частоты вращения ротора турбокомпрессора ( $n_{ТК пр}$ ), который работает в области низких температур наружного воздуха;



- ограничение максимальной физической частоты вращения ротора турбокомпрессора ( $n_{TK}$ ), который работает так же, но с небольшим сдвигом в сторону увеличения температуры наружного воздуха;
- ограничение максимальной температуры газа ( $t_g$ ), значение которой зависит от требуемого режима работы ГТД.

Переход работы ГТД на упомянутый последним закон управления, в зависимости от внешних условий, может осуществляться с любого другого закона управления. Характер поведения четырех перечисленных параметров при работе на одном из законов управления при изменении температуры наружного воздуха в диапазоне  $t_n = \text{минус } 60 \text{ — плюс } 60 \text{ }^\circ\text{C}$  представлен в таблице 1.

Т а б л и ц а 1

**Характер поведения параметров ГТД при работе на различном законе управления**

Закон управления	Параметр			
	$n_{TK \text{ пр}}$	$N_{ВВ}$	$n_{TK}$	$t_g$
Ограничение $n_{TK \text{ пр}}$	равен $n_{TK \text{ пр ШТАТ}}$	меньше $N_{ВВ \text{ ШТАТ}}$ и возрастает	меньше $n_{TK \text{ ШТАТ}}$ и возрастает	меньше $t_g \text{ ШТАТ}$ и возрастает
Поддержание $N_{ВВ}$	меньше $n_{TK \text{ пр ШТАТ}}$ и убывает	равен $N_{ВВ \text{ ШТАТ}}$	меньше $n_{TK \text{ ШТАТ}}$ и возрастает	меньше $t_g \text{ ШТАТ}$ и возрастает
Ограничение $n_{TK}$	меньше $n_{TK \text{ пр ШТАТ}}$ и убывает	меньше $N_{ВВ \text{ ШТАТ}}$ и убывает	равен $n_{TK \text{ ШТАТ}}$	меньше $t_g \text{ ШТАТ}$ и возрастает
Ограничение $t_g$	меньше $n_{TK \text{ пр ШТАТ}}$ и убывает	меньше $N_{ВВ \text{ ШТАТ}}$ и убывает	меньше $n_{TK \text{ ШТАТ}}$ и убывает	равен $t_g \text{ ШТАТ}$

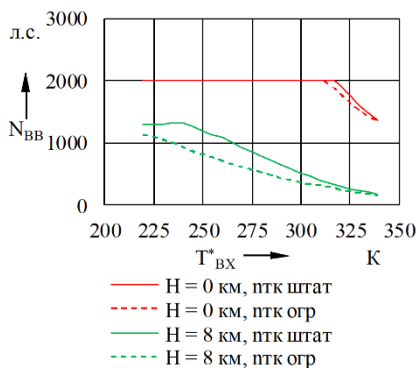
П р и м е ч а н и е. Нижним индексом «ШТАТ» обозначены штатные максимально допустимые значения параметров.

Из анализа таблицы 1 следует, что только после перехода работы ГТД на закон поддержания постоянного значения температуры газа ( $t_g = t_g \text{ ШТАТ}$ ) значение физической частоты вращения ротора турбокомпрессора ( $n_{TK \text{ физ}}$ ) с ростом температуры окружающего воздуха начинает убывать.

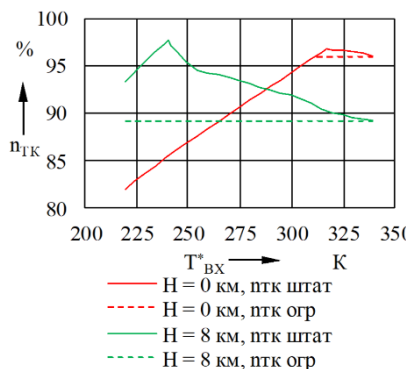
**Возможные подходы к разработке способа управления ГТД**

Первый подход заключается в коррекции штатного ограничителя частоты вращения ротора турбокомпрессора, в случае срабатывания сигнала «Отказ датчика температуры», до уровня, соответствующего частоте вращения при работе ограничителя температуры в условиях  $t_n = \text{плюс } 60 \text{ }^\circ\text{C}$  в соответствии с ВКХ ГТД. Иллюстрация

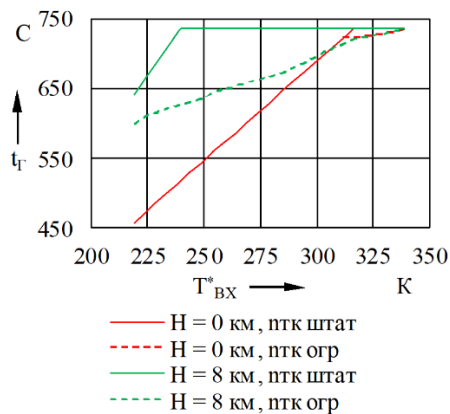
работы данного подхода на примере ВКХ ГТД представлена на рисунках 1–3, изломы на которых соответствуют смене закона управления. При этом смещение кривой частоты вращения в зависимости от изменения скорости и высоты полета в виде ВКХ ГТД представлено на рисунке 4.



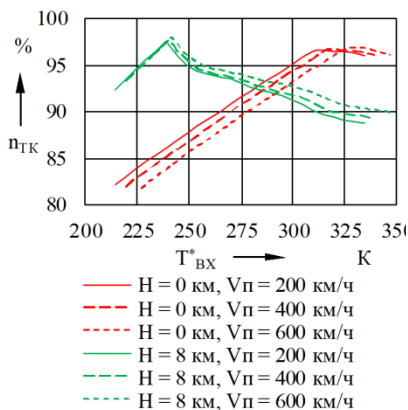
**Рисунок 1.** Изменение физической мощности ГТД в зависимости от температуры на входе



**Рисунок 2.** Изменение физической относительной частоты вращения ротора турбокомпрессора в зависимости от температуры на входе



**Рисунок 3.** Изменение физической температуры газа в зависимости от температуры на входе



**Рисунок 4.** Изменение физической относительной частоты вращения ротора турбокомпрессора в зависимости от температуры на входе

На рисунках 1–4 приняты следующие обозначения:

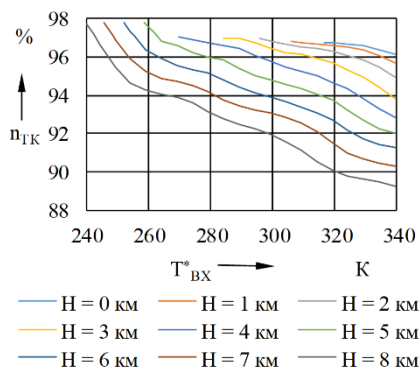
- $H$  — высота полета;
- $T_{\text{вх}}^*$  — значение полной температуры воздуха, К, поступающей в САУ от датчика температуры, расположенного на входе в осецентрибежный компрессор;
- $n_{\text{ГК ОГР}}$  — откорректированное значение ограничителя физической относительной частоты вращения ротора турбокомпрессора;
- $V_{\text{п}}$  — скорость полета.

Представленные материалы свидетельствуют, что простая перестройка приводит к значительным потерям мощности, а управляемая сложна в реализации, поскольку необходимо учитывать:

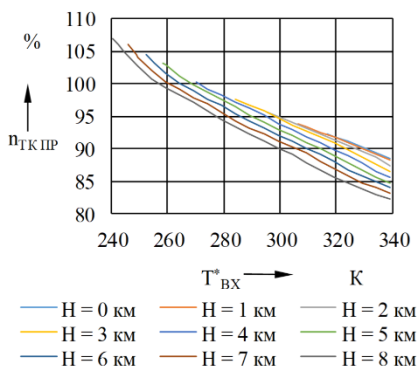
- значение ограничителя, которое в общем случае является нелинейной функцией от скорости полета, высоты полета, режима и закона работы ГТД;
- зависимость изменения частоты вращения от указанных параметров при изменении температуры наружного воздуха.

Второй подход заключается в рассмотрении возможности управления частотой вращения ГТД как функцией от внешних условий, с момента, когда температура газа достигла максимального значения.

Анализ расчетных данных показал, что в данном случае относительные частоты вращения ротора турбокомпрессора (рисунок 5 и 6 соответственно, где представлены



**Рисунок 5.** Изменение физической относительной частоты вращения ротора турбокомпрессора в зависимости от температуры на входе



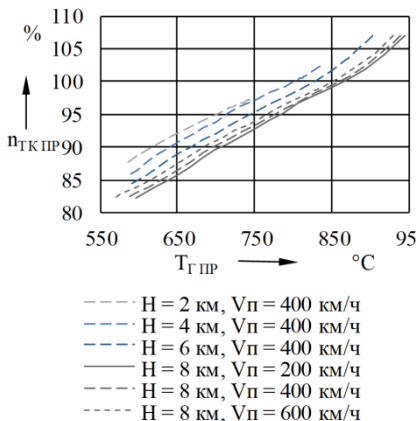
**Рисунок 6.** Изменение приведенной относительной частоты вращения ротора турбокомпрессора в зависимости от температуры на входе

физическая и приведенная частоты вращения ГТД в соответствии с ВКХ) с изменением условий окружающей среды (давления  $P^*_{вх}$  и температуры  $T^*_{вх}$ ) расслаиваются (а в случае с физической частотой вращения — меняют кривизну), что не позволяет сформировать простой аналитический метод их определения в произвольных условиях.

Для непревышения максимально допустимого значения температуры при использовании данного подхода необходимо расчетным путем определить, при каких внешних условиях осуществляется переход на подсистему ограничения температуры, а также смещение этих условий в зависимости от скорости полета и наличия или отсутствия отборов на систему кондиционирования воздуха (СКВ) и противообледенительную систему (ПОС). В целом данный подход также сопряжен с большим числом теоретических расчетов, ошибками интерполяции нелинейных функций и корреляцией полученных данных с экспериментами.

Третий подход основан на использовании в качестве исходных данных, представленных в акте сдачи ГТД после прохождения им приемо-сдаточных испытаний (ПСИ) в виде зависимости  $n_{ТКПР} = f(t_{ГПР})$ , так как при варьировании внешних условий ( $H$  и  $V_{П}$ , а значит, и совокупность  $P^*_{вх}$ ,  $T^*_{вх}$ ) в области приведенных температур  $t_{ГПР} = 700\text{--}850\text{ }^{\circ}\text{C}$  и приведенных частот вращения  $n_{ТКПР} = 90\text{--}107\%$  она претерпевает лишь параллельный перенос, практически не меняя угол своего наклона и кривизну (рисунок 7).

В этом случае из таблицы, содержащей осредненные значения приведенных параметров, выбирается точка с координатами ( $t_{ГПР0}$ ,  $n_{ТКПР0}$ ), а криволинейная зависимость  $n_{ТКПР} = f(t_{ГПР})$  в определенном выше диапазоне изменения параметров аппроксимируется прямой с угловым коэффициентом  $k$ . При этом, для работы данного подхода, значение приведенной частоты вращения должно дополнительно корректироваться в зависимости от изменения давления на входе в двигатель, факта включения ПОС, а также от отклонения положения НАК от программного значения. Тогда зависимость изменения приведенной частоты вращения от приведенной температуры газа, обеспечивающая непревышение максимально допустимого значения температуры, может быть записана в виде:



**Рисунок 7.** Изменение приведенной относительной частоты вращения ротора турбокомпрессора в зависимости от приведенной температуры газа

$$n_{TK\text{ ПР}} = n_{TK\text{ ПР }0} + k (t_{\text{Г ПР}} - t_{\text{Г ПР }0}) - \quad (1)$$

$$- \Delta n_{TK\text{ ПР}}(P^*_{\text{ВХ}}) - \Delta n_{TK\text{ ПР ПОС}}(P^*_{\text{ВХ}}) + \Delta n_{TK\text{ ПР НАК}}(\Delta \alpha_{\text{НАК}})$$

где  $n_{TK\text{ ПР}}$  — искомое значение приведенной относительной частоты вращения ротора турбокомпрессора, %;  $n_{TK\text{ ПР }0}$ ,

$t_{\text{Г ПР }0}$  — координаты точки привязки к характеристике акта сдачи, % и °С, соответственно;

$k$  — угловой коэффициент аппроксимационной прямой;

$t_{\text{Г ПР}}$  — приведенное значение температуры газа, °С, определяемое по соотношению

$$t_{\text{Г ПР}} = 288,15 (t_{\text{Г}} + 273,15) / T^*_{\text{ВХ}} - 273,15; \quad (2)$$

$t_{\text{Г}}$  — максимально допустимое значение температуры газа, °С, определяемое в соответствии с положениями рычага управления двигателем (РУД) и селектора режимов;

$\Delta n_{TK\text{ ПР}}(P^*_{\text{ВХ}})$  — зависимость изменения приведенной относительной частоты вращения ротора турбокомпрессора от полного давления воздуха на входе в осецентрированный компрессор;

$\Delta n_{TK\text{ ПР ПОС}}(P^*_{\text{ВХ}})$  — зависимость изменения приведенной относительной частоты вращения ротора турбокомпрессора от полного давления воздуха на входе в осецентрированный компрессор при включении ПОС;

$\Delta n_{TK\text{ ПР}}(\Delta \alpha_{\text{НАК}})$  — зависимость изменения приведенной относительной частоты вращения ротора турбокомпрессора от отклонения угла поворота направляющих аппаратов компрессора (НАК) от программного значения;

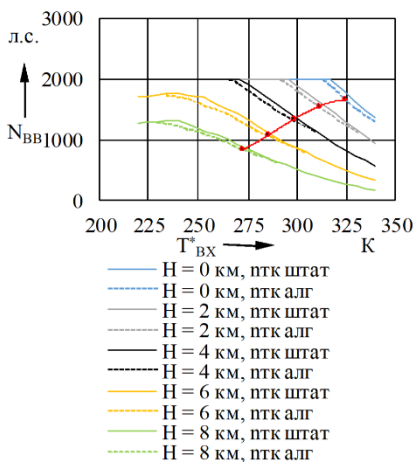
Три поправки на значение приведенной относительной частоты вращения, указанные последними, зависят от конструктивного облика ГТД, схем отборов мощности и воздуха, а также внешних условий.

Физическое значение относительной частоты вращения ротора турбокомпрессора, обеспечивающее непревышение максимально допустимого значения температуры, определяется по полученному значению относительной приведенной частоты вращения с использованием соотношения

$$n_{TK} = n_{TK\text{ ПР}} (T^*_{\text{ВХ}} / 288,15)^{0,5}. \quad (3)$$

Для работы описанного способа управления необходимым условием является задание трех независимых значений:

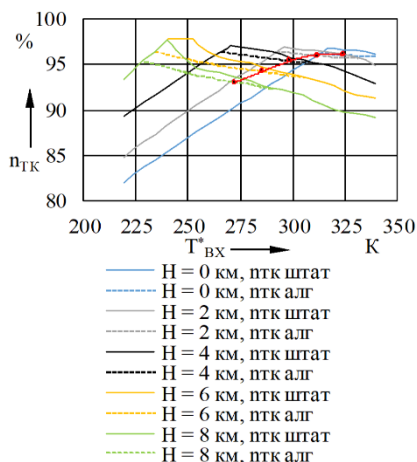
- полного давления воздуха ( $P^*_{\text{ВХ}}$ );
- полной температуры воздуха ( $T^*_{\text{ВХ}}$ );
- ограничителя температуры газа от положения РУД и селектора режимов в виде  $t_{\text{Г}} = f(\alpha_{\text{РУД}}, \text{селектор режимов})$ .



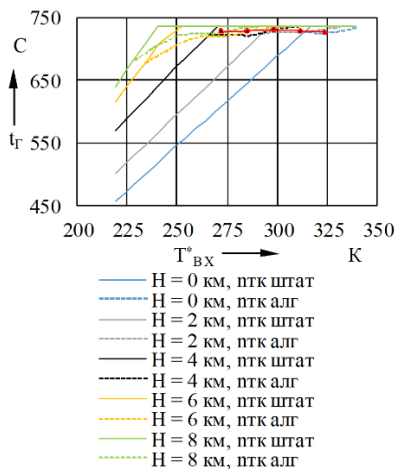
**Рисунок 8.** Изменение физической мощности ГТД в зависимости от температуры на входе

Работа представленного способа проиллюстрирована на рисунках 8–10 на примере расчета ВКХ ГТД, с откорректированными значениями ограничителя физической частоты вращения ротора турбокомпрессора (птк алг). Красной линией на графиках обозначена граница максимально возможного положительного отклонения значения температуры наружного воздуха от международной стандартной атмосферы.

Из представленных графиков следует, что для рассматриваемой математической модели при максимальном отклонении значения физических оборотов от штатных на  $\Delta n_{\text{пк}} = 3,0\%$ , соответствующих высоте  $H = 8$  км и  $T_{\text{вх}}^* = 240$  °С, падение мощности ГТД составит  $\Delta N_{\text{ВВ}} \approx 80$  л. с., а температура газа перед свободной турбиной будет ниже порогового значения на  $\Delta t_{\text{г}} \approx 30$  °С.



**Рисунок 9.** Изменение физической относительной частоты вращения ротора турбокомпрессора в зависимости от температуры на входе



**Рисунок 10.** Изменение физической температуры газа в зависимости от температуры на входе

В то же время максимальное падение мощности ГТД, вызванное особенностями переключения законов управления и составляющее  $\Delta N_{\text{ВВ}} \approx 130$  л. с., наблюдается при полете на высоте  $H = 6$  км при  $T_{\text{ВХ}}^* \approx 255$  °С. В этом случае отклонение значения физических оборотов от штатных составит  $\Delta n_{\text{тк}} \approx 2,4$  %, а температура газа перед свободной турбиной будет ниже порогового значения на  $\Delta t_{\text{г}} \approx 22$  °С.

## **Выводы**

Представленные в настоящей статье материалы свидетельствуют, что наименее трудоемким при необходимости не превышения максимально допустимого значения температуры газа является подход, основанный на использовании в качестве исходных данных, представленных в акте сдачи ГТД после прохождения им ПСИ. Такой подход может быть предложен в качестве способа коррекции частоты вращения ротора турбокомпрессора в случае отказа подсистемы ограничения максимальной температуры газа, который работает в диапазоне давлений (высот и скоростей) и температур, соответствующих ожидаемым условиям эксплуатации.

*Г. С. Васильев, А. А. Ефимов*

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург  
pba\_sau@klimov.ru

## **МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИГАТЕЛЯ ВК-650В**

*Аннотация.* В работе дано описание модели силовой установки вертолета Ка-226Т с двигателями ВК-650В. Изложены принципы построения многофункциональной модели двигателя, исполненной на языке программирования C++. Приведены результаты использования модели.

У ведущих современных производителей газотурбинных установок все большее применение находит компьютерное моделирование, в том числе на начальных этапах создания двигателя [1]. Возможности компьютерного моделирования позволяют сократить время и трудозатраты на разработку и доводку двигателя.

Можно выделить следующие основные направления использования полных и частичных моделей силовой установки:

- отработка и отладка алгоритмов управления СУ;
- синтез и анализ математической структуры регуляторов (линейный и нелинейный);
- проведение расчетных исследований работы двигателя и САУ в различных высотно-скоростных условиях;
- моделирование внештатных ситуаций;
- тестирование программного обеспечения электронного регулятора;
- использование на автономных стендах САУ;
- использование на авиационных тренажерах.

В работе изложены принципы построения модели силовой установки (СУ) на примере двухдвигательной СУ вертолета Ка-226Т с двигателями ВК-650В. Основное внимание уделено созданию поузловой динамической модели двигателя.

### **Модель двигателя**

Центральной частью модели силовой установки вертолета Ка-226Т является поузловая термодинамическая модель турбовального двигателя ВК-650В, исполненная на языке C++. Язык программирования C++ сочетает в себе функциональные возможности языка C и принципы объектно-ориентированного и обобщенного



программирования, ему свойственны эффективность, компактность, быстродействие и переносимость [2]. Все это делает C++ универсальным и мощным языком программирования, подходящим для решения широчайшего круга задач, в том числе и для задач математического моделирования.

Важнейшими аспектами разработки программного кода модели является следование рекомендованным современным принципам написания программ на C++ [2] и следование языковому стандарту C++98 [3], а также использование популярной современной системы контроля версий Git [4]. Использование Git значительно повышает удобство, безопасность и гибкость работы с программным кодом.

Использование объектно-ориентированных возможностей C++ позволило представить модель двигателя в виде единого объекта, заключающего в себе все необходимые данные и широкий вычислительный функционал (функции-члены в терминах C++). Одним из преимуществ такого подхода является возможность создания (в рамках одной программы) нескольких независимых объектов-моделей двигателей без дополнительных рисков и трудозатрат. Это также делает возможным простую реализацию концепции распараллеливания вычислений «одно вычислительное ядро на один модельный объект». Например, для ускорения расчета динамики двухдвигательной силовой установки целесообразно создать два объекта-двигателя и разделить их между двумя вычислительными потоками (возможный вариант такого разделения — использование средств библиотеки параллельного программирования OpenMP [5]).

Математически термодинамическую модель двигателя можно представить в виде системы нелинейных алгебраических уравнений, описывающих баланс расходов газа между узлами двигателя. Число уравнений и неизвестных соответствует общему числу лопаточных машин (компрессоров и турбин) в газодинамическом тракте двигателя (для ВК-650В это число 3). Неизвестными являются координаты точки на ветке напорной характеристики лопаточной машины. Базовой задачей объекта-двигателя является обеспечение устойчивого и эффективного численного решения данной системы (в возможно большем диапазоне входных данных). Вся структура модели построена исходя из решения базовой задачи.

Основу структуры объекта-двигателя составляют последовательно входящие в его состав объекты-модели основных узлов двигателя — входного устройства, компрессора, камеры сгорания, турбины компрессора, свободной турбины, выходного устройства. Каждый объект-узел включает в себе собственные характеристики и данные, а также необходимые функции. Каждый объект-узел имеет собственные параметры воздуха (газа) на входе и на выходе. При этом за счет использования механизма ссылок организована неразрывная связь между входными и выходными параметрами газа соседних узлов (например, температура на выходе из компрессора является температурой на входе в камеру сгорания).

Каждый объект-узел имеет функцию-член расчета своего состояния по необходимым ему входным данным, которая вычисляет параметры газа на выходе из узла.

При этом возможность вызова этой функции имеется у предыдущего узла. Если известны параметры газа перед объектом — лопаточной машиной, то задание значения координаты на напорной ветке ее характеристики определит расход и параметры воздуха (газа) на выходе. Каждый объект — лопаточная машина имеет функцию-член, возвращающую невязку уравнения баланса (разность расходов между своим расходом газа и расходом газа следующего узла). Принцип решения системы основывается на «вложенном» применении универсального численного метода решения одномерных уравнений к функциям-невязкам объектов — лопаточных машин. Когда метод работает над поиском корня уравнения баланса, невязки уравнения вычисляются с использованием расхода газа через следующий узел, который получен для уже решенного тем же методом следующего уравнения баланса. Данный подход показывает устойчивость и высокую эффективность.

Применение принципов обобщенного программирования позволило применить единый универсальный метод решения одномерных уравнений и для решения системы уравнений баланса, и для других задач (вычисление свойств газа, работа с газодинамическими функциями и т. п.). Описанная структура модели-двигателя при небольшой доработке позволяет применять многомерные методы оптимизации для решения уравнений баланса.

Объект-двигатель имеет базовую функцию-член, реализующую решение базовой задачи описанным выше методом. Базовая функция принимает на вход следующие основные параметры: частота вращения ротора турбокомпрессора, частота вращения свободной турбины, расход топлива в камеру сгорания, флаг зажигания камеры сгорания, давление и температура на входе в двигатель, атмосферное давление, внешний крутящий момент на валу ротора турбокомпрессора. После завершения работы этой функции все термодинамические и газодинамические параметры двигателя принимают значения, соответствующие решенной системе уравнений баланса расходов. По полученным параметрам базовая функция вычисляет ускорение ротора турбокомпрессора, что обеспечивает возможность расчета его динамики. Таким образом, объект-двигатель описывает динамическую модель двигателя.

Для вычисления статических состояний объект-двигатель имеет набор статических функций-членов, основанных на использовании базовой функции. Объект-двигатель также имеет ряд функций-членов для работы с линейными моделями:

- функцию вычисления линейной модели в пространстве состояний (работа функции основана на использовании базовой и статической функций);
- функцию построения кусочно-линейной модели на прямоугольной сетке входных параметров;
- функцию получения линейной модели из кусочно-линейной модели.

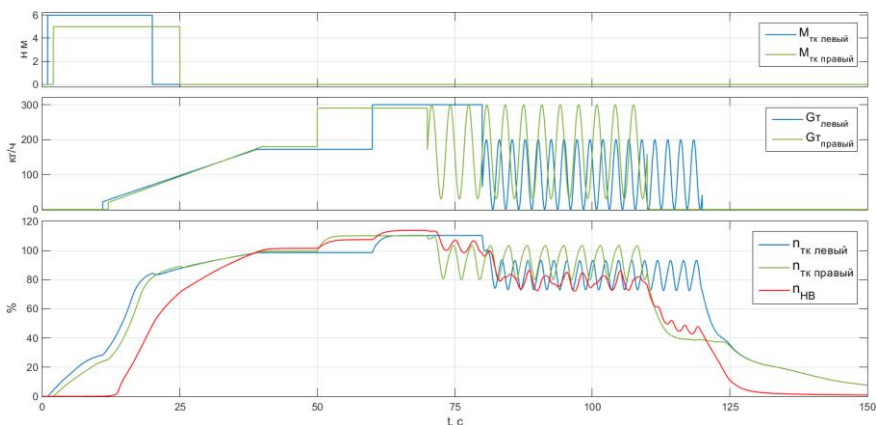
Таким образом, сохраняя единую форму, объект-двигатель является многозадачной математической моделью двигателя, применимой для динамических и статических расчетов, а также для линейного анализа. Этот подход к моделированию был

применен для создания новых математических моделей всех основных типов газотурбинных двигателей производства АО «ОДК-Климов».

### Модель двухдвигательной силовой установки

Рассматриваемая модель СУ включает в себя модели правого и левого двигателей и упрощенную модель несущей системы вертолета. Характеристики несущих винтов (НВ) пока неизвестны, поэтому крутящий момент на винте принят пропорциональным квадрату его частоты вращения. В модели учитывается инерционность НВ и вращающихся частей редуктора.

На рисунке 1 представлен пример расчета динамики СУ. Временной закон подачи топлива выбран таким образом, чтобы проиллюстрировать работу модели. Данный пример иллюстрирует принципиальные возможности динамической модели СУ. Модель может описывать процессы от запуска до максимального режима, дросселирование и останов, обеспечивает устойчивый расчет при изменении расхода топлива в широких пределах.



**Рисунок 1.** Пример расчета динамики двухдвигательной силовой установки вертолета Ка-226Т с двигателями ВК-650В в разомкнутой системе:

$M_{тк}$  — внешний крутящий момент на роторе турбокомпрессора от системы запуска,  $G_t$  — расход топлива в камеру сгорания,  $n_{тк}$  — относительная частота вращения ротора турбокомпрессора,  $n_{нв}$  — относительная частота вращения несущего винта

Проведен упрощенный синтез регулятора частоты вращения НВ с синхронизацией режима работы двигателей по величине выходного крутящего момента на валу свободной турбины  $M_{ст}$ . Синтез проведен с использованием линейной динамической модели СУ, полученной с помощью соответствующих функций модели двигателя. Уравнения, описывающие линейную модель, имеют вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{n}_{\text{TK л}} = \frac{\partial \dot{n}_{\text{TK л}}}{\partial n_{\text{TK л}}} n_{\text{TK л}} + \frac{\partial \dot{n}_{\text{TK л}}}{\partial G_{\text{T л}}} G_{\text{T л}} + \frac{\partial \dot{n}_{\text{TK л}}}{\partial n_{\text{НВ}}} n_{\text{НВ}} \\ \dot{n}_{\text{TK п}} = \frac{\partial \dot{n}_{\text{TK п}}}{\partial n_{\text{TK п}}} n_{\text{TK п}} + \frac{\partial \dot{n}_{\text{TK п}}}{\partial G_{\text{T п}}} G_{\text{T п}} + \frac{\partial \dot{n}_{\text{TK п}}}{\partial n_{\text{НВ}}} n_{\text{НВ}} \\ \dot{n}_{\text{НВ}} = \frac{\partial \dot{n}_{\text{НВ}}}{\partial n_{\text{TK л}}} n_{\text{TK л}} + \frac{\partial \dot{n}_{\text{НВ}}}{\partial n_{\text{TK п}}} n_{\text{TK п}} + \frac{\partial \dot{n}_{\text{НВ}}}{\partial G_{\text{T л}}} G_{\text{T л}} + \frac{\partial \dot{n}_{\text{НВ}}}{\partial G_{\text{T п}}} G_{\text{T п}} + \frac{\partial \dot{n}_{\text{НВ}}}{\partial n_{\text{НВ}}} n_{\text{НВ}} \end{array} \right. \quad (1)$$

Система (1) была замкнута уравнениями, определяющими закон управления расходом топлива:

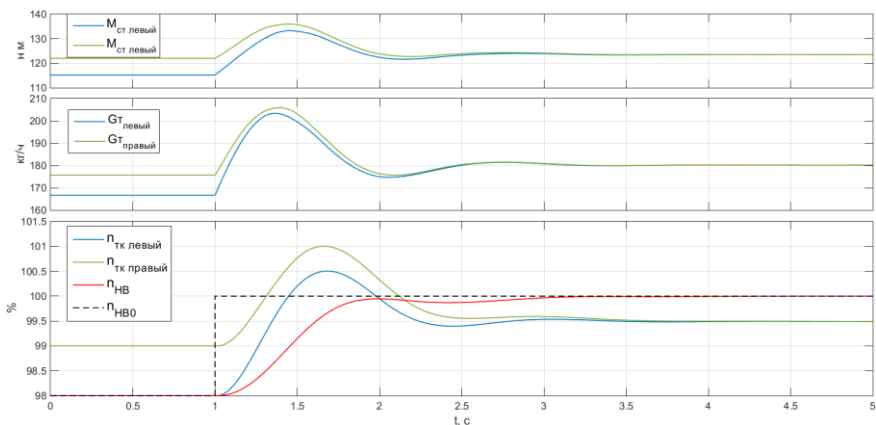
$$\left\{ \begin{array}{l} pG_{\text{T л}} = \left( \frac{K+K_d p}{T_p+1} \right) n_{\text{НВ}} + \left( \frac{\hat{K}+\hat{K}_d p}{\hat{T}_p+1} \right) (M_{\text{ст л}} - M_{\text{ст п}}) \\ pG_{\text{T п}} = \left( \frac{K+K_d p}{T_p+1} \right) n_{\text{НВ}} - \left( \frac{\hat{K}+\hat{K}_d p}{\hat{T}_p+1} \right) (M_{\text{ст л}} - M_{\text{ст п}}) \end{array} \right. \quad (2)$$

В уравнениях (1) и (2):  $\dot{}$  или  $\hat{}$  — оператор дифференцирования, «л» и «п» — индексы левого и правого двигателя,  $G_{\text{T}}$  — расход топлива в камеру сгорания,  $n_{\text{TK}}$  — относительная частота вращения ротора турбокомпрессора,  $n_{\text{НВ}}$  — относительная частота вращения несущего винта,  $K$ ,  $K_d$  и  $T_p$  — параметры ПД-регулятора частоты вращения НВ,  $\hat{K}$ ,  $\hat{K}_d$ ,  $\hat{T}_p$  — параметры ПД-регулятора синхронизации по  $M_{\text{ст}}$ .

Полученная система была аналитически преобразована к нормальной однородной системе дифференциальных уравнений. Конкретные значения параметров регуляторов выбраны, исходя из анализа собственных чисел и частных решений системы с целью обеспечения устойчивости, минимизации колебательности и времени переходного процесса [6].

Полученные в результате линейного синтеза законы управления были включены в исходную нелинейную модель СУ. На рисунке 2 представлена реакция нелинейной модели на ступенчатое изменение задатчика регулятора  $n_{\text{НВ}}$  с 98 до 100 % при использовании регуляторов (2). При этом начальный режим работы СУ статический с отличающимися на 1 % по  $n_{\text{TK}}$  режимами работы двигателей. Для лучшей демонстрации действия регулятора синхронизации его работа отключена до момента начала нестационарного процесса. Получен устойчивый слабо колебательный процесс регулирования частоты вращения НВ без перегулирования, время переходного процесса занимает около 1,5 с. Процесс синхронизации не колебателен и также занимает около 1,5 с.

Приведенные результаты свидетельствуют о работоспособности модели. В дальнейшем предполагается дополнить модель описанием гидромеханической части системы управления, уточнить математическое описание несущей системы и использовать модель для разработки законов управления и синтеза регуляторов.



**Рисунок 2.** Пример расчета динамики двухдвигательной силовой установки вертолета Ка-226Т с двигателями ВК-650В в системе, замкнутой ПД-регулятором оборотов несущего винта  $n_{нв}$  с синхронизацией режима работы двигателей по величине выходного крутящего момента на валу свободной турбины  $M_{ст}$ .  $n_{нв0}$  — задатчик регулятора  $n_{нв}$ . Синхронизация вступает в работу, начиная с момента  $t = 1$  с

## Выводы

1. Сформулированы принципы построения многозадачных моделей ГТД с использованием языка C++.
2. На основе сформулированных принципов создана модель силовой установки вертолета Ка-226Т, включающая модели двух двигателей ВК-650В и упрощенную модель несущей системы.
3. Модель описывает процессы от запуска до максимального режима, дросселирование и останов, обеспечивает устойчивый расчет при изменении входных параметров в широких пределах.
4. Модель использована для упрощенного линейного синтеза регулятора частоты вращения НВ с синхронизацией режима работы двигателей по величине крутящего момента.
5. Следует дополнить модель описанием гидромеханической части системы управления, уточнить математическое описание несущей системы и использовать модель для разработки законов управления и синтеза регуляторов.

## Литература

1. [Электронный ресурс]. URL: [https://www.uecrus.com/rus/presscenter/odk\\_news/?ELEMENT\\_ID=3167](https://www.uecrus.com/rus/presscenter/odk_news/?ELEMENT_ID=3167).
2. Прата Стивен. Язык программирования C++. Лекции и упражнения, 6-е изд. / Пер. с англ. — М.: ООО «И. Д. Вильямс», 2012. — 1248 с.
3. ISO/IEC 14882: Programming Language C++.
4. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.git—scm.com>.
5. *Абрамов А. Г.* Вычисления на многопроцессорных компьютерах. Параллельные вычисления на основе технологии OpenMP: учеб. пособие. — СПб.: Изд-во Политехн.ун-та, 2012. — 150 с.
6. *Востриков А. С., Французова Г. А., Гаврилов Е. Б.* Основы теории непрерывных и дискретных систем регулирования. — 5-е изд., перераб. и доп.: учеб. пособие. — Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2008. — 476 с.

*С. А. Конашков, В. С. Блохин, Е. В. Рабец, А. А. Ефимов*

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург

Pba\_sau@klimov.ru

## **ОПТИМИЗАЦИЯ ЗАПОЛНЕНИЯ ТОПЛИВОМ КОЛЛЕКТОРОВ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ ТВ7-117**

*Аннотация.* Построена математическая модель заполнения топливных коллекторов двигателя ТВ7-117. Выбран закон подачи расхода топлива в коллекторы камеры сгорания для уменьшения времени запуска.

### **Введение**

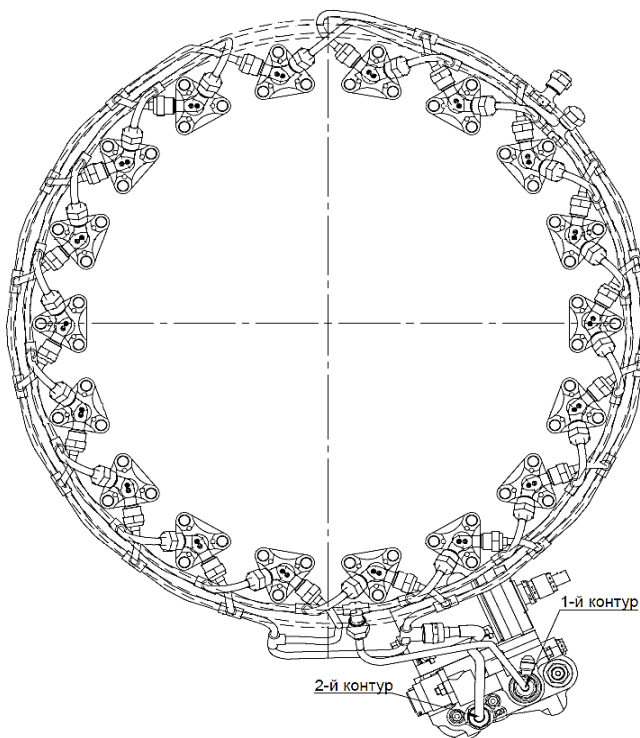
В настоящее время на АО «ОДК-Климов» ведутся работы по улучшению характеристик двигателей ТВ7-117В (вертолет Ми-38), ТВ7-117СТ (самолет Ил-112В) и ТВ7-117СТ-01 (самолет Ил-114–300). Важнейшими характеристиками авиационного двигателя являются время запуска и диапазон внешних условий, в которых запуск может быть осуществлен, качество его запуска. В [1] рассмотрены работы, связанные с оптимизацией закона подачи топлива перед поджигом топлива в камере сгорания и до выхода двигателя на малый газ. Настоящая работа направлена на оптимизацию процесса заполнения топливных коллекторов.

### **Описание коллекторов камеры сгорания**

Топливные коллекторы I и II контуров представляют собой сварную конструкцию из трубопроводов, закрепленную на корпусе камеры сгорания. На коллекторе равномерно распределены форсунки. Каждая форсунка соединена с коллектором с помощью трубопровода. Отдозированное насосом-регулятором (НР) топливо поступает в агрегат запуска и распределения топлива (АЗРТ). В АЗРТ присутствуют два запорно-дренажных клапана (ЗДК) и распределительный клапан (РК). ЗДК открываются и осуществляют доступ топлива в коллекторы камеры сгорания по гидравлической команде от НР. РК распределяет топливо по коллекторам в зависимости от величины расхода, поступающего на вход в АЗРТ. Топливо поступает от АЗРТ к коллекторам через подводящие трубопроводы. Общий вид коллекторов показан на рисунке 1.

При поступлении командного давления от НР в АЗРТ запорно-дренажные клапаны открываются и обеспечивают доступ отдозированного топлива в коллекторы.

Сначала топливо поступает в первый коллектор. После заполнения подводящего трубопровода начинается заполнение самого коллектора. По мере заполнения коллектора происходит последовательное включение форсунок в работу. При этом расход, поступающий в коллектор, делится на две части: одна часть идет на заполнение коллектора, другая поступает через форсунки в камеру сгорания. Расход, вытекающий из форсунки в камеру сгорания, зависит от высоты столба топлива над форсункой. При полностью заполненном коллекторе расход, поступающий в камеру сгорания, равен расходу, поступающему в коллектор.



**Рисунок 1.** Общий вид коллекторов I и II контуров

Расход топлива, поступающий во второй коллектор, зависит от величины расхода топлива, отдозированного НР в АЗРТ по определенному закону. Зависимость расходов определяется характеристикой агрегата АЗРТ. Подача топлива во второй коллектор начинается после открытия ЗДК второго коллектора. Заполнение топливом второго коллектора происходит так же, как первого.



## Математическая модель заполнения топливом коллекторов

Величина расхода, поступающего в камеру сгорания, зависит от уровня топлива в коллекторе.

Когда коллектор заполнен полностью, расход топлива, поступающий из коллектора в камеру сгорания (КС), равен расходу, поступающему в коллектор. Если коллектор заполнен частично или не заполнен, то часть расхода топлива, поступающего в коллектор, заполняет его, а расход топлива, поступающий в КС, определяется уровнем (высотой столба) топлива. Расход при частично заполненном коллекторе может быть вычислен по формуле:

$$Q_{\text{фор}} = \frac{k}{n} \cdot \sum_i^m \sqrt{\gamma \cdot h(i)}, \quad (1)$$

где  $k$  — суммарный коэффициент расхода форсунок коллектора, кг/(Па<sup>0.5</sup> \*с) (для первого коллектора  $k_1 = 3,0429 \cdot 10^{-5}$ , для второго коллектора  $k_2 = 1,2031 \cdot 10^{-4}$ );  $n$  — общее количество форсунок;  $m$  — количество работающих форсунок;  $\gamma$  — удельный вес топлива, Н/м<sup>3</sup>;  $h(i)$  — высота столба топлива в коллекторе над координатой выходного отверстия  $i$ -й форсунки, м.

Высота столба топлива находится из решения дифференциального уравнения:

$$\frac{dh}{dt} = \frac{\Delta Q}{F(h)}, \quad (2)$$

где  $dh$  — скорость изменения высота столба топлива в коллекторе, м;  $dt$  — шаг по времени, с;  $\Delta Q$  — объемный расход, затрачиваемый на изменение высоты столба топлива, м<sup>3</sup>/с;  $F(h)$  — площадь поверхности топлива в коллекторе, м<sup>2</sup>.

Если  $h \leq d_{\text{тр}}$  или  $h \geq (D_{\text{внутр}} + d_{\text{тр}})$ , то сечение имеет форму эллипса. Площадь сечения (площадь поверхности топлива в коллекторе):

$$F(h) = \pi \cdot \frac{d_{\text{тр}}}{2} \cdot \frac{1}{2} \cdot D_{\text{внеш}} \cdot \sin(\cos^{-1}(1 - \frac{h}{0,5 \cdot D_{\text{внеш}})}), \quad (3)$$

где  $d_{\text{тр}} = 0,004$  — диаметр труб коллектора, м;  $D_{\text{внеш}}$  — внешний диаметр коллектора, м;  $D_{\text{внутр}}$  — внутренний диаметр коллектора, м.

Если  $h \geq d_{\text{тр}}$  и  $h \leq (D_{\text{внутр}} + d_{\text{тр}})$ , то в сечении получается два эллипса. Площадь сечения (площадь поверхности топлива в коллекторе):

$$F(h) = \pi \cdot \frac{d_{\text{тр}}}{2} \cdot \frac{1}{2} \cdot (D_{\text{внеш}} \cdot \sin(\cos^{-1}(1 - \frac{h}{0,5 \cdot D_{\text{внеш}}})) - D_{\text{внутр}} \cdot \sin(\cos^{-1}(1 - \frac{h-d_{\text{тр}}}{0,5 \cdot D_{\text{внутр}}})))). \quad (4)$$

$\Delta Q$  находится из выражения:

$$\Delta Q = \frac{Q_{\Sigma} - Q_{\text{фор}}}{\rho}, \quad (5)$$

где  $Q_{\Sigma}$  — расход, поступающий в коллектор, кг/с;  $\rho$  — плотность топлива, кг/м<sup>3</sup>.

В начальный момент высота столба топлива в коллекторе рассчитывается по формуле:

$$h = \left( \frac{Q_{\Sigma} \cdot dt}{\frac{4}{3} \cdot \pi \cdot \frac{\rho}{2} \cdot \sqrt{D_{\text{внеш}}}} \right)^{\frac{2}{3}}. \quad (6)$$

### Постановка задачи

Эффективный распыл топлива (и, соответственно, дальнейший поджиг топливовоздушной смеси) с центробежными форсунками с малой камерой закручивания, примененными на двигателе ТВ7-117, имеет место при перепаде давления топлива на форсунках более 2 кг/см<sup>2</sup>. До полного заполнения коллектора перепад на форсунках и, соответственно, распыл топлива минимальный — топливо вытекает из форсунок в камеру сгорания под воздействием столба жидкости над каждой форсункой.

Топливо, поступающее в камеру сгорания при заполнении коллектора до поджига, или частично выбрасывается из двигателя, ухудшая его экологические характеристики, или, оставаясь внутри, после поджига сгорает на лопатках турбин, увеличивая его термическую повреждаемость.

С целью снижения данных негативных явлений и уменьшения времени запуска предлагается увеличить подачу топлива в коллекторы КС до их полного заполнения. Для этого использовать управление дозирующим краном агрегата НР с помощью электронного регулятора (БАРК).

Для заполнения первого коллектора предлагается использовать следующий алгоритм управления расходом топлива:

- после начала запуска дозирующий кран приводится в положение, соответствующее максимально допустимой величине расхода топлива. Расход, поступающий в камеру сгорания, не должен превышать  $105 \pm 5$  кг/ч, так как при таком расходе происходит открытие второго коллектора. Поэтому в качестве максимально возможного расхода, поступающего в первый коллектор, выбрана величина 100 кг/ч;
- после заполнения коллектора дозирующий кран перестраивается в положение, при котором отдозированный расход топлива равен расходу, определенному алгоритмами БАРК ( $G_T = G_{T \text{ пуск}}$ ). Процесс заполнения считается завершенным, если выполняется одно из следующих условий:
  - время, прошедшее от открытия ЗДК (соответствует частоте вращения ротора турбокомпрессора  $n_{\text{тк}} \sim 10\%$ ), равно 1,9 секунды;
  - алгоритмами БАРК зафиксирован поджиг КС;
  - резко возрастает давление топлива в первом коллекторе.

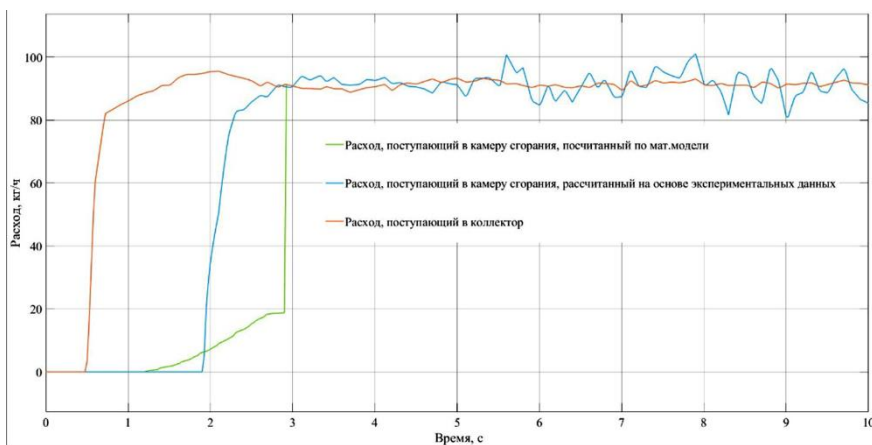
Для ускоренного заполнения второго коллектора предлагается следующий алгоритм:

- после поджига топлива в камере сгорания, когда отдозированный расход топлива, требуемый для поддержания заданного ускорения частоты вращения турбокомпрессора, превысит 100 кг/ч, дозирующий кран перестраивается на увеличение расхода топлива с максимальной скоростью;
- через заданное время дозирующий кран с максимальной скоростью перестраивается на уменьшение величины расхода, поступающего в коллектор, до величины, определенной регуляторами БАРК.

В качестве характеристики для оценки изменения основных параметров двигателя используется частота вращения ротора турбокомпрессора и температура газа за турбиной компрессора.

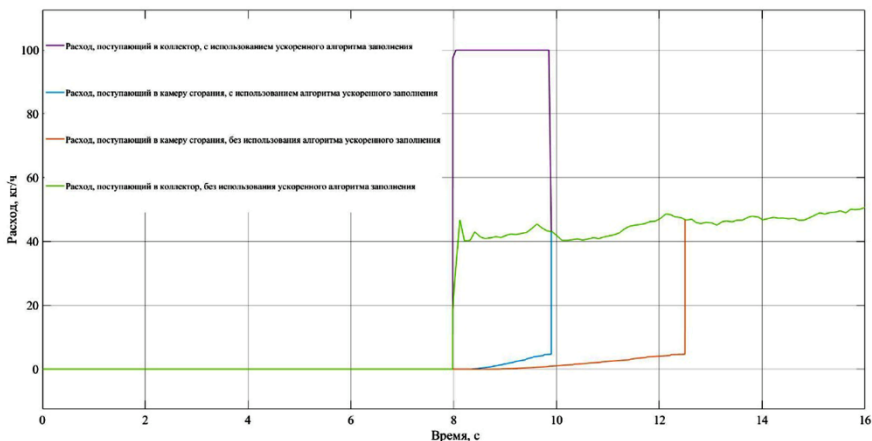
### Результаты моделирования

Исследование проводилось с использованием данных, полученных из испытаний двигателя ТВ7-117, а также с использованием математической модели двигателя ТВ7-117 и математической модели заполнения коллекторов двигателя ТВ7-117. Верификация модели выполнена в [2]. Сравнение с результатами испытаний взяты из [2] и представлены на рисунке 2. Из этого рисунка видно, что модель удовлетворительно описывает процесс запуска.

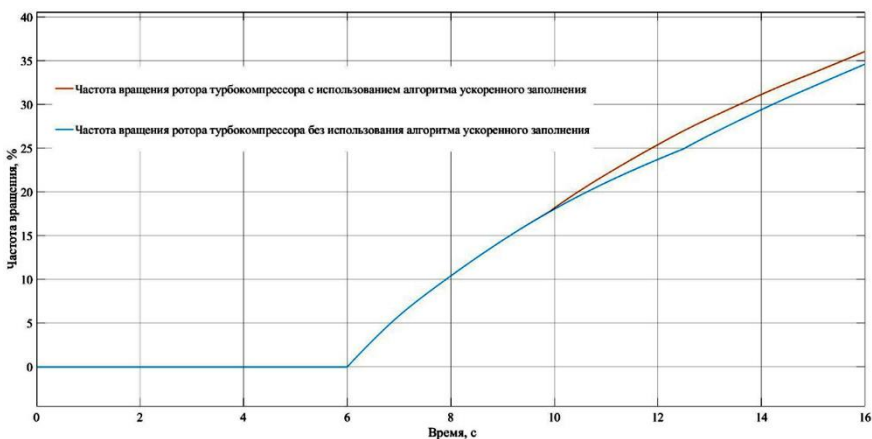


**Рисунок 2.** Расходы во втором коллекторе. Заполнение топливом второго коллектора. Сравнение результатов моделирования с материалами испытаний [2]

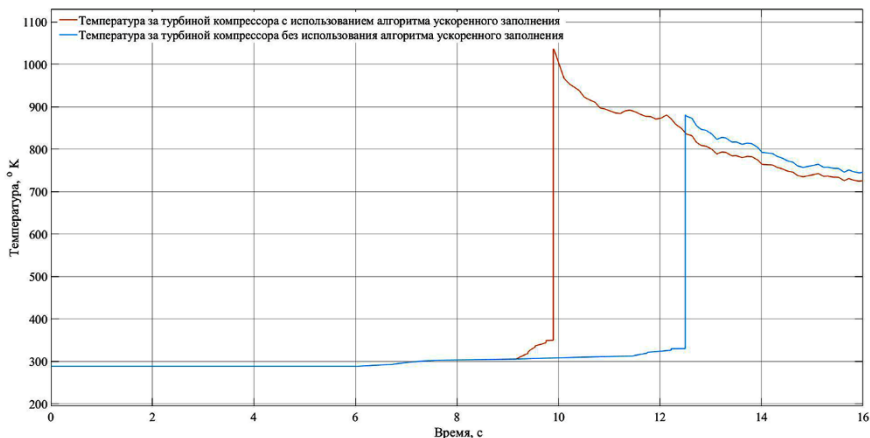
На рисунках 3, 4, 5, 6 приведены результаты моделирования заполнения первого коллектора с учетом ускоренного алгоритма заполнения и без него. На рисунке 3 приведено изменение во времени расхода топлива, на рисунке 4 — изменение частоты вращения компрессора, а на рисунке 5 — изменение температуры газа перед свободной турбиной, на рисунке 6 приведено изменение во времени положения сервопоршня дозирующего крана. Как видно из рисунка 3, при использовании алгоритма ускоренного заполнения время заполнения коллектора на ~ 2,6 с меньше чем без использования алгоритма и составляет ~ 1,9 секунды. При этом частота вращения ротора турбокомпрессора быстрее выходит на расчетный режим (рис. 4).



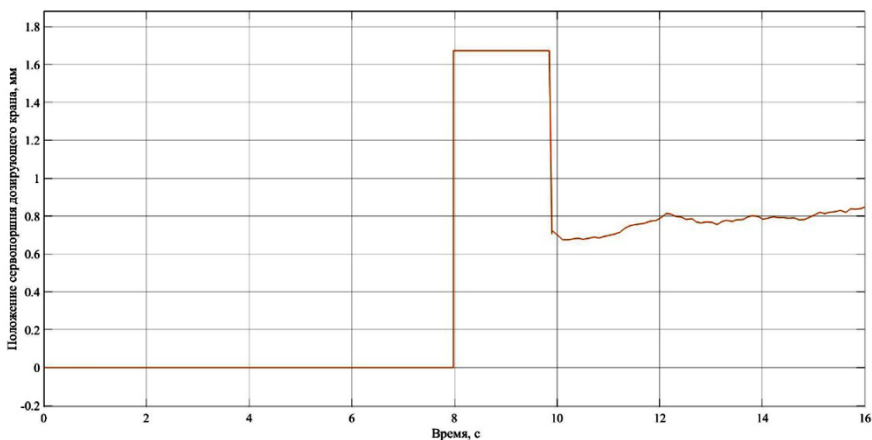
**Рисунок 3.** Расходы топлива в первом коллекторе



**Рисунок 4.** Частота вращения ротора турбокомпрессора



**Рисунок 5.** Температура газа за турбиной компрессора



**Рисунок 6.** Положение сервопоршня дозирующего крана

На рисунках 7, 8, 9, 10 приведены результаты моделирования заполнения топливом второго коллектора с учетом ускоренного алгоритма заполнения и без него. На рисунке 7 приведено изменение во времени расхода топлива, на рисунке 8 — изменение частоты вращения компрессора, а на рисунке 9 — изменение температуры газа перед свободной турбиной, на рисунке 10 приведено изменение во времени положения сервопоршня дозирующего крана. Как видно из рисунка 7, при использовании алгоритма ускоренного заполнения время заполнения коллектора на  $\sim 1,78$  с меньше, чем без использования алгоритма, и составляет  $\sim 0,76$  секунды. В течение

первых 0,42 секунды дозирующий кран перестраивается на увеличение расхода топлива, а затем перестраивается на уменьшение расхода топлива до величины, определенной алгоритмами БАРК (рис. 10). Как видно из рисунка 8, частота вращения ротора турбокомпрессора быстрее выходит на расчетный режим, чем в штатном варианте.

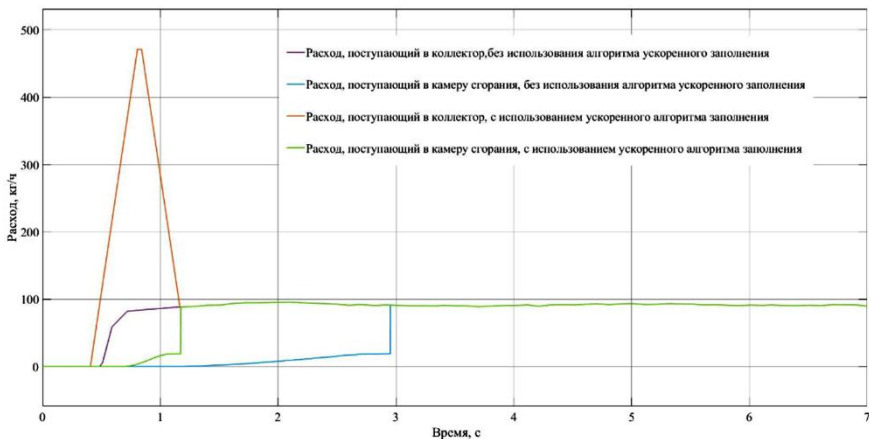


Рисунок 7. Расходы топлива во втором коллекторе

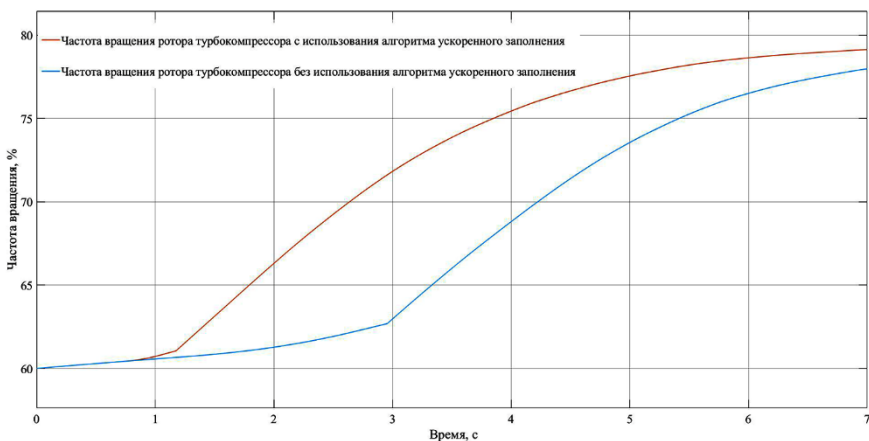
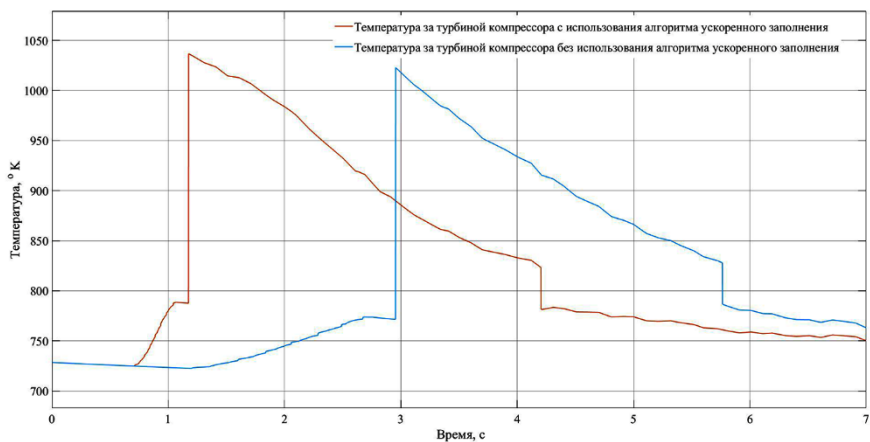
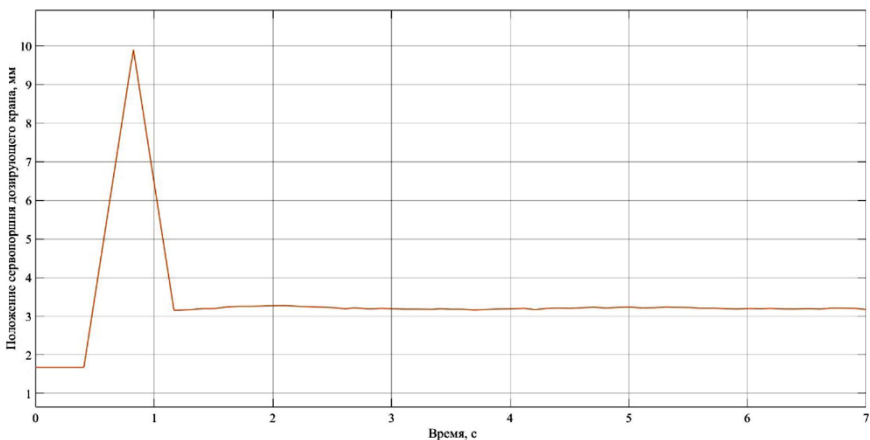


Рисунок 8. Частота вращения ротора турбокомпрессора



**Рисунок 9.** Температура газа за турбиной компрессора



**Рисунок 10.** Положение сервопоршня дозирующего крана

## Выводы

1. Разработана математическая модель заполнения топливных коллекторов камеры сгорания двигателя ТВ7-117. Модель верифицирована по результатам испытаний.
2. Разработан и исследован алгоритм ускоренного заполнения первого коллектора топливных форсунок, позволяющий снизить время запуска на ~ 2,5 секунды и улучшить экологичность двигателя.

3. Разработан и исследован алгоритм ускоренного заполнения второго коллектора топливных форсунок, позволяющий сократить время запуска ~ 1,78 секунды.

### Литература

1. Отчет о научно-исследовательской работе «Подтверждение безопасных характеристик двигателя ТВ7-117В во всем диапазоне наружных условий, определенных ожидаемыми условиями эксплуатации в соответствии с требованиями параграфа 33.89 «Эксплуатационные испытания» АП-33». — М.: ЦИАМ, 2018.
2. Техническая справка № 026.608.0137–2020ТС «Математическая модель заполнения коллекторов камеры сгорания двигателя ТВ7-117СТ». — СПб.: АО «ОДК-Климов», 2020.
3. Технический отчет № 060.608.060ТО по выбору единой регулировки САУ двигателя ВК-1500С на запуске. — СПб.: АО «ОДК-Климов», 2004.
4. Технический отчет № 065.00.0100ДО23.1 «Проверка пусковых свойств двигателя ТВ7-117С в земных условиях при различных температурах окружающего воздуха». — СПб.: АО «ОДК-Климов», 1992.
5. *Конашков С. А., Рабец Е. В.* Результаты испытаний двигателя ТВ7-117В по проверке пусковых характеристик в термобарокамере // Климовские чтения — 2019. Перспективные направления развития авиадвигателестроения. Сборник статей. — СПб.: Скифия-принт, 2019.
6. Заключение по оценке пусковых качеств двигателя ТВ7-117С в ожидаемых условиях эксплуатации. — М.: ЦИАМ, 1992.



*А. В. Ларионов, П. М. Орлов*

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург

pba\_sau@klimov.ru

## **К ВОПРОСУ О КОМПЛЕКСНОЙ ПРОВЕРКЕ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЕТА**

*Аннотация.* В настоящей статье представлена проработка подходов и методов проверки работоспособности силовой установки самолета.

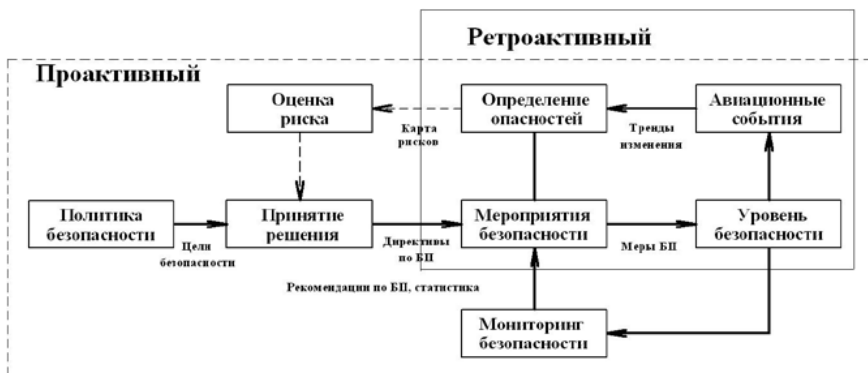
### **Введение**

За последние 30 лет главной задачей развития авиационно-транспортной системы является поиск новых подходов в решении проблемы повышения безопасности полетов воздушных судов (ВС). В настоящее время одним из направлений развития систем обслуживания силовых установок самолетов с электронными и электронно-гидромеханическими системами управления и контроля является применение комплексных подходов, позволяющих применять программные методы для более полной и автоматизированной проверки работоспособности всех систем и предупреждения развития дефектов и отклонений в работе систем. Применение такого подхода позволяет повысить уровень обслуживания, своевременно выявлять отклонения и неисправности и обеспечивать наиболее полную готовность самолета к выполнению задач.

### **1. Идеология системы комплексного обслуживания СУ**

Накопленный опыт эксплуатации силовых установок летательных аппаратов говорит о том, что наличие любого скрытого отклонения или неисправности в системе в виде опасного фактора или фактора риска при определенных условиях может суммироваться с новыми отклонениями, появившимися в процессе эксплуатации и в конечном итоге привести к негативному происшествию. В этой связи Международная организация гражданской авиации (ИКАО) предложила изменить традиционную ретроактивную (Reactive) идеологию профилактики авиационных событий, построенную на строгом соблюдении нормативных требований и внедрении профилактических рекомендаций, разработанных по результатам расследования происшедших событий. ИКАО разработала новую идеологию профилактики авиационных происшествий и инцидентов, названную «управлением безопасностью полетов». Новая идеология предполагает создание систем управления безопасностью полетов (СУБП).

СУБП акцентирована не на ожидании негативного события, а на выявлении опасных факторов в авиационной системе, которые еще не проявились, но могут стать причиной инцидентов, аварий и катастроф. Такой подход в профилактике авиационных происшествий получил наименование «проактивного» (Proactive) (рис. 1), в качестве диагностических признаков выбираются такие параметры системы, наблюдение которых позволяет контролировать глубинные причины деградации факторов стабильности системы.



**Рисунок 1.** Структура «проактивного» и «ретроактивного» обслуживания

По сути, проактивное обслуживание предполагает тот же реагирующий подход, как и обслуживание по состоянию с контролем параметров, но в качестве диагностических признаков выбираются такие параметры системы, наблюдение которых даст возможность контролировать глубинные причины деградации факторов стабильности системы. Мониторинг изменения свойств материала на ранних стадиях отклонения параметра источника отказа позволяет путем предупредительного обслуживания данного источника предотвратить дальнейшую деградацию системы в целом.

По данным независимых опросов, средние показатели производственной экономики, достигнутые благодаря применению упреждающего подхода, составляют: рентабельность инвестиций — десятикратная, сокращение расходов на обслуживание — 25–30 %, сокращение количества аварий — 70–75 %, уменьшение времени простоя — 35–45 %, увеличение производительности — 20–25 % [1].

В связи с этим можно ожидать значительного эффекта от внедрения упреждающего подхода к ТО функциональных систем ВС, в том числе и увеличения сроков их эксплуатации.

Одновременно при применении такого подхода появляется необходимость в определении задач комплекса наземного обслуживания, программно-технических способов реализации и разработки электронных блоков, позволяющих выполнять

различного рода проверки работоспособности агрегатов системы управления, их исполнительных механизмов и измерительных приборов системы контроля.

## 2. Облик комплекса наземного оборудования для обслуживания СУ

Назначение комплекса обслуживания СУ:

- обеспечение выполнения требований руководств по техническому обслуживанию СУ;
- реализация контроля за работоспособностью различными системами управления СУ;
- обеспечение контроля за измерительной аппаратурой систем контроля СУ при помощи поверенных наземных высокоточных средств измерения;
- формирование и выдача рекомендаций обслуживающему персоналу для обеспечения продолжения эксплуатации СУ с минимизацией выявляемых отклонений рабочих параметров.

Состав комплекса предполагает несколько блоков (рис. 2), связанных между собой каналами информационного обмена (КИО):

- персональный компьютер (ПК) с интерфейсом для обслуживающего персонала, подключаемый к электронному блоку управления и контроля силовой установкой, размещенной на самолете;
- вспомогательные наземные блоки и устройства для диагностирования различных систем двигателя.

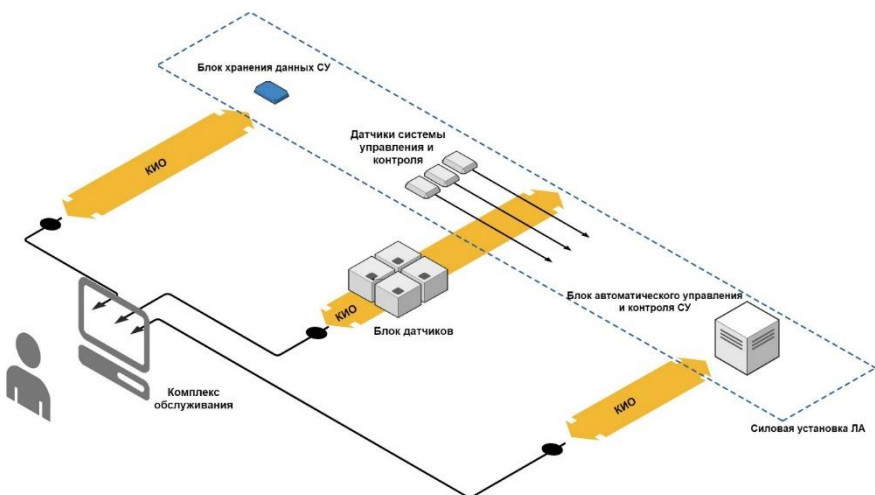


Рисунок 2. Состав комплекса наземного обслуживания СУ

Взаимодействие между эксплуатационным оборудованием возможно предусматривать как проводными средствами передачи данных, так и беспроводными средствами связи для повышения мобильности и оперативности выполнения обслуживания и поиска неисправностей.

ПК с соответствующим программным обеспечением обеспечивает работу в реальном масштабе времени с блоками управления силовыми установками, позволяет выполнять основные технологические карты руководств по эксплуатации СУ, обеспечивает обмен информацией из накопителя блоков управления для выполнения анализа файлов работы двигателей.

Вспомогательные блоки обеспечивают подключение к отдельным линиям связи систем управления для проверки бортовых датчиков системы управления и контроля, для измерения величин давления и прочих рабочих параметров систем. Информация от вспомогательных блоков должна передаваться на основной ПК в реальном масштабе времени для реализации автоматизированного прохождения обслуживания. Одновременно с прохождением технологических операций в соответствии с регламентом комплексная система обслуживания выполняет непрерывный контроль за показаниями измерительных датчиков системы управления и контроля и выполняет сравнение их показаний с поверенными датчиками высокой точности из состава вспомогательного блока датчиков. Выявленные отклонения предъявляются техническому персоналу и принимается соответствующее решение о замене или возможной коррекции показаний датчиков.

### **3. Обеспечение регламента обслуживания СУ**

В соответствии с установленным эксплуатационной документацией регламентом технического обслуживания по выполнению технологических карт опробования двигателей и отдельных проверок представляется необходимым выполнять наиболее полно с применением средств наземного обслуживания в автоматизированном режиме [2].

Система контроля параметров двигателя и обработки информации в реальном масштабе времени сигнализирует эксплуатирующему персоналу об отклонениях в параметрах работы двигателя с одновременной выдачей рекомендаций по устранению выявленных отклонений.

Благодаря применению автоматизированного подхода вероятность отсутствия обнаружения отклонений параметров работы двигателя качественно снижается, что в свою очередь приводит к реализации «проактивной» структуры обслуживания и повышает безопасность дальнейшей эксплуатации СУ.

Комплексная система обслуживания позволит, благодаря применению математической модели двигателя, выдавать обслуживающему персоналу информацию о расчетной величине расхода топлива, израсходованного за время работы двигателя. Данная информация позволит наиболее полно учитывать расходы горючего, так как

в настоящее время учет расходов горючего находится в ведении эксплуатирующего персонала [3]. Немаловажным фактором является снижение времени на выполнение технического обслуживания благодаря оценке параметров работы двигателя в режиме реального времени и моментальная выдача рекомендаций персоналу о продолжении выполнения проверок либо об их прекращении с целью выполнения регулировок и т. п.

#### **4. Применение блока датчиков в комплексной системе обслуживания СУ**

Для обеспечения проведения регламентных работ объем технологических карт должен быть в максимально полной степени реализован в автоматизированном программном обеспечении ИДК-42М с применением блока датчиков. Использование параметров, получаемых от высокоточных датчиков наземной системы обслуживания, приводит к наиболее точным рекомендациям по устранению возможных отклонений в системе, исключая которые безопасность полетов существенно возрастает, в соответствии с принципами «проактивной» системы обслуживания. Как правило, датчики с повышенной степенью точности наиболее чувствительны к условиям окружающей среды, в связи с чем их применение в качестве бортовых средств контроля затруднено, однако в качестве наземных средств применение таких датчиков более чем оправдано.

Технически блок датчиков возможно реализовать модульным принципом блоками по несколько измерительных каналов с возможностью расширения количества одновременно подключаемых блоков. Для оперативности блок датчиков можно обеспечить наличием беспроводной функции передачи данных. Для повышения удобства и качества обслуживания измерительные линии до датчиков блока следует выполнить возможно короткими трубками-подводами. Подводящие шланги для измерения рабочих параметров в настоящее время выполняются значительной длины, что усложняет процедуры по их обслуживанию, такие как продувка от жидкостей или, наоборот, проливка и заполнение топливом/маслом. Дальнейшие линии связи от датчиков предлагается выполнять электрическими кабелями в соответствующих износостойких покрытиях.

#### **5. Применение БХД в комплексной системе обслуживания СУ**

В составе комплексной системы обслуживания СУ блок БХД является первоисточником информации о базовом состоянии двигателя при его сдаче в эксплуатацию, содержит в объеме памяти ММ двигателя с его параметрами. В ходе эксплуатации является средством записи данных о проводимых регламентных работах, возможных ремонтах двигателя, заменах его узлов.

Основные функции БХД в период его жизненного цикла приведены на рисунке 3.



**Рисунок 3.** Основные функции БХД в течение жизненного цикла СУ

БХД должен обмениваться информацией с блоком БАРК, а также при его отсутствии напрямую с комплексом наземного обслуживания при его подключении к БХД. Прямая связь БХД с комплексом позволит снять необходимость во включении бортового питания, что в свою очередь снизит временные затраты и затраты ресурсов (питание АКБ или необходимость обеспечения самолета аэродромным источником питания).

Блок хранения данных двигателя предназначен для хранения необходимой эксплуатационной информации о двигателе, на который он установлен. БХД конструктивно должен устанавливаться на корпусе двигателя и являться его неотъемлемой частью. Обеспечение хранения информации в течение всего жизненного цикла изделия позволит наиболее оперативно обеспечить поиск неисправностей, разбор причин возможных снятий двигателя с эксплуатации при отправке двигателя на завод-поставщик. Как правило, информация с электронного блока БАРК при подобных возвратах двигателя снимается не в полном объеме или не снимается вообще. Запись участков неисправностей обеспечит возможность анализа неисправности и сократит время на возможный поиск неисправности.

## 6. Трендовый контроль

В ходе жизненного цикла изделия существует определенная деградация рабочих параметров, обусловленная естественным износом деталей и возможным развитием отклонений в ряде узлов с изначально более низкими величинами запасов по надежности в сравнении с остальным изделием.

Выполняемые в ходе эксплуатации работы по техническому обслуживанию СУ согласно Регламенту обслуживания дают определенный объем достоверной информации о состоянии рабочих параметров СУ. Анализ таких данных на примере

выполнения технологической карты «Опробование» по двигателю, и сравнение полученных данных двигателя с эталонной математической моделью (ММ) такого двигателя (ММ двигателя должна формироваться при выходе двигателя с завода-изготовителя) дает возможность отслеживать в автоматизированном режиме деградацию рабочих параметров двигателя. Хранение и обмен такой информацией должен обеспечиваться блоками хранения данных двигателей, устанавливаемых непосредственно на двигателе и сопровождающих двигатель на всем этапе жизненного цикла.

По мере накопления массивов данных с анализом технического состояния парка двигателей возможно формирование рекомендаций для эксплуатирующего персонала о развивающихся отклонениях и мерах по их устранению для безопасного продолжения эксплуатации ВС в рамках работы СУБП.

## **Выводы**

1. Рассмотрены различные методы для решения задач по комплексной проверке работоспособности силовой установки и усовершенствования технологии обслуживания двигателя.
2. Предложены варианты формирования технического и программного облика наземного оборудования для реализации задач СУБП в рамках «проактивного» подхода к обслуживанию силовых установок.

## **Литература**

1. *Чекрыжев Н. В.* Основы технического обслуживания воздушных судов. — Самара: СГАУ, 2015.
2. *Рогачевский К. Е., Романенок С. Н., Семенович С. Н., Ткачев Д. А., Шишло К. Н.* Технический облик современного универсального информационно-диагностического средства авиационных двигателей // Вестник Белорусско-Российского университета. — 2014. — № 4 (45).
3. *Овсяный А. В.* Совершенствование системы учета и контроля расхода горючего при эксплуатации техники с использованием современных технологий // Тезисы докладов 4-й Военно-научной конференции курсантов и молодых ученых «Совершенствование обеспечения полетов авиации». — Минск, 2014.

*Д. А. Курмантаев, Ю. А. Торжков*

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург  
pba\_sau@klimov.ru

## **РАЗРАБОТКА ГИДРОЦИЛИНДРА УПРАВЛЕНИЯ ВНА С ДАТЧИКОМ ОБРАТНОЙ СВЯЗИ ТИПА LVDT**

*Аннотация.* Проблема отказов трансформатора ДБСКТ-650-1Ш, являющегося датчиком обратной связи положения лопаток ВНА, имеет актуальный характер в надежности системы управления ВНА двигателей семейства РД-33. Внедрение мероприятий по увеличению виброустойчивости трансформатора ДБСКТ-650-1Ш не привело к достижению необходимых показателей надежности. Необходимым требованиям надежности удовлетворяет датчик типа LVDT. Для улучшения массогабаритных характеристик датчик типа LVDT встраивается в гидроцилиндр управления ВНА. В результате исключаются главные условия, приводящие к существующим сегодня отказам системы управления ВНА.

### **Введение**

В ходе эксплуатации двигателей семейства РД-33 неоднократно имели место случаи отказов датчика обратной связи положения лопаток входного направляющего аппарата (ВНА), которым является трансформатор ДБСКТ-650-1Ш (дублированный бесконтактный синусно-косинусный трансформатор). Это приводит к неудовлетворительной работе системы управления ВНА вентилятора, вследствие чего невозможно обеспечить требуемый запас газодинамической устойчивости компрессора при дальнейшей работе двигателя. При этом для замены неисправного трансформатора требуется выполнение демонтажа двигателя с самолета.

Анализ отказов трансформаторов ДБСКТ-650-1Ш показывает, что причины, вызвавшие отказ, по инженерной классификации можно разделить на две группы: производственные и конструктивные. Производственные дефекты, к которым относится нарушение технологических процессов изготовления и сборки трансформатора из-за неудовлетворительности контроля и недостаточности технологической дисциплины на заводе-изготовителе, прогнозированию не поддаются и поэтому не рассматриваются. Конструктивные дефекты в основном вызваны пониженной виброустойчивостью трансформатора, из-за наличия поворотной системы на подшипниках качения, с закрепленными на ней катушками кольцевых роторов. При этом место установки трансформатора (ВНА вентилятора) является одним из самых вибронпряженных мест двигателя. Для увеличения виброустойчивости трансформатора ДБСКТ-650-1Ш были проведены разработка и внедрение дополнительных мероприятий по подкреплению катушек кольцевых роторов на валу, обеспечению радиальных и осевых натягов подшипников, замене электрического соединителя



(ДБСКТ-650-1Ш-02). Но и после этого отказы трансформаторов в эксплуатации не прекратились.

Указанные недостатки отсутствуют в датчиках линейного перемещения LVDT (Linear Variable Differential Transformer, линейный переменный дифференциальный трансформатор), в котором подвижная измерительная часть не имеет фиксированной связи с корпусом и представляет собой шток, состоящий из ферромагнитного сердечника с резьбовым наконечником. Поэтому замена трансформатора ДБСКТ-650-1Ш датчиком типа LVDT актуальна для повышения надежности системы управления ВНА.

### Основная часть

На текущий момент система управления ВНА двигателей семейства РД-33 (см. рис. 1) состоит из агрегата управления ВНА (АУ ВНА) (1), двух гидроцилиндров (2), рычагов поворота кольца синхронизации (3), кольца синхронизации (4), рычагов поворота лопаток (5), двухпортовых лопаток ВНА (6) и датчика обратной связи положения лопаток ВНА (трансформатор ДБСКТ-650-1Ш) (7).

Работа системы управления ВНА осуществляется следующим образом. АУ ВНА (1), по электрической команде от блока автоматического регулирования и контроля (БАРК), осуществляет управление обоими гидроцилиндрами (2) за счет подачи гидравлических команд в управляющие полости гидроцилиндров. Рабочей жидкостью для гидравлики является топливо, подводимое от топливной системы. Гидроцилиндры (2), по гидравлической команде, вращают кольцо синхронизации (4), которое через систему рычагов (5) синхронно поворачивает все лопатки ВНА (6).

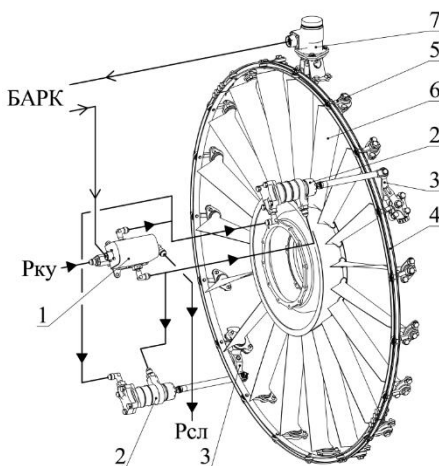
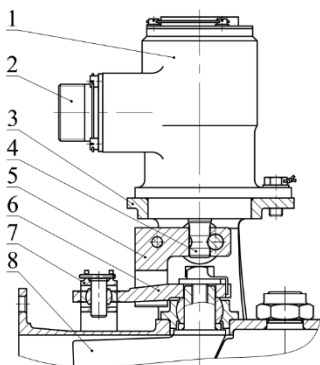


Рисунок 1. Система управления ВНА

Привод датчика обратной связи положения лопаток ВНА (трансформатора ДБСКТ-650-1Ш) показан на рисунке 2. На шлицевом конце вала (4) трансформатора ДБСКТ-650-1Ш (1) установлено водило (5), находящееся в контакте с одним из рычагов поворота лопаток (6). В результате при повороте рычага поворота лопаток (7) под воздействием водила (5) происходит соответствующий поворот вала трансформатора ДБСКТ-650-1Ш и на выводах электросоединителя (2) трансформатора формируется напряжение, пропорциональное углу поворота. Трансформатор ДБСКТ-650-1Ш установлен на кронштейне (3) корпуса ВНА вентилятора. Кронштейн выставлен таким образом, чтобы ось вала (4) трансформатора была соосна оси поворота одной из лопаток ВНА (8), с рычагом которой связано водило (5) трансформатора.



**Рисунок 2.** Привод трансформатора ДБСКТ-650-1Ш

Трансформатор ДБСКТ-650-1Ш (см. рис. 3) двухканальный, представляет собой две бесконтактные шестиполусные электрические микромашины переменного тока, расположенные в одном корпусе (1), закрытом крышкой (12), и имеющие общий вал вращения (2). Каждая микромашина состоит из двух каскадов: кольцевого трансформатора и машинной части. В корпусе (1) установлены статор машинной части (3) и статор кольцевого трансформатора первого канала (5). Статор машинной части (10) и статор кольцевого трансформатора второго канала (8) установлены в крышке (12). На валу (2) установлены ротор машинной части (4) и ротор кольцевого трансформатора первого канала (6), ротор машинной части (11) и ротор кольцевого трансформатора второго канала (9). Обмотки роторов машинной части (4) и (11) соединены с обмотками роторов кольцевых трансформаторов первого канала (6) и второго каналов (9) соответственно. Питание трансформатора и съем сигналов осуществляется посредством электросоединителя (7).

В соответствии с техническими условиями (ТУ), погрешность измерения угловых перемещений трансформатора ДБСКТ-650-1Ш составляет  $\pm 3,5$  угл. мин.

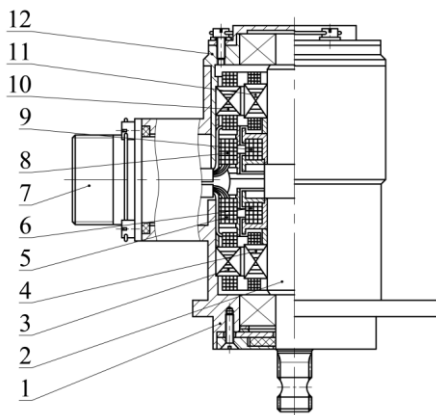


Рисунок 3. Трансформатор ДБСКТ-650-1Ш

Дополнительную погрешность измерения механического происхождения вызывает несоосность соединения вала трансформатора с осью вала измеряемого элемента, которая определяется выражением:

$$\Delta\varphi = 3440 \cdot \arctg\left(\frac{d}{b} \cdot \sin\alpha\right),$$

где  $\Delta\varphi$  — дополнительная погрешность, угл. мин;  $d$  — эксцентриситет, мм;  $b$  — длина поводка, мм;  $\alpha$  — угол поворота ротора.

Также дополнительную погрешность измерения вызывает несимметрия нагрузки синусной и косинусной обмоток трансформатора, которая определяется по следующей формуле:

$$\Delta\alpha = \pm 3600 \cdot \frac{1}{P} \cdot Re \frac{\frac{\Delta Z_H}{Z_H}}{1 + \frac{Z_H}{Z_{2K}}},$$

где  $\Delta\alpha$  — дополнительная погрешность, угл. мин;  $P$  — электрическая редукция;  $\Delta Z_H$  — разность сопротивлений нагрузки синусной и косинусной обмоток трансформатора, Ом;  $Z_H$  — номинальное сопротивление нагрузки, Ом;  $Z_{2K}$  — входное сопротивление короткого замыкания, Ом.

Поэтому при монтаже трансформатора ДБСКТ-650-1Ш для уменьшения погрешности измерений необходимо ответственно выполнять центровку валов трансформатора и измеряемого элемента, не допускать наличия люфта в зацеплении водила с рычагом поворота лопаток, производить подбор резисторов сопротивлений нагрузки, синусной и косинусной обмоток трансформатора с минимальной разностью сопротивлений.

Как видно из конструкции системы управления ВНА, трансформатор ДБСКТ-650-1Ш установлен таким образом, что ось его вала расположена перпендикулярно оси двигателя. Поэтому появление таких отказов, как ослабление опрессовки или отклеивание кольцевых обмоток роторов с вала трансформатора, увеличение торцевого биения по подшипникам, перемещение валика вдоль вала, связано с влиянием поперечных (радиальных) сил вибрации двигателя. Из теории динамики и прочности газотурбинных двигателей (ГТД) известно, что значения уровня вибрации ГТД в поперечном (радиальном) направлении больше, чем в продольном (осевом) направлении. Следовательно, для профилактики вышеуказанных отказов желательно расположить трансформатор так, чтобы ось его вала была расположена параллельно оси двигателя. Но это потребует наличия сложной конструкции соединительного узла из-за необходимости передачи вращения под углом с минимальными люфтами.

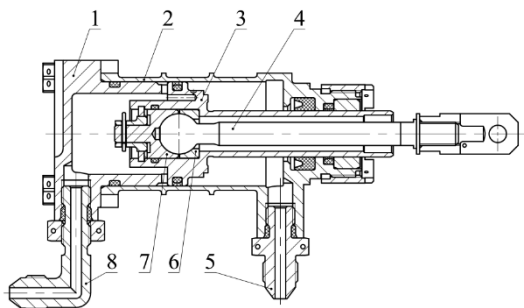
В связи с наличием в системе управления ВНА узла с линейным перемещением рабочего органа — гидроцилиндра управления ВНА, решено проработать замену трансформатора ДБСКТ-650-1Ш датчиком линейного перемещения LVDT, устанавливаемым в гидроцилиндр. При этом, так как трансформатор ДБСКТ-650-1Ш является двухканальным, а в системе управления ВНА применяются два гидроцилиндра, для сохранения дублирования и габаритов применить два одноканальных датчика LVDT, установленных в каждом гидроцилиндре.

LVDT-датчики имеют следующие особенности и преимущества, которые вытекают из его фундаментальных физических принципов работы или из материалов и решений, используемых в конструкции:

- Отсутствие трущихся частей — одно из главных преимуществ LVDT-датчика. При использовании в штатном режиме нет механического контакта между сердечником и катушками. Это преимущество особенно важно при измерениях малых перемещений, например, при контроле вибраций.
- Высокая чувствительность — в связи с работой на электромагнитных принципах, в сочетании с работой без трения, LVDT-датчик может измерять бесконечно малые изменения позиций сердечника. Минимальная величина измерения ограничивается шумом и разрешением индицирующего прибора.
- Практически неограниченная механическая износостойкость — является следствием отсутствия трущихся частей. Из-за отсутствия трения и механических контактов между сердечником и катушками нет факторов, оказывающих отрицательное влияние на механическую износостойкость. Следовательно, повышается надежность, что очень важно при использовании, например, в аэрокосмической промышленности и ядерной энергетике.

- Одноосевая чувствительность — LVDT-датчик реагирует на перемещение сердечника только вдоль оси катушки и нечувствителен к перемещению в других направлениях. Эта особенность важна в приложениях, когда сердечник передвигается не по идеальной прямой линии, а слегка «рыскает» при перемещении.
- Раздельная катушка и сердечник — поскольку сердечник и катушка LVDT-датчика связаны через магнитное поле, узел катушки может быть изолирован от сердечника путем вставки немагнитной трубки между сердечником и каркасом. При такой конструкции жидкость под давлением может содержаться внутри трубки, в которой сердечник свободно перемещается, в то время как катушка изолирована от жидкости под давлением. Эта конструкция часто используется для применения LVDT-датчика в гидроприводах и сервоприводах.
- Устойчивость к воздействию окружающей среды — материалы и конструктивные решения, используемые в LVDT-датчике, обеспечивают его устойчивость к различным условиям окружающей среды. Заливка обмоток эпоксидным компаундом обеспечивает влагостойкость, а также способность переносить значительные ударные нагрузки и высокий уровень вибрации во всех направлениях. Высокая магнитная проницаемость внутреннего магнитного экрана минимизирует возмущение от внешних электромагнитных полей. Корпус и сердечник изготовлены из коррозионно-стойких материалов, также являющихся магнитными экранами. Для применений, где LVDT-датчик должен выдерживать воздействие агрессивных горючих сред или паров жидкостей или жидкостей под давлением, корпус и катушка могут быть герметично сварены.
- Повторяемость нулевого положения — расположение нулевой точки LVDT-датчика стабильно и повторяемо при широком диапазоне рабочих температур. Это позволяет использовать LVDT-датчик в высокопроизводительных системах управления с обратной связью сервобаланса инструмента.
- Быстрая динамическая характеристика — отсутствие трения позволяет LVDT-датчику очень быстро реагировать на изменение положения сердечника. Динамический отклик LVDT-датчика ограничен только инерционным эффектом от небольшой массы сердечника. Чаще всего реакция системы измерения с LVDT-датчиком определяется характеристиками электронного преобразователя.
- Абсолютный выходной сигнал — LVDT-датчик является устройством с абсолютным выходным сигналом, это означает, что в случае потери питания данные о положении, выдаваемые LVDT-датчиком, не будут потеряны. Когда измерительная система перезапустится, выходное значение LVDT-датчика будет таким же, как до сбоя питания.

Конструкция гидроцилиндра управления ВНА представлена на рисунке 4. Гидроцилиндр управления ВНА состоит из корпуса (2), сервопоршня (3), крышки (1) и штока (4), закрепленного в сервопоршне двумя сферическими вкладышами (6) и (7). Соединение поршня и штока по сфере обеспечивает поворот штока гидроцилиндра для компенсации перемещения рычага поворота кольца синхронизации в направлении, перпендикулярном оси гидроцилиндра. Подвод управляющего давления топлива осуществляется через штуцеры (5) и (8).

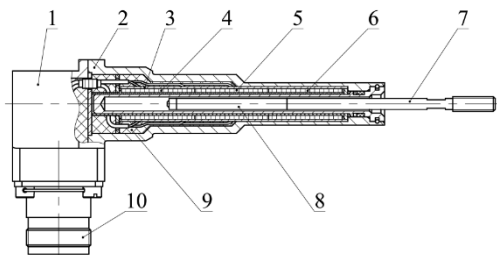


**Рисунок 4.** Гидроцилиндр управления ВНА

По результатам анализа конструкции гидроцилиндра управления ВНА, конструкции датчиков LVDT, разработанных ОАО «ПМЗ «Восход» и АО «НПЦ «Полюс», а также проведенных компоновочных работ, принято решение применить датчик 30Д12 разработки ОАО «ПМЗ «Восход».

Датчик 30Д12 (см. рис. 5) одноканальный, состоит из следующих основных сборочных единиц: крышки (1), корпуса (2), магнитопровода (3), катушки, подвижной части и вилки электросоединителя (10). Катушка состоит из каркаса и размещенных на нем обмотки возбуждения (5), измерительных обмоток (4) и (6). Выводы катушки распаяны на вилку электросоединителя (10) и залиты компаундом (9). Подвижная часть датчика размещается внутри корпуса с гарантированным зазором и состоит из жестко соединенных между собой штока (7) с резьбовым наконечником и ферромагнитного сердечника (8).

Принцип работы датчика основан на изменении взаимных индуктивностей измерительных обмоток с обмоткой возбуждения при перемещении подвижной части. При подключении датчика к источнику питания по обмотке возбуждения протекает ток, который создает магнитный поток, наводящий в измерительных обмотках ЭДС. При нулевом положении подвижной части, при котором выходные напряжения на измерительных обмотках  $U_1$  и  $U_2$  равны, наводимые в обмотках ЭДС равны по значению, но противоположны по фазе. При перемещении подвижной части из нулевого положения равновесие нарушается — выходное напряжение одной измерительной обмотки датчика уменьшается, другой — увеличивается.



**Рисунок 5.** Датчик 30Д12

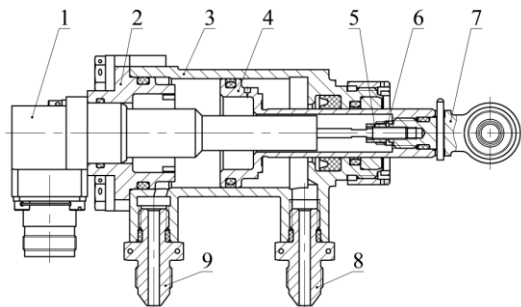
Суммарная погрешность выходной характеристики датчика 30Д12 во всех ожидаемых условиях эксплуатации составляет не более 1,2 % от рабочего хода подвижной части.

Выходная характеристика датчика определяется по формуле:

$$Y = \frac{U_1 - U_2}{U_1 + U_2},$$

где  $U_1$  — выходное напряжение с первой измерительной обмотки, В;  $U_2$  — выходное напряжение со второй измерительной обмотки, В.

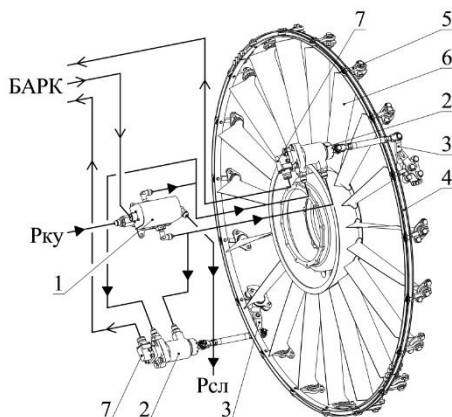
Конструкция гидроцилиндра управления ВНА с датчиком 30Д12 представлена на рисунке 6. Гидроцилиндр управления ВНА состоит из следующих основных деталей: корпуса (3), сервопоршня (4), крышки (2), датчика 30Д12 (1) и проушины (7). Датчик 30Д12 (1) установлен на посадочное место, расположенное в крышке (2), и закреплен четырьмя винтами М5 фланцем корпуса к крышке (2). Подвижная часть датчика 30Д12 установлена резьбовым наконечником в резьбовом отверстии проушины (7) и закреплена контргайкой (5). Контргайка (5) фиксируется от поворота замком (6) за проушину (7). Прουшина (7), в сборе с подвижной частью дат-



**Рисунок 6.** Гидроцилиндр управления ВНА с датчиком 30Д12

чика 30Д12, установлена в сервопоршень (4) и зафиксирована шплинтом. Подвод управляющего давления топлива осуществляется через штуцеры (8) и (9). Компенсацию перемещения рычага поворота кольца синхронизации в направлении, перпендикулярном оси гидроцилиндра, будет осуществлять тяга, соединяющая проушину (7) и рычаг.

Модернизированная система управления ВНА с датчиками 30Д12, установленными в гидроцилиндрах управления ВНА, представлена на рисунке 7 и состоит из агрегата управления ВНА (АУ ВНА) (1), двух гидроцилиндров (2) с датчиками обратной связи 30Д12, рычагов поворота кольца синхронизации (3), кольца синхронизации (4), рычагов поворота лопаток (5) и двухопорных лопаток ВНА (6).



**Рисунок 7.** Система управления ВНА с датчиками обратной связи 30Д12

## Выводы

Сравнение систем управления ВНА с трансформатором ДБСКТ-650-1Ш (рис. 1) и с датчиками 30Д12 (рис. 7) показывает, что в модернизированной системе исключены главные условия, приводящие к существующим сегодня отказам элементов системы. У датчика 30Д12 отсутствуют вращающиеся элементы и подшипники, ось перемещения штока датчика параллельна продольной оси двигателя. Суммарная погрешность измерения параметра «Авна» с помощью датчика 30Д12 не превышает аналогичной погрешности при работе системы с трансформатором ДБСКТ-650-1Ш. При этом в процессе модернизации достигнуто снижение массы на 0,6 кг.

Следует отметить, что применение двух датчиков линейного перемещения вместо одного двухканального вращающегося трансформатора не потребует изменения аппаратной части блока БАРК-42. Это связано с тем, что 30Д12 и ДБСКТ-650-1Ш



имеют одинаковое напряжение питания (6 В, 2000 Гц), максимальное выходное напряжение (4,2 В) и эквивалентное сопротивление нагрузки (20 кОм). Подключение датчиков 30Д12 может быть выполнено через существующие линии связи, без прокладки на самолете дополнительных проводов между двигателем и БАРК.

### Литература

1. *Алексеев И.* LVDT-датчики перемещения // Электронные компоненты. — № 11. — 2006.
2. *Иноземцев А. А., Сандрацкий В. Л.* Газотурбинные двигатели. — Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. — 1204 с.
3. К749.02.201–2008 Каталог. Датчики-преобразователи линейного перемещения. — Павлово: ОАО «ПМЗ «Восход».
4. 6С3.019.055 ТО Трансформатор ДБСКТ. Техническое описание.

*А. Д. Пушкарев, С. А. Конашков, А. П. Крылов, Е. В. Рабец*

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург

pba\_sau@klimov.ru

## **АДАПТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ В КАНАЛЕ ФОРМИРОВАНИЯ РАСХОДА ТОПЛИВА ДЛЯ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ С НЕСТАЦИОНАРНОЙ НЕЛИНЕЙНОСТЬЮ**

*Аннотация.* В настоящей статье иллюстрируется применение концепции адаптивного управления электро-гидромеханическими агрегатами авиационного двигателя, изложенной в [3] для электронного управления каналом формирования расхода топлива агрегата НР-65СТ.

Представленная в [3] концепция содержит способ параметрической идентификации нелинейности объекта управления типа «зона нечувствительности» в реальном времени и позволяет построить эффективную асимптотически устойчивую следящую систему управления расходом топлива, которая представляется в материале настоящей статьи.

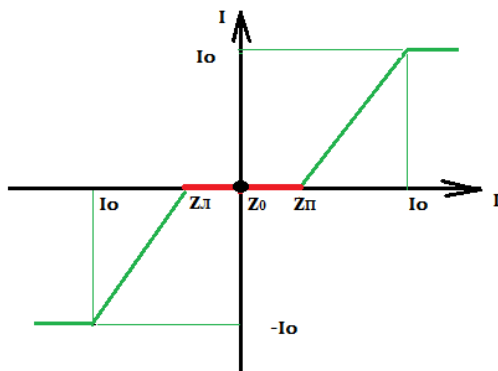
*Ключевые слова:* управление расходом топлива, управление приводом, управление агрегатами авиационного двигателя, адаптивное управление, компенсация нестационарной нелинейности.

### **1. Введение**

Для управления расходом топлива от электронной системы управления в гидромеханических агрегатах авиационных двигателей используются электрогидравлические преобразователи различных типов (ЭГП). ЭГП преобразуют электрический управляющий сигнал в пропорциональный ему гидравлический сигнал, который в свою очередь используется для изменения положения дозирующего топливного крана (ДК). Работа ЭГП (вместе с усиливающей гидромеханической системой) характеризуется зависимостью скорости изменения положения управляемого элемента (ДК) от управляющего тока (см. рис. 1).

Как показывает практика эксплуатации агрегатов управления топливом, параметры нелинейности гидромеханической части меняются от агрегата к агрегату, в частности, изменяемой точкой нелинейности является  $Z_0$  (см. рис. 1). Более того, параметры нелинейности  $Z_0$ ,  $Z_L$ ,  $Z_H$  нестационарные, т. е. меняются в процессе эксплуатации двигателя.

В настоящей статье авторами используется принципиально новый подход [3] к решению задачи синтеза следящей системы управления формированием расхода топлива в гидромеханическом приводе с нестационарной нелинейностью типа «зона нечувствительности» (НЗН).



**Рисунок 1.** Нелинейность типа «зона нечувствительности» по току управления в контуре управления ДК.

Обозначения:

$\Delta Z = z_{\text{п}} - z_{\text{л}}$  — ширина зоны нечувствительности;

$z_0 = d = (z_{\text{п}} + z_{\text{л}})/2$  — центр зоны нечувствительности;

$$z_{\text{л}} = d - \frac{\Delta Z}{2}; \quad z_{\text{п}} = d + \frac{\Delta Z}{2}$$

Задача управления объектом рассматриваемого вида представляется в виде трех самостоятельных частей:

1. Параметрическая идентификация НЗН.
2. Компенсация НЗН безынерционным алгебраическим методом.
3. Управление позиционированием дозирующего топливного крана.

Цель — получение адаптивного к параметрам НЗН способа управления ДК, который обеспечивает устойчивость, требуемое быстродействие и качество переходных процессов соответствующей следящей системы.

## 2. Описание управления расходом топлива на двигателе ТВ7-117СТ

При работе основной (электронной части) системы автоматического управления двигателя ТВ7-117СТ (САУ-65СТМ) управление расходом топлива осуществляется по электрическим командам от электронного блока управления БАРК-65СТМ через электрогидравлический преобразователь типа ПС7 агрегата НР-65СТ. Электрогидравлический преобразователь по электрическим командам изменяет величину давления в управляемой полости гидроусилителя привода дозирующего крана. Включение основной САУ осуществляется подачей питания на электромагнит «ОС Дв». Для работы автоматики в агрегате НР-65СТ используется топливо постоянного давления, подводимое от агрегата НР-65СТ. Информация о положении ДК поступает

в БАРК от двухканального датчика углового положения типа ДБСКТ, входящего в состав агрегата НР-65СТ (рис. 2).

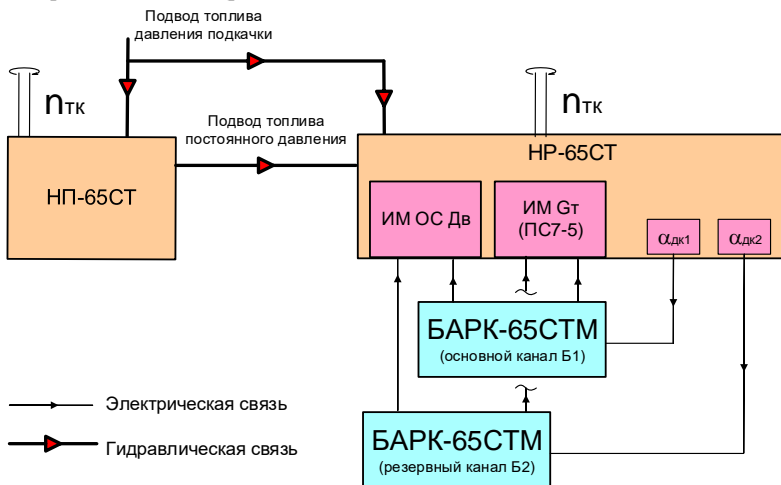
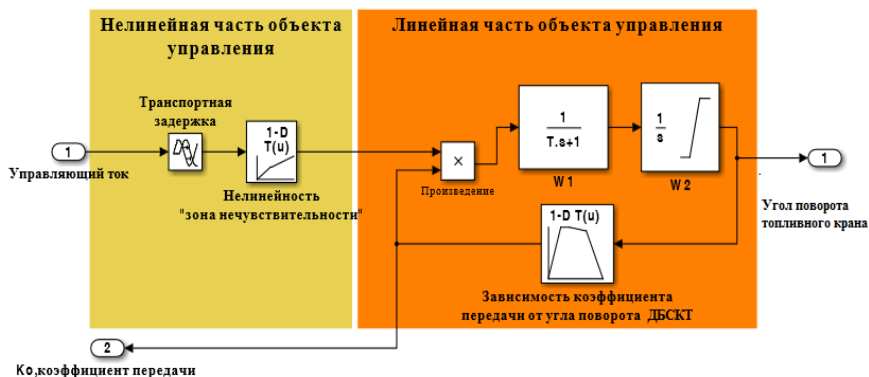


Рисунок 2. Структурная схема контура управления расходом топлива САУ-65СТМ

### 3. Математическая модель объекта управления и синтез адаптивного регулятора расхода топлива для двигателя ТВ7-117СТ

Динамические свойства рассматриваемого семейства гидромеханических систем с точностью до параметров звеньев описываются математической моделью, аналогичной представленной на рисунке 3.1.



**Рисунок 3.1.** Математическая модель агрегата управления топливом для двигателя ТВ7-117СТ

Обобщение производилось на основании технической документации по агрегатам двигателя ТВ7-117В, ТВ7-117СТ, а также обработке экспериментальных данных, полученных после стендовых испытаний.

Нелинейность типа «зона нечувствительности» (представленная в нелинейной части модели) преобразует ток управления от электронного регулятора следующим образом:

$$I_u = \begin{cases} (I_p - z_{\Pi}) \frac{N}{(N - z_{\Pi})}, & \text{при } I_p > z_{\Pi}; \\ (I_p - z_{Л}) \frac{N}{(N + z_{Л})}, & \text{при } I_p < z_{Л}; \\ 0 & \text{при } z_{Л} \leq I_p \leq z_{\Pi}, \end{cases} \quad (2.1)$$

где  $I_p$  — ток управления от регулятора,  $I_u$  — ток после преобразования нелинейным элементом,  $z_{Л}$ ,  $z_{\Pi}$  — соответственно левая и правая границы зоны нечувствительности.

Здесь  $N$  — амплитуда допустимых значений тока управления. В рассматриваемом случае  $N = 35$  мА ( $-35\text{мА} \leq I_p \leq 35\text{мА}$ ).

Линейная часть модели для двигателя ТВ7-117СТ с НР-65СТ имеет следующие параметры:

- значение постоянной  $T$  апериодического звена первого порядка составляет величину 0,011 с;
- величина коэффициента передачи слабо зависит от положения дозирующего крана и составляет величину, равную примерно  $10^\circ/\text{мА}\cdot\text{с}$ .

### 3.1. Синтез регулятора угла положения топливного крана

В соответствии с методикой синтеза адаптивных регуляторов для гидромеханических приводов, представленной в [1], для начала рассмотрим объект управления (ОУ) без нелинейной части.

Главная передаточная функция (от задающего воздействия к положению ДК) разомкнутой линейной части ОУ имеет вид

$$G(s) = \frac{K_0}{s(0,011s+1)}, \quad (3.1)$$

где  $K_0$  — коэффициент передачи ОУ.

Передаточная функция замкнутой системы (3.1) имеет вид

$$W(s) = \frac{1}{\frac{0,011}{K} s^2 + 1/Ks + 1}, \quad (3.2)$$

где  $K = K_0 K_p$  — общий коэффициент передачи замкнутой системы,  $K_p$  — коэффициент пропорционального регулятора.

Видим, что статический коэффициент усиления  $W(0) = 1$ , т. е. объект астатический, обеспечивающий нулевую ошибку в установившемся режиме.

Корни характеристического полинома

$$\lambda_{1,2} \cong \left( -\frac{1}{K} \mp \sqrt{\frac{1}{K^2} - 4 \frac{0,011}{K}} \right) 45K,$$

т. е. для обеспечения асимптотического характера переходных процессов (вещественных отрицательных корней) общий коэффициент передачи в системе  $K$  должен быть  $\leq 25$ .

Учитывая, что  $K_0$  может быть в диапазоне от 1 до 10, при замыкании цепи коэффициент пропорциональной части регулятора  $K_p$  должен быть  $\leq 2,5$ .

В отличие от управления НАК [3] корректирующей цепи не требуется, так как при таком общем усилении получаются удовлетворительные показатели качества управления. Порядок астатизма системы управления равен 1, следовательно:

Ошибка положения в установившемся режиме при постоянном значении входного сигнала  $x(S) = X/S$  с учетом теоремы о предельном переходе

$$\varepsilon_{ст} = \lim_{S \rightarrow 0} \left( \frac{SX}{S+K} \right) = 0. \quad (3.3)$$

Изображение по Лапласу входного сигнала, изменяющегося с постоянной скоростью  $V$ , будет  $x(S) = V/S^2$  и соответствующая формула для вычисления скоростной ошибки

$$\varepsilon_{ск} = \lim_{S \rightarrow 0} \left( \frac{V}{S+K} \right) = \frac{V}{K}. \quad (3.4)$$

Таким образом, при изменении требуемого положения дозирующего крана от 0 до максимума (100 %) за секунду ошибка положения будет составлять не более 4 %.

На практике (см. рис. 3.2 и 3.3) на режиме приемистости при переключке РУД из положения  $10^\circ$  в положение  $46^\circ$  в течение 1 секунды требуемый расход меняется от минимума (150 кг/ч, или 23 %) до максимума (650 кг/ч, или 100%) примерно за 5 с, т. е. скорость изменения задания  $V \cong 15,5 \text{ \%}/\text{с}$ .

Тогда минимальное значение скоростной ошибки будет близко к значению  $15,5 \% / 25 = 0,62 \text{ \%}$ , или 4 кг/ч. В представленном на рисунке графике значение скоростной ошибки в среднем составляет 10 кг/ч, или 2,5 %, что соответствует общему коэффициенту передачи в контуре управления около  $10^\circ/\text{МА} \cdot \text{с}$ .

Следовательно, требуемая в техническом задании точность управления обеспечивается при солидном запасе устойчивости по амплитуде.

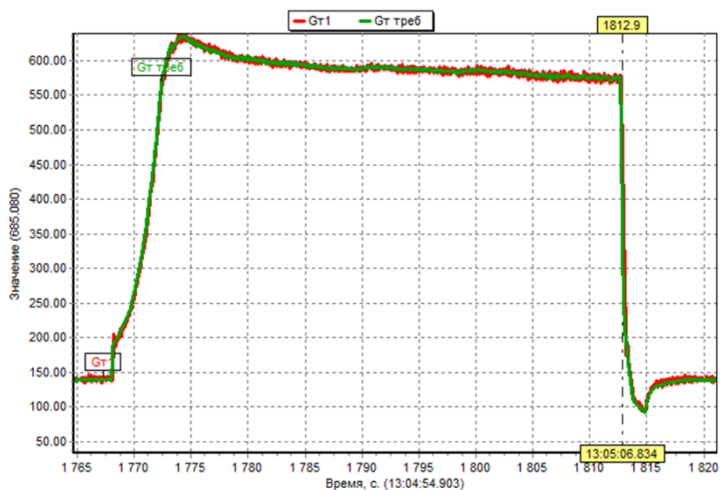


Рисунок 3.2. Работа адаптивного регулятора топлива на режиме приоритетности и сброса

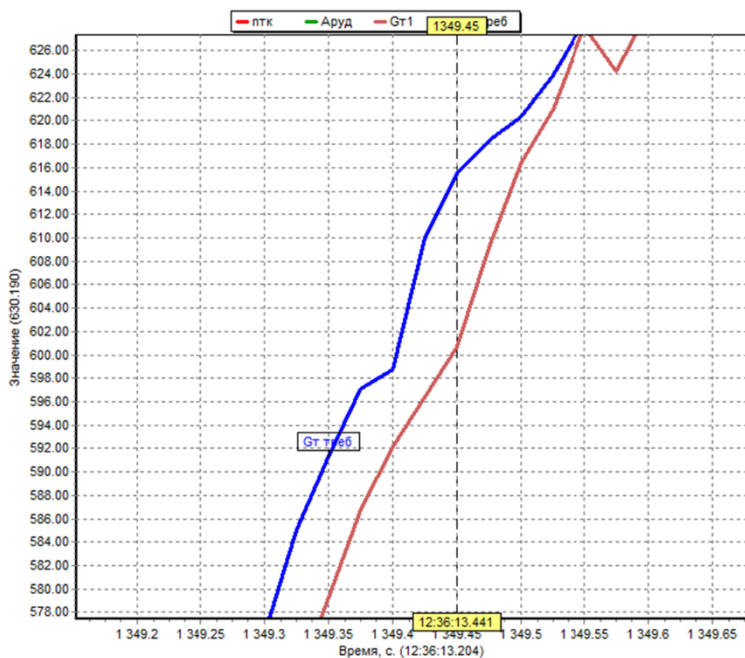


Рисунок 3.3. Работа адаптивного регулятора топлива на режиме приоритетности

#### 4. Компенсация и параметрическая идентификация нестационарной нелинейности типа «зона нечувствительности» в контуре управления гидромеханическим приводом

Согласно [3], разработанный в предыдущем параграфе регулятор предполагается использовать совместно с компенсатором зоны нечувствительности.

Ток управления

$$I_p(i) = K_p \varepsilon(i), \quad (4.1)$$

где  $K_p$  — коэффициент пропорциональности;  $i$  — шаг управления;  $\varepsilon$  — ошибка угла установки дозирующего крана,

Ток управления  $I_p$ , рассчитанный регулятором (4.1), должен преобразовываться в ток  $I_u$ , непосредственно воздействующий на ОУ следующим образом;

$$I_u = \begin{cases} \frac{|I_p|(N-z_{\text{п}})}{N} + z_{\text{п}}, & \text{при } I_p > 0; \\ z_{\text{л}} - \frac{|I_p|(N+z_{\text{л}})}{N}, & \text{при } I_p \leq 0. \end{cases} \quad (4.2)$$

Задачу параметрической идентификации нелинейности типа «зона нечувствительности» сформулируем следующим образом (рис. 4.1): В процессе управления агрегатом требуется корректировать значение  $d$ , которое, как отмечалось выше, является нестационарной величиной, с тем, чтобы задать левую и правую границу для алгоритма (4.2).

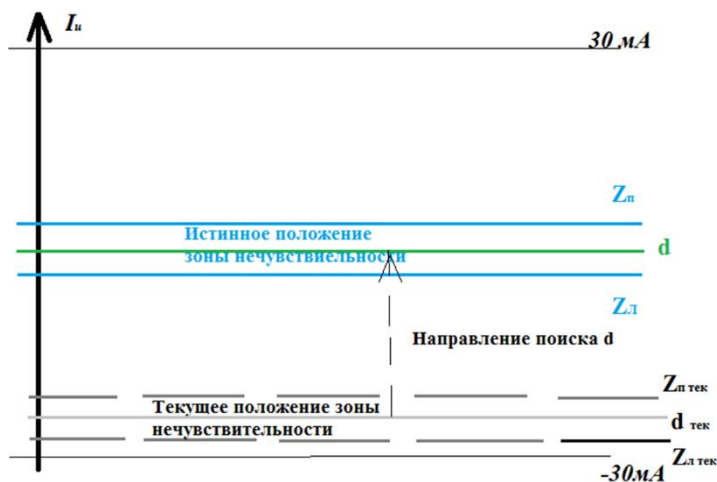


Рисунок 4.1. Иллюстрация постановки задачи по параметрической идентификации зоны нечувствительности



Поскольку у нас система управления имеет астатизм 1-го порядка, то критерием совпадения текущего значения  $d$  с его истинным значением будет ошибка по положению исполнительного механизма (ИМ), определяемая равенствами (3.3) и (3.4), соответственно на установившемся либо переходном режимах.

В обоих случаях текущее значение  $d$  следует изменять пропорционально ошибке положения ИМ в сторону, соответствующую знаку ошибки.

Формально это положение можно записать следующим образом:

$$d_t = \begin{cases} d_{t_1} + \int_{t_1}^{t_2} ke(t)dt, & (1) \\ \text{на сегменте } [t_1, t_2], & \\ \text{где } \left| \frac{dY_0}{dt} - \frac{dY}{dt} \right| = < b. & (2) \end{cases} \quad (4.3)$$

Здесь  $d_{t_1}$  — текущее значение  $d$  в момент времени  $t_1$ ,  $e(t)$  — текущая ошибка по положению ИМ,  $k$ ,  $b$  — настроечные параметры.

#### 4.1. Структура и частотные свойства разработанного регулятора

Представленный алгоритм может использоваться как совместно с регулятором в контуре управления агрегатом (см. рис. 4.3), так и в виде отдельной системы активной идентификации с подачей тестовых сигналов, например в виде прямоугольных импульсов.

Диапазон частот, на которых эффективно будет работать алгоритм (4.3) в составе следящей системы будет определяться быстродействием контура управления. Очевидно, что условие (4.3.2) будет выполняться, если регулятор будет «успевать» отслеживать выходной сигнал. Другими словами, частота задающего воздействия контура управления должна находиться левее частоты среза ЛАФЧХ замкнутой системы управления (рис. 4.2).

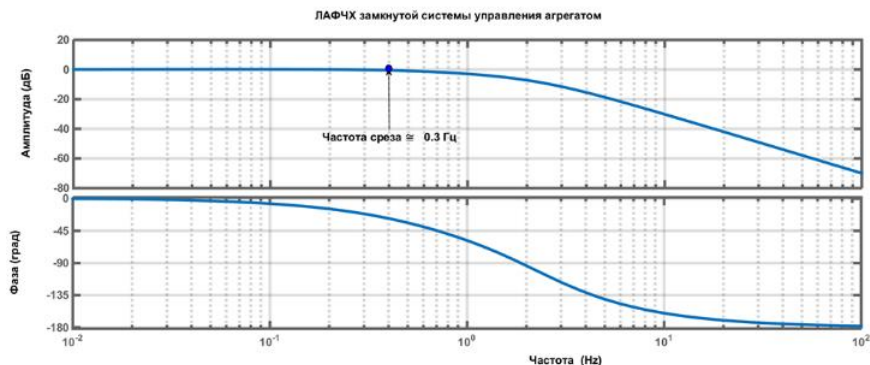
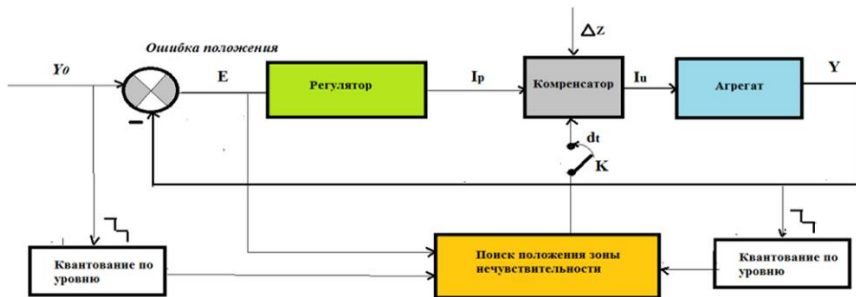


Рисунок 4.2. ЛАФЧХ замкнутой системы управления расходом топлива



**Рисунок 4.3.** Структура адаптивной системы управления агрегатом с нестационарной нелинейностью типа «зона нечувствительности»

На участках режима, удовлетворяющих условию (4.3.2), в систему управления добавляется интегратор (4.3.1), повышающий порядок астатизма системы, что позволяет значительно уменьшить скоростную ошибку при совпадении значения  $d_t$  с фактическим значением  $d$ .

Возникает задача выбора параметра  $k$ , который влияет на скорость и устойчивость схождения алгоритма (4.3). Методика выбора коэффициента  $k$  выходит за пределы настоящей статьи.

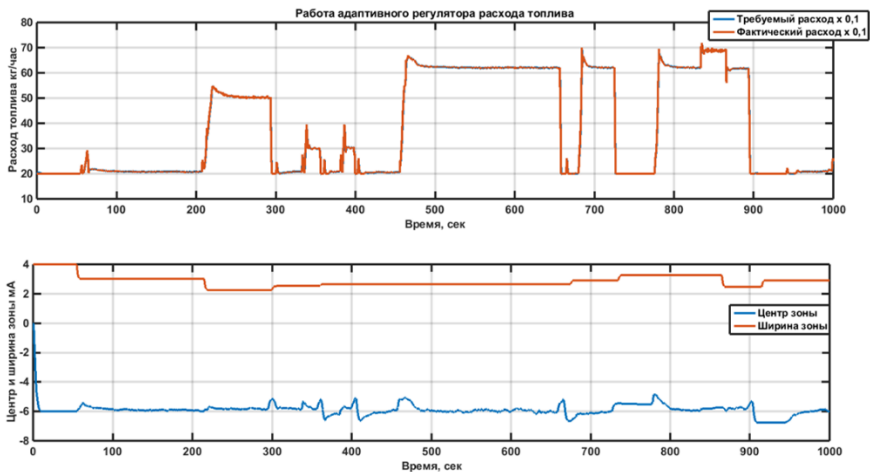
В нашем случае для обеспечения удовлетворительного быстродействия и устойчивой работы алгоритма (4.3)  $k$  не должно превышать величины 0,03.

## 5. Алгоритмы идентификации ширины зоны нечувствительности

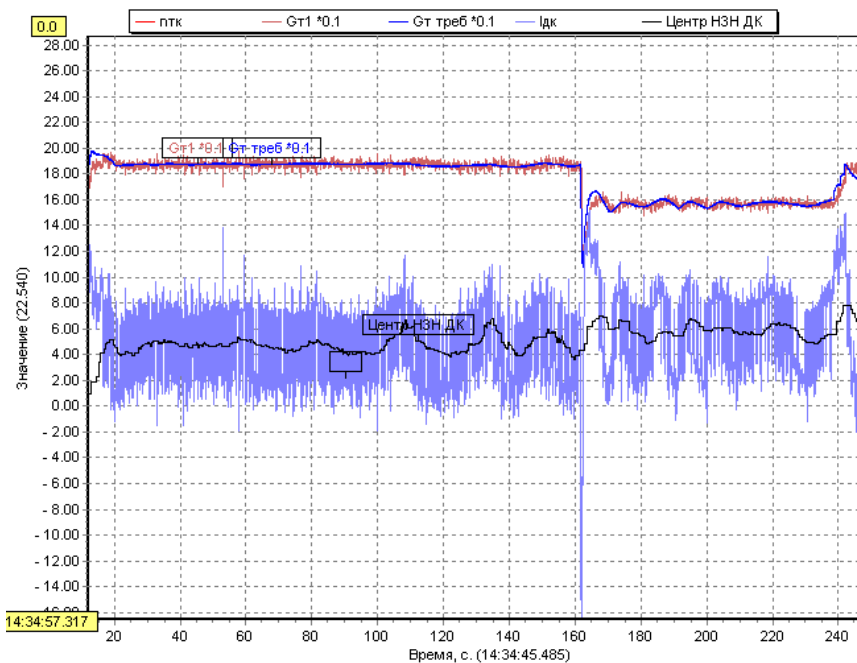
Дальнейшее изложение материала базируется на концептуальных исследованиях значительного объема экспериментальных данных летных и стендовых испытаний двигателя ТВ7-117СТ. Как показывает опыт, процесс определения ширины зоны нечувствительности  $\Delta Z$  должен основываться на статистическом анализе поведения ее центра, т. е. параметра  $d$ .

### 5.1. Определения истинного значения ширины зоны в сторону расширения

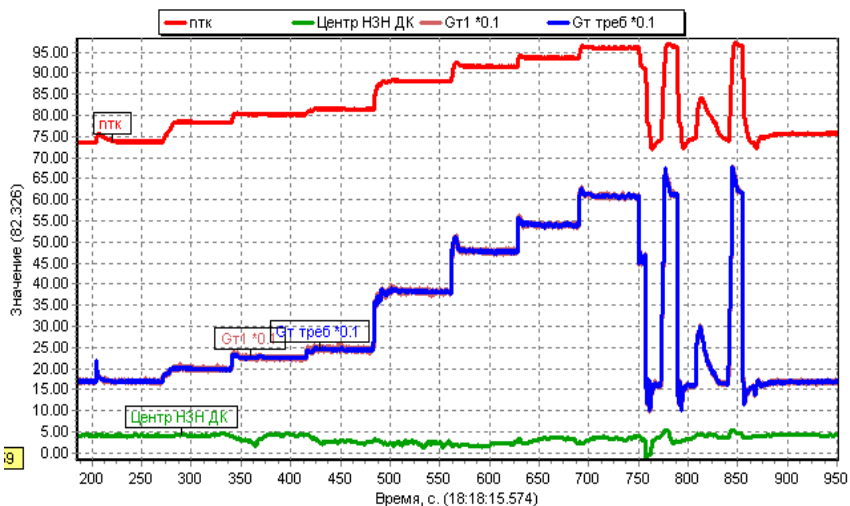
Предположим, что исходно заданная ширина зоны  $\Delta Z(0)$  (например, 2 мА) меньше фактической на некоторую величину, например 2 мА (см. рис. 5.2, 5.3). Тогда в соответствии с (4.1)–(4.3) система управления будет пытаться компенсировать недостаточную ширину зоны за счет изменения положения ее центра: при увеличении требуемого значения расхода топлива центр зоны будет смещаться вверх (в нашем случае на 1 мА), а при уменьшении — вниз.



**Рисунок 5.1.** Работа адаптивного регулятора расхода топлива с автоматическим определением ширины зоны нечувствительности



**Рисунок 5.2.** Колебания центра нелинейной зоны нечувствительности дозирующего крана (НЗН ДК) при значении заданной ее ширины меньше истинного значения



**Рисунок 5.3.** Иллюстрация удовлетворительных колебаний центра нелинейной зоны нечувствительности (НЗН ДК) при близких значениях заданной и фактической ее ширины

В итоге, анализируя параметр  $d$  (см. рис. 5.2) и рассматривая его как случайный процесс, можно ожидать, что математическое ожидание  $M(d)$  соответствует значению центра зоны нечувствительности, а стандартное отклонение от среднего — недостающей половине значения ее ширины.

Таким образом, коррекция ширины зоны в сторону расширения осуществляется от некоторого заданного минимального ее значения  $\Delta Z(0)$  (например, 2 мА) по следующему алгоритму:

$$\begin{aligned} \Delta Z(1)/2 &= \Delta Z(0)/2 + \check{\sigma}(1) \\ \Delta Z(2)/2 &= \Delta Z(1)/2 + \check{\sigma}(2), \\ &\dots \\ \Delta Z(j)/2 &= \Delta Z(j-1)/2 + \check{\sigma}(j), \end{aligned} \tag{5.1}$$

где  $\Delta Z(j-1)$  — текущее значение ширины зоны нечувствительности;  $j$  — номер шага коррекции.

$\check{\sigma}(j)$  ( $\check{\sigma} > 0.02$ ) — смещенная оценка стандартного отклонения от среднего по параметру положения центра зоны нечувствительности рассчитанная на интервале  $j$ :

$$\check{\sigma}^2 = \frac{\sum_{i=1}^{j-n} (d(i) - \bar{d})^2}{n}. \tag{5.2}$$

Расчет по формуле (5.2) должен производиться при выполнении условий (4.3) на временном интервале, составляющем примерно 15 с (получено экспериментальным путем). При этом для предотвращения неограниченного роста  $\Delta Z$  его коррекцию согласно алгоритму (5.1) следует выполнять при условии:

$$\delta(j) > 0,1. \quad (5.3)$$

Здесь  $\bar{d}$  — несмещенная оценка математического ожидания  $M(d)$ .

$$\bar{d} = \frac{\sum_{i=1}^{j-n} d(i)}{n}, \quad (5.4)$$

$i$  — номер шага управления.

Для снижения времени расчетов и экономии памяти электронного блока направления нужно воспользоваться итерационной процедурой вычисления среднего по формулам (5.2) и (5.4):

если  $\overline{S(n)} = \frac{\sum_{i=1}^{j-n} X(i)}{n}$  — среднее значение величины  $X$  на шаге  $n$ ,

а  $\overline{S(n+1)} = \frac{\sum_{i=1}^{j-n} X(i)}{n+1}$  — среднее значение  $X$  на шаге  $n+1$ , то

$$\overline{S(n+1)} = (S(n) * n + d(n+1))/(n+1). \quad (5.5)$$

## 5.2. Коррекция значения ширины зоны в сторону сужения

При значении ширины НЗН меньше истинного значения эта неточность будет компенсироваться за счет изменения положения центра зоны НЗН (ЦНЗ) — значения параметра  $d(t)$ , которое будет изменяться согласно (4.3), т. е. производная  $\frac{dd(t)}{dt}$  будет отлична от нуля.

Согласно расчетам по экспериментальной модели контура управления топливом на интервале времени порядка 5 с

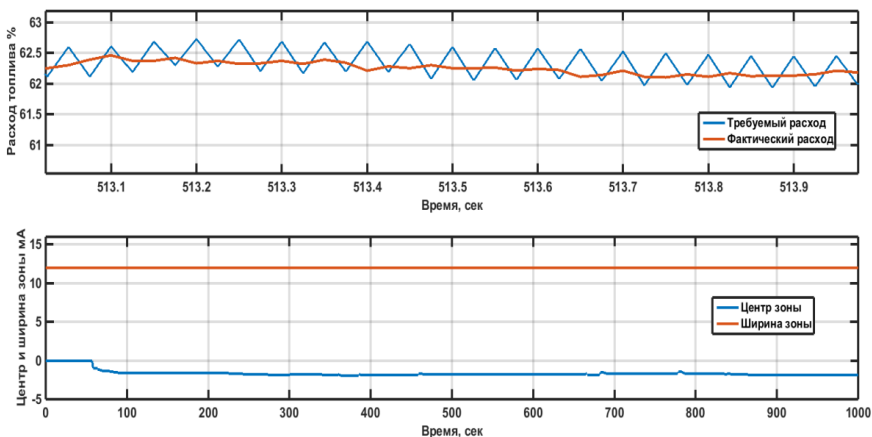
$$\max \left( \left| \frac{dd(t)}{dt} \right| \right) > 0,05 \text{ мА/с} \quad (5.6)$$

$$t \in [t_1, t_2], \quad t_2 - t_1 \geq 5 \text{ с.}$$

При значении ширины, близкой к истинному значению либо незначительно превышающую ее истинное значение,  $\frac{dd}{dt}$  будет близко к нулю.

При значительном превышении заданной ширины ее истинного значения система регулирования переходит в скользящий режим управления, что приводит к невыполнению условия (4.3.2) и, как следствие, равенство нулю производной ЦНЗ, т. е.

$$\frac{dd}{dt} = 0.$$



**Рисунок 5.4.** Иллюстрация скользящего режима управления расходом топлива при задании ширины зоны нечувствительности больше фактической

Причинами появления скользящего режима являются:

- увеличение коэффициента усиления контура управления за счет сужения рабочего диапазона тока управления при преобразовании (2.1) и (4.2);
- увеличение погрешности формирования тока управления из-за сужения используемой части разрядной сетки устройства цифро-аналогового преобразования при расчете  $I_u$  согласно (2.1) и (4.2).

Отсюда следует, что при невыполнении условия (5.6) следует уменьшать текущее значение ширины НЗН до тех пор, пока не выполняется условие (5.6).

Поскольку проверка условия (5.6) производится раз в 5 с, то, чтобы увеличить вероятность устранения скользящего режима за одну итерацию, уменьшать значение ширины НЗН следует примерно на четверть от ее текущего значения:

$$\Delta Z = \max(\Delta Z_{\min}, \Delta Z(j) - \frac{\Delta Z(j)}{4}), \quad (5.7)$$

где  $\Delta Z_{\min}$  — минимальное значение ширины НЗН.

## Заключение

1. Разработан способ управления расходом топлива для гидромеханических агрегатов авиационного двигателя, имеющих существенный разброс и нестационарность положения точки равновесного тока управления и область нечувствительности относительно точки равновесия.

2. Представленный способ управления внедрен и работает в составе программного обеспечения блока электронного управления двигателя ТВ7-117СТ. Соответствующий алгоритм управления осуществляет параметрическую идентификацию нелинейности объекта управления указанного типа в реальном времени и ее компенсацию. При этом обеспечивается асимптотическая устойчивость замкнутой системы и требуемое качество переходных процессов.
3. Представлен алгоритм идентификации в реальном времени параметров нелинейности типа «зона нечувствительности»: центра и ширины зоны нечувствительности. Алгоритм идентификации ширины зоны нечувствительности представлен на концептуальном уровне. Формализация этого алгоритма является предметом дальнейших исследований авторов настоящей статьи.

## Литература

1. *Бесекинский В. А., Попов Е. П.* Теория систем автоматического регулирования. — М.: Наука, 1975. — 457 с.
2. *Бойцов А. А., Никифоров В. О., Пыркин А. А.* Адаптивное управление возмущенными системами: учебное пособие. — СПб: Университет ИТМО, 2015.
3. *Пушкарев А. Д., Конашков С. А., Крылов А. П., Рабец Е. В.* Адаптивное управление гидромеханическим приводом с нестационарными параметрами нелинейности типа «зона нечувствительности» // Климовские чтения — 2019. Перспективные направления развития авиадвигателестроения. Сборник статей. — СПб., 2019.

**С. А. Полозов**

АО «НПП “Топаз”», Москва  
armok\_m@mail.ru

## **РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ ВИБРОСОСТОЯНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ РД-33МК В ПРОЦЕССЕ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

*Аннотация.* Одним из главнейших направлений по контролю технического состояния авиационных двигателей является использование существующих и разработка новых эффективных прикладных методов контроля с целью обеспечения безопасной технической эксплуатации воздушных судов (ВС) и их систем. В данной статье предлагается методика краткосрочного прогнозирования изменения вибросостояния двигателей по пяти критериям. При этом подход является индивидуальным — для каждого отдельного контролируемого двигателя по его режимам работы происходит прогнозирование его вибросостояния.

Отказы технических систем ВС во многом обусловлены процессами ухудшения их состояния, т. е. изменения основных характеристик работоспособности и (или) ресурсных характеристик. Предотвращение авиационных инцидентов по причине отказов жизненно-важных систем (ЖВС) ВС связано с решением задачи контроля возможности возникновения отказов и предотказных ситуаций. Решение данной задачи в значительной степени зависит от внедрения в эксплуатирующие организации эффективных прикладных методов оценивания и прогнозирования состояния ЖВС. Использование таких методов в эксплуатации позволяет отслеживать динамику изменения технического состояния контролируемых систем и проводить своевременные (упреждающие) профилактические работы на этих системах.

Проведение в жизнь наиболее перспективной стратегии технической эксплуатации воздушных судов по реальному техническому состоянию ЖВС возможно только при условии регулярного получения информации о текущем состоянии каждого экземпляра ЖВС. Поэтому одно из основных направлений развития программного обеспечения комплексов «Топаз-М» заключается в оценивании по параметрической информации бортовых устройств регистрации (БУР) реального технического состояния контролируемых ЖВС с прогнозированием ожидаемого изменения этого состояния.

### **1. Краткосрочное прогнозирование вибросостояния двигателей РД-33МК**

Задачей краткосрочного прогнозирования любых авиационных систем, в том числе и вибросостояния двигателей РД-33МК, является оценивание возможного изменения состояния контролируемой системы в следующем полете. Как правило, такая оценка выражается в заключении о вероятности гарантированного сохранения



работоспособного состояния системы в следующем полете. По отношению к вибросостоянию двигателей РД-33МК целью краткосрочного прогнозирования является получение научно обоснованного вывода о неизменности этого вибросостояния на всех контролируемых режимах работы двигателя и об отсутствии опасных трендовых явлений.

Для решения этой задачи в программном обеспечении СКАТ реализуется методология формирования адаптивных моделей [1] вибросостояния двигателя на различных его режимах. Согласно этой методологии имеется возможность получить в любой момент времени полета оптимальную оценку текущего вибросостояния двигателя в виде разницы между текущим значением  $Vib_i(t_j)$  виброскорости на  $i$ -м режиме работы двигателя в произвольный момент времени  $t_j$  и максимальным допустимым значением виброскорости  $Vib_{iГР}(t_j)$ . Тогда величина

$$\Delta Vib_{ij} = Vib_{iГР}(t_j) - Vib_i(t_j) \quad (1)$$

будет характеризовать степень близости вибрации двигателя к предотказному состоянию.

Пусть вибросостояние двигателя по мере выхода на  $i$ -й режим наблюдалось в моменты времени  $t_1, \dots, t_j, \dots, t_n$ . Тогда задача краткосрочного прогнозирования вероятного изменения вибросостояния двигателя в следующем полете будет заключаться в построении оптимальной модели прогнозирования  $\Xi(\Delta Vib_{ij})$  на основании временного ряда

$$\Delta Vib_{i1}, \dots, \Delta Vib_{ij}, \dots, \Delta Vib_{in}. \quad (2)$$

Затем с помощью этой модели можно рассчитать ожидаемые значения в моменты времени  $t_{n+1}, \dots, t_{n+q} \in \Theta$ . При этом все элементы множества  $\Theta$  больше по величине времени  $t_n$ , а величина  $t_q$  соответствует средней продолжительности работы (наработки) двигателя на  $i$ -м режиме в следующем полете.

Наиболее перспективна реализация процедур краткосрочного прогнозирования, основанных на минимаксном подходе с использованием полиномов Карлина [2] или с использованием нейросетевой технологии [3, 4]. Однако использование этих процедур целесообразно при наличии явного подозрения на ухудшение вибросостояния двигателя и не рекомендуется для бортовой реализации ввиду их сложности и объемности. При этом лучше следовать рациональной технологии прогнозирования, основанной на экстраполяционных алгоритмах временного ряда (2). *Во-первых*, такая технология исключает необходимость выполнять прогнозные оценки в каждой контрольной точке времени. В этих контрольных точках будут только вычисляться и запоминаться элементы временного ряда (2). *Во-вторых*, процедуры вычисления прогнозных оценок следует выполнять после прекращения работы, т. е. выключения двигателя. *В-третьих*, постановка задачи краткосрочного прогнозирования не требует выдачи количественной оценки прогноза, достаточно качественного утвержде-

ния о том, что контролируемый двигатель в следующем полете с заданной вероятностью сохранит или не сохранит исправное вибростояние. В-четвертых, с учетом того, что, согласно адаптивному подходу, любая жизненно-важная система ВС контролируется на конечном множестве  $1, 2, \dots, l \in L$  эксплуатационных режимов, прогнозная оценка  $\hat{Q}(t_m)$  о вибростоянии двигателя в целом в следующем полете выбирается с пессимистической точки зрения, т. е. для режима с наихудшей оценкой.

Первоочередной целью краткосрочного прогнозирования является выявление во временном ряде (2) тенденции к ухудшению вибростояния. Такую тенденцию, как правило, называют трендом. Для указанного временного ряда такой тренд будет проявляться в стремлении к нулю элементов этих рядов с возрастанием времени работы двигателя. Тренд характеризует основную закономерность в изменении вибростояния двигателя, которая очень слабо зависит от условий его эксплуатации системы, так как его контроль, согласно адаптивному принципу, происходит на строго одинаковых эксплуатационных режимах. Поэтому тренд будет являться функцией времени  $\Delta \overline{Vib}_i(t)$  и описывает фактическую, усредненную для периода наблюдения за системой на  $i$ -м режиме тенденцию изменения контролируемого параметра вибростояния. При этом указанная тенденция будет связана только со временем работы (наработкой) системы. Отклонения от тренда, как правило, указывают на наличие влияния случайной составляющей  $\varepsilon(t)$  в процессе изменения состояния. Хотя не исключено и наличие какой-либо периодической составляющей  $\omega(t)$ , что у технических систем происходит довольно редко. Таким образом, любой ( $j$ -й) член временного ряда (2) может быть описан выражением

$$Vib_i(t_j) = \Delta \overline{Vib}_i(t_j) + \omega(t_j) + \varepsilon(t_j). \quad (3)$$

Вид выражения (3) объясняет дальнейшие шаги по формированию алгоритма краткосрочного прогнозирования. Главный смысл алгоритма заключается в том, что сначала необходимо проверить гипотезу о наличии тренда во временном ряде (2). Только в случае доказательства гипотезы следует переходить к построению прогнозирующей модели путем выделения трендовой  $\Delta \overline{Vib}_i(t)$  и периодической  $\omega(t)$  составляющих и вычисления прогнозных оценок. При неприятии гипотезы о наличии тренда во временном ряде приступать к дальнейшим шагам, связанным с построением прогнозирующей модели, не имеет смысла. Результат краткосрочного прогнозирования сразу можно признать оптимистическим, т. е. ухудшения вибростояния двигателя в следующем полете не ожидается.

Для анализа временных рядов на предмет отсутствия или наличия тренда разработан ряд параметрических и непараметрических критериев [5]. При этом для временного ряда (2) задачу можно сформулировать следующим образом. Принимается вполне обоснованное предположение о том, что элементы ряда представляют собой совокупность случайных величин  $\Delta Vib_{i1}, \dots, \Delta Vib_{ij}, \dots, \Delta Vib_{in}$  с математическими

ожиданиями  $\mu_{i1}, \dots, \mu_{ij}, \dots, \mu_{in}$  и одинаковыми (но неизвестными) дисперсиями. Проверяется гипотеза о том, что все элементы ряда принадлежат к одной генеральной совокупности со средним  $\Delta \overline{Vib}_i$  (гипотеза  $H_0: \mu_{ij} = \Delta \overline{Vib}_i, j=1,2,\dots,n$ ) против альтернативной гипотезы  $H_1: |\mu_{i,j+1} - \mu_{ij}| > 0, j=1,2,\dots,n-1$  о наличии тренда во временном ряду. Для решения прикладных задач в [43] выполнен анализ мощности (эффективности) известных статистических критериев проверки гипотезы об отсутствии или наличия тренда во временном ряду. Их можно упорядочить по мощности следующим образом: критерий Аббе — Линника  $\rightarrow$  критерий Кокса — Стюарта  $\rightarrow$  критерий Бартелса  $\rightarrow$  критерий ранговой сериальной корреляции Вальда — Волфовитца  $\rightarrow$  критерий кумулятивной суммы.

### 1.1. Критерий Аббе — Линника

Статистика критерия Аббе — Линника имеет вид:

$$q = \frac{1}{2} \cdot \frac{\sum_{j=1}^{n-1} \left( \Delta Vib_{i,j+1} - \Delta Vib_{i,j} \right)^2}{\sum_{j=1}^{n-1} \left( Vib_{i,j} - \Delta \overline{Vib}_i \right)^2}, \text{ где } \Delta \overline{Vib}_i = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n \Delta Vib_{i,j}. \quad (4)$$

Если  $q > q_\alpha$ , то гипотеза отсутствия во временном ряду  $\Delta Vib_{i1}, \dots, \Delta Vib_{ij}, \dots, \Delta Vib_{in}$  тренда и случайного характера его элементов отклоняется с доверительной вероятностью  $\alpha$ . Критические значения параметра  $q_\alpha$  приведены в таблице 1.

Т а б л и ц а 1

#### Критические значения $q_\alpha$ критерия Аббе — Линника

N	Доверит. вероятность $\alpha$		N	Доверит. вероятность $\alpha$		N	Доверит. вероятность $\alpha$	
	0,95	0,99		0,95	0,99		0,95	0,99
4	0,3902	0,2128	23	0,6713	0,5479	42	0,7521	0,6545
5	0,4102	0,2690	24	0,6776	0,5562	43	0,7550	0,6589
6	0,4451	0,2808	25	0,6839	0,5639	44	0,7576	0,6622
7	0,4680	0,3070	26	0,6893	0,5713	45	0,7603	0,6659
8	0,4912	0,3314	27	0,6946	0,5784	46	0,7628	0,6693
9	0,5121	0,3544	28	0,6996	0,5850	47	0,7653	0,6727
10	0,5311	0,3759	29	0,7047	0,5915	48	0,7677	0,6757
11	0,5482	0,3957	30	0,7091	0,5975	49	0,7698	0,6787

N	Доверит. вероятность $\alpha$		N	Доверит. вероятность $\alpha$		N	Доверит. вероятность $\alpha$	
	0,95	0,99		0,95	0,99		0,95	0,99
12	0,5636	0,4140	31	0,7136	0,6034	50	0,7718	0,6814
13	0,5778	0,4309	32	0,7177	0,6089	51	0,7739	0,6842
14	0,5908	0,4466	33	0,7216	0,6141	52	0,7759	0,6869
15	0,6027	0,4611	34	0,7256	0,6193	53	0,7779	0,6896
16	0,6137	0,4746	35	0,7292	0,6242	54	0,7799	0,6924
17	0,6237	0,4872	36	0,7328	0,6290	55	0,7818	0,6949
18	0,6330	0,4989	37	0,7363	0,6337	56	0,7836	0,6974
19	0,6417	0,5100	38	0,7396	0,6381	57	0,7853	0,6999
20	0,6498	0,5203	39	0,7429	0,6425	58	0,7872	0,7024
21	0,6574	0,5301	40	0,7461	0,6467	59	0,7891	0,7049
22	0,6645	0,5393	41	0,7491	0,6508	60	0,7906	0,7071

При  $n > 60$  критические значения критерия подчиняются стандартному нормальному распределению и поэтому гипотеза об отсутствии тренда во временном ряду отклоняется при  $q < u_{1-\alpha}$ , где  $u_{1-\alpha}$  — квантиль нормального распределения для доверительной вероятности  $\alpha$ .

Здесь следует также отметить робастные свойства критерия Аббе — Линника [6], заключающиеся в устойчивости распределения его статистики в случае нарушения предположения о нормальности распределения элементов временного ряда.

## 1.2. Критерий Кокса — Стюарта

Непараметрический критерий Кокса — Стюарта [7] используется для проверки элементов во временном ряду на предмет наличия тренда в среднем и дисперсии. В критерии проверки наличия тренда в среднем во временном ряду, состоящего из  $n$  элементов, используется статистика

$$S_1 = \sum_{j=1}^{\frac{n}{2}} (n - 2j + 1) \cdot h_{j, n-j+1}, \quad (5)$$

где  $h_{j,k} = 1$ , если  $\Delta Vib_{ij} > \Delta Vib_{ik}$ , и  $h_{j,k} = 0$ , если  $\Delta Vib_{ij} \leq \Delta Vib_{ik}$  ( $j < k$ ).

Критерий, основанный на статистике  $S_1$ , имеет эффективность 0,86 по отношению к наилучшему параметрическому критерию. Для проверки гипотезы наличия тренда во временном ряду применяется нормализованная статистика

$$S_1^* = \frac{S_1 - E[S_1]}{\sqrt{D[S_1]}}, \quad (6)$$

где  $E[S_1] = \frac{n^2}{8}$ ,  $D[S_1] = \frac{n \cdot (n^2 - 1)}{24}$ .

При  $|S_1| < u_{\frac{1+\alpha}{2}}$  гипотеза о наличии тренда во временном ряду отклоняется.

Однако использование критерия Кокса — Стюарта связано с определенными трудностями, заключающимися в том, что статистика  $S_1^*$  имеет дискретное распределение, приближенно подчиняющееся нормальному закону. При малом количестве элементов  $n \leq 10$  отличие весьма значительное, поэтому в таких случаях следует учитывать специальные поправки, приведенные на графике в [5]. При большом количестве элементов во временном ряду  $n \geq 100$  отличием распределения статистики от стандартного нормального закона можно пренебречь.

### 1.3. Критерий Бартелса

Рассматриваемый критерий Бартелса относится к ранговым критериям. В ранговых критериях исследуемый временной ряд упорядочивают по возрастанию его элементов. После этого согласно номеру  $j$  элемента в новом ряду ему присваивается значение ранга  $R_j$ . Таким образом, большие по величине элементы ряда получают больший ранг. В случае совпадения элементов по величине ранг им можно присваивать по мере их расположения в начальном ряду. В работе [8] Бартелса был предложен ранговый критерий отсутствия тренда во временном ряду, основанный на статистике

$$B = \frac{\sum_{j=1}^{n-1} (R_j - R_{j+1})^2}{\sum_{j=1}^n (R_j - \bar{R})^2}, \quad (7)$$

где  $\bar{R}$  — среднее значение рангов в ряду  $\bar{R} = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n R_j = \frac{n+1}{2}$ .

Значение статистики  $B$  находится в интервале  $\frac{12}{n \cdot (n+1)} < B < 4 - \frac{12}{n \cdot (n+1)}$ . В предельном случае при  $n \rightarrow \infty$  выполняется соотношение  $0 < B < 4$ . Гипотеза об отсутствии тренда во временном ряду отклоняется на уровне значимости  $\alpha$ , если справедливо соотношение

$$(2 - B_\alpha) < B < (B_\alpha + 2), \quad (8)$$

где  $B_\alpha$  — критические значения, определяемые по формуле

$$B_\alpha = a + b \cdot n^c \cdot (\ln n)^d. \quad (9)$$

Значения коэффициентов  $a$ ,  $b$ ,  $c$ ,  $d$  приведены в таблице 2.

Значения коэффициентов **a**, **b**, **c**, **d** критерия Бартелса

$\alpha$	0,01	0,025	0,05	0,1
<b>a</b>	-0,023	-0,004	0,119	-0,465
<b>b</b>	0,261	0,381	0,440	1,184
<b>c</b>	-0,345	-0,266	-0,230	-0,088
<b>d</b>	2,212	1,748	1,520	0,674

Для временных рядов с большим количеством элементов  $n > 100$  распределение статистики очень близко к нормальному [9]. Поэтому в таком случае критическое значение критерия определяется по формуле

$$B^* = \frac{B-2}{2\sqrt{\frac{5}{5n+7}}}. \quad (10)$$

Теперь гипотеза о наличии тренда во временном ряду отклоняется при выполнении неравенства  $|B^*| < u_{\frac{1+\alpha}{2}}$ , где  $u$  — квантиль нормального распределения для доверительной вероятности  $\alpha$ .

#### 1.4. Критерий ранговой сериальной корреляции Вальда — Волфовитца

В своей работе [10] А. Вальд и Дж. Волфовитц отметили возможность построения непараметрического аналога сериального коэффициента корреляции. Такой аналог был предложен в исследовании [11]. Пусть  $R_j$  — ранг  $j$ -го значения  $\Delta Vib_j$  во временном ряду (2), упорядоченном по возрастанию  $\Delta Vib_{i1} \leq \Delta Vib_{i2} \leq \dots \leq \Delta Vib_{in}$ . Тогда ранговый критерий сериальной корреляции Вальда — Волфовитца можно представить в виде

$$R = \sum_{j=1}^{n-1} \left( R_j - \frac{n+1}{2} \right) \cdot \left( R_{j+1} - \frac{n+1}{2} \right). \quad (11)$$

Распределение этой статистики при  $n > 20$  асимптотически нормально со средним  $M[R] = 0$  и дисперсией  $D[R] = \frac{n^2 \cdot (n+1) \cdot (n-3) \cdot (5n+6)}{720}$ . Тогда критическое значение критерия можно определить согласно формуле

$$R^* = \frac{|R|}{\sqrt{D[R]}}. \quad (12)$$

Теперь если  $\left| R^* \right| > u_{\frac{1+\alpha}{2}}$ , то с вероятностью  $\alpha$  гипотеза о наличии тренда во вре-

менном ряду может быть принята. Асимптотическая эффективность R-критерия для нормального распределения элементов во временном ряду равна 0,91, а для любых других видов распределений не хуже 0,86.

### 1.5. Критерий кумулятивной суммы

В работах [12] и [13] сформулирован критерий отсутствия тренда в временном ряду, основанный на сумме

$$V = \sum_{j=1}^n \delta(\Delta V i b_{1j} - \bar{\Delta V i b}_i), \quad (13)$$

где  $\bar{\Delta V i b}_i$  — медианное значение элементов временного ряда, а функция

$$\delta(z) = \begin{cases} 1, & \text{если } z \geq 0; \\ 0, & \text{если } z < 0. \end{cases} \quad (14)$$

Статистикой критерия является  $N$  — количество переходов через нуль суммы  $V$ . Гипотеза о наличии тренда во временном ряду (2) отклоняется на уровне значимости  $\alpha$ , если выполняется неравенство

$$N_1(\alpha) < N < N_2(\alpha), \quad (15)$$

где  $N_1(\alpha)$  и  $N_2(\alpha)$  — критические значения критерия, приведенные в таблице 3.

Т а б л и ц а 3

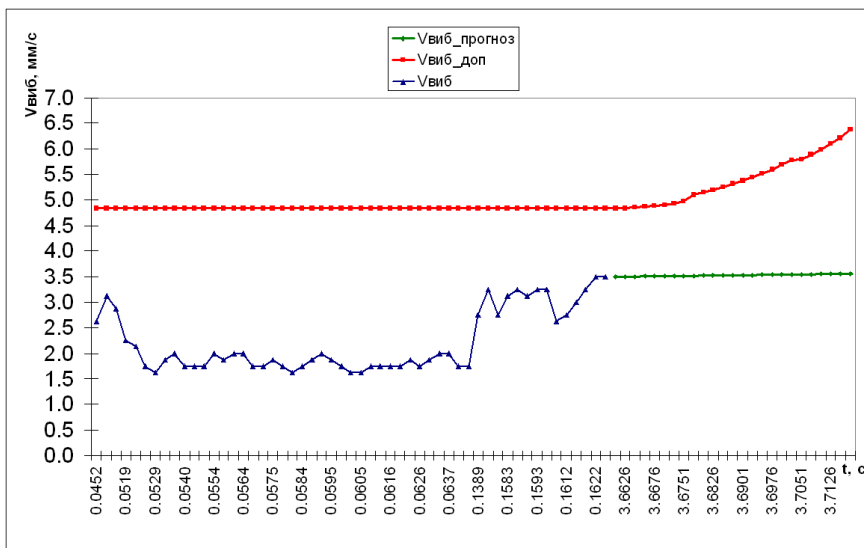
Критические значения  $q_\alpha$  критерия кумулятивной суммы

N	Доверительная вероятность $\alpha$				N	Доверительная вероятность $\alpha$			
	0,90		0,95			0,90		0,95	
	$N_1$	$N_2$	$N_1$	$N_2$		$N_1$	$N_2$	$N_1$	$N_2$
10	0	6	0	6	200	4	33	2	36
20	0	9	0	10	300	4	40	3	44
30	1	12	0	12	400	5	47	4	52
40	1	14	0	15	500	6	53	4	58
50	1	15	1	17	600	7	58	5	64
60	1	17	1	18	700	7	63	5	69
70	2	19	1	20	800	8	67	5	74
80	2	20	1	22	900	9	71	6	79
90	2	21	1	23	1 000	9	75	6	83
100	2	23	1	25	—	—	—	—	—

Итак, выше были представлены 5 основных критериев, на основании которых можно принять или отбросить гипотезу о наличии тренда во временном ряду (2). Хотя эффективность этих критериев различная, однако ее порядок не намного отличается друг от друга (лежит в районе 0,86). Поэтому рассмотренные критерии можно считать равнозначными и применить подход кворумирования для принятия решения о наличии тренда во временном ряду (2). При этом при любом раскладе результатов кворумирования решение будет принято всегда, так как количество критериев равно пяти.

## Выводы

В результате проделанной работы была решена задача краткосрочного прогнозирования вибросостояния двигателей РД-33МК согласно принципу адаптивного контроля сложных систем, описанному в [1]. Произведено практическое апробирование программного обеспечения (ПО) с реализацией описанного подхода решения задачи краткосрочного прогнозирования вибросостояния двигателей РД-33МК по полетной информации самолетов МиГ-29К/КУБ. Примеры решения задачи для одного из режимов отражены на рисунке 1 и в таблице 4. Анализ таблицы 1 показывает работу метода кворумирования для принятия решения о наличии тренда во временном ряду. Так, например для режимов «МГ2 в полете ( $72.5 < N_k < 75.0$ )» и «Крейс.3



**Рисунок 1.** Изменение и прогноз значений виброскорости двигателя РД-33МК на режиме МГзем



в полете ( $85.0 < N_k < 87.0$ )» выявлен неблагоприятный прогноз по критерию кумулятивной суммы, однако по остальным четырем критериям определен благоприятный прогноз, поэтому принимается решение об отсутствии тренда. В дополнение анализа таблицы 1 необходимо отметить, что критерий Кокса — Стюарта работает по принципу неблагоприятного прогноза тогда, если значение критерия менее допуска, критерий Бартелса на больших выборках ( $n > 100$ ) работает аналогично.

ПО с реализацией описанного подхода решения задачи краткосрочного прогнозирования вибросостояния двигателей РД-33МК проходит государственные испытания в в/ч 18347 и после их завершения совместно с АО «ОДК-Климов» будет рекомендовано к поставке в войсковые части, эксплуатирующие самолеты типа МиГ-29К/КУБ. Внедрение в эксплуатирующие организации углубленного контроля вибросостояния двигателей РД-33МК с краткосрочным его прогнозированием позволит обеспечить информационное обеспечение стратегии эксплуатации авиационной техники по ее техническому состоянию и повышение уровня безопасности полетов.

Таблица 4

**Полет самолета МиГ-29К, бортовой номер 50, от 26.05.2016 г.  
Краткосрочное прогнозирование вибросостояния левого двигателя по  
общей вибрации**

Режимы Критерии	Запуск		Выключение		МГ на земле		Крейс.1 на земле (75.0 < N <sub>к</sub> < 77.5)	
	Кр	Доп	Кр	Доп	Кр	Доп	Кр	Доп
Аббе — Линника	-27,412	-2,326	-20,276	-2,326	0,162	0,624	0,162	0,624
Кокса — Стюарта	9,848	2,576	10,778	2,576	3,618	2,576	3,618	2,576
Бартелса	13,788	2,576	17,177	2,576	0,328	3,243	0,328	3,243
Вальда — Волфовитца	0,365	3,090	0,658	3,090	0,474	3,090	0,474	3,090
Кумулятивной суммы	24	254	0	258	5	12	5	12

Режимы Критерии	МГ2 в полете (72.5 < N <sub>к</sub> < 75.0)		Крейс.1 в полете (80.0 < N <sub>к</sub> < 82.5)		Крейс.2 в полете (82.5 < N <sub>к</sub> < 85.0)		Крейс.3 в полете (85.0 < N <sub>к</sub> < 87.0)	
	Кр	Доп	Кр	Доп	Кр	Доп	Кр	Доп
Аббе — Линника	0,203	0,638	-16,961	-2,326	-22,692	-2,326	-8,161	-2,326
Кокса — Стюарта	3,998	2,576	9,955	2,576	12,741	2,576	5,257	2,576
Бартелса	0,585	3,272	13,414	2,576	16,057	2,576	0,807	3,423
Вальда — Волфовитца	0,454	3,090	1,339	3,090	1,592	3,090	0,458	3,090
Кумулятивной суммы	<b>57</b>	45	0	151	337	349	<b>60</b>	56

## Литература

1. Патент RU 2556477. Способ вибродиагностирования газотурбинных двигателей в эксплуатации по информации бортовых устройств регистрации. — М.: ФИПС, 2015. — 15 с.
2. Карлин С., Стадден В. Чебышевские системы и их применение в анализе и статистике / Пер. с англ., под ред. С. М. Ермакова. — М.: Наука, 1976.
3. Хайкин С. Нейронные сети: Полный курс / Пер. с англ. — М.: Издательский дом «Вильямс», 2006.
4. Husmeier D. Neural Networks for Conditional Probability Estimation. — London: Springer-Verlag, 1999.
5. Кобзарь А. И. Прикладная математическая статистика. Для инженеров научных работников. — М.: Физматлит, 2006. — 816 с.
6. Струнов В. И. О применении критерия Аббе для анализа независимости рядов измерений, характеризующихся отличными от нормального закона распределениями // Измерительная техника. — № 8. — 2006. — С. 13–17.
7. Cox D. R., Stuart A. Quick sing tests for trend in location and dispersion // Biometrika. — 1955. — Vol. 42. — P. 80–95.
8. Bartels R. The rank version of von Neumann's ratio test for randomness // JASA. — 1982. — Vol. 77, № 377. — P. 40–46.
9. Лемешко Б. Ю., Комиссарова А. С., Щеглов А. Е. Вопросы применения некоторых критериев проверки случайности и отсутствия тренда // Метрология. — № 12. — 2010. — С. 3–25.
10. Wald A., Wolfowitz J. An exact test for randomness in the non-parametric case based on serial correlation // AMS. — 1943. — Vol. 14. — P. 378–388.
11. Dufour J.-M., Roy R. Some robust exact results of sample autocorrelations and tests of randomness // Journal of Econometrics. — 1985. — Vol. 29. — P. 257–373.
12. Mc Gielchrist C. A., Woodyer K. D. Note on distribution-free CISIM technique // Technometrics. — 1975. — Vol. 17, № 3. — P. 321–325.
13. Woodward R. H., Goldsmith P. L. Cumulative sum techniques. ICI Monograph., № 3, Oliver and Boyd. — London, 1964.

# ИСПЫТАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

---

УДК 681.518

*С. Ю. Боровик, Ю. Н. Секисов*

ИПУСС РАН, Самара  
borovik@iccs.ru

## ДИАГНОСТИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ГТД НА ОСНОВЕ ОДНОВИТКОВЫХ ВИХРЕТОКОВЫХ ДАТЧИКОВ

*Аннотация.* Рассматривается конструкция оригинального одновиткового вихретокового датчика с чувствительным элементом в виде отрезка проводника, предназначенного для измерения перемещений торцов рабочих лопаток компрессора и турбины газотурбинного двигателя в ходе стендовых испытаний силовых установок. Показывается, что на основе групп таких датчиков может быть разработан диагностический комплекс, позволяющий осуществлять мониторинг ряда параметров, характеризующих текущее состояние двигателя. Предлагается структура диагностического комплекса и рассматриваются возможные алгоритмы вычисления параметров состояния ГТД на основе измерительной информации с одновитковых вихретоковых датчиков.

### Введение

Современные газотурбинные двигатели (ГТД) являются сложными техническими объектами, которые находят широкое применение в различных отраслях народного хозяйства, включая промышленность, энергетику и транспорт. Обязательным этапом в процессе создания новых и доводки существующих образцов ГТД являются их экспериментальные исследования в стендовых условиях, которые призваны подтвердить заявленные характеристики. Как правило, исследования предусматривают большой объем измерений, в котором доминируют кластеры таких параметров, как температура и давление в сечениях газозвдушного тракта, деформации и вибрации элементов конструкции, а также измеряются и единичные параметры — обороты ротора, расход топлива, момент на валу, тяговое усилие и т. д. При этом могут использоваться как стандартные средства измерения, так и

специально разработанные для решения отдельных задач, возникающих в процессе разработки машины, ее узлов и агрегатов.

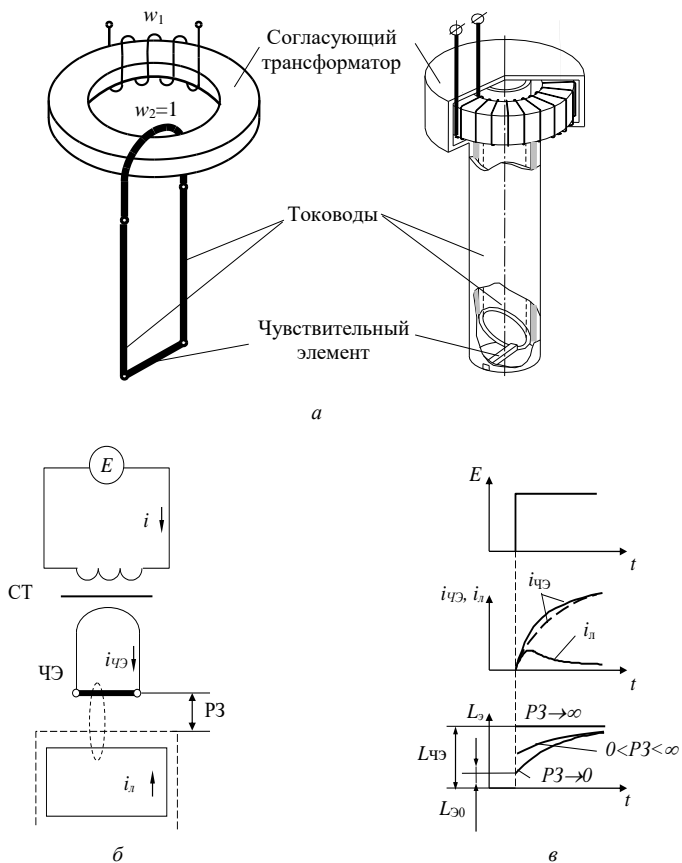
В конце 90-х годов прошлого столетия в Институте проблем управления сложными системами Российской академии наук — обособленном подразделении Самарского федерального исследовательского центра Российской академии наук (ИПУСС РАН — СамНЦ РАН) в сотрудничестве с ОАО «Самарский научно-технический комплекс им. Н. Д. Кузнецова» (ныне ПАО «Кузнецов») были разработаны одновитковые вихретоковые датчики (ОВТД) с чувствительными элементами (ЧЭ) в виде отрезка проводника, которые в составе компьютеризированных систем измерения использовались в процессе стендовых испытаний ГТД для изучения поведения радиальных зазоров (РЗ) на различных режимах работы силовых установок, предоставляя разработчикам двигателей документированные данные о РЗ по каждой лопатке рабочего колеса контролируемой ступени компрессора [1–3]. Особенностью ОВТД является его чувствительность к любым перемещениям торца контролируемой лопатки относительно ЧЭ датчика, что, с одной стороны, усложняет измерение основного параметра — РЗ, а с другой стороны, может служить источником уникальной информации о процессах, происходящих в контролируемой ступени компрессора или турбины ГТД. Следует также отметить, что измерение РЗ с помощью ОВТД в нескольких точках одного сечения компрессора или турбины позволяет в ходе экспериментов не только воспроизводить реальную форму внутренней поверхности статорной оболочки в контролируемом сечении, но и определить составляющие ее изменений, вызванные деформациями элементов конструкции двигателя под действием силовых нагрузок и изменений температуры [4]. Кроме того, совместное использование результатов измерения РЗ в нескольких сечениях ГТД позволяет оценить прогиб вала и его осевое смещение, что, в свою очередь, может служить одним из индикаторов износа радиально-упорного подшипника ГТД.

В статье приводится описание конструкции ОВТД с ЧЭ в виде отрезка проводника, являющегося источником первичной информации о перемещениях торцов рабочих лопаток, а также анализируется возможность создания диагностического комплекса на основе групп (кластеров) ОВТД, предназначенного для получения информации о ряде параметров, характеризующих состояние компрессора или турбины ГТД.

### **Одновитковый вихретоковый датчик с чувствительным элементом в виде отрезка проводника**

Достаточно подробные описания ОВТД с ЧЭ в виде отрезка проводника и принципов его функционирования приведены в работах [1, 5]. Тем не менее, учитывая, что ОВТД является основой для предлагаемых в статье решений, авторы считают необходимым кратко ознакомить читателей с особенностями работы датчика и преобразования его сигналов.

Схематическое изображение ОВТД с ЧЭ в виде отрезка проводника, его электрическая конфигурация и временные диаграммы токов и эквивалентной индуктивности ЧЭ приведены на рисунке 1.



**Рисунок 1.** Схематическое изображение ОВТД (а), его электрическая конфигурация (б) и временные диаграммы токов и эквивалентной индуктивности ЧЭ (в)

Датчик состоит из трех основных элементов (рис. 1, а) — ЧЭ, представляющего собой отрезок проводника обычно прямоугольного сечения, «безиндуктивных» тоководов — двух близкорасположенных и изолированных друг от друга соосных

цилиндров, с помощью которых ЧЭ вводится в зону измерения, и согласующего трансформатора (СТ), обеспечивающего подключение ЧЭ к измерительной цепи (ИЦ). Обычно датчик выполняется в виде монолитной сварной конструкции, ЧЭ и тоководы которого изготавливаются из тех же сортов жаропрочной стали, что и лопатки. Простота конструкции датчика обеспечивает его высокую механическую прочность и теплостойкость, которые определяются лишь конструктивной прочностью металла ОВТД.

Датчик устанавливается на статор так, чтобы его ЧЭ находился над лопаточным венцом контролируемого колеса компрессора или турбины, и слегка заглубляется в защитный слой относительно внутренней поверхности статора. Учитывая малую величину естественного выходного параметра ЧЭ датчика — индуктивности, ОВТД подключается к ИЦ через СТ с ферритовым сердечником, который с помощью удлиненных тоководов выносится из зоны высоких температур на внешнюю поверхность статорной оболочки. При этом в случае необходимости может быть предусмотрено принудительное воздушное или жидкостное охлаждение головной части датчика с согласующим трансформатором.

Принцип действия датчика основан на вихретоковом эффекте. Если рабочая лопатка контролируемого колеса находится на большом расстоянии от ЧЭ ( $R_3 \rightarrow \infty$ , рис. 1, б, в), а влиянием вихревых токов в самом ЧЭ можно пренебречь, то ток ЧЭ определяется только его индуктивностью и омическим сопротивлением, причем изменения тока ЧЭ во времени будут иметь экспоненциально нарастающий характер (рис. 1, в, пунктирная линия). С приближением торца лопатки ( $R_3 \rightarrow 0$ ) под действием магнитного поля (тока ЧЭ) в лопатке появляются вихревые токи. Этот «ток лопатки» влияет на результирующее магнитное поле, что приводит к изменениям формы тока ЧЭ во времени и его отклонениям от экспоненциальной зависимости (рис. 1, в, сплошная линия).

В процессе функционирования ГТД под действием силовых нагрузок различной природы происходят перемещения элементов конструкции силовой установки. Можно принять, что расстояние от центра торца рабочей лопатки относительно точки на статоре, в которую устанавливается ОВТД, является «замыкающим» параметром в размерной цепи «подшипники — вал — диск — лопатка — статор». Изменение размеров указанных элементов конструкции при изменении режима работы двигателя и под влиянием воздействующих факторов повлечет изменение координатных составляющих перемещения торцов лопаток контролируемого колеса. Следовательно, информация о состоянии элементов конструкции ГТД, влияющих на положение торца лопатки в пространстве, и о процессах в его газозвушном тракте на различных режимах работы будет содержаться в сигнале ОВТД и может быть выделена с использованием соответствующих методов обработки. Кроме того, обрабатывая информацию с нескольких ОВТД, расположенных в одном сечении ГТД или распределенных вдоль оси двигателя, можно получить уникальную информацию о геометрии газозвушного тракта силовой установки.

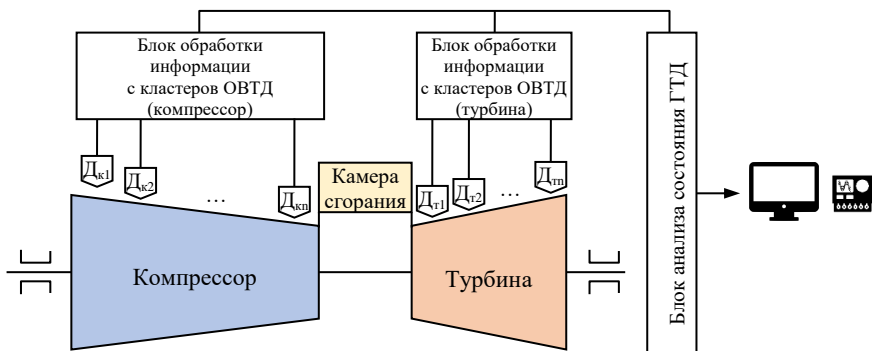
## Диагностический комплекс на основе ОВТД

Следует отметить, что в настоящее время разработан достаточно широкий ряд методов измерения, базирующихся на применении ОВТД с ЧЭ в виде отрезка проводника, обеспечивающих получение информации о всех возможных перемещениях торцов лопаток компрессора и турбины по отношению к точке наблюдения, привязанной к месту установки датчика на статорной оболочке ОВТД [1–3]. При этом большинство случаев практического применения систем на основе указанных методов при стендовых испытаниях ГТД все-таки ограничивалось задачами контроля РЗ. В свою очередь, в работах [2, 6–8] предлагается ряд методов оценки состояния ГТД на основе групп (кластеров) ОВТД, включая диагностику помпажных и срывных явлений в компрессоре, оценку биений и осевых перемещений ротора силовой установки. Можно утверждать, что потенциал применения ОВТД очень широк. Системы измерения на их основе, помимо непосредственных измерений координат смещений торцов лопаток, при соответствующей обработке измерительной информации позволяют:

- измерять величину центробежной и пластической вытяжки рабочих лопаток;
- измерять величину «биения» ротора;
- измерять мгновенную скорость вращения и ускорение ротора;
- оценивать форму внутренней поверхности статора при выборе нескольких точек контроля в одном сечении контролируемого колеса;
- оценивать трехмерную форму проточной части, ограниченную внутренней поверхностью статора и лопаточными венцами нескольких контролируемых колес;
- оценивать усталостное состояние и повреждения рабочих лопаток по статическому изгибу пера лопатки — угловому отклонению торца относительно замка лопатки;
- обнаруживать начальную стадию зарождения срывных процессов в газоздушном тракте по изгибным колебаниям пера лопатки (которые являются «прямым» первичным параметром от действия аэродинамических сил, возникающих при отрыве потока от поверхности пера лопатки);
- определять характеристики вращающегося срыва, число и скорость вращения зон срыва и т. д.

Очевидно, что указанные возможности систем обеспечивают испытателей более полной информацией о газодинамических процессах, протекающих непосредственно в проточной части газоздушного тракта ГТД на различных режимах его работы, что, в свою очередь, позволяет ускорить выявление недостатков конструкции ГТД, выработку мероприятий по их устранению и способствует сокращению сроков доводки новых образцов техники.

На рисунке 2 в схематическом виде представлена обобщенная структура диагностического комплекса для стендовых испытаний ГТД на основе ОВТД.



**Рисунок 2.** Обобщенная структура диагностического комплекса на основе ОВТД

Кластеры ОВТД размещаются в точках контроля на статорной оболочке компрессора ( $D_{к1}, D_{к2}, \dots, D_{кп}$ ) или турбины ( $D_{т1}, D_{т2}, \dots, D_{тп}$ ). Число ОВТД в кластере определяется количеством измеряемых координат и обычно варьируется от 1 до 3. При решении задач оценки профиля газозвдушного тракта ГТД в каждом сечении компрессора или турбины необходима установка не менее 3 кластеров датчиков [4].

Естественные выходные параметры ОВТД преобразуются в ИЦ в напряжение и далее в цифровые коды, которые поступают в соответствующие блоки обработки информации. Здесь, на основе заранее снятых градуировочных характеристик, путем совокупной обработки сигналов с датчиков кластера производится расчет координатных составляющих смещений торцов лопаток относительно геометрического центра кластера [2]. Реализация блоков обработки информации с кластеров компрессорных и турбинных ОВТД целесообразна в виде отдельных микропроцессорных модулей, хотя возможно применение и полноразмерных ПЭВМ.

Вычисленные координаты перемещений торцов лопаток поступают в блок анализа, в котором на основе соответствующих алгоритмов может быть диагностировано то или иное состояние ГТД (его ступени) и, в случае возникновения опасных ситуаций, сформировано оповещение и приняты меры экстренного реагирования. Сигналы с блока анализа состояния силовой установки могут поступать на пульт испытателя либо далее транслироваться в стендовые системы управления двигателем.

### Алгоритмы оценки состояния элементов конструкции ГТД

Ниже, в качестве примера, рассматриваются некоторые алгоритмы оценки состояния элементов конструкции ГТД по результатам измерения координат смещений торцов рабочих лопаток компрессора и турбины.



*Измерение мгновенных скоростей и ускорений лопаточных колес* [9]. Одной из практических задач, возникающих в ходе проведения стендовых испытаний ГТД, является измерение скоростей лопаточных колес ротора компрессора и турбины. Установка традиционных индуктивных датчиков частоты вращения типа ДЧВ-2500 зачастую имеет технологические ограничения и в общем случае не позволяет измерять мгновенные значения скоростей вращения ротора. Поэтому весьма привлекательной является идея измерения мгновенной угловой скорости и ускорения вращения лопаточного колеса по торцам рабочих лопаток ротора. Решение данной задачи возможно на основе ОВТД, при этом информация об указанных параметрах может быть получена в ограниченное время за часть периода вращения рабочего колеса, параллельно с измерением координат смещений торцов лопаток.

Известно, что прохождение торцами лопаток в процессе вращения ротора зоны чувствительности ОВТД сопровождается формированием напряжения на выходе ИЦ с датчиком, представляющего собой последовательность импульсов колоколообразной формы. Максимумы выходного сигнала соответствуют прохождению торцами лопаток ЧЭ датчика, а наименьший уровень выходного напряжения — нахождению торцов лопаток вне зоны чувствительности ОВТД. В этом случае для определения угловой скорости вращения лопаточного колеса измеряют временной интервал, соответствующий прохождению под ЧЭ ОВТД заданного числа лопаток. Вычисление же текущего углового ускорения осуществляется на основе непрерывного измерения угловых скоростей вращения лопаточного колеса на примыкающих временных интервалах.

*Оценка деформаций статорной оболочки* [2]. Одной из задач, представляющих определенный интерес у разработчиков ГТД, является оценка деформаций статорной оболочки силовой установки. Решение задачи для выбранного сечения компрессора или турбины возможно по результатам измерения РЗ в нескольких точках. При этом если для контролируемого сечения осевыми и изгибными перемещениями торцов лопаток можно пренебречь, то достаточно разместить по одному ОВТД в каждой точке контроля. В противном случае необходимо использовать кластер ОВТД хотя бы в одной точке контроля. Следует также отметить, что в общем случае можно ограничиться 3 точками контроля для восстановления профиля внутренней поверхности статора в контролируемом сечении, однако более удобным с точки зрения расчетов является контроль деформаций с помощью 4 ОВТД, размещенных на статорной оболочке компрессора или турбины ГТД по осям декартовой системы координат. Тогда для рассматриваемого случая деформацию статорной оболочки в точках размещения ОВТД оценивают в соответствии с выражением:

$$\delta_i = c_{p,i} - c_{0,i} + \Delta l, \quad (1)$$

где  $\delta_i$  — деформация статора в точке размещения  $i$ -го ОВТД,  $c_{p,i}$  — РЗ в рабочих условиях в точке  $i$ ,  $c_{0,i}$  — начальное значение РЗ в той же точке,  $\Delta l$  — удлинение

элементов конструкции ротора под действием центробежных сил и температуры, которое определяют по известным моделям вида  $\Delta l = f(P_r, P_\phi, \theta, \omega)$ , задавая соответствующие значения геометрических параметров  $P_r$ , физических параметров материала элементов конструкции  $P_\phi$ , а также значения частоты вращения винта  $\omega$  и температуры воздушного потока  $\theta$  в зоне измерения.

Помимо деформаций статорной оболочки, по результатам измерения РЗ в противоположных точках  $(x_+, y_+)$  и  $(x_-, y_-)$ , расположенных симметрично по осям выбранной прямоугольной системы координат, могут быть оценены и взаимные смещения центра статора относительно центра вращения ротора:

$$\begin{aligned}\Delta x &= (c_{x+} - c_{x-})/2, \\ \Delta y &= (c_{y+} - c_{y-})/2, \\ \varphi &= \arctg(\Delta x/\Delta y),\end{aligned}\tag{2}$$

где  $\Delta x$  и  $\Delta y$  — составляющие смещения по осям,  $\varphi$  — угол, определяющий направление смещения.

*Диагностика усталостного состояния рабочих лопаток.* Учитывая, что рабочие лопатки испытывают большие статические, вибрационные и температурные напряжения, возможно появление усталостных трещин, которые могут привести к разрушению детали в непредсказуемый момент времени. Поэтому диагностирование дефектов рабочих лопаток турбомашин на начальной стадии процесса их разрушения является важной инженерной задачей, от эффективности решения которой зависит долговечность и безопасность эксплуатации турбоагрегатов. Одними из возможных источников информации о процессе усталостного разрушения лопатки являются увеличение ее изгибных деформаций, а также изменения параметров (амплитуды и частоты) вынужденных колебаний торца лопатки, что вызвано ослаблением ее поперечного сечения по мере развития усталостной трещины.

Обнаружение статических изгибов и колебаний торцов лопаток возможно двумя способами. Первый предполагает прямые измерения смещений торцов контролируемых лопаток по нескольким координатам относительно заданной точки на статорной оболочке. Для этого могут использоваться кластеры ОВТД, ЧЭ которых определенным образом ориентированы относительно торца лопатки, а число датчиков в составе кластера соответствует числу искомым координат смещений (при измерении  $x, y, z$ -координат перемещений торцов лопаток число ОВТД в составе кластера, соответственно, равно 3). При прохождении основанием контролируемой лопатки геометрического центра кластера (начала системы отсчета) осуществляется одновременная фиксация выходных параметров датчиков, которые затем преобразуются в напряжение и код. Координаты смещения торца контролируемой лопатки по осям  $X, Y, Z$  определяются путем решения систем уравнений, полученных на основе снятых экспериментально градуировочных характеристик измерительного канала системы,

связывающих коды в каналах с ОВТД с измеряемыми координатами с учетом мешающих факторов (прежде всего температуры) [1]. Анализируя смещение торца лопатки в направлении оси вращения (оси  $z$ ) на соседних периодах вращения лопаточного колеса, определяют параметры колебаний для каждой лопатки, а затем выделяют те, у которых амплитуда колебаний значительно отличается от амплитуды колебаний соседних лопаток. В этом случае можно предположить, что такие изменения связаны с потерей прочности лопатки из-за развития усталостной трещины.

Второй способ обнаружения изгиба пера лопатки и оценки параметров колебаний ориентирован на использование только одного ОВТД. Предполагается, что нет необходимости в измерении координат смещений торцов лопаток. При этом результатом измерения являются максимальные значения кодов для каждой лопатки и соответствующие им моменты времени появления в начале системы отсчета. Если изгиба нет и колебания торцов лопаток отсутствуют, то на каждом последующем периоде вращения лопаточного колеса моменты времени, соответствующие максимальным значениям кодов на всех лопатках, сохранятся неизменными относительно начала каждого периода. В случае изгиба или колебаний торцов лопаток максимумы кодов и соответствующие моменты времени будут смещаться (совершать колебания относительно прежних значений). Диагностировать же потерю прочности лопаток из-за усталостного состояния можно так же, как и в предыдущем случае, путем сопоставления сдвигов максимумов кодов для соседних лопаток.

*Диагностика срывных и помпажных явлений [10].* Оценка параметров колебаний торцов лопаток является также важным фактором, отражающим начало срыва и помпажа в компрессоре ГТД. Это делает весьма заманчивым применение ОВТД для ранней диагностики срывных и помпажных явлений в ГТД, особенно в сочетании с традиционными способами диагностирования. Оценка параметров (амплитуды и частоты) колебаний торцов лопаток осуществляется в процессе измерения перемещений торцов контролируемых лопаток способом, аналогичным рассмотренному выше. В то же время принятие решения о возможном начале срыва или помпажа осуществляется на основе анализа совокупности параметров состояния ГТД: полей вибрации статора, полей расхода воздуха, давления и температуры, тягового усилия и т. д., которые могут поступать в блок анализа из других стендовых систем.

## **Заключение**

Использование диагностического комплекса на основе ОВТД в практике стендовых испытаний ГТД дает в руки разработчиков уникальную информацию о состоянии силовой установки. Дальнейшее использование указанной информации не ограничивается только задачами доводки испытуемого изделия, а может служить основой для создания новых ГТД, обладающих лучшими характеристиками по ресурсу, надежности, экономичности и др. характеристикам.

## Литература

1. Методы и средства измерения многомерных перемещений элементов конструкций силовых установок / Секисов Ю. Н., Скобелев О. П., Бельский Л. Б. [и др.]; под ред. Ю. Н. Секисова, О. П. Скобелева. — Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2001. — 188 с.
2. Кластерные методы и средства измерения деформаций статора и координат смещений торцов лопаток и лопастей в газотурбинных двигателях / Бельский Л. Б., Боровик С. Ю., Райков Б. К. [и др.]; под общ. ред. О. П. Скобелева. — М.: Машиностроение, 2011. — 298 с.
3. Кластерные методы и средства измерения радиальных зазоров в проточной части турбины / Белекпохов В. Н., Боровик С. Ю., Кутейникова М. М. [и др.]; под общ. ред. О. П. Скобелева. — М.: Инновационное машиностроение, 2018. — 224 с.
4. *Боровик С. Ю., Секисов Ю. Н.* Система сбора информации о геометрии газозвоздушного тракта ГТД // Климовские чтения — 2108. Перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник докладов международной научно-технической конференции (18–19 октября 2018 г., г. Санкт-Петербург). — СПб.: Скифия-принт, 2018. — С. 271–279.
5. *Borovik S., Sekisov Y.* Single-Coil Eddy Current Sensors and Their Application for Monitoring the Dangerous States of Gas-Turbine Engines // *Sensors* 2020, 20, 2107.
6. Патент РФ 2273831 Способ обнаружения помпажа и оценки параметров помпажных колебаний в компрессорах газотурбинных установок / Боровик С. Ю., Райков Б. К., Секисов Ю. Н., Скобелев О. П. № 2004126807/28; Заявл. 06.09.2004; Опубл. 10.04.2006, бюл. № 10.
7. Патент РФ 2379626 Способ оценки деформации статора и параметров биения ротора газотурбинного двигателя / Боровик С. Ю., Райков Б. К., Секисов Ю. Н., Скобелев О. П. № 2008124669/28; Заявл. 16.06.2008; Опубл. 20.01.2010, бюл. № 2.
8. *Белопухов В. Н., Боровик С. Ю., Подлитнов П. Е., Секисов Ю. Н., Скобелев О. П.* Кластерные методы измерения радиальных зазоров с самокомпенсацией температурных воздействий на датчики в проточной части газотурбинных двигателей // XIII Всероссийское совещание по проблемам управления. ВСПУ-2019: ТРУДЫ [Электронный ресурс]. 17–20 июня 2019 г., Москва / Под общ. ред. Д. А. Новикова. — М.: ИПУ РАН, 2019. — С. 2698–2703.
9. *Белопухов В. Н., Боровик С. Ю.* Система измерения ускорений лопаточного колеса компрессора и турбины с использованием одновиткового вихретокового датчика и микроконтроллера // Проблемы управления и моделирования в сложных системах: Труды XIV Международной конференции. — Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2012. — С. 607–611.
10. *Боровик С. Ю., Райков Б. К., Секисов Ю. Н., Скобелев О. П.* Способы измерения и обнаружения колебаний лопаток в экспериментальных исследованиях и диагностике срывных и помпажных явлений в компрессорах газотурбинных двигателей // Проблемы управления и моделирования в сложных системах: Труды IV Международной конференции. — Самара, 2002. — С. 539–545.

## **СПОСОБЫ СНИЖЕНИЯ АМПЛИТУД НЕРОТОРНЫХ СПЕКТРАЛЬНЫХ СОСТАВЛЯЮЩИХ ВИБРАЦИЙ АВИАЦИОННЫХ ГТД**

**Аннотация.** В данной работе рассмотрены проблемы вибродиагностики авиационных многовалвных газотурбинных двигателей с точки зрения идентификации причин появления нероторных составляющих в спектрах вибраций, а также освещены факторы влияния на их уровень. На конкретном примере показаны взаимосвязи нероторных составляющих вибраций с параметрами регулирования двигателя. Представлены результаты снижения общего уровня вибраций за счет уменьшения амплитуд нероторных составляющих различными способами посредством изменения конкретных параметров.

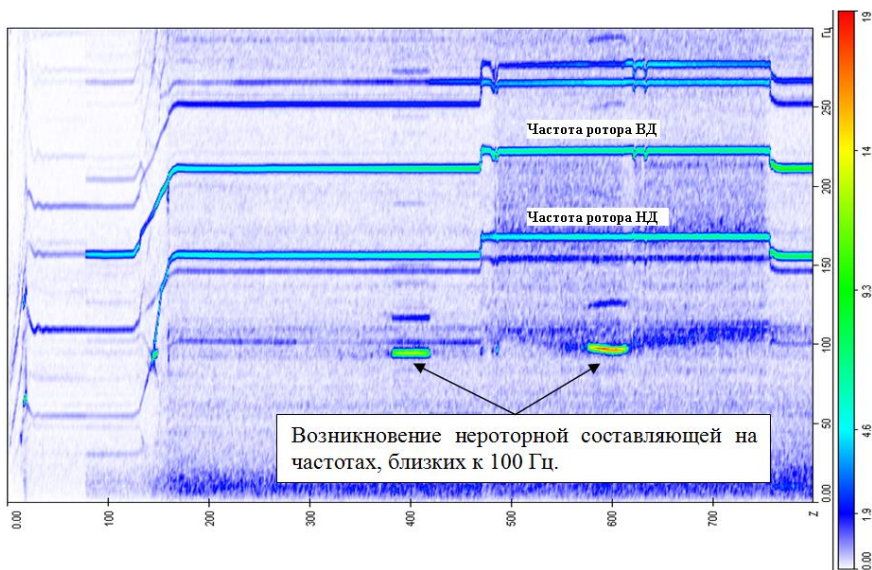
В ходе доводки и эксплуатации газотурбинного двигателя (ГТД) одним из важнейших факторов контроля его технического состояния является определение общего уровня вибраций. Уровень вибраций контролируется как при стендовых испытаниях (предъявительских, сдаточных и т. д.), так и в эксплуатации в течение всего жизненного цикла ГТД. Контроль вибраций, помимо определения общего уровня, в большинстве случаев включает в себя спектральный анализ сигналов, полученных с датчиков виброзамеров, что позволяет судить о влиянии тех или иных составляющих на вибрационный портрет конкретного двигателя. Особенно такой анализ актуален для двухвалвных и трехвалвных авиационных ГТД, эксплуатируемых в широком диапазоне рабочих режимов.

Возможности современных систем неразрушающего контроля, в том числе систем вибродиагностики, позволяют получать максимально полную картину вибросостояния двигателя в любой момент времени. Причем в последние годы вычислительные мощности систем диагностики предоставляют возможность не только контролировать общий уровень вибраций, но и выполнять преобразование Фурье, получая полную спектральную картину в режиме реального времени, что позволяет отслеживать изменение отдельных спектральных составляющих в зависимости от режима работы ГТД и параметров регулирования. А современные системы обработки информации уже давно способны анализировать большие массивы данных, позволяя за счет высокой частоты дискретизации максимально точно идентифицировать в спектре вибраций любые гармоники. Причем в качестве рабочего инструмента доступна работа как с 2D-, так и с 3D-спектрами.

Основными в спектре вибраций, несомненно, являются роторные гармоники, обусловленные вращением роторов высокого и низкого давления и их взаимным

влиянием. Но, помимо роторных, в спектре зачастую присутствуют нероторные составляющие, связанные с работой различных агрегатов, некорректным функционированием систем или наличием каких-либо дефектов ГТД. Влиянием на различные составляющие спектра можно снизить суммарный уровень вибраций ГТД и таким образом обеспечить соответствие нормам ТУ. Роторные вибрации чаще всего снижаются балансировкой роторов (достаточно обеспечить заданные в чертежах дисбалансы), агрегатные составляющие уменьшаются переделкой агрегата либо его заменой в случае дефекта. Сложнее определить факторы влияния на нероторные составляющие вибраций, характер и периодичность появления которых не поддается однозначной идентификации.

Рассмотрим в качестве примера двигатель АЛ-31Ф (а также его дальнейшее развитие, двигатели АЛ-31Ф-1С и АЛ-31Ф-1) — двухвальный ГТД, разработанный в ОКБ им. А. Люльки и предназначенный для сверхманевренной боевой авиации. На этапе доводки и в ходе стендовых испытаний серийных двигателей регулярно регистрируется нероторная составляющая вибраций с частотой 95...100 Гц, близкая к частоте собственных колебаний ротора высокого давления (ВД), но при этом ее возбуждение происходит на частотах вращения ротора ВД, существенно ее превышающих (см. рис. 1).



**Рисунок 1.** Пример возникновения в спектре нероторной составляющей на частотах 95...100 Гц

Однозначно причина появления данной составляющей в спектре вибраций не установлена, рассматриваются следующие варианты:

- автоколебания ротора ВД (как наиболее вероятная причина) вследствие касания ротора о статор и недостаточного демпфирования в упруго-демпферной опоре (УДО);
- взаимное влияние роторов высокого и низкого давления (ввиду наличия в конструкции двигателя межроторного подшипника);
- возбуждение колебаний газового потока и другие причины.

Тем не менее за время доводки двигателя были определены и отработаны некоторые факторы, позволяющие влиять на амплитуду данной нероторной составляющей, косвенно подтверждающие ту или иную гипотезу ее появления.

На этапе доводки изделия от высоких уровней рассматриваемой составляющей удалось избавиться, увеличив зазоры между статором и ротором ВД. Снизив интенсивность касания ротора о статор, которое само по себе является неотъемлемым атрибутом работы ГТД (касание рабочих лопаток о надроторные вставки, касание по гребешкам лабиринтных уплотнений и т. д.), удалось уменьшить количество подводимой к системе энергии и тем самым снизить общий уровень вибраций до приемлемых величин. Но тем не менее окончательно избавиться от данной нероторной составляющей не удастся и периодически регистрируется ее проявление на некоторых серийных двигателях. В связи с этим на предприятии отрабатываются различные способы ее снижения.

Основным фактором влияния на указанную нероторную составляющую является увеличение давления масла  $P_m$  в магистрали подвода к УДО ротора ВД. Вследствие повышения давления увеличивается интенсивность прокачки масла через демпфер, таким образом увеличивается отвод энергии от колеблющейся системы — и уровень вибраций снижается. Эффективность данного способа была подтверждена многократно (см. рис. 2, 3), что позволяет с большой долей вероятности утверждать: природа данного типа нероторной составляющей вибраций так или иначе связана с автоколебаниями ротора ВД вне зависимости от способа их возбуждения.

Также весьма действенным фактором влияния на уровень нероторных составляющих является значение отношения частот вращения роторов высокого и низкого давления  $n_2/n_1$  (скольжение роторов). Данное соотношение весьма условно и зависит во многом от параметров окружающей среды на входе в двигатель. Тем не менее в ряде случаев, изменяя скольжение роторов, удавалось существенно снизить значение нероторной составляющей, тем самым обеспечивая соответствие требуемым нормам по общему уровню вибраций (см. рис. 4, 5).

Регулирование данного параметра осуществлялось изменением угла установки входного направляющего аппарата компрессора ВД. Действенность данного метода косвенно подтверждает гипотезу о возбуждении рассматриваемой нероторной составляющей вибраций взаимным влиянием роторов высокого и низкого давления.

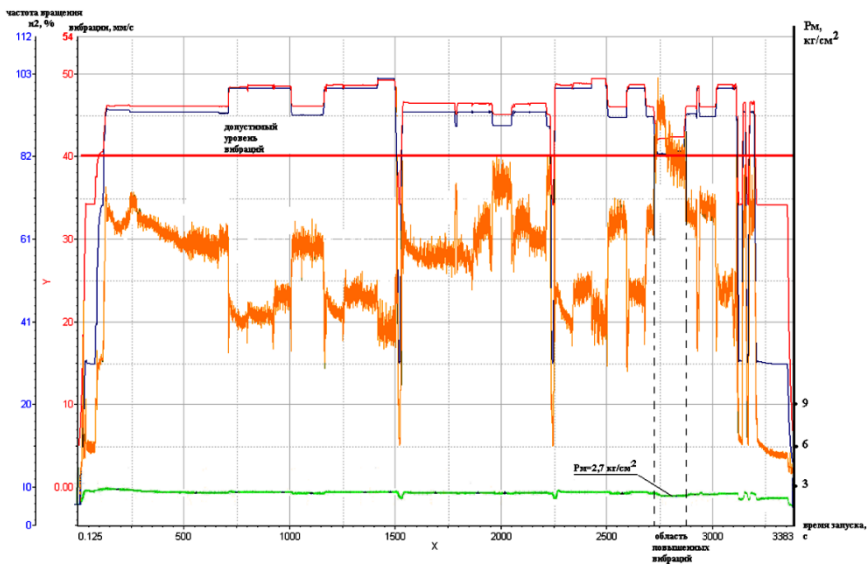


Рисунок 2. Область повышенных вибраций при исходном давлении масла Рм

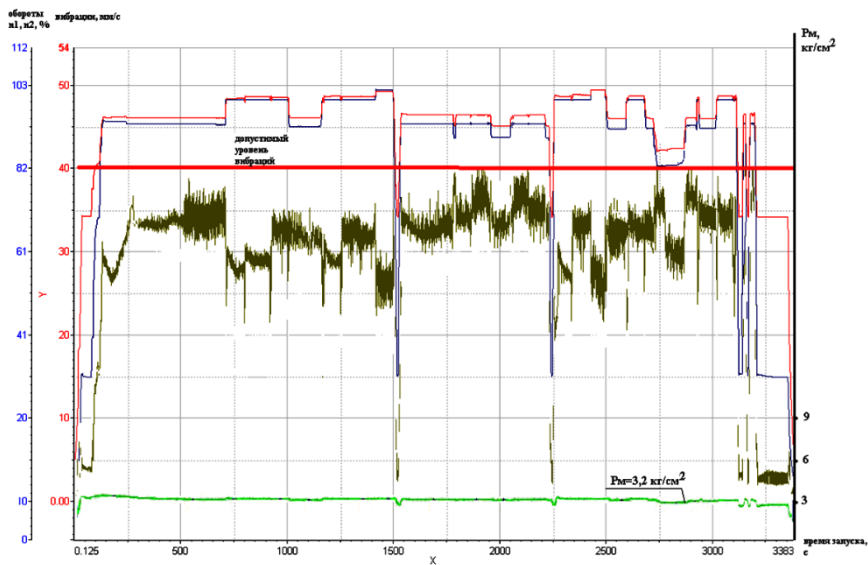


Рисунок 3. Вибрации в нормах ТУ при увеличении давления масла Рм



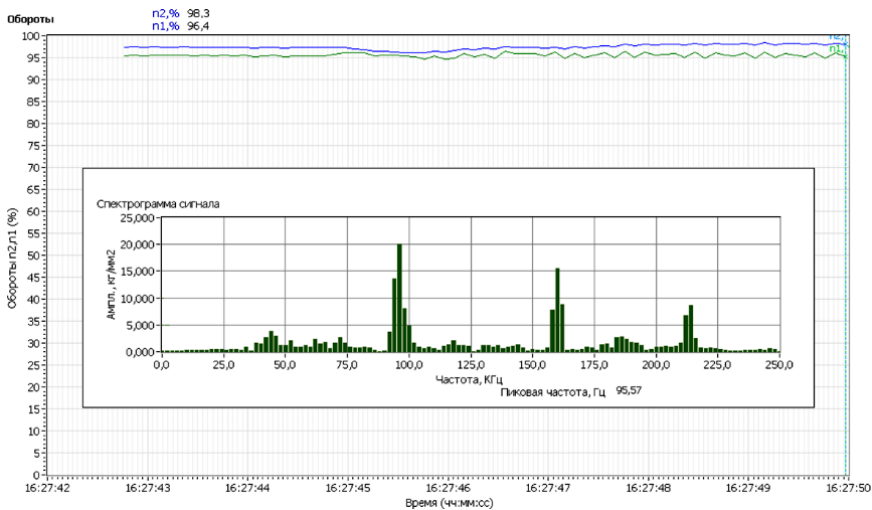


Рисунок 4. Исходная настройка отношения частот вращения роторов  $n_2/n_1$  и соответствующая ей спектрограмма сигнала вибраций

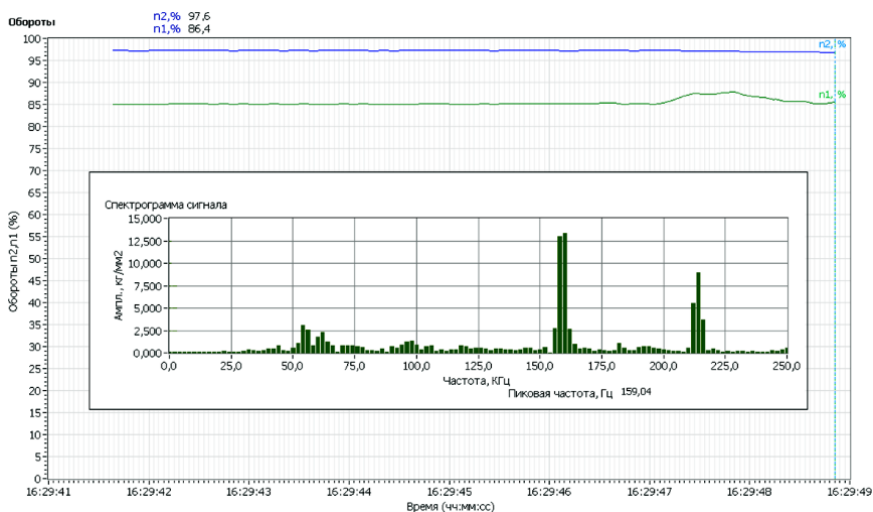


Рисунок 5. Модифицированная настройка отношения частот вращения роторов  $n_2/n_1$  и соответствующая ей спектрограмма сигнала вибраций

Также в процессе доводки изделия в качестве способов снижения амплитуды нероторной спектральной составляющей рассматривались изменения:

- критического сечения реактивного сопла;
- конфигурации газоздушного тракта в части геометрии смесителя;
- углов установки входного направляющего аппарата компрессора низкого давления и ряд других вариантов.

Данные способы воздействия на нероторные составляющие вибраций давали разовый результат либо не давали его вовсе, потому не могут оцениваться как действенные, зато позволили исключить из рассматриваемых гипотез предположение о газодинамической первопричине возникновения нероторной спектральной составляющей на частотах около 100 Гц.

Таким образом, основываясь на опыте ОКБ им. А. Люльки, полученном в ходе доводки двигателей семейства АЛ-31Ф, можно сделать следующие выводы:

- рассматриваемая нероторная спектральная составляющая вибраций так или иначе обусловлена динамикой ротора ВД;
- наиболее действенными способами снижения данной нероторной составляющей являются повышение демпфирующих свойств опор и снижение взаимного влияния роторов высокого и низкого давления;
- снижение нероторных составляющих вибраций возможно путем изменения параметров регулирования системы управления двигателем.

## Литература

1. *Стасевич А. А., Коровин Б. Б.* Метод идентификации структур динамического спектра ГТД. ISSN 1727–0219 // Вестник двигателестроения. — № 3/2008. — С. 195–201.
2. *Киселев Ю. В., Гульбис А. А.* Контроль и диагностирование технического состояния ГТД с помощью бортовой аппаратуры вибрации. — Самара: СГАУ, 2010.
3. *Арсланов Р. В.* Контроль параметров вибрации газотурбинных двигателей в реальном масштабе времени. — Уфа: УГАТУ, 2011. — Т. 15, № 1 (41). — С. 8–14.
4. *Коровин Б. Б., Былинкина О. Н., Кузьмин М. В.* К повышению эффективности контроля состояния ТРДДФ маневренного самолета по вибросигналу. ISSN 1727–0219 // Вестник двигателестроения. — № 2/2012. — С. 55–60.
5. Исследование критических частот вращения роторов, их взаимного влияния и устойчивости в закритической области // Кузьмин М. В., Макарычев А. С., Терешко А. Г. Проблемы и перспективы развития двигателестроения / Материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 25–27 июня 2014 г. — Самара: СГАУ, 2014. — В 2 ч. Ч. 1. — С. 151–152.
6. *Сундуков А. Е., Сундуков Е. В., Плотников С. М.* Опыт выявления причин повышенной вибрации газотурбинных двигателей при их стендовых испытаниях // Вестник СГАУ. — 2015. — Т. 14, № 2. — С. 184–192.

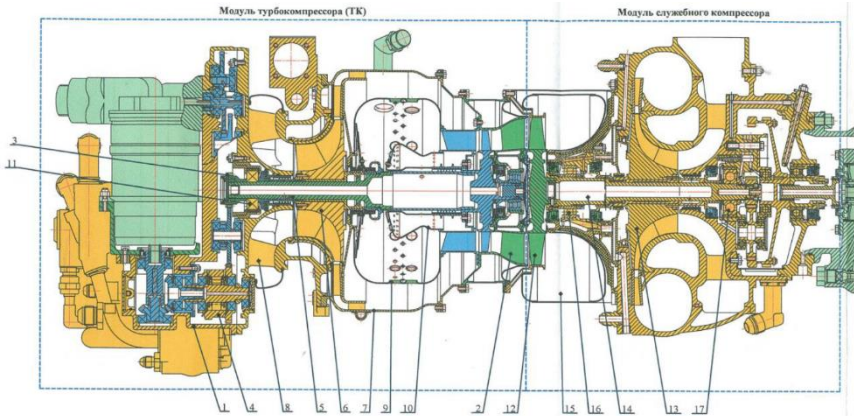
*А. С. Макарычев, Д. А. Зайдуллин*

ОКБ им. А. Люльки, филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва  
anton.tereshko@lmz.umpo.ru

## **ВИБРАЦИОННАЯ ДОВОДКА ВСУ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ РАСЧЕТА КРИТИЧЕСКИХ ЧАСТОТ ВРАЩЕНИЯ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ**

*Аннотация.* В данной статье представлены результаты работы по вибрационной доводке вспомогательной силовой установки летательного аппарата. Показан вариант отстройки от критической частоты вращения ротора. По результатам отстройки удалось снизить общий уровень вибраций и успешно провести ресурсные испытания вспомогательной силовой установки.

Вспомогательная силовая установка (далее по тексту — ВСУ) предназначена для обеспечения сжатым воздухом систем запуска двигателей, кондиционирования кабин самолетов, вертолетов и питания их бортовых сетей переменным током 115/200 В. Гарантийный срок эксплуатации установки — 200 летных часов, или 24 месяца. ВСУ (рис. 1) включает в себя модуль турбокомпрессора (ТК) и модуль служебного компрессора (СК).



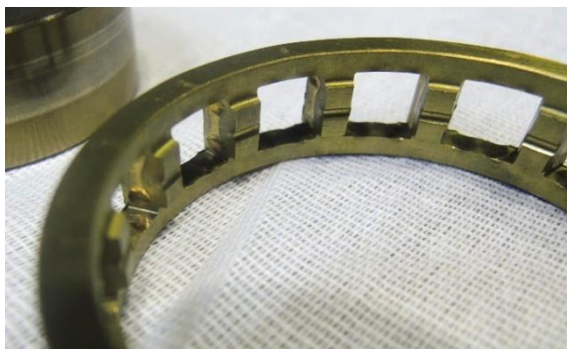
**Рисунок 1.** Общий вид ВСУ

В рамках работ по доведению до требований ТЗ на разработку опытной ВСУ для летательного аппарата разработчик модернизировал компрессор газогенератора

с целью увеличения секундного массового расхода и степени повышения полного давления (полной степени сжатия).

После выполнения запуска модернизированного изделия на испытательном стенде был получен сигнал «стружка в масле». Изделие было демонтировано со стенда и передано в разборку. По результатам дефектации были обнаружены начальные стадии зарождения дефектов по роликоподшипнику передней опоры ротора СК (рис. 2, 3). Предположительно деградация подшипника началась в виде заклинивания, вызванного перекосом обойм, по причине изгибных колебаний ротора СК. Данный дефект во время доводки изделия отмечался неоднократно. Разработчик ВСУ обратился в ОКБ им. А. Льюльки для оценки вибрационного состояния изделия на испытательном стенде.

Для проверки предположения о возникновении изгибных колебаний ротора СК был выполнен расчет критических частот вращения ротора.

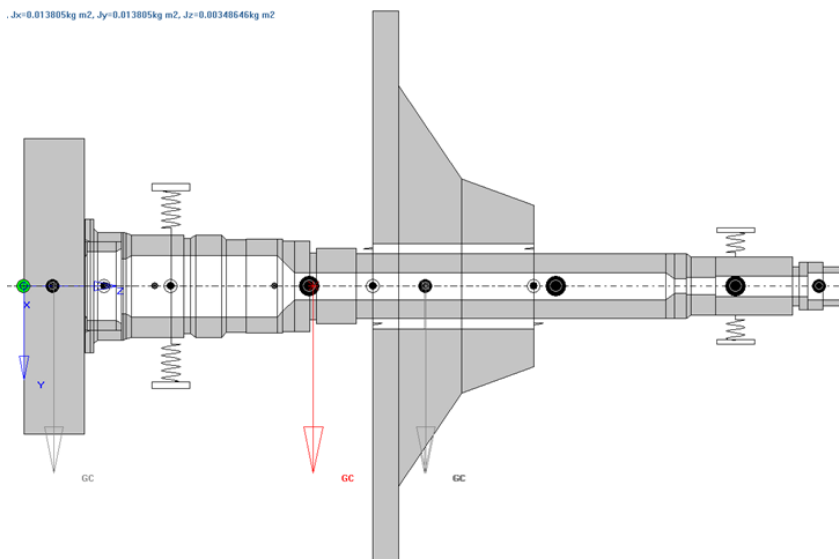


**Рисунок 2.** Выработки на окнах сепаратора роликоподшипника передней опоры ротора СК



**Рисунок 3.** Дефекты на телах качения роликоподшипника

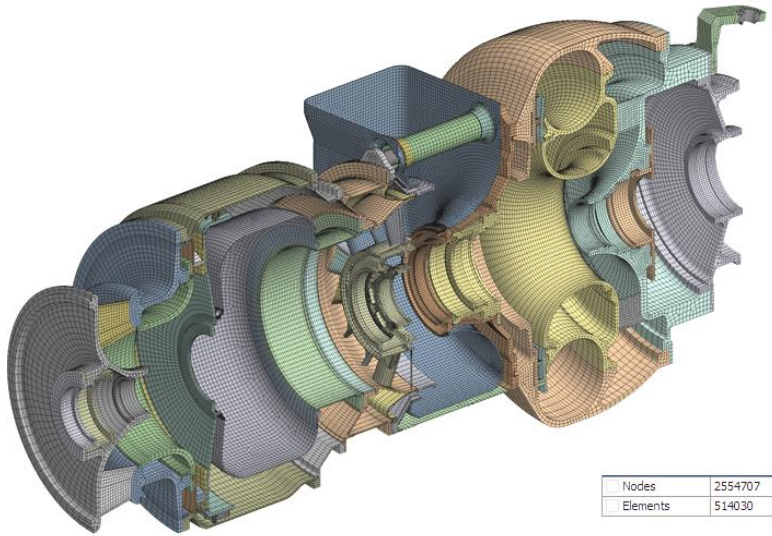
Расчет критических частот вращения ротора СК ВСУ производился с использованием программного комплекса Dynamics R4.10.0. Динамическая модель (рис. 4) строилась с помощью типовых элементов: балки (Beam), диски (Disk), точечные массы (Mass). Данный расчет выполнялся для основного вида колебательного движения роторов — прямой синхронной прецессии. Расчет радиальной податливости опор ротора СК проводился методом конечных элементов в программном комплексе ANSYS Workbench.



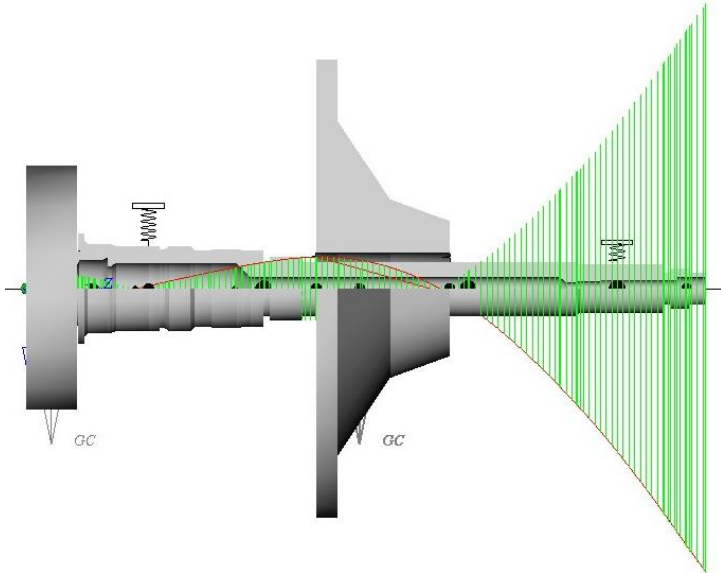
**Рисунок 4.** Динамическая модель ротора СК

Результаты расчета критических частот вращения ротора СК показали, что значение опорно-вальной критической частоты вращения ( $n_{зкр} = 56469$  об/мин — рис. 5) практически совпадает с верхней границей рабочего диапазона частот вращения ротора СК ( $n_{ск\_100\%} = 56000$  об/мин). Коэффициент запаса оказался недостаточен. Предположение о возможных изгибных колебаниях ротора СК на частотах, близких к 100 %, вызывающих деградацию роликоподшипника передней опоры, подтвердилось выполненными расчетами.

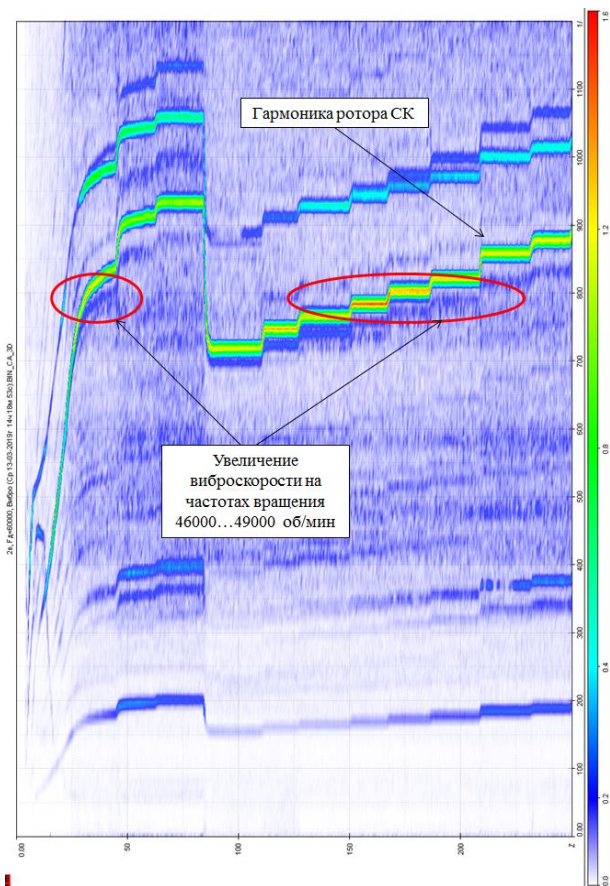
В конструкцию опор ротора СК входят демпферные элементы с тонкостенными кольцами, установленными в зазор между корпусом опоры и внешним кольцом подшипника. Геометрия кольца напрямую влияет на податливость опоры, что, в свою очередь, влияет на перераспределение энергии колебаний ротора [1]. С целью отстройки от опорно-вальной критической частоты вращения ротора СК был предложен вариант изменения конструкции упругих колец.



**Рисунок 5.** Модель для расчета радиальной податливости корпусов опор ротора СК



**Рисунок 6.** Форма колебаний по опорно-вальной критической частоте вращения ротора СК ( $n_{кр} = 56469$  об/мин)



**Рисунок 7.** 3D-спектр вибраций ВСУ на ресурсных испытаниях

Расчетным путем было определено, что в случае интегрирования в опору ротора СК упругого кольца с более высокой величиной радиальной податливости значение третьей критической частоты вращения (изгибной формы колебаний) «уходит» вниз на проходные режимы работы изделия и составляет  $n_{зкр} = 47098$  об/мин. Коэффициент запаса при этом равен  $k = 1,19$ .

Установка кольца с более высоким значением радиальной податливости в заднюю опору ротора СК позволило сместить значение третьей критической частоты на пониженный (проходной) режим работы изделия, снизить общий уровень вибраций и успешно провести ресурсные испытания ВСУ. Нарботка изделия составила 180 ч (в подтверждение ресурса 150 ч). Уровень вибраций в течение всех испытаний не превышал установленных норм.

На всем протяжении испытаний проводилось вибрографирование изделия с последующей спектральной диагностикой. Также удалось экспериментально подтвердить смещение третьей критической частоты вращения ротора СК на проходной режим. По 3D-спектру (рис. 7) видно значительное усиление уровня вибраций на частотах вращения ротора СК  $n_{СК} = 46000 \dots 49000$  об/мин, что совпадает с расчетным значением третьей критической частоты вращения ротора СК.

### **Литература**

1. *Леонтьев М. К.* Конструкция и расчет демпферных опор роторов ГТД: учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 1998. — 44 с.: ил.



*Н. Н. Баляева, А. С. Макарычев, А. Г. Терешко*

ОКБ им. А. Люльки, филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва  
anton.tereshko@lmz.umpo.ru

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЕРЕМЕННЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ТРУБОПРОВОДАХ ПРИ НАЛИЧИИ НЕКОНДИЦИОННОГО ТЕНЗОРЕЗИСТОРА В ПОЯСЕ ПРЕПАРАЦИИ**

*Аннотация.* Определение переменных напряжений в трубопроводах авиационных ГТД производится методом тензометрирования с помощью проволочных тензорезисторов. Тензорезисторы наклеиваются в местах ожидаемых максимальных напряжений или, в случае исследования дефектов, по месту образования трещин. Достаточно часто встречаются случаи выхода из строя одного из трех тензорезисторов в поясе препарации. Предложенная методика позволяет оценить ожидаемые величины тензонапряжений для некондиционного тензорезистора по двум кондиционным.

Современный авиационный ГТД является сложной многовальной конструкцией. Обеспечение динамической прочности трубопроводов ГТД — одна из важнейших задач в процессе его создания, так как они являются источником повышенной опасности и любое нарушение целостности магистрали (топливной, масляной, воздушной) может привести к катастрофическим последствиям как для двигателя, так и для самолета в целом. В связи с этим уже на этапе эскизной компоновки с использованием комплексов конечноэлементного моделирования выполняются расчеты собственных частот колебаний трубопроводов, по результатам которых проводится оптимизация геометрии трубопроводов, вводятся дополнительные подкрепления (либо меняется расположение существующих) с целью вывода значения низшей собственной частоты колебаний трубопроводов за верхнюю границу рабочего диапазона частот вращения роторов.

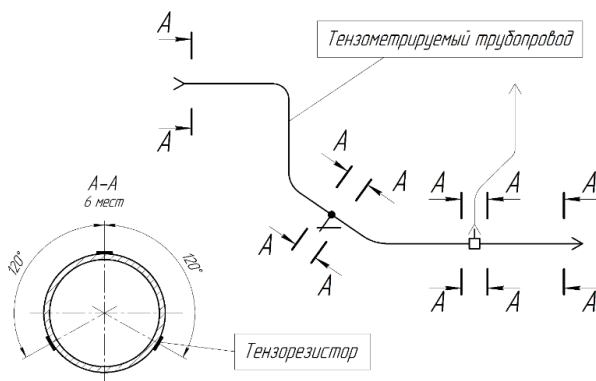
Затем, при стендовых испытаниях авиационного ГТД окончательной компоновки, в обязательном порядке проводится определение переменных напряжений в трубопроводах методом тензометрирования с использованием проволочных тензорезисторов.

Тензорезисторы наклеиваются в сечениях, расположенных:

- вблизи присоединительных мест трубопроводной арматуры (в том числе промежуточной) не далее 5 мм от паяного или сварного шва;
- с обеих сторон от мест жесткого крепления трубопровода не далее 5 мм от края крепежной скобы.

В каждом сечении располагается по три тензорезистора под углом 120° друг к другу.

Пример схемы препарации трубопровода представлен на рисунке 1.



**Рисунок 1.** Схема препарации трубопровода тензорезисторами

Регистрация значений переменных напряжений в трубопроводах проводится на протяжении всего запуска.

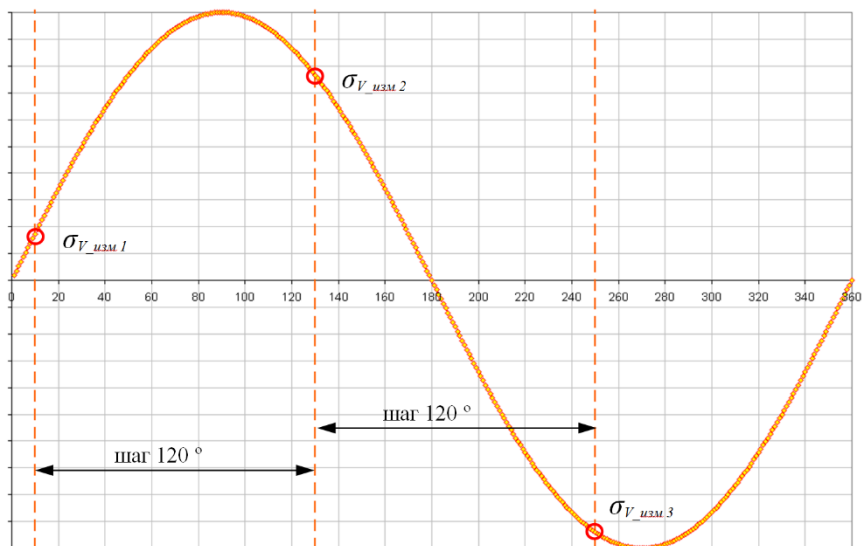
Достаточно часто встречаются случаи выхода из строя одного из трех тензорезисторов в поясе препарации. Предложенная методика определяет порядок расчета тензонапряжений в трубопроводах при наличии некондиционного тензорезистора в поясе препарации.

### **Методика вычисления ожидаемых тензонапряжений для некондиционного тензорезистора в поясе препарации**

Деформации трубопровода вызваны его колебаниями (на резонансной частоте), и перемещения тензорезисторов взаимосвязаны. В каждый момент времени колебания трубопровода могут быть представлены как один полный период колебаний, и значения деформаций (следовательно, и тензонапряжений) по всем трем тензорезисторам принимают взаимосвязанные значения с шагом 120° (см. рис. 2).

В большинстве случаев значения деформаций по двум тензорезисторам отличаются по знаку от третьего. Сумма величин деформаций по трем тензорезисторам (с учетом знака) всегда равна нулю. Исходя из этого, зная величину и знак деформаций (тензонапряжений) по двум тензорезисторам, можно определить знак и величину деформации (тензонапряжения) для третьего по формуле:

$$\sigma_{V\_изм1} + \sigma_{V\_изм2} = -\sigma_{V\_изм3} \quad (1)$$



**Рисунок 2.** Взаимосвязь деформаций (тензора напряжений) трубопровода с показаниями тензорезисторов

Обработка сигналов с тензорезисторов проводится, например, с использованием программного продукта WinПОС, предназначенного для обработки измерительной информации с помощью стандартных математических и статистических алгоритмов, графического представления данных и документирования.

В случае идентификации некондиционного тензорезистора в поясе препарации выполняется расчет ожидаемых тензора напряжений для указанного тензорезистора по двум другим:

- проводится полосовая фильтрация сигналов с кондиционных тензорезисторов в поясе препарации в диапазоне частот 20...2000 Гц;
- выполняется суммирование сигналов, определение максимального значения уровня сигнала и момент времени  $t$ , в который оно регистрировалось;
- определяется фаза колебаний: если в момент времени  $t$  сигналы с двух кондиционных тензорезисторов синфазные — амплитуды действующих напряжений будут суммироваться; если противофазные — вычитаться;
- выполняется расчет амплитуд действующих тензора напряжений для кондиционных тензорезисторов в поясе препарации в частотном диапазоне 20...2000 Гц.

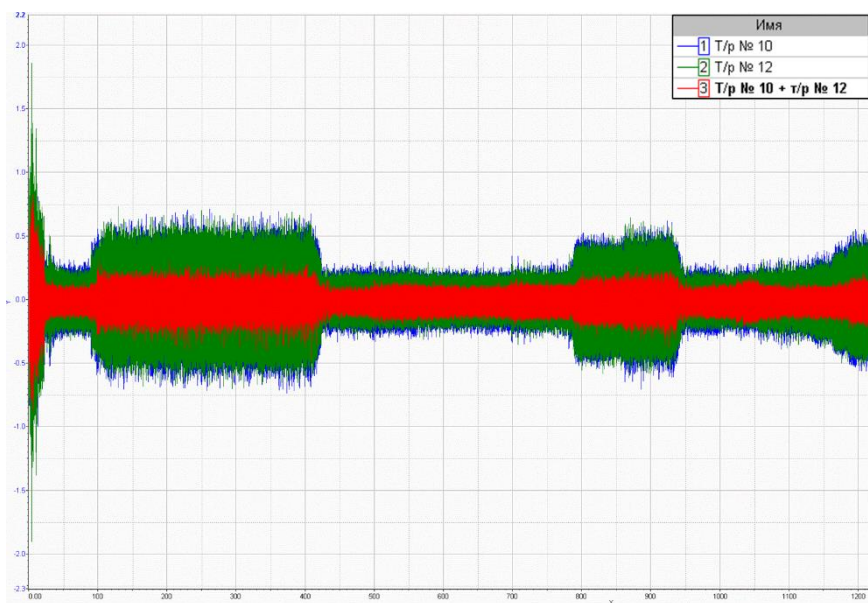
Во временном интервале  $t - 1 \text{ с} \dots t + 1 \text{ с}$  проводится суммирование или вычитание (в зависимости от фазы сигналов) полученных значений тензора напряжений по

кондиционным тензорезистором. Итоговое значение будет соответствовать ожидаемым напряжениям по некондиционному тензорезистору.

### Пример расчета ожидаемых тензонапряжений для некондиционного тензорезистора в поясе препарации

В поясе препарации расположены тензорезисторы № 10, 11, 12. Тензорезистор № 11 некондиционный.

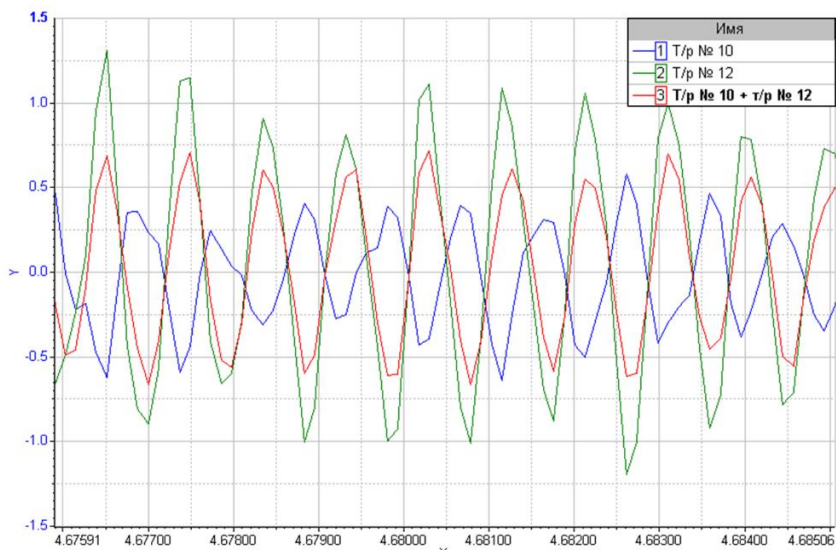
На рисунке 3 представлены сигналограммы с тензорезисторов № 10 и 12 (отфильтрованные полосовым фильтром 20...2000 Гц), а также сигналограмма их суммы с учетом фазы колебаний.



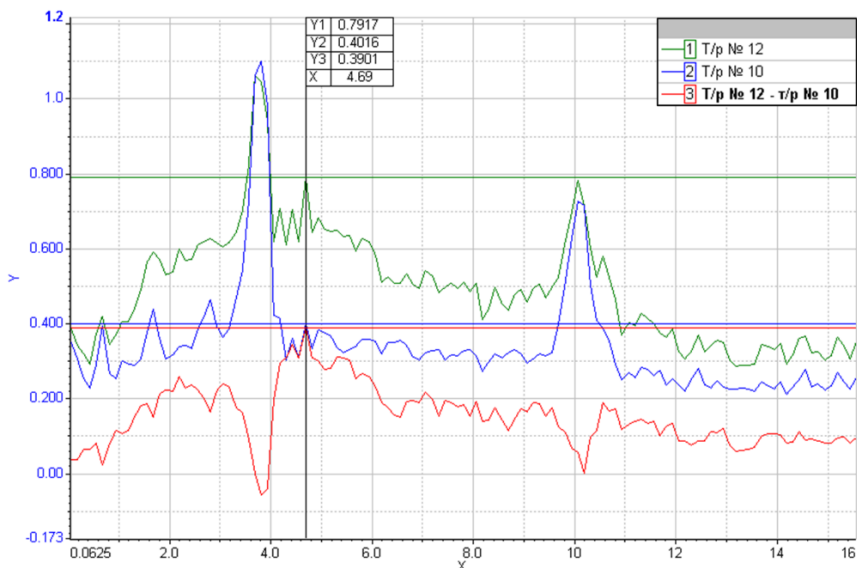
**Рисунок 3.** Сигналограммы с тензорезисторов № 10 и 12 и полученный сигнал их суммы с учетом фазы колебаний

В месте ожидаемых максимальных напряжений для тензорезистора № 11 (момент времени  $t = 4,6$  с) сигналы с тензорезисторов № 10 и 12 были в противофазе (рис. 4), поэтому амплитуды действующих напряжений будут вычитаться.

На рисунке 5 представлены графики амплитуд действующих напряжений, вычисленные в полосе частот 20...2000 Гц. В момент времени  $t = 3,6...5,6$  с максимальное значение разности амплитуд действующих напряжений составило 0,39 кгс/мм<sup>2</sup>.



**Рисунок 4.** Сигналограммы с тензорезисторов № 10 и 12, и полученный сигнал их суммы с учетом фазы колебаний в момент времени  $t = 4,6$  с



**Рисунок 5.** Графики амплитуд действующих напряжений по тензорезисторам № 10 и 12 и график их разности

Таким образом, максимальный уровень тензонапряжений по тензорезистору № 11 мог составлять  $\sigma_{V_{изм} 11} = 0,39$  кгс/мм<sup>2</sup>.

### **Выводы**

1. Разработана и отработана экспериментально методика оценки действующих напряжений в трубопроводах при наличии некондиционного тензорезистора в поясе препарации.
2. Применение данной методики позволило существенно сократить объем испытаний, количество тензорезисторов и объемы обработки информации.
3. Применение фазового метода к анализу сигналов с тензорезисторов дает возможность оценить кондиционность тензорезисторов в поясе препарации.

### **Литература**

1. *Макаров Р. А.* Тензометрия в машиностроении. Справочное пособие. — М.: Машиностроение, 1975. — 288 с.
2. *Макарычев А. С., Терешко А. Г., Гусенко С. М.* Патент на изобретение № 269943. Способ измерения динамических напряжений в трубопроводе турбомшины, 2018.

*С. М. Гусенко, А. Г. Терешко*

ОКБ им. А. Люльки, филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва  
anton.tereshko@lmz.umpo.ru

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСЕВОЙ НАГРУЗКИ НА ОПОРУ РОТОРА ГТД**

*Аннотация.* Определение осевой нагрузки на опоры ротора является необходимым условием при создании и доводке новых ГТД. Существует несколько способов замера осевой нагрузки, наиболее точным из которых является экспериментальный. Для снижения стоимости и трудозатрат ОКБ им. А. Люльки был предложен и запатентован новый способ препарирования испытуемого узла. Предложенный способ позволяет измерить осевую нагрузку на опору ротора экспериментальным путем без доработки материальной части и изготовления специальных приспособлений.

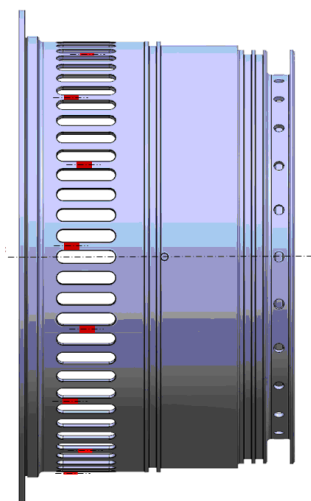
При создании и доводке современного авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) обязательным требованием является проведение целого ряда экспериментов, позволяющих определять основные параметры разрабатываемого двигателя. Один из таких важных параметров — осевая нагрузка, приходящаяся с ротора ГТД на его опору, включающую упорный подшипник. Величина осевой нагрузки нужна при определении газодинамической увязки всего двигателя. Существует несколько методов для определения осевой нагрузки:

- расчетный метод [1];
- экспериментальный метод [2];
- смешанный [3].

Недостатками расчетного метода являются большое число допущений и фактически идеальная модель двигателя, что не всегда соответствует реальности. Чаще всего расчеты применяются на этапе создания принципиально новых ГТД с новыми силовыми схемами, а также новыми пневматическими схемами. Экспериментальный метод, основанный на прямом замере осевой силы посредством тензодатчиков, обладает гораздо более высокой достоверностью, но это самый трудоемкий и дорогой способ, поскольку требует доработки материальной части и большого числа натуральных экспериментов для получения замеров, особенно в случае многорежимного двигателя. Смешанный метод также включает дорогостоящую экспериментальную часть, но его преимущество — в снижении числа непосредственных запусков двигателя и получении параметров путем пересчета соответствующих зависимостей.

В ОКБ им. А. Люльки был разработан способ существенного снижения трудоемкости и стоимости экспериментального метода замера осевой силы. Известный

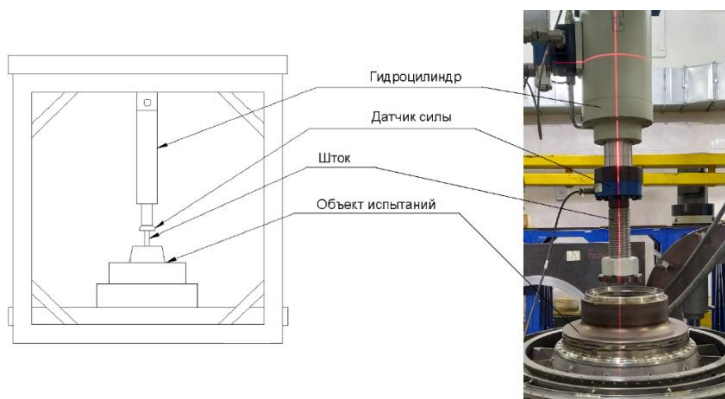
способ отличается тем, что тензодатчики наклеиваются на специально изготовленные торцевые тензокольца, устанавливаемые с двух сторон от наружного кольца подшипника. Это требует доработки сопутствующей материальной части двигателя, которая становится уникальной. Тарировка таких тензоколец производится отдельно друг от друга, т. е. фактически работа выполняется дважды. В предложенном способе тензодатчики наклеиваются непосредственно на элементы упруго-демпферной опоры ротора, в частности на упругий элемент (см. рис. 1), которые воспринимают, помимо радиальных, также и осевые нагрузки. Места установки датчиков выбираются на основании проведенных заранее расчетов современными средствами, например, методом конечных элементов. Такой способ позволяет препарировать тензодатчиками штатную материальную часть, не внося изменений в конструкцию и не изготавливая дополнительных элементов конструкции.



**Рисунок 1.** Схема размещения тензодатчиков на упругом элементе опоры ротора

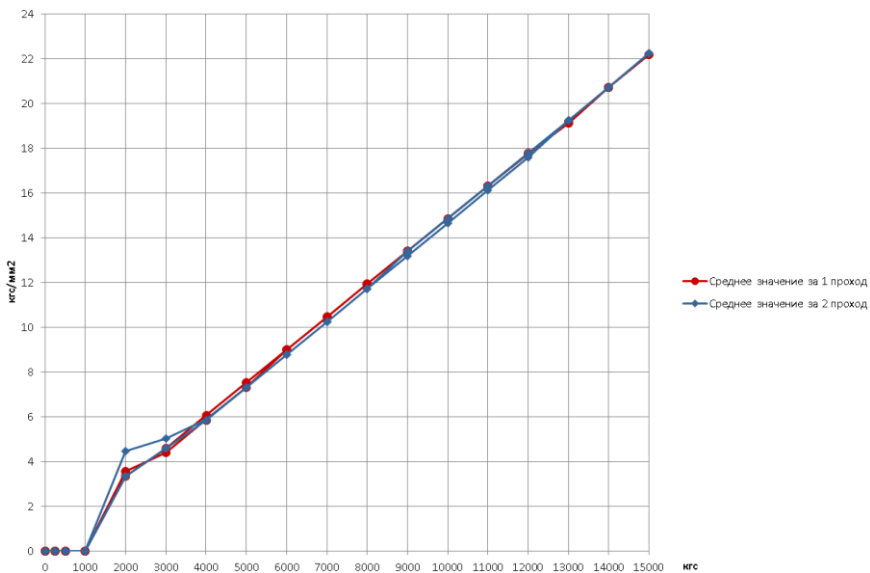
Также к преимуществам такого способа замера осевой силы можно отнести то, что он позволяет производить тарировку тензодатчиков как в плюс, так и в минус по прилагаемой силе за одну постановку конструкции на испытательный стенд. Также возможна тарировка препарированной опоры ротора в составе промежуточного корпуса, т. е. в штатной компоновке без последующей разборки, что также повышает точность результатов тарировки. Тарировка тензодатчиков проводится обычно в статической лаборатории (рис. 2), что позволяет получить характеристику датчиков в более широком диапазоне сил, чем при эксперименте в составе двигателя на испытательном стенде.





**Рисунок 2.** Схема установки для тарировки тензодатчиков, установленных на опору ротора ГТД

Проведенный эксперимент по тарировке тензодатчиков, наклеенных по разработанному способу, показал хороший отклик с препарированного упругого элемента УДО. Это позволило получить зависимость показаний тензодатчиков от действия осевой силы в широком диапазоне нагрузок, гарантированно перекрывающем возможные значения при работе двигателя на всех режимах (рис. 3).



**Рисунок 3.** График изменения показаний тензодатчиков от действия осевой силы

## **Выводы**

1. Разработан и экспериментально опробован метод замера осевой силы с ротора ГТД.
2. Получен хороший отклик с тензодатчиков и линейная характеристика зависимости показаний тензодатчиков от действия осевой силы.
3. Применение данного метода позволит существенно сократить трудозатраты и стоимость испытаний, а также снизит время на тарировку тензодатчиков.

## **Литература**

1. *Скубачевский Г. С.* Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей. — М.: Машиностроение, 1969. — С. 27–39.
2. Роже Кристиан Мари Мишель. Патент на изобретение № 2160435, МПК G01L 5/12, опубл. 10.12.2000.
3. *Канахин Ю. А., Марчуков Е. Ю.* Патент на изобретение № 2426902 Способ определения осевой нагрузки, действующей на упорный подшипник ротора авиационного газотурбинного двигателя. Опубл. 20.08.2011.

*Д. С. Легконогих, А. Н. Зеленин*

ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж, АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург  
stav-leg@mail.ru

## **РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ БЛА**

*Аннотация.* В статье приводится описание разрабатываемого стенда, предназначенного для исследования характеристик основных элементов, входящих в состав электрических силовых установок (ЭСУ) легких беспилотных летательных аппаратов. На данном стенде предполагается проведение статических экспериментальных исследований с целью формирования облика ЭСУ, а также в перспективе — проведение экспериментов с применением аэродинамической трубы и летных испытаний на летающей лаборатории. В результате экспериментальных исследований планируется получение зависимостей основных параметров ЭСУ (тяги, времени работы, массы) от варьируемых параметров составных элементов.

Анализ существующих беспилотных комплексов [1] позволяет сделать вывод, что критерии выбора типа двигателя заключаются в следующем:

- электрические двигатели применяются преимущественно на микро- (взлетной массой до 1 кг), сверхлегких (до 30 кг) и легких БЛА, летающих на относительно небольших высотах и дозвуковых скоростях;
- поршневые двигатели применяются на легких (взлетной массой до 200 кг), средних (200–1 000 кг) и реже на тяжелых (массой более 1 000 кг) БЛА с большими, по сравнению с электрической силовой установкой, дозвуковыми скоростями и высотами полета. При этом до мощности 150 кВт преимущество за бензиновыми двигателями, а дальше уже эффективнее использовать турбодизели либо турбокомпаундные дизели. При требуемой мощности более 500 кВт поршневые двигатели начинают уступать ГТД по удельной массе;
- ГТД применяются на средних, тяжелых и сверхтяжелых (массой более 10 т) БЛА, имеющих широкий диапазон высот и скоростей (в том числе сверхзвуковую, а в перспективе и гиперзвуковую скорость).

В настоящее время все больше структур, как силовых, так и коммерческих, обращают свои взоры в сторону беспилотной авиации, применение которой позволяет с большей эффективностью (либо с меньшими временными и материальными затратами) решать самый разнообразный спектр задач. Специалисты прогнозируют широкие перспективы применения БЛА, их мировое производство растет с каждым годом

[2]. Таким образом, актуальность работы обусловлена широким применением электрических силовых установок (ЭСУ) на микро-, сверхлегких и легких БЛА (рис. 1) в настоящее время и в перспективе, а также ведущимися разработками ЭСУ для легких пилотируемых ЛА (рис. 2–3). Формирование облика ЭСУ для каждого разрабатываемого ЛА производится на основе обширных теоретических и экспериментальных исследований, от результатов которых зависит выбор параметров самой ЭСУ и, в конечном счете, эффективность применения всего комплекса с БЛА.



**Рисунок 1.** Типы БЛА с ЭСУ



**Рисунок 2.** Гонимые электрические самолеты разработки фирм Rolls-Royce (а) и Airbus (б)



*a*

*б*

**Рисунок 3.** Перспективные электрические ЛА: представленный NASA X-57 Maxwell (*a*) и конвертоплан Lilium Jet для аэротакси (*б*)

Целью проведения экспериментальных исследований на разрабатываемом стенде является формирование облика ЭСУ для новых БЛА путем получения зависимостей основных параметров ЭСУ (тяги, времени работы, массы) от варьируемых параметров составных элементов. К варьируемым параметрам можно отнести следующие: диаметр воздушного винта (ВВ), шаг ВВ, потребляемый ток, количество и емкость аккумуляторных батарей (АКБ), стоимость отдельных элементов ЭСУ. Измеряться будут следующие параметры: тяга ВВ, потребляемый ток и напряжение, продолжительность работы, температура электродвигателя (ЭД) и контроллера, масса элементов. Вычисляемые параметры: потребляемая мощность ЭД, КПД винта. Относительная масса ЭСУ, включающей помимо ЭД и ВВ еще и источник энергии, может быть определена из уравнения существования ЛА:

$$\bar{m}_{\text{ЭСУ}} = 1 - (\bar{m}_{\text{Пл}} + \bar{m}_{\text{Об}} + \bar{m}_{\text{ПН}}), \quad (1)$$

где  $\bar{m}_{\text{Пл}}$  — относительная масса планера;  $\bar{m}_{\text{Об}}$  — относительная масса оборудования;  $\bar{m}_{\text{ПН}}$  — относительная масса полезной нагрузки.

Для достижения поставленной цели на данном стенде предполагается проведение экспериментальных исследований в три этапа:

- 1-й этап — статические исследования;
- 2-й этап — проведение экспериментов с применением аэродинамической трубы (рис. 4) кафедры аэродинамики и безопасности полета ВУНЦ ВВС «ВВА», развивающей максимальную скорость воздушного потока 120 км/час, которой вполне достаточно для моделирования скорости полета легкого БЛА;
- 3-й этап — проведение летных испытаний на летающей лаборатории (рис. 5), разрабатываемой на кафедре авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «ВВА».



Рисунок 4. Аэродинамическая труба

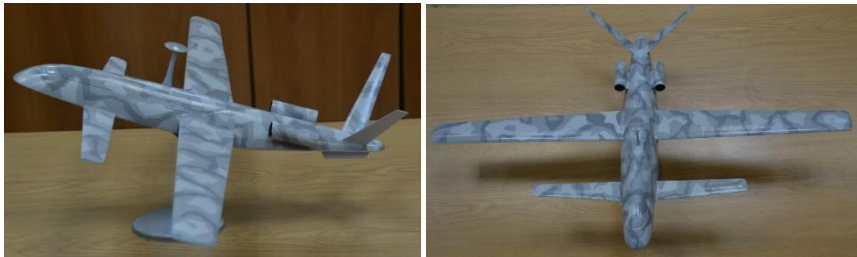


Рисунок 5. Модель БЛА — летающей лаборатории

### Оптимизационные задачи исследования

Каждый элемент ЭСУ характеризуется своими параметрами (варьируемыми). В целом можно выделить три основных параметра ЭСУ (рис. 6):

- тяга (статическая и в полете)  $P$ ;
- масса  $m$ ;
- время работы (полета)  $t$ .

Указанные параметры имеют ограничения и в данном случае могут считаться критериями:

$$P \geq P_{\min}, m \leq m_{\max}, t \geq t_{\min}. \quad (2)$$

Исходя из этого задачу исследования можно сформулировать как многокритериальную оптимизационную задачу по выбору таких параметров элементов ЭСУ, при которых будут выполняться условия (2). Таким образом, по результатам исследований для каждого конкретного типа БЛА в соответствии с его предназначением может быть выбран один из оптимальных вариантов его силовой установки:

- ЭСУ с **максимальной взлетной тягой** при ограничениях максимальной массы и минимальной заданной продолжительности полета:

$$P = P_{\max}, \text{ при } m \leq m_{\max}, t \geq t_{\text{зад}}, \quad (3)$$

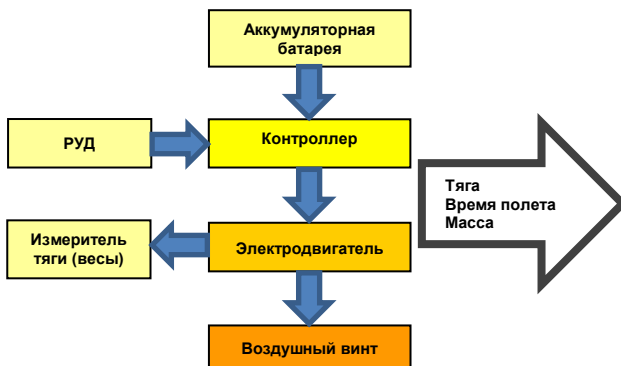


Рисунок 6. Схема стенда

- ЭСУ, обеспечивающая БЛА *максимальную продолжительность полета*, при ограничениях тяги и массы:

$$t = t_{max}, \text{ при } P \geq P_{min}, m \leq m_{max}, \quad (4)$$

- ЭСУ с *минимальной массой* при ограничениях тяги и продолжительности полета:

$$m = m_{min}, \text{ при } P \geq P_{min}, t \geq t_{зад}. \quad (5)$$

### Состав стенда

В состав стенда входят следующие элементы (рис. 7):

- ложемент (рама), выполненный с использованием аддитивных технологий (3D-печать);
- защитный кожух из прозрачного плексигласа (оргстекла);
- электродвигатель;
- аккумуляторная батарея;
- электронный регулятор скорости (контроллер);
- комплект воздушных винтов;
- мультиметр (измерение силы тока, напряжения, остаточного заряда АКБ);
- устройство измерения тяги с электронными весами;
- рычаг (рукоятка) управления двигателем (РУД);
- тахометр;
- лазерный пирометр или термопара;
- плата аналого-цифрового преобразователя АЦП;
- ноутбук с установленным программным обеспечением;
- зарядное устройство для АКБ.

Основная сложность заключается в выборе такого сочетания ЭД и ВВ, которое при одинаковом потреблении тока (80–100 % от максимального) обеспечивало бы работу в оптимальном режиме по частоте вращения и обладало наибольшей эффективностью, т. е. имело максимальный КПД.

Рассмотрим последовательно выбор каждого элемента ЭСУ.

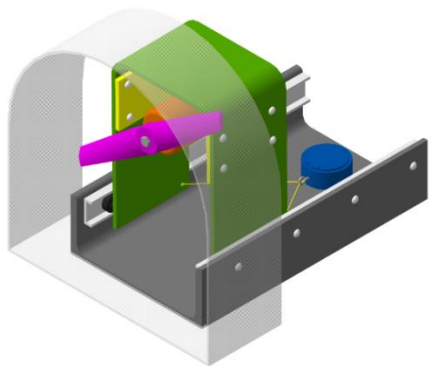


Рисунок 7. 3D-модель стэнда

*Электродвигатель* является, пожалуй, основным элементом ЭСУ, определяющим ее летно-технические характеристики. Существует достаточно большое число типов ЭД, имеющих свои свойства, область применения и особенности.

Двигатель постоянного тока (ДПТ) имеет на валу контактный узел — коллектор, переключающий обмотки на роторе в зависимости от положения ротора. Постоянный ток, подводимый к двигателю, протекает то по одним, то по другим частям обмотки, создавая крутящий момент. Главная проблема всех ДПТ — это коллекторный узел, так как скользящий контакт является не самым надежным узлом. Достоинством ДПТ является простота управляемости. Его момент прямо пропорционален току якоря, а частота вращения (по крайней мере холостой ход) прямо пропорциональна приложенному напряжению. Поэтому до наступления эры микроконтроллеров, силовой электроники и частотного регулируемого привода переменного тока именно ДПТ был самым популярным электродвигателем для задач, где требуется регулировать частоту вращения или момент.

Асинхронный электродвигатель — это двигатель переменного тока, ему необходима трехфазная сеть. Его статор — это распределенная двухфазная или трехфазная (реже многофазная) обмотка. Она подключается к источнику переменного напряжения и создает вращающееся магнитное поле. Ротор можно представить в виде медного или алюминиевого цилиндра, внутри которого находится железо магнитопровода. К ротору в явном виде напряжение не подводится, но оно индуцируется там за счет переменного поля статора (поэтому двигатель на английском языке называют



индукционным). Возникающие вихревые токи в короткозамкнутом роторе взаимодействуют с полем статора, в результате чего образуется крутящий момент.

Достоинством асинхронного двигателя является отсутствие скользящего контакта, как у коллекторного двигателя, поэтому он более надежен и требует меньше обслуживания. При этом асинхронный двигатель относительно прост и дешев. Минус асинхронного двигателя по сравнению с ДПТ в том, что его сложно регулировать.

Итак, для ЭСУ нужен регулируемый ЭД с длительным режимом работы. Поэтому сразу отпадают нерегулируемые асинхронные и коллекторные ЭД, имеющие низкую надежность коллекторного узла. Синхронные ЭД также не подходят, так как они используются в основном для привода насосов, вентиляторов и подобных агрегатов в промышленности, где масса и габариты особо не важны. Для обмотки возбуждения требуются контактные кольца, что является капризным элементом, а постоянные магниты очень дороги. Поэтому лучше всего для ЭСУ подойдет бесколлекторный, бессенсорный, регулируемый асинхронный ЭД постоянного тока, как достаточно простой, надежный и недорогой при относительно небольшой массе. Большой крутящий момент бесколлекторных двигателей позволяет использовать их без применения редуктора.

К основным параметрам ЭД можно отнести следующие:

- мощность (номинальную и пиковую);
- потребляемый ток;
- напряжение питания;
- условное число оборотов ротора без нагрузки при напряжении 1 В;
- максимальный КПД;
- максимально допустимую температуру;
- массу;
- стоимость.

На стенде можно испытывать как отдельные ЭД (рис. 8а) с ВВ, так и компоновку в виде импеллера (рис. 8б).



а б

**Рисунок 8.** Электродвигатель (а) и импеллер (б)

**Воздушный винт** необходимо подобрать таким образом, чтобы он, с одной стороны, развивал необходимую тягу, а с другой стороны, не перегружал ЭД. Чем больше диаметр и/или шаг ВВ, тем большее сопротивление приходится преодолевать ЭД, чтобы развить номинальные обороты. Требуется больше энергии АКБ, увеличивается потребляемая сила тока. Каждый ЭД имеет ограничение по максимальному потреблению тока. ВВ должен нагружать ЭД по току на 80–100 % от максимальной рабочей нагрузки. Основные параметры ВВ (рис. 9): диаметр, шаг, номинальные обороты, скорость полета.



Рисунок 9. Воздушные винты

**Контроллер** (электронный регулятор скорости) преобразует постоянный ток АКБ в переменный с необходимыми для работы бесколлекторного ЭД параметрами. Контроллер (рис. 10) используется для управления ЭД и может иметь возможность программирования ряда функций для обеспечения оптимальной работы ЭД. Важнейшими параметрами контроллера являются максимальная сила тока и расчетное напряжение.



Рисунок 10. Контроллер



Рисунок 11. Аккумуляторная батарея

**Аккумуляторная батарея** предназначена для питания ЭД (через контроллер) постоянным током. В состав стенда входит литий-полимерная АКБ (рис. 11), напряжение которой пропорционально количеству входящих в ее состав элементов (напряжение одного элемента 3,7 В). Также к основным параметрам АКБ можно отнести ее емкость, длительный ток разряда, пиковый ток, массу.

## Заключение

В настоящее время в нашей стране развитие беспилотной авиации находится на небывалом подъеме. Однако с сожалением можно констатировать тот факт, что мы

практически не имеем электрических двигателей отечественной разработки и производства, наиболее востребованных в классе легких БЛА. Источники питания (АКБ), электрические и электронные компоненты также в подавляющем своем большинстве иностранного производства. Оснащение отечественных БЛА, особенно военного назначения, элементами иностранного производства является как минимум рискованным, а в ряде случаев и нецелесообразным, так как это оказываются морально и технически устаревшие элементы с низкой надежностью и высокой ценой.

Поэтому авторы надеются, что разрабатываемый стенд для проведения экспериментальных исследований характеристик ЭСУ для БЛА позволит внести вклад для формирования научно-технического задела по развитию отечественной беспилотной авиации.

### **Литература**

1. *Иванов М. С., Легконогих Д. С., Аганесов А. В. и др.* Беспилотные летательные аппараты: справочное пособие / Под ред. С. А. Попова. — Воронеж: Научная книга, 2015. — 619 с.
2. *Черкасов А. Н., Легконогих Д. С., Зиненков Ю. В., Панов С. Ю.* Двигатели для отечественных беспилотников: прошлое, настоящее и будущее // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. — 2018. — Т. 17, № 3. — С. 127–137.

*А. Я. Дмитриев, Т. А. Митрошкина*

ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С. П. Королева»  
dmitriev57@rambler.ru

## ПОВЫШЕНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ УПРАВЛЕНЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ УПРАВЛЕНИЯ КАЧЕСТВОМ

*Аннотация.* Авиадвигателестроительное производство в связи с длительностью проектов и отсроченными результатами всегда связано с высокими рисками и высокой ценой неправильно принятых решений. Развитие и повышение конкуренции требуют от авиадвигателестроительной отрасли повышенной устойчивости управленческих решений. Современные подходы к менеджменту направлены на устойчивое развитие, готовность к изменениям и управлению конфигурациями. В данной работе предлагается применение современных методов менеджмента качества и робастного проектирования QFD, FMEA, ТРИЗ и методы Тагути для совершенствования и повышения устойчивости управленческих решений в авиадвигателестроении.

### Введение

Авиадвигателестроение является одной из самых наукоемких отраслей, интегрирующей результаты деятельности различных направлений науки и техники. Мировой опыт показывает, что разработка двигателя занимает в 1,5–2 раза больше времени, чем проектирование летательного аппарата (ЛА) [1], поэтому своевременное и правильное принятие решений по созданию силовой установки является критическим элементом для успеха любой программы в области авиастроения.

Современные стандарты авиационной отрасли серии AS/EN 9100 основаны на базовых требованиях международного стандарта менеджмента качества ISO 9001 и включают дополнительные требования, в том числе по применению инженерных методик, таких как FMEA, SPC, MSA, для объективизации принимаемых решений. Применение процедуры перспективного планирования APQP в авиакосмической от-

расли регламентируется требованиями стандарта AS 9145 [1]. На всех этапах планирования, проектирования и разработки предусматривается применение инженерных методик и принятия ряда решений.

## **1. Управленческие решения**

В широком смысле управленческим называется решение, которое разрабатывается для социальной системы и направленное на следующие аспекты [3]: стратегическое планирование; управление человеческими ресурсами; обеспечение формирования системы управления компании; менеджмент внутренних и внешних коммуникаций. Существует множество различных классификаций управленческих решений, в том числе [3, 4]: по степени распространенности проблемы; сроку реализации; методу фиксации конечного результата. Для повышения эффективности управленческие решения должны соответствовать определенным требованиям (научная обоснованность, непротиворечивость, своевременность, адаптивность, реальность) и вырабатываться в следующих условиях [4]:

- использование научных подходов в области менеджмента;
- обеспечение необходимыми, проверенными данными;
- организация применения методов функционально-стоимостного анализа, прогнозирования, моделирования и экономического обоснования каждого конкретного управленческого решения;
- осуществление структуризации проблемы и дальнейшее построение дерева целей;
- обеспечение возможности в плане сравнимости вариантов решений;
- предоставление вариантности решений;
- обеспечение функционирования механизма реализации принимаемого решения.

Таким образом, основные критерии эффективности управленческого решения [3–4]: решение исходит из реальных целей; для осуществления решения имеется необходимое количество времени и ресурсов; решения можно применить к конкретным условиям среднестатистической организации; заранее продуманы рискованные ситуации; решение по прогнозам не создает конфликтные ситуации; учитывается возможность изменений в деловом и фоновом окружении управленческого решения; решение предоставляет возможность в плане осуществления контроля исполнения.

## **2. Принципы управления и устойчивость**

В системах менеджмента, принятых в авиакосмической отрасли, одним из ключевых принципов является принцип принятия решений, основанных на свидетельствах. Решения, основанные на анализе и оценке данных и информации, с большей

вероятностью создадут желаемые результаты. Принятие решений практически всегда связано с неопределенностью. Используются многочисленные типы и источники исходных данных, а также их интерпретация, которая может носить субъективный характер. При этом важно понимать последствия неправильно или несвоевременно принятых решений. В соответствии со стандартами менеджмента в авиакосмической отрасли AS/EN 9100 и ISO 9000 возможные действия по реализации данного принципа в отношении систем менеджмента качества включают:

- определение, измерение и проведение мониторинга ключевых показателей;
- обеспечение доступности всех необходимых данных для соответствующих работников;
- обеспечение уверенности в точности, достоверности и защищенности данных;
- анализ и оценку данных и информации с использованием подходящих методов;
- обеспечение компетентности работников в области анализа и оценки данных;
- принятие решений и выполнение действий на основе фактических данных, сбалансированных с учетом опыта и интуиции.

Требования к системам менеджмента качества, установленные стандартами на системы менеджмента AS/EN 9100 и ISO 9001, являются дополнительными к требованиям к продукции. Стандарты основаны на процессном подходе, который включает цикл менеджмента «Планируй — Делай — Проверь — Действуй» (PDCA) и риск-ориентированном мышлении. Процессный подход позволяет организации планировать свои процессы и их взаимодействие. Реализация цикла PDCA позволяет организации обеспечить ее процессы необходимыми ресурсами, осуществлять их менеджмент, определять и реализовывать возможности для улучшения. Если этапам PDC в менеджменте всегда уделяется достаточно внимания, то этап А «действуй», который предполагает принятие мер по улучшению результатов деятельности в той степени, насколько это необходимо, представляет для менеджмента сложности. В современной версии ISO 9001 содержится более четкая формулировка управленческих действий, «организации необходимо планировать и внедрять действия, связанные с рисками и возможностями». Менеджменту следует понимать под риском влияние неопределенности на достижение целей, которая может иметь положительные или отрицательные воздействия.

В новой версии стандартов повышается значимость управленческих решений. В предыдущей версии требования начинались с раздела «Система менеджмента качества» и во многих организациях складывалось отношение к стандарту, как к формальным требованиям описать систему, чем и занималась специально выделенная

служба. В обновленной версии AS/EN 9100 и ISO 9001 требования начинаются с раздела «Среда организации». Под пониманием среды организации подразумевается процесс, в рамках которого определяются факторы, влияющие на намерение, цели и устойчивость организации. При этом учитываются такие внутренние факторы, как ценности, культура, знания и результаты деятельности организации. В этом процессе учитываются также такие внешние факторы, как правовые, технологические, конкурентные, рыночные, культурные, социальные и экономические условия. В соответствии с риск-ориентированным мышлением при принятии управленческих решений рассматриваемые факторы или условия могут быть положительными или отрицательными.

Для обеспечения устойчивости достижения намеченных целей организации необходим баланс фактических данных (статистических, баз данных, взаимосвязей данных и др.) и экспертных данных. Обеспечение баланса предлагается реализовать на основе командного подхода, лидерства при глубоком применении робастных методов: QFD, FMEA, методы Тагути, ТРИЗ и др. Таким образом учитываются структурированные дополнительные знания о личности руководителей и специалистов, их психологических типах и возможных конфликтных отношениях, а также их профессиональные компетенции.

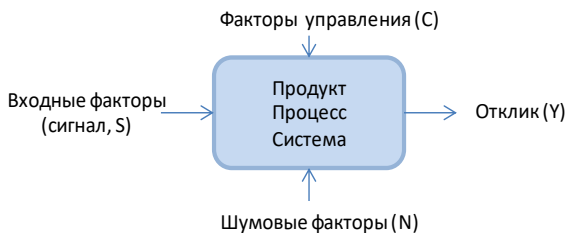
### **3. Основные робастные методы менеджмента качества**

В разработке технических систем значительную роль играют методы оптимизации и достижения устойчивости характеристик продукции и параметров технологических процессов. При решении задач обеспечения качества получают распространение робастные подходы японского инженера Г. Тагути, применяемые на ранних этапах проектирования и разработки технологических процессов [5, 9]. Под робастным проектированием понимается подход к обеспечению качества, целью которого является создание систем, устойчивых к шумовым факторам, путем минимизации вариаций показателей по объективному критерию робастности под названием «отношение сигнал/шум» [5, 6]. То есть концепция Г. Тагути предполагает, что проектировать продукцию необходимо таким образом, чтобы ее характеристики в наименьшей степени были подвержены разбросу/изменчивости из-за несовершенства самого производственного процесса, изменчивости условий окружающей среды, неоднородности сырья и других факторов, которые неизбежны при дальнейшем производстве и эксплуатации продукции.

Для выбора наилучшего варианта концепции, определения модели изделия с учетом требований потребителя и условий производства на этапе системного проектирования предполагается применение методологии QFD. Оптимизация выбранного варианта с учетом погрешности исходных данных осуществляется на этапе параметрического проектирования с использованием методологии QFD и робастного проектирования Robust Design, технологической основой которого является планирование

эксперимента DoE. На третьем этапе определяются допуски для выбранных параметров на основе методологии Robust Design.

Методологию робастного проектирования иллюстрирует диаграмма параметров (Р-диаграмма), получившая распространение в методах планирования экспериментов и анализа надежности (рис. 1).



**Рисунок 1.** Диаграмма параметров (Р-диаграмма) для параметрического проектирования

Сначала идентифицируются входные факторы (сигнал,  $S$ ) и отклик (выходные параметры,  $Y$ ), связанные с концепцией проекта. Далее рассматриваются факторы, которые находятся вне контроля конструктора («шумовые» факторы,  $N$ ). Параметры, которые могут быть определены разработчиком, называются факторами управления ( $C$ ). Таким образом, идеальным считается решение, когда известна четкая зависимость отклика от сигнала. Однако шумовые факторы приводят к тому, что отклик может отличаться от заданного значения. Конструктору необходимо выбрать соответствующие факторы управления так, чтобы отклонение от идеала было минимальным при низких затратах. Такая конструкция называется конструкцией с минимальной чувствительностью или робастной конструкцией.

Большинство отказов сложных технических систем и связанных с этим затрат на эксплуатацию обусловлено игнорированием факторов шума. Факторы шума могут появляться внезапно и приводить к дорогостоящим отказам. Этих проблем можно избежать, применяя методологию Robust Design, подвергая концепцию анализу на устойчивость к шумовым факторам при параметрическом проектировании. Поскольку параметрическое проектирование уменьшает вариацию выхода путем уменьшения влияния источников разброса эффективнее, чем с помощью их контроля, оно является высокоэффективным методом для улучшения инженерных работ. Проектирование допусков включает поиск компромисса между потерями потребителя, которые связаны с вариацией выхода, и увеличенными производственными затратами. Аналогичные решения должны быть приняты в отношении подсистем и компонентов. Для количественной оценки влияния решений на клиентов или системы более высокого уровня применяется функция квадратичных потерь Тагути.



Метод анализа видов и последствий потенциальных несоответствий (отказов) FMEA — эффективный инструмент повышения качества разрабатываемых технических объектов, направленный на оценку и предотвращение несоответствий и/или снижение негативных последствий от них на ранних стадиях проектирования. FMEA, разработанный в США изначально для авиакосмической и оборонной отраслей, также применяется для анализа доработок и совершенствования конструкций и процессов. FMEA позволяет проанализировать потенциальные дефекты, их причины и последствия, оценить риски их появления и необнаружения на предприятии и принять меры для устранения или снижения вероятности и ущерба от их появления [6].

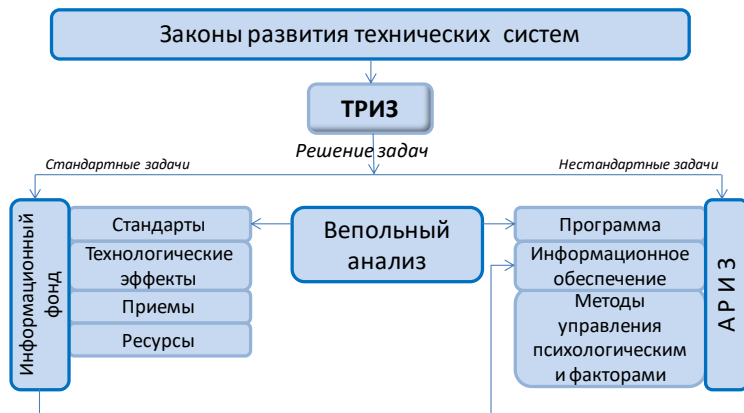
На этапе первоначального проектирования сложного технического изделия можно предусмотреть самые современные решения на достигнутом техническом уровне и предотвратить последующие доработки. Для существующих изделий применение FMEA решает следующие задачи: определение «слабых» мест конструкции и принятие мер по их устранению; получение сведений о риске отказов предложенного и альтернативных вариантов конструкции; доработку конструкции до наиболее приемлемой с различных точек зрения: технологичности, удобства обслуживания, надежности; сокращения дорогостоящих экспериментов [6]. Метод FMEA рекомендуется применять при изменении условий эксплуатации технического объекта, требований заказчика, при модернизации конструкций или технологических процессов.

Методология развертывания функции качества (QFD), разработанная в Японии, давно и с успехом используется различными компаниями в Японии, США и Европе, является одним из наиболее эффективных современных подходов робастного проектирования и управления качеством [6]. Данная методология применяется в различных отраслях как для простых, так и для сложных технических систем. Цель QFD — обеспечение такого качества создаваемой продукции на каждом этапе жизненного цикла, которое бы гарантировало получение конечного результата, соответствующего требованиям и ожиданиям потребителя. Основным элементом QFD является именно развертывание требований потребителя в производстве и достижение соответствующих технических характеристик, отвечающих ожиданиям потребителя. То есть речь в данном случае идет о подготовке производства к выпуску нового изделия с сокращением сроков подготовки производства на 30–50 % [5, 6].

В результате QFD получают направления совершенствования продуктов и процессов — оценивается приоритет совершенствования характеристик. В то же время возникают трудности выбора в связи с взаимозависимостью характеристик — улучшение одной характеристики может повлечь за собой ухудшение других. Инструментом разрешения такого технического противоречия является теория решения изобретательских задач — ТРИЗ, разработанная Генихом Альтшуллером в СССР.

Основой структурной схемы ТРИЗ (рис. 2) являются законы развития технических систем, которые условно делятся на 3 группы: «статика», «кинематика» и «динамика». Информационный фонд включает в себя стандарты, содержащие типовые

решения определенного класса задач; таблицы использования различных технологических эффектов; приемы устранения противоречий и таблицы их применения; ресурсы природы и техники, а также способы их использования [10].



**Рисунок 2.** Структурная схема ТРИЗ

Суть ТРИЗ — признание, что технические системы развиваются в направлении увеличения степени их идеальности, через разрешение противоречий, обычно с минимальным использованием ресурсов. Для решения творческих задач ТРИЗ предлагает диалектический путь мышления: представить задачу как систему, сформировать идеальное решение, разрешить противоречия.

Системный подход реализует вепольный анализ, посредством которого изучаются и преобразовываются структуры технических систем. Веполь (от слов «вещество» и «поле») — это минимально управляемая техническая система, состоящая из двух взаимодействующих объектов (веществ) и энергии их взаимодействия (поле). ТРИЗ как мощный инструмент разрешения технических противоречий, порожденных несогласованными требованиями к характеристикам качества, целесообразно применять системно с инструментами робастного проектирования.

#### **4. Повышение устойчивости за счет принятия решений робастными методами с учетом различного рода информации**

Повышение устойчивости и достоверности результатов параметрической идентификации качества при использовании матричного подхода возможно за счет использования дополнительной информации о погрешностях и рисков признаков состояния (важности требований и ожиданий потребителей) и возможных значениях параметров состояния (целевых значений характеристик) [7, 8].

Параметрическую идентификацию предлагается проводить на основе робастных методов QFD, FMEA и теории регуляризации, позволяющей обоснованно учитывать широкий круг различной дополнительной информации [7, 8]. Решение задачи на основе итерационной процедуры нахождения устойчивой оценки Хьюбера в такой постановке позволяет получить оценки параметров состояния (оценки целевых значений характеристик), согласованные как с результатами маркетинговых и бенчмаркинг-исследований, так и с дополнительной информацией о погрешностях данных и возможностях разработчика [7, 8].

Методология исследована на примере существующей модели технической системы «турбовальный авиационный двигатель со свободной турбиной ТВД ТВ7-117С». Математическое моделирование и результаты испытаний газотурбинных двигателей используются для решения задач: доводка ГТД по основным данным и термогазодинамическим параметрам, диагностика состояния ГТД, идентификация динамических характеристик, контроль и отладка режимов работы двигателя и т. д. [7, 8].

Проведено исследование на основе линейной модели (ЛММ) ТВД ТВ7-117С, содержащей коэффициенты влияния (в том числе отрицательные) на максимально продолжительном режиме. Относительные изменения признаков состояния (приведенный расход воздуха на входе в двигатель, приведенная заторможенная температура газов перед свободной турбиной, приведенный часовой расход топлива, степень сжатия воздуха в компрессоре, приведенная мощность на валу) смоделированы с учетом информации о возможных изменениях двух параметров состояния (№ 9 — коэффициент отбора воздуха из-за осевой части компрессора для охлаждения турбины, № 11 — пропускная способность сопловых аппаратов турбин), среднеквадратических отклонений (СКО) параметров состояния и СКО признаков состояния. По выбранной модели произведен расчет стандартным методом QFD и разработанным методом MTQFD. Результаты, полученные стандартным методом QFD, не отражают смоделированных изменений. Определены приоритеты и наиболее важные параметры только с учетом самой линейной модели, в то время как смоделированные изменения признаков в стандартном расчете QFD не проявили себя и не повлияли на приоритетность параметров, так как для использования отрицательных значений в ЛММ необходимы дополнительные расчеты.

Исследование устойчивости метода проведено на основе проведения 100 виртуальных экспериментов с добавлением к значениям изменения признаков состояния (правой части системы) случайной погрешности, имеющей нормальный закон распределения. Применение MTQFD требует формирования базы знаний различной дополнительной информации. От полноты используемой базы знаний зависит точность определения не только приоритетов, но и целевых значений характеристик продукции, степень повышения конкурентоспособности и достижение целей в области качества [7, 8].

## Заключение

Для обеспечения устойчивости управленческих решений по достижению намеченных целей организации необходим баланс фактических данных (статистических, баз данных, взаимосвязей данных и др.) и экспертных данных. Обеспечение баланса предлагается реализовать на основе командного подхода, лидерства при глубоком применении робастных методов: QFD, FMEA, методов Тагути, ТРИЗ.

## Литература

1. Центральный институт авиационного моторостроения имени П. И. Баранова [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ciam.ru>.
2. IAQG. Supply Chain Management Handbook (SCMH) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.sae.org/iaqg/>.
3. *Лазарев В. Н.* Управленческие решения. — Ульяновск: УлГТУ, 2011. — 56 с.
4. *Виханский О. С.* Стратегическое управление. — М.: Экономист, 2006. — 293 с.
5. *Леон Р.* Управление качеством. Робастное проектирование. Метод Тагути / Пер. с англ. — М.: Сейфи, 2002. — 384 с.
6. *Дмитриев А. Я., Митрошкина Т. А., Ваицков Ю. А.* Робастное проектирование и технологическая подготовка производства изделий авиационной техники: учеб. пособие. — Самара: Изд-во СГАУ, 2016. — 76 с.
7. *Dmitriev A., Mitroshkina T.* Improving the efficiency of aviation products design based on international standards and robust approaches // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering 2019. DOI: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/476/1/012009>.
8. *Dmitriev A., Mitroshkina T.* The ontological model and the hybrid expert system for products and processes quality identification involving the approach based on system analysis and quality function deployment // ITM Web of Conferences. — 2016. — Т. 6. — С. 02005.
9. *Митрошкина Т. А., Дмитриев А. Я. и др.* Современные инновационные методы структурирования качества продукции и управления рисками // Вестник Казанского технологического университета. — 2014. — Т. 17, № 8. — С. 330–332.
10. *Высоцкая М. В., Дмитриев А. Я.* Важность патентного анализа в ходе робастного проектирования испытательного стенда для трубопровода // Эффективные системы менеджмента: качество и цифровая трансформация. Материалы VIII Международного научно-практического форума. — 2019. — С. 85–88.

**В. А. Григорьев, А. Я. Дмитриев,  
М. М. Никонова-Морозова, М. А. Морозов**

Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С. П. Королева

## **ОСОБЕННОСТИ УЧЕБНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ИСПЫТАНИЙ И ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

*Аннотация.* Описан учебно-исследовательский комплекс испытаний газотурбинных двигателей. Приведены структура и состав измерительно-вычислительного комплекса стендов, особенности управления процессами подготовки, запуска и испытания двигателей, а также возможности термогазодинамического анализа рабочего процесса с использованием результатов натурных испытаний, моделирования и прогнозирования.

Учебно-испытательный комплекс (УИК) кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов» (ТДЛА) Самарского университета используется для испытаний авиационных газотурбинных двигателей основных типов (ТРД, ТВД и ТРДД), а также вспомогательных силовых установок (ВГТД). Двигатели размещаются на трех стендах, оснащенных измерительно-вычислительными комплексами (ИВК) для автоматизации процесса измерений и испытаний. Стенды имеют хорошее шумоглушение, что позволило разместить их на территории кампуса университета (рис. 1).



**Рисунок 1.** Корпус отраслевых лабораторий,  
где размещается УИК кафедры ТДЛА

УИК позволяет решать следующие задачи:

- автоматизировать измерения, регистрацию и визуализацию термогазодинамических, режимных и прочностных параметров двигателей;
- автоматизировать обработку результатов измерений в темпе испытаний;
- управлять режимами работы двигателей как в ручном, так и в автоматизированном режиме по заданной программе испытаний;
- осуществлять непрерывный контроль и сигнализацию предаварийных и аварийных значений параметров на видеомониторах;
- документировать испытания в форме печатных документов и видеоизображений;
- записывать и хранить необходимую информацию об испытаниях в базе данных;
- на основе результатов испытаний, накапливаемых в базе данных, проводить идентификацию математических моделей испытываемых ГТД с целью термогазодинамического анализа рабочего процесса.

Испытания ТРД, ТВД и ТРДД проводятся в стендовых условиях. Кроме того, в состав УИК входит высотно-климатический стенд (ВКС), предназначенный для испытаний малоразмерных ГТД в условиях, соответствующих высоте полета  $H = 0 \dots 3$  км и температуре на входе в двигатель  $T_n = 223 \dots 323$  К ( $-50 \dots +50^\circ\text{C}$ ). Эти условия обеспечиваются с помощью специальных стендовых систем и термобарокамеры.

Система измерений для проведения испытаний ГТД отвечает следующим требованиям [1]:

- объем информации, получаемый при испытании, обеспечивает выполнение термогазодинамического анализа рабочего процесса ГТД;
- применяемые средства измерений и препарирование испытываемых двигателей обеспечивают возможность визуализации измеряемых параметров, а также передачу их в автоматизированную систему измерений;
- основные конструктивные решения препарирования двигателя соответствуют типичному препарированию ГТД;
- точность измерений удовлетворяет требованиям, предъявляемым к стендовым измерительным системам и средствам измерений ( $\delta n = \pm 0,2$  %,  $\delta G_m = \pm 0,1$  %,  $\delta P_{дв} = \pm 0,5$  %,  $\delta T = \pm 1,0$  % для  $T = 250 \dots 330$  К,  $\delta T = \pm 1,5$  % для  $T = 330 \dots 875$  К,  $\delta p = \pm 0,4$  % для  $p = 0 \dots 200$  кПа,  $\delta p = \pm 0,5$  % для  $p = 200 \dots 650$  кПа).

С целью обеспечения достаточной точности измерений параметров ИВК стендов обеспечивают возможность автоматизированной градуировки и метрологической аттестации измерительных каналов перед испытаниями и после них.

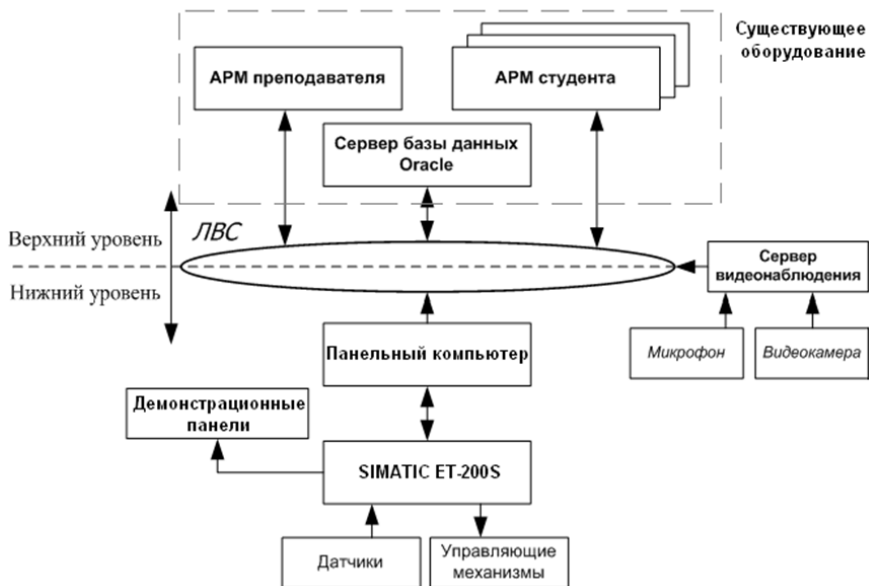
Экспериментальные стенды, наряду с применением в учебном процессе в качестве лабораторных установок, используются для решения научных задач, связанных

с совершенствованием рабочего процесса в элементах ГТД, изучением влияния малоразмерности на характеристики ГТД, газодинамической доводки двигателя или отдельных узлов, отработки методов и приемов испытаний двигателей.

Стеновый комплекс отвечает современным требованиям, что, в первую очередь, обусловлено высоким уровнем автоматизации процесса испытаний и всех предпусковых операций [2], современным измерительным оборудованием.

Измерительно-вычислительный комплекс (ИВК) представляет собой двухуровневую иерархическую структуру (рис. 2). ИВК является комплексом, включающим в себя центральную ЭВМ, периферийную ЭВМ, линии связи, программное обеспечение, систему сбора и обработки информации, получаемой при испытаниях. Он выполняет множество важных функций, связанных со сбором, обработкой и выдачей необходимой информации.

Нижний уровень составляют датчики, исполнительные механизмы, пульт управления, контроллер, демонстрационные панели и автоматизированное рабочее место оператора.



**Рисунок 2.** Укрупненная блок-схема измерительно-вычислительного комплекса

Нижний уровень системы обеспечивает подготовку и проведение испытания, регистрацию и обработку параметров в реальном времени.

Верхний уровень представляет собой информационную подсистему, которая функционирует на базе локальной вычислительной сети (ЛВС) и включает сервер базы данных, автоматизированные рабочие места преподавателя и студентов, сервер видеонаблюдения. Он обеспечивает архивацию и проведение научно-технических расчетов, работу с видеозображениями, обработку, приведение и представление результатов, внешний доступ к результатам испытаний.

Все компьютеры подключаются к ЛВС с использованием стандартного сетевого адаптера через коммутатор Ethernet.

На сервере базы данных формируется база данных технологической информации УИК, поддерживается возможность конфигурирования базы данных и сопровождения архива значений параметров. Сбор и передача данных с АРМ оператора в архив на сервере осуществляется интерфейсным приложением.

Управление процессом подготовки, запуска и испытания двигателя осуществляется с пульта управления с использованием виртуальных манипуляторов (рис. 3) на дисплее автоматизированного рабочего места (АРМ) оператора. Возможно как автоматическое управление по заданной программе испытаний при помощи управляемых контроллером исполнительных механизмов, так и управление в ручном режиме.

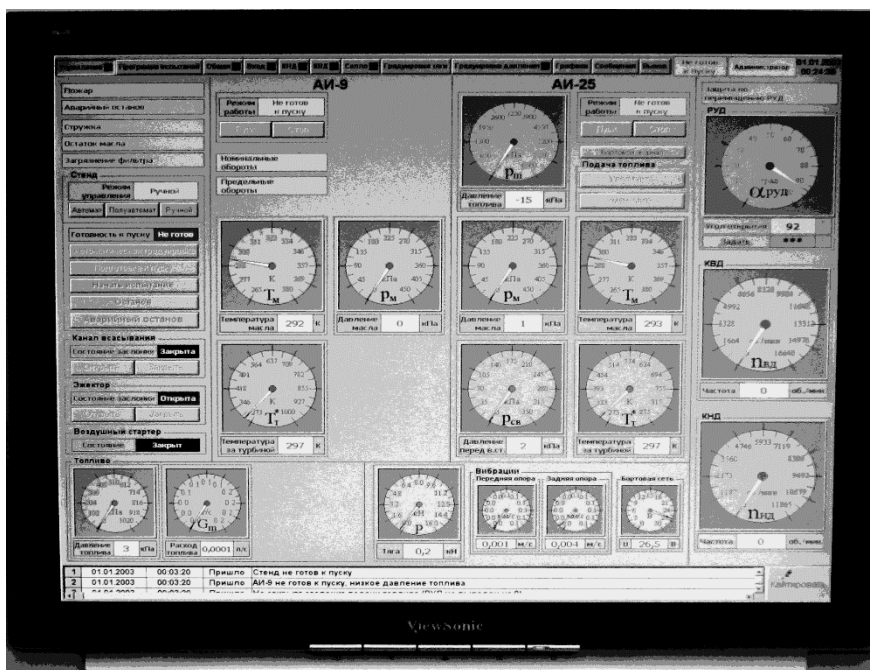


Рисунок 3. Пример панели контроля и управления ИВК



ИВК стендов имеет широкие возможности визуализации процесса испытаний. Они позволяют отображать на экранах мониторов измеряемые параметры в виде графиков либо в виде виртуальных панелей измерительных приборов. Причем визуализация процесса испытаний возможна как в режиме реального времени в ходе испытаний, так и в любое удобное время после их завершения.

Важной особенностью процесса создания математической модели двигателя является ее параметрическая идентификация.

Получение адекватной индивидуальной математической модели двигателя, позволяющей оценить его техническое состояние, рассчитать параметры для заданных внешних условий, оптимизировать газодинамическую доводку опытных и отладку серийных двигателей с применением системы термогазодинамического анализа по результатам испытаний, является актуальной задачей.

Ее решение на основе результатов испытаний двигателя на УИК реализуется с использованием методов идентификации математической модели и заключается в уточнении параметров узлов  $\Theta$  (КПД, коэффициенты потерь и т. п.) по значениям параметров двигателя  $P$ , определенных в результате испытаний [3, 4].

При заданных внешних условиях (например, при САУ,  $V_{п} = 0$ ) и заданном режиме работы параметры двигателя определяются только параметрами его узлов  $P = f(\Theta)$ . С учетом небольших отклонений искомых параметров, целесообразно математическую модель представить в линеаризованном виде

$$\delta P_j = \sum_{i=1}^n \frac{\delta P_j}{\delta \theta_i} \delta \theta_i + \Delta_j; \quad j = \overline{1, k}, \quad i = \overline{1, n}, \quad (1)$$

где  $\delta P_j$  — отклонение измеренного значения  $j$ -го параметра двигателя от его расчетной величины в %;  $\delta \theta_i$  — отклонение значения  $i$ -го параметра узла от его расчетного значения в %;  $\frac{\delta P_j}{\delta \theta_i}$  — коэффициент влияния  $i$ -го параметра узла на  $j$ -й параметр двигателя;  $\Delta$  — невязка, обусловленная ошибкой определения значения  $\delta P_j$  из-за ошибок измерений параметров двигателя и погрешностей, вызванных линеаризацией уравнений рабочего процесса;  $k$  — количество параметров двигателя, измеряемых при испытании;  $n$  — количество параметров узлов, подлежащих идентификации.

Коэффициент влияния  $\frac{\delta P_j}{\delta \theta_i}$  показывает, на сколько % изменяется параметр двигателя  $P_j$  при изменении на 1 % параметра узла  $\theta_i$ . Величины коэффициентов влияния определяются чаще всего виртуальными экспериментами на ЭВМ с помощью нелинейной математической модели ГТД первого уровня.

При известных коэффициентах влияния  $\frac{\delta P_j}{\delta \theta_i}$  линеаризованная модель представляет собой систему  $k$  линейных уравнений с  $n$  неизвестными. В этом случае задача идентификации математической модели двигателя состоит в оценке поправок  $\delta \theta_i$  к расчетным значениям параметров узлов по отклонениям параметров двигателя  $\delta P_j$ , определенных в результате испытаний (тяга, расход топлива, температура и давление рабочего тела в сечениях проточной части) от их расчетных значений.

Особенность идентификации математической модели ГТД заключается в том, что количество неизвестных параметров узлов превосходит количество измеряемых параметров двигателя при существенной погрешности измерений. В связи с этим для получения наиболее достоверного решения задачи идентификации необходимо использовать различную дополнительную информацию, которой обладает исследователь.

Метод, который позволяет сделать это, заключается в решении системы уравнений (1) при условии

$$\sum_{j=1}^k \gamma_j^2 F(\Delta_j) + \alpha \sum_{i=1}^n \gamma_i^2 F(\delta\theta_i - \delta\theta_i^0) \rightarrow \min, \quad (2)$$

где  $F(\cdot)$  функция Хубера;  $\delta\theta_i^0$  — априорная оценка отклонения параметра узла от его расчетного значения;  $\gamma_j = 1/\sigma(\delta P_j)$  — коэффициент веса, обратно пропорциональный погрешности измерения параметра двигателя, характеризуемый величиной  $\sigma(\delta P_j)$ ;  $\gamma_i = 1/\sigma(\delta P_i)$  — коэффициент веса, обратно пропорциональный заранее заданной величине возможного разброса параметра узла;  $\alpha$  — коэффициент регуляризации. Коэффициент регуляризации определяет относительную значимость экспериментальных данных и априорной информации в получаемом решении.

Применение в (2) функции Хубера  $F(\cdot)$  позволяет ослабить вредное влияние на получаемые решения отдельных грубых ошибок измерения параметров двигателя, не выявленных на этапе предварительного анализа результатов испытаний, и неправильных представлений об априорных оценках отдельных параметров узлов.

По найденным в результате идентификации оценкам  $\delta\theta_i$  корректируются характеристики узлов, а по нелинейной математической модели двигателя рассчитываются все его параметры на различных режимах и в различных условиях.

Примененный метод идентификации основан на совместном использовании разнообразной информации: о величинах параметров, о погрешностях измерения параметров, о возможных диапазонах изменения параметров узлов, об априорных оценках параметров узлов экспертом и статистических данных.

Основы разработанной информационной экспертной (интеллектуальной) технологии апробированы на примерах одновальных и двухвальных газогенераторов ТВВД НК-93 и турбовального двигателя ТВ7-117 [4, 5].

Созданное математическое и программное обеспечение является универсальным и не зависит от сложности математической модели двигателя. Эффективность такой технологии подтверждается следующими возможностями [6]:

- оценка действительных значений КПД узлов и коэффициентов потерь, а также запасов устойчивой работы компрессора;
- определение узлов и элементов проточной части, ответственных за получение заявленных основных параметров двигателя (тяга/мощность, удельный расход топлива);

- разработка и экспериментальная проверка более совершенных в термогазодинамическом отношении вариантов проточной части двигателя;
- возможность определения дефекта внутри газогенератора.

Благодаря использованному при создании УИК техническому и программному обеспечению имеется возможность его применения в системе открытого образования с возможностью удаленного доступа к процессу и результатам испытаний через сеть Интернет.

## Литература

1. Испытания авиационных двигателей: учебник для вузов / Под ред. В. А. Григорьева, А. С. Гишварова — М: Машиностроение, 2009. — 504 с.; ил.
2. Григорьев В. А., Зубков П. Г., Калабухов Д. С., Бочкарев С. К. Комплекс для учебно-исследовательских автоматизированных испытаний газотурбинных двигателей // Инженерное образование. — Вып. 24. — 2018. — С. 100–108.
3. Бочкарев С. К., Дмитриев А. Я. Идентификация математической модели ГТД по результатам испытаний // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С. П. Королева. — 2008. — № 1 (14). — С. 37–39.
4. Дмитриев А. Я., Митрошкина Т. А. Перспективная *MTQFD* методология планирования качества новых проектов газотурбинных двигателей // Климовские чтения — 2016: Перспективные направления развития авиадвигателестроения. Сборник докладов международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2016. — С. 362–368.
5. Бочкарев С. К., Дмитриев А. Я., Кулагин В. В. Интеллектуализация газодинамической доводки авиационных газотурбинных двигателей и их узлов // Проблемы и перспективы развития двигателестроения, сер. «Вестник СГАУ». — Самара, 2000. — С. 67–71.
6. Бочкарев С. К., Дмитриев А. Я., Кулагин В. В., Макеенко С. В., Мосоулин В. В., Моссоулин А. А. Опыт и проблемы компьютеризированного термогазодинамического анализа результатов испытаний газотурбинных двигателей сложных схем // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. — 1993. — № 2. — С. 68–70.

# НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ РАБОТЫ В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ

---

УДК 621.431.75

*А. В. Григорьев, А. А. Каровецкий, О. А. Рудаков, А. В. Соловьева*

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург

## ТЕОРИЯ ГИПЕРЗВУКОВОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

**Аннотация.** Создана теория гиперзвукового воздушно-реактивного детонационного двигателя, ГВРДД, на основе применения детонации как источника энергии потока газа за счет эффективного сжигания топлива в дозвуковом потоке за стоячей ударной волной с преобразованием этой энергии в силу тяги. Стоячая ударная волна образуется в результате наступления теплового кризиса при подводе теплоты к потоку газа за волной и равенства скоростей входного потока и ударной волны при противоположном направлении их векторов. Разработана схема, показан принцип работы ГВРДД, обоснован его термодинамический цикл и представлены методика расчета параметров и характеристик и новая программа автоматизации расчета. Детонация или пересжатая детонация инициируются в проточной части двигателя с постоянным или переменным сечениями каналов. Пересжатая детонация обеспечивает экономичность двигателя и дает возможность теоретически получить гиперзвуковую скорость летательного аппарата, ограничиваемую только работоспособностью конструкции из-за высокой температуры газа и возможностями стартового устройства разогнать летательный аппарат до скорости ударной волны перед запуском двигателя. Приведен пример расчета параметров двигателя на высоте  $H = 35$  км при пересжатой детонации и определена скорость полета:  $V_n = 13507$  км/час,  $\lambda_n = 2,408$ , число  $M = 12$ , при силе тяги  $R = 929$  кгс. В тех же условиях при применении детонации скорость полета равна  $V_n = 7032$  км/час,  $\lambda_1 = 2,3$ , число  $M = 6,1$  и  $R = 245$  кгс. Топливом является водородно-воздушная смесь, имеющая высокие скорости цепных химических реакций окисления, которые необходимы для реализации процесса детонации. Показано, что горение в дозвуковом потоке топливо-воздушной смеси осуществимо или за стабилизатором пламени в зоне обратных токов при низкой скорости потока или за сильной ударной волной  $\lambda_1 > 2,1$ , где поток дозвуковой, а температура газа больше температуры самовоспламенения горючих смесей. Горение в сверхзвуковом потоке при термодинамических параметрах атмосферы на входе в канал невозможно из-за дисбаланса между скоростью тепловыделения в результате химических реакций в объеме и скоростью отвода теплоты с потоком газа из этого объема.

**Ключевые слова:** гиперзвуковой двигатель, горение за ударной волной, детонация в каналах переменного сечения.

## **Введение**

Исследовательские работы в СССР и за рубежом по созданию гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя со сверхзвуковым потоком в камере сгорания выявили проблемы по вопросам воспламенения, стабилизации пламени и полноты сгорания топлива. Процессы в двигателе оказались трудноуправляемыми, методы расчета — не совершенными. На 2019 год не было создано ни одного рабочего летательного аппарата с гиперзвуковым воздушно-реактивным двигателем. Эксперименты продолжают, включая горение в псевдоскачках, за уступами, использование пирофорных добавок для стабилизации горения и другое. Существует международный научно-исследовательский проект HEXAPLY-INT по созданию самолета на водородном топливе со скоростью 7–8 тыс. км/час [1]. Сообщается, что «исследуются различные концепции, в том числе воздушно-реактивный прямоточный двигатель, который может быть использован для поддержания гиперзвуковой скорости. В ЦИАМ исследуется прототип такого двигателя». В связи с вышеизложенным является актуальным создание теоретических основ гиперзвукового воздушно-реактивного двигателя с полезным использованием энергии ударной волны с эффективным сжиганием горючей смеси в дозвуковом потоке за ударной волной, чему и посвящено настоящее исследование.

Тепловую газовую машину, в которой полное давление рабочего тела повышается в стационарной ударной волне (детонационной волне), назовем детонационным двигателем. Детонация есть способ стабилизации ударной волны за счет подводимой теплоты за волной в дозвуковом потоке путем создания теплового кризиса. При этом приведенная скорость продуктов сгорания  $\lambda_3 = 1$ .

## **Устойчивость горения в тепловых газовых машинах**

В работе [2] в результате преобразований и интегрирования дифференциальных уравнений переноса энергии и концентрации горючего для нестационарного процесса горения смеси в движущемся турбулентном потоке газа получена система неравенств. Неравенство, которое описывает условие дисбаланса между скоростью тепловыделения в объеме в результате химических реакций и скоростью отвода теплоты с потоком газа из объема, — срыв горения. Второе неравенство показывает дисбаланс между скоростями расхода горючего в объеме в результате химических реакций и его поступление в объем с потоком газа — проскок пламени. Получены методы расчета границ областей как устойчивой работы камеры сгорания газотурбинного двигателя, так и запуска на углеводородном топливе: на керосине, на дизельном топливе, на природном газе, при всех высотно-климатических условиях эксплуатации двигателя и в условиях реальной турбулентности потока. После преобразований

уравнений, описывающих границы области устойчивого горения в камерах сгорания со стабилизаторами пламени, за которыми образуется зона обратных токов с низкими скоростями газа, например, в жаровых трубах, получены следующие формулы расчета этих границ в каналах без устройств, стабилизирующих процесс горения, т. е. при горении в каналах (в трубах) как модель горения в ГПВРД:

$$\alpha_{\min} = 51,71(p/0,1)^{0,3} \lambda (1), \alpha_f = 15,14 p^{0,62} e^{0,002T} \lambda^{0,18}, \quad (2)$$

где: формула (1) описывает границу богатого срыва пламени, формула (2) описывает границу проскока пламени,  $\alpha$  — коэффициент избытка воздуха,  $\lambda$  — приведенная скорость потока в канале,  $p$ , МПа,  $T$ , К, соответственно, — давление и температура газа.

Расчет по формулам (1), (2) границ области стационарного горения в турбулентном потоке в трубе стехиометрических горючих смесей при нормальных атмосферных условиях определяет предельное значение скорости потока газа, равное 6 м/с, при которой осуществляется устойчивое горение, что подтверждается экспериментально. Границами области горения являются богатый срыв и проскок пламени. Невозможно поддержать процесс горения в потоке на большой высоте полета и с помощью встречного запуска из-за низких атмосферных давления и температуры воздуха [2]. Следовательно, горение как процесс протекания химической реакции может быть реализовано в потоке только при малых дозвуковых скоростях газового потока.

Горение невозможно в сверхзвуковом потоке в канале с низкими атмосферными термодинамическими параметрами на входе из-за дисбаланса между скоростью тепловыделения в объеме газа и скоростью отвода теплоты с потоком газа из этого объема [2].

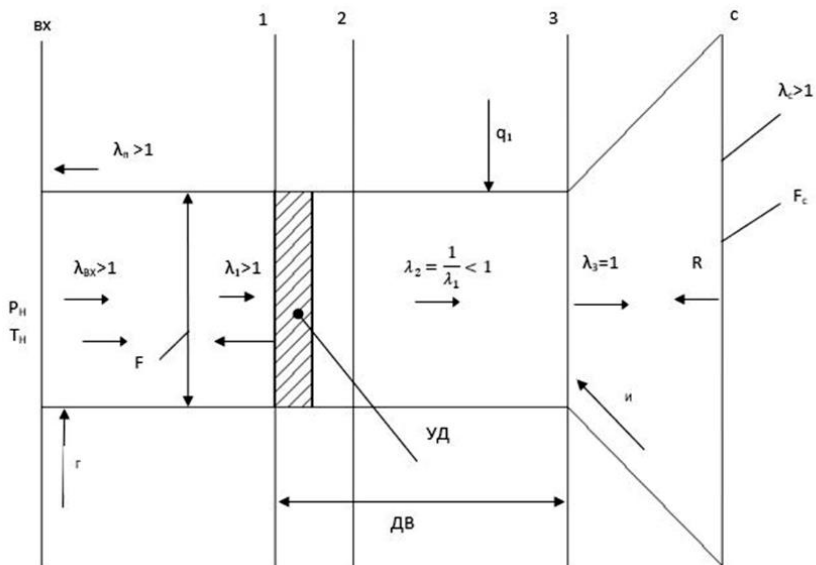
Таким образом, эффективное сжигание горючей смеси можно обеспечить в дозвуковом потоке газа в процессе при постоянном давлении за стабилизатором пламени с зоной обратных токов за ним [2], что осуществляется, например, в газотурбинном и в прямоточном воздушно-реактивном двигателях или в дозвуковом потоке за ударной волной в процессе детонации [3, 4] в детонационном двигателе [5]. В таком двигателе повышение полного давления рабочего тела происходит в ударной волне, распространяющейся по химически активной горючей смеси с высокой скоростью химических реакций, протекающих по цепному механизму с разветвленными цепями. В этом случае скорости химических реакций существенно возрастают благодаря воздействию на процесс горения активных центров, атомов водорода, что обеспечивает распространение ударной волны совместно с зоной химических реакций, т. е. распространение детонационной волны. Такой активной горючей смесью, например, является водородно-воздушная смесь, которую целесообразно использовать для осуществления процесса детонации. Реализовать процесс детонации не представляется возможным, например, при сжигании керосина в воздухе за ударной волной в связи с низкой скоростью химических реакций этой смеси, протекающей по тепловому, молекулярному механизму [3].

## Горение за ударной волной в детонационном двигателе и его термодинамический цикл

Целесообразно обеспечить устойчивое сжигание химически активной горючей смеси в гиперзвуковом воздушно-реактивном детонационном двигателе, ГВРДД, в дозвуковом потоке за стоячей ударной волной, инициированной взрывчатым веществом, ВВ, в канале, заполненном горючей газовой смесью. Эффективность ВВ, как источника сильной ударной волны, достигается чрезвычайно высокой скоростью выделения теплоты и способностью образования очень большого количества продуктов реакции в объеме самого ВВ. Порождение взрывом в газе сильной ударной волны объясняется свойством газа, его сжимаемостью, характеристикой которой является скорость распространения малых возмущений, скорость звука. Стоячая ударная волна образуется в канале в том случае, если, с одной стороны, скорость ударной волны равна скорости встречного потока газа с обратным знаком их векторов, а с другой стороны, стационарность ударной волны обеспечивается наступлением теплового кризиса при подводе теплоты сгорания топлива к дозвуковому потоку за волной, при этом приведенная скорость продуктов сгорания равна единице [4]. Физическая модель такого гиперзвукового воздушно-реактивного двигателя представляет собой обращенную схему явления распространения детонационной волны, принятой при расчете ее параметров, где газ течет к области детонации, а фронт волны неподвижен [4]. Но, в отличие от детонационного двигателя [6], за критическим сечением, определяющим тепловой кризис, стабилизирующий ударную волну, устанавливается геометрически расширяющийся канал для превращения подведенной теплоты к дозвуковому потоку за ударной волной в работу газа, затрачиваемую на создание силы тяги двигателя (рис. 1).

В этих условиях термодинамический цикл и, соответственно, значение его термического коэффициента полезного действия, КПД, одинаковы как для детонационного двигателя, ДД [6], так и для ГВРДД со сжиганием горючей смеси за ударной волной. Такой термодинамический цикл гиперзвукового воздушно-реактивного детонационного двигателя со сжиганием топлива за ударной волной описывается двумя адиабатами — сжатия в ударной волне и расширения продуктов сгорания за ней, изотермой, характеризующей весьма значительные волновые потери полного давления в ударной волне, и двумя изобарами, в процессах которых осуществляется подвод и отвод теплоты. КПД цикла зависит только от приведенной скорости детонационной волны и от показателя адиабаты [6].

Обозначим  $n = F_2/F_3$ . Процесс детонации осуществляется в канале постоянного сечения,  $n = 1$ , где равнодействующая нормальных и касательных сил по боковой поверхности канала — сила тяги — равна нулю [4]. Процесс пересжатой детонации реализуется в канале переменного сечения,  $n > 1$ , и силу тяги необходимо учитывать при решении уравнения движения [7]. Стационарность ударной волны обеспечивается за счет наступления теплового кризиса в дозвуковом потоке за волной [4]. При



**Рисунок 1.** Схема гиперзвукового воздушно-реактивного детонационного двигателя.

Vx, 1, 2, 3, с — обозначения характерных сечений;  $\lambda$  — приведенная скорость потока;  $F$  — площадь поперечного сечения; УД — стоячая ударная волна; ДВ — стоячая детонационная волна;  $\lambda_1 = \lambda_{вх} = \lambda_1$ ;  $q_1$  — подведенная теплота;  $г$  — горючее; и — инициирование детонации;  $F$  — площадь поперечного сечения;  $p_{н1}$ ,  $T_{н1}$  — давление и температура окружающей среды;  $R$  — сила тяги

пересжатой детонации сечение 3 уменьшается и из-за опережающего наступления теплового кризиса при той же теплоте, что и при детонации, скорость пересжатой ударной волны будет выше. Или одинаковая скорость распространения ударной волны будет обеспечена при пересжатой детонации меньшим количеством теплоты, чем при детонации. Между сечениями 3 и с расположено сверхзвуковое сопло, благодаря работе расширения газа в котором создается сила тяги  $R$ . В сечении 3, после разгона летательного аппарата на заданной высоте до скорости полета  $\lambda_{н1} = \lambda_1$  и подачи горючего  $г$ , инициируется с помощью взрывчатого вещества взрывная волна, которая движется навстречу потоку воздуха и реализуется в ударную волну УД, стабилизируемую при повышении температуры газа и наступлении теплового кризиса за счет подвода теплоты сгорания топлива за ударной волной [4]. В сечении статическое давление потока газа равно атмосферному  $p_c = p_{н1}$ , при полном расширении газа в сопле.



За сечением  $вх$ , которое определяет расход воздуха,  $G_B$ , движущегося сверхзвукового потока  $\lambda_{вх} > 1$ , набегающего при движении летательного аппарата со скоростью полета  $\lambda_{л} > 1$ , подается горючее  $г$ . Сечение  $1$  расположено перед ударной волной и через нее проходит сверхзвуковой поток горючей смеси,  $\lambda_1 > 1$ . В сечении  $2$  поток дозвуковой,  $\lambda_2 < 1$ , в котором воспламеняется горючая смесь вследствие ее высокой температуры на входе в камеру сгорания  $T_2$ . В камере сгорания между сечениями  $2$  и  $3$  к дозвуковому потоку газа подводится теплота  $q_1$ , что приводит к повышению полной температуры газа  $T_3^*$  до момента наступления теплового кризиса. При этом обеспечивается стационарность ударной волны и приведенная скорость потока в сечении  $3$  равна единице,  $\lambda_3 = 1$ . Стационарная ударная волна совместно с зоной химических реакций за ней между сечениями  $2$  и  $3$  образует детонационную волну,  $ДВ$  [4]. При равенстве приведенных скоростей потока  $\lambda_{л} = \lambda_{вх} = \lambda_1$ , с учетом противоположного направления их векторов, возникает стоячая ударная волна, за которой обеспечивается эффективное сжигание горючей смеси с учетом коэффициента выделения теплоты  $\eta$ . При этом повышение температуры газа за скачком уплотнений благодаря тепловому кризису поддерживает существование стоячей ударной волны.

Таким образом, ГВРДД состоит из трубы, сопла, системы подачи горючего, системы инициирования детонации посредством взрывчатого вещества и системы регулирования для обеспечения заданной высоты полета посредством изменения коэффициента избытка воздуха [8].

### Методика расчета ГВРДД и пример расчета

Методика расчета детонации в каналах постоянного и переменного сечений изложена в работах [4, 7].

Ниже приводится пример расчета ГВРДД с пересжатой детонацией [7] в расширяющемся канале  $n > 1$ , при которой скорость распространения стабилизированной ударной волны выше скорости детонационной волны в канале постоянного сечения  $n = 1$ , рисунок 1.

#### Исходные данные

Задана высота полета летательного аппарата  $H = 35$ , км,  $\rho_n = \rho_1 = 59,2$  кгс/м<sup>2</sup>,  $T_n = T_1 = 244$  К. При этом, по определению, приведенная скорость полета летательного аппарата  $\lambda_n$  равна скорости набегающего потока  $\lambda_{вх}$  и равна скорости ударной волны  $\lambda_1$ , при противоположном направлении их векторов, что, с учетом теплового кризиса за ударной волной, обеспечивает существование стоячей ударной волны, рис. 1. В сечении  $вх$  определяется расход воздуха,  $G_в$ . Расход газа постоянен в сечениях  $1, 2, 3, с$ . Значения показателя адиабаты равно  $k = 1,4$  в сечениях  $вх, 1, 2$  и  $k = 1,25$  в сечениях  $3$  и  $с$ . Потерями полного давления на участке  $вх - 1$  пренебрегаем из-за их малости по сравнению с волновыми потерями. Горючая смесь — водородно-воздушная,  $H_u = 120000$  кДж/кг,  $L_0 = 34,2$ ,  $\alpha = 1$ ,  $q_T = 1/\alpha L_0 = 0,029$ . Диаметр канала

(трубы) равен  $d_1 = 0,5$  м, площадь поперечного сечения  $F_1 = 0,196$  м<sup>2</sup>. Отношение теплоемкости продуктов сгорания к коэффициенту использования теплоты  $C_p/\eta = 1,8$  кДж/кг К, определено экспериментально на основе измеренной скорости детонации водородно-воздушной смеси. Это отношение зависит от степени диссоциации продуктов сгорания в условиях высокой температуры газа за ударной волной, зависит от полноты сгорания топлива и от качества смешения горючего и окислителя [7]. Применена пересжатая детонация, при которой отношение площадей трубы и критического сечения равно  $n = 1,065$ .

### ***Требуется определить***

Скорость полета  $V_n$ , критерии полета  $\lambda_n$  и число  $M_n$ , расход воздуха  $G_n$ , силу тяги двигателя  $R$ , удельную тягу  $R_{y\theta}$ , удельный расход топлива  $c_{y\theta}$ , термический коэффициент полезного действия  $\eta_D$ .

### ***Порядок расчета***

1. Находим для заданных атмосферных условий полета основные параметры детонации  $\lambda_1 = 2,3$ ,  $\lambda_2 = 1/\lambda_1$  и  $\theta = 1,87$ , что обеспечивает режим детонации в канале постоянного сечения  $n = 1$  из совместного решения уравнений энергии  $(\theta - 1)/\tau(\lambda_1) = \text{Nu}/(C_p/\eta)[(1 + \alpha L_0)T_1]$  и условия существования теплового кризиса в камере сгорания при подводе теплоты к дозвуковому потоку за ударной волной  $\theta = (1 + 1/\lambda_1^2)^2/4(1/\lambda_1^2)$  [4], где  $\theta = T_3^*/T_2^*$  — степень повышения полной температуры газа в камере сгорания. Здесь и далее применяются газодинамические функции от  $\lambda$ :  $\tau$ ,  $\pi$ ,  $q$ ,  $f$ ,  $z$ , значения которых приведены, например, в работе [9].

2. Для пересжатой детонации [7],  $n = 1,065$ , при  $\theta = 1,87$  находим скорость детонационной волны из уравнения удельных импульсов  $z(\lambda_1) = z(\lambda_2) = \theta^{1/2}[1 - (1 - n)b]$ , где  $b = [z(1/\lambda_1)_{\theta=1} - 1]/[-(1 - n)]$  есть коэффициент, характеризующий значение равнодействующей всех сил давления, нормальных и касательных, по боковой поверхности расширяющегося канала. Силу трения не учитываем из-за ее малости. При этом  $q(1/\lambda_1)_{\theta=1} = 1/n = 1/1,065 = 0,939$ . По таблицам [9] для  $k = 1,4$  находим значения  $(1/\lambda_1)_{\theta=1} = 0,775$ ,  $\lambda_{1\theta=1} = 1,29$ ,  $z(1/\lambda_1)_{\theta=1} = 1,03266$  и  $b = (1,03266 - 1)/(1,065 - 1) = 0,5025$ . Тогда  $z(\lambda_1) = 1,87^{1/2}[1 - (1 - 1,065)] = 1,4116$ . При этом  $\lambda_1 = 2,408$ , число  $M = 12$ ,  $\tau(\lambda_1) = 0,03366$ ,  $\pi(\lambda_1) = 0,000007$ ,  $q(\lambda_1) = 0,00078$ ,  $f(\lambda_1) = 0,001393$ ,  $\lambda_2 = 1/\lambda_1 = 0,4153$ ,  $\tau(\lambda_2) = 0,9713$ ,  $\pi(\lambda_2) = 0,9031$ ,  $q(\lambda_2) = 0,6086$ ,  $f(\lambda_2) = 1,0899$ ,  $\lambda_3 = 1$ ,  $q(\lambda_3) = 1$ ,  $\tau(\lambda_3) = 0,8889$ .

То же значение  $\lambda_1 = 2,408$  можно получить и используя не пересжатую детонацию, а детонацию из уравнений в пункте 1, но при этом необходимо подвести больше теплоты к дозвуковому потоку за ударной волной за счет применения нового топлива с большей теплотой сгорания.

3. Определим коэффициенты восстановления полного давления в ударной волне и в камере сгорания при подводе теплоты за ударной волной из уравнений расхода газа в сечениях 1 и 2, 2 и 3:

$$\sigma = p_2^*/p_1^* = q(\lambda_1)/q(\lambda_2) = 0,00078/0,6065 = 0,001282.$$

$$\begin{aligned}\sigma_{кс} &= p_3^*/p_2^* = 0,396\lambda \cdot G_3 \cdot F_2 \cdot q(\lambda_2) \cdot T_3^{1/2}/0,38 \cdot G_2 \cdot F_3 \cdot q(\lambda_3) \cdot T_2^{1/2} = \\ &= 1,042 \cdot n \cdot q(\lambda_2) \cdot \theta^{1/2} = 1,042 \cdot 1,065 \cdot 0,6086 \cdot 1,367 = 0,923.\end{aligned}$$

4. Находим параметры газа в сечениях 1, 2, и 3.

$$p_1^* = p_1/\pi(\lambda_1) = 59,2/0,000007 = 8457143 \text{ кгс/м}^2, T_1^* = T_1/\tau(\lambda_1) = 244/0,03366 = 7249 \text{ К}.$$

$$p_2^* = p_1^* \cdot \sigma = 8457143 \cdot 0,001282 = 10842 \text{ кгс/м}^2, T_2^* = T_1^* = 7249 \text{ К}.$$

$$\begin{aligned}p_3^* &= p_2^* \cdot \sigma_{кс} = 10842 \cdot 0,923 = 10007 \text{ кгс/м}^2, T_3^* = T_2^* \cdot \theta = 7249 \cdot 1,87 = 13556 \text{ К}, \\ T_3 &= T_3^* \cdot \tau(\lambda_3) = 13556 \text{ К} \cdot 0,8889 = 12050 \text{ К}.\end{aligned}$$

5. Находим значения поперечных сечений (рис. 1).

$$F_{вх} = F_1/1 + q_T = 0,196/1,029 = 0,190 \text{ м}^2, F_2 = F_1 = 0,196 \text{ м}^2.$$

$$F_3 = F_2/n = 0,196/1,065 = 0,184 \text{ м}^2.$$

6. Находим параметры в выходном сечении сопла с при полном расширении потока

$$p_c = p_n = 59,2 \text{ кгс/м}^2, p_c^* = p_3^* \cdot \sigma_c = 10007 \cdot 0,98 = 9807 \text{ кгс/м}^2,$$

$$(\lambda_c) = p_c/p_c^* = 59,2/9807 = 0,006036.$$

По таблицам [9] для  $k = 1,25$  определяем  $\lambda_c = 2,39$ ,  $\tau(\lambda_c) = 0,3653$ ,  $q(\lambda_c) = 0,0682$ ,  $f(\lambda_c) = 0,1196$ . Определяем геометрические размеры выходного сечения сопла:  $F_c = F_3/q(\lambda_c) = 0,184/0,0682 = 2,7 \text{ м}^2$ ,  $d_c = 1,85 \text{ м}$ .

7. Находим силу тяги как разность полных импульсов в выходном  $\Phi_c$  и во входном  $\Phi_{вх}$  сечениях двигателя:

$$\begin{aligned}R &= \Phi_c - \Phi_{вх} = f(\lambda_c) \cdot p_c^* \cdot F_c - f(\lambda_{вх}) \cdot p_{вх}^* \cdot F_{вх} = \\ &= 0,1196 \cdot 9807 \cdot 2,7 - 0,001393 \cdot 8457143 \cdot 0,190 = 929 \text{ кгс}.\end{aligned}$$

8. Находим расходы воздуха, газа и топлива при заданном условии  $\lambda_n = \lambda_{вх} = \lambda_1$ :

$$G_{в} = 0,396 \cdot p_{вх}^* \cdot q(\lambda_{вх}) \cdot F_{вх}/(T_{вх}^*)^{1/2} = 0,396 \cdot 8457143 \cdot 0,00078 \cdot 0,190 \cdot 7249^{1/2} = 5,83 \text{ кг/с}.$$

$$G_T = G_{в} \cdot (1 + q_T) = 5,83 \cdot (1 + 0,0290) = 6 \text{ кг/с}.$$

Расход газа в критическом сечении:

$$G_T = 0,38 \cdot p_3^* \cdot q(\lambda_3) \cdot F_3/(T_3^*)^{1/2} = 0,38 \cdot 10007 \cdot 1 \cdot 0,184/13556^{1/2} = 6,01 \text{ кг/с}.$$

$$G_T = G_{в} \cdot q_T = 5,83 \cdot 0,029 = 0,169 \text{ кг/с}.$$

9. Удельные параметры двигателя. Удельная тяга:

$$R_{уд} = R/G_B = 929 \cdot 9,81 / (5,83 \cdot 10) = 156 \text{ даН/кг.}$$

Удельный расход топлива:

$$c_{уд} = 3600 \cdot q_{тл} / R_{уд} = 3600 \cdot 0,029 / R_{уд} = 3600 \cdot 0,029 / 156 = 0,67 \text{ кг/даН} \cdot \text{час.}$$

Термический коэффициент полезного действия [6] равен

$$\begin{aligned} \eta_D &= 1 - \{(\theta[q(\lambda_2)/q(\lambda_1)]^{(k-1)/k} - 1) / [(\theta - 1)/\tau(\lambda_1)]\} = \\ &= 1 - \{(1,87[0,6086/0,00078]^{0,286} - 1) / [(1,87 - 1)/0,03366]\} = 0,55. \end{aligned}$$

10. Расчет скорости полета летательного аппарата, обеспечиваемой работой гиперзвукового воздушно-реактивного детонационного двигателя с применением пересжатой детонации:

$$V_{п} = \lambda_{п} \cdot a_{кр} = 2,408 \cdot 18,3 \cdot (T_1^*)^{1/2} = 2,408 \cdot 18,3 \cdot (7249)^{1/2} = 3752 \text{ м/с} = 13507 \text{ км/час.}$$

### Автоматизация расчета характеристик ГВРДД

Как будет сказано ниже, необходим поиск оптимального режима пересжатой детонации, характеризуемого геометрическими размерами проточной части ГВРДД, в частности, значением  $n > 1$ . Поиск оптимального решения предполагает многократный пересчет одного и того же набора формульных зависимостей, для чего необходимо использовать созданную программу «Перспектива» [10].

В настоящий момент рынок программного обеспечения, применяемого при расчете узлов газотурбинных двигателей, в России представлен в основном иностранными компаниями — ANSYS, Solid Works и др. Из отечественного программного обеспечения можно выделить лишь чертежные программы, например, «Компас-3д» и АСТРА — систему автоматизированного газодинамического расчета и анализа, разработку Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королева. Однако эти и другие программы предназначены для газодинамического расчета по уже спроектированной геометрии конструкции и являются поверочными.

Программа «Перспектива» обеспечивает расчет геометрических параметров конструкции, что требуется проектировщику и по которым в дальнейшем осуществляется ее газодинамический расчет и оптимизация. Эта программа является единой средой для решения максимально широкого круга задач, возникающих при проектировании новых двигателей, и программным обеспечением расчета оптимальных геометрических размеров и характеристик камеры сгорания газотурбинного двигателя.

«Перспектива» поддерживает два режима расчета ГВРДД — расчет без оптимизации с параметрами варьирования в виде констант и расчет с оптимизацией конструкции. Расчет без оптимизации предназначен для первичной оценки конструкции.

После расчета программа генерирует отчет, в который входят исходные данные, использованные значения параметров варьирования и непосредственно рассчитанные параметры, такие как: скорость полета  $V_n$ , критерии полета  $\lambda_n$  и число Маха  $M_n$ , сила тяги двигателя  $R$ , удельная тяга  $R_{уд}$ , удельный расход топлива  $c_{уд}$ , термический коэффициент полезного действия  $\eta_D$ , а также параметры газа в основных сечениях, геометрические характеристики этих сечений, расходы воздуха и топлива. Программа имеет простой и удобный интерфейс.

### Характеристики ГВРДД

Сравнение параметров двигателей ГВРДД с пересжатой детонацией  $n = 1065$ , расчет которых выполнен выше, с двигателем с детонацией  $n = 1$  представлено в таблице 1.

Таблица 1

**Параметры и характеристики двигателей ГВРДД при полете летательного аппарата на высоте  $H = 35$  км. Водородно-воздушная горючая смесь,  $\alpha = 1$ . Диаметр канала (трубы) проточной части двигателя равен  $d_1 = 0,5$  м, степень повышения полной температуры газа за ударной волной равна  $\theta = 1,87$**

ГВРДД	$\lambda_n/M_n$ Критерии полета	$V_n$ , км/час Скорость полета	$R$ , кгс Сила тяги	$c_{уд}$ кг/даН·час Удельный расход топлива	$\eta_D$ Термический КПД	$T_3$ , К Статическая температура газа, шах
С пересжатой детонацией, $n = 1,065$	2,408/12	13 505	929	0,67	0,55	12 050
С детонацией, $n = 1$ (канал постоянного сечения)	2,3/6,1	7 032	245	1,35	0,43	3 427

Из анализа указанной таблицы следует, что применение пересжатой детонации в гиперзвуковом воздушно-реактивном двигателе с практически удовлетворительными удельными параметрами дает возможность теоретически обеспечить гиперзвуковую скорость полета летательного аппарата, ограничиваемую только работоспособностью конструкции двигателя из-за высокой статической температуры газа в сопле и в связи с возможностями стартового устройства разгона летательного аппарата до скорости детонационной волны, например, с помощью ракетных двигателей, работающих на твердом топливе. Применение пересжатой детонации возможно и для компенсации влияния разряжения на скорость детонационной волны. В связи с

противоречивым влиянием критерия потока  $\lambda l$  на рост энергии в двигателе (рост полного давления) и одновременно на ее обесценивание из-за увеличения волновых потерь полного давления необходим поиск оптимального режима пересжатой детонации. Для двигателя с применением детонации вышеуказанных ограничений нет, но экономичность его ниже. Невысокая термодинамическая эффективность ГВРДД с детонацией объясняется значительными волновыми потерями полного давления в скачке уплотнений. Так, из расчета следует, что при значении приведенной скорости стабилизированной ударной волны  $\lambda l = 2,3$  на высоте  $H = 35$  км при работе на стехиометрической водородно-воздушной смеси полное давление на входе равно  $p_1 = 103678$  кгс/м<sup>2</sup>, но при этом коэффициент восстановления полного давления в ударной волне имеет очень малое значение, равное  $\sigma = p_2^*/p_1^* = 0,0276$ . Однако во всех случаях реализуется эффективное сжигание горючей смеси за сильной стоячей ударной волной  $\lambda l > 2,1$ , где значение температуры газа дозвукового потока при высоком давлении существенно превосходит температуру самовоспламенения горючего в воздухе. Следовательно, обеспечивается возможность полета летательного аппарата с гиперзвуковой скоростью с запасом на борту только горючего с двигателем, использующим в качестве окислителя воздух атмосферы.

## Заключение

Разработана теория гиперзвукового воздушно-реактивного детонационного двигателя, в камере сгорания которого эффективно и надежно сжигается горючая смесь в дозвуковом потоке за стоячей стационарной ударной волной, которая создается в результате равенства скорости набегающего потока и скорости распространения детонационной волны при противоположном направлении их векторов с учетом теплового кризиса при подводе теплоты к дозвуковому потоку за волной. Представлены схема и принцип работы ГВРДД, обоснован его идеальный термодинамический цикл, создана методика расчета параметров и приведен пример расчета характеристик.

Автоматизация расчета базируется на вновь созданной программе «Перспектива», отличающейся от всех существующих, являющихся поверочными, тем, что эта программа обеспечивает расчет геометрических размеров конструкции как основы чертежей, по которым далее осуществляется ее газодинамический расчет и оптимизация.

Гиперзвуковой двигатель может работать с использованием детонации, при которой проточная часть двигателя представляет собой канал постоянного сечения, и с использованием пересжатой детонации с каналом переменного сечения. К дозвуковому потоку за ударной волной в каналах подводится теплота и при наступлении теплового кризиса образуется стационарная ударная волна (детонационная волна). Применение пересжатой детонации повышает экономичность двигателя. Так, например,

на высоте полета, равной  $H = 35$  км со стехиометрической водородно-воздушной горючей смесью, с величиной степени повышения полной температуры газа за ударной волной, равной  $\theta = 1,87$  и при  $\lambda_1 = 2,408$ , число  $M = 12$ , для пересжатой детонации с силой тяги  $R = 929$  кгс термический коэффициент полезного действия двигателя равен  $\eta_D = 0,55$ , а для детонации при тех же условиях с  $\lambda_1 = 2,3$ , число  $M = 6,1$ , и силой тяги  $R = 245$ , кгс —  $\eta_D = 0,43$ .

Ограничениями для применения конкретного гиперзвукового двигателя могут являться как высокая статическая температура газа в критическом сечении канала в связи необходимостью применения соответствующих жаростойких материалов и покрытий и эффективной системы охлаждения, например, жидким водородом, так и возможность разгона летательного аппарата перед запуском двигателя до скорости ударной волны с помощью твердотопливных ракетных двигателей. Например, при заданных выше условиях эксплуатации двигателя с применением пересжатой детонации и  $\lambda_1 = 2,408$  статическая температура газа в критическом сечении равна  $T_3 = 12050$  К. При детонации и тех же начальных условиях с  $\lambda_1 = 2,3$  —  $T_3 = 3427$  К.

Горение в дозвуковом потоке топливно-воздушной горючей смеси осуществимо либо за стабилизатором пламени в зоне обратных токов при низкой скорости потока газа или за сильной ударной волной,  $\lambda_1 > 2,1$ , где температура газа превышает температуру самовоспламенения исходных компонентов химической реакции, а скорость потока дозвуковая.

Устойчивое горение стехиометрической смеси в сверхзвуковом потоке при атмосферных термодинамических параметрах на входе в канал невозможно из-за дисбаланса между скоростью тепловыделения в объеме газа и скоростью отвода теплоты с потоком газа из этого объема.

## Литература

1. АВИАИНФОРМ. Выпуск № 9 (186), сентябрь, 2019. — С. 79–84.
2. Григорьев А. В., Митрофанов В. А., Рудаков О. А., Саливон Н. Д. Теория камеры сгорания / Под ред. О. А. Рудакова. — СПб.: Наука, 2010.
3. Оптимизация камеры сгорания / Под ред. О. А. Рудакова / А. В. Григорьев и др. — СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2015.
4. Григорьев А. В., Рудаков О. А., Соловьева А. В. Газодинамический расчет детонации в канале постоянного сечения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. — 2019. — Т. 18, № 3. — С. 48–58. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-48-58.
5. Григорьев А. В., Рудаков О. А., Соловьева А. В. Термодинамический цикл и КПД гиперзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя, ГПВРД, при сжигании топлива за ударной волной // Климовские чтения — 2017. Перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2017. — С. 412–414.

6. Григорьев А. В., Митрофанов В. А., Рудаков О. А., Соловьева А. В. Теория и расчет параметров термодинамического цикла детонационного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. — 2018. — Т. 17, № 4. — С. 37–46. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-37-46.
7. Григорьев А. В., Рудаков О. А., Соловьева А. В. Газодинамический расчет детонации в каналах переменного сечения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. — 2019. — Т. 18, № 1. — С. 42–54. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-42-54.
8. Рудаков О. А., Курнухин А. А., Лыкова И. Ф., Поляков Д. А. Расчет скорости детонации при изменении начальных параметров горючей смеси // Климовские чтения — 2017. Перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2017. — С. 389–394.
9. Таблицы газодинамических функций. Пархомов А. Л. // ЦИАМ им. П. И. Баранова. — М., 1956.
10. Каровецкий А. А. Автоматизация расчета геометрии проточной части камеры сгорания газотурбинного двигателя // Климовские чтения — 2019. Перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2019. — С. 53–58.



## СОДЕРЖАНИЕ

<i>Лобанов В. К.</i> Прочность — это «пы на фы». И не только. Отдел прочности АО «ОДК-Климов» . . . . .	5
---	---

### ТЕРМОДИНАМИКА И ГАЗОДИНАМИКА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

<i>Зиненков Ю. В., Луковников А. В.</i> Формирование технического облика силовой установки беспилотного летательного аппарата с использованием серийного газогенератора . . . . .	28
<i>Душиц-Коган Г. Д., Курсанова О. А.</i> Способ оценки величины тяги двухконтурного двухвального турбореактивного двигателя в эксплуатации. . . . .	38
<i>Белова С. Е., Коршунов П. В.</i> Исследование возможностей снижения аэродинамического шума турбины газотурбинного двигателя за счет применения клокинг-эффекта . . . . .	46
<i>Мамаев Б. И., Полубояринова С. А., Стародумов А. В.</i> Расчет потерь от угла атаки. . . . .	52
<i>Тарасов В. Н.</i> Возможные модификации форсированного ГТД вертолета . . . . .	57
<i>Тарасов В. Н., Тарасова А. В.</i> Зависимость эффективности ступени турбины от организации процесса выпуска газа из камер сгорания. . . . .	65
<i>Краюшкин И. А., Тарабась Р. В.</i> ГТД с термодинамическим циклом с подводом энергии при постоянном объеме . . . . .	72
<i>Блинов В. Л., Зубков И. С.</i> Разработка модели учета влияния дефектов лопаточного аппарата осевого компрессора на характеристики работы ГТУ . . . . .	77

### ПРОЦЕССЫ ГОРЕНИЯ И ТЕПЛОМАССОБМЕНА

<i>Каграманов Ю. А., Тупоногов В. Г., Рыжков А. Ф.</i> Оценка концентрации оксидов азота на выходе из камеры сгорания модельной газовой турбины. . . . .	86
<i>Нгуен Т. Д., Александров Ю. Б., Мингазов Б. Г.</i> Влияние формы обтекателя на однородность профиля скоростей перед лопатками завихрителя . . . . .	93
<i>Герасименко С. Ю., Низовцев В. М., Пыжов С. И., Семенов Е. Н.</i> Экспериментальное исследование теплоотдачи и гидравлического сопротивления в теплообменных устройствах систем охлаждения элементов конструкции авиационных газотурбинных двигателей. . . . .	101

### ТЕХНОЛОГИИ И МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОНСТРУКЦИЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

<i>Лукиянов В. В., Бердин В. К., Астанин В. В.</i> О проблемах изготовления полых изделий диффузионной сваркой. . . . .	111
<i>Старовойтов С. В., Федоровцев А. Ю., Омельчак А. Г.</i> Управляемая технология изготовления моноколес газотурбинных двигателей . . . . .	115
<i>Быценко О. А., Тихомирова Е. А., Живушкин А. А., Похитонов Г. А.</i> Исследование взаимосвязи кристаллографической ориентации и уровня механических свойств сплава ЖС26-ВИ . . . . .	123

<i>Быценко О. А., Панов В. А., Стрижевская Н. О., Марков А. Б.</i> Влияние облущения СИЭП на поверхность Со-Сг образцов, полученных с помощью SLP-технологии на электронно-пучковых установках ГЕЗА-ММП и РИТМ-СП	134
<i>Быценко О. А., Стешенко И. Г., Стрижевская Н. О., Ериков К. М.</i> Взаимосвязь пористости и параметров селективного лазерного сплавления в синтезированном материале деталей из нержавеющей стали CL20ES	144
<i>Хабиров И. И., Политов А. С.</i> Оптимизация процесса фрезирования ключевых деталей ГТД	156
<i>Мендохов А. В., Родин Е. В., Кошелев А. В.</i> Моделирование и расчет термических деформации и отработка технологии термообработки сварной секции ротора КВД перспективного ГТД из жаропрочного сплава	162
<i>Абраимов Н. В., Золотарева А. Ю., Зарыпов М. С.</i> Применение упрочняющих технологий для повышения долговечности лопаток турбокомпрессора ГТД	168

## **ПРОЧНОСТЬ, НАДЕЖНОСТЬ И РЕСУРС АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

<i>Давидчук В. А., Голиков И. О., Лубенченко А. В.</i> Модель динамического воздействия облака частиц на элементы конструкции летательного аппарата	179
<i>Акопян К. Э., Узаев С. Ф., Цихоцкий А. Ф.</i> Анализ основных показателей двигателей ТВ2-117, определяющих эффективность их безопасного применения на вертолетах семейства Ми-8	187

## **СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ**

<i>Кузнецов А. А.</i> Разработка системы автоматического управления двигателя ВК-650В	196
<i>Герасимов А. Б., Рабец Е. В., Суоров А. В.</i> Способ управления газотурбинным двигателем при отказе подсистемы ограничения максимальной температуры газа	204
<i>Васильев Г. С., Ефимов А. А.</i> Математическая динамическая модель двигателя ВК-650В	212
<i>Конашков С. А., Блохин В. С., Рабец Е. В., Ефимов А. А.</i> Оптимизация заполнения топливом коллекторов камеры сгорания в процессе запуска двигателя ТВ7-117	219
<i>Ларионов А. В., Орлов П. М.</i> К вопросу о комплексной проверке работоспособности силовой установки самолета	229
<i>Курмантаев Д. А., Торжков Ю. А.</i> Разработка гидроцилиндра управления ВНА с датчиком обратной связи типа LVDТ	236
<i>Пушкарев А. Д., Конашков С. А., Крылов А. П., Рабец Е. В.</i> Адаптивное управление в канале формирования расхода топлива для гидромеханических агрегатов с нестационарной нелинейностью	246
<i>Полозов С. А.</i> Решение задачи прогнозирования изменения вибросостояния двигателей РД-33МК в процессе их эксплуатации	260

## **ИСПЫТАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

<i>Боровик С. Ю., Секисов Ю. Н.</i> Диагностический комплекс для стендовых испытаний ГТД на основе одновитковых вихретоковых датчиков	271
---	-----

<i>Баляева Н. Н., Макарычев А. С., Терешко А. Г.</i> Способы снижения амплитуд нероторных спектральных составляющих вибраций авиационных ГТД . . .	281
<i>Макарычев А. С., Зайдуллин Д. А.</i> Вибрационная доводка ВСУ по результатам расчёта критических частот вращения и экспериментальных данных. . . .	287
<i>Баляева Н. Н., Макарычев А. С., Терешко А. Г.</i> Определение переменных напряжений в трубопроводах при наличии некондиционного тензорезистора в поясе преразации . . . . .	293
<i>Гусенко С. М., Терешко А. Г.</i> Определение осевой нагрузки на опору ротора ГТД . . . . .	299
<i>Легконогих Д. С., Зеленин А. Н.</i> Разработка стенда для исследования характеристик электрической силовой установки БЛА . . . . .	303

## **МЕНЕДЖМЕНТ В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ**

<i>Дмитриев А. Я., Митрошкина Т. А.</i> Повышение устойчивости управленческих решений в авиадвигателестроении на основе методов управления качеством . . . . .	312
<i>Григорьев В. А., Дмитриев А. Я., Никонова-Морозова М. М., Морозов М. А.</i> Особенности учебно-исследовательской системы автоматизированных испытаний и термогазодинамического анализа рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей . . . . .	321

## **НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ РАБОТЫ В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ**

<i>Григорьев А. В., Каровецкий А. А., Рудаков О. А., Соловьёва А. В.</i> Теория гиперзвукового воздушно-реактивного детонационного двигателя . . . . .	328
--	-----

Компьютерная верстка *Ю. Ю. Таурина, С. Е. Лукин*  
Корректор *Н. Н. Бутарова, Т. К. Добряня*  
Подписано в печать 16.10.20. Формат 60×90 <sup>1</sup>/<sub>16</sub>.  
Печ. л. 21,5. Тираж 140 экз. Заказ № 6785

Отпечатано в типографии «Скифия-Принт»  
С.-Петербург, ул. Б. Пушкарская, д. 10  
тел. (812) 982-83-94