

Мельников Сергей Александрович

МЕТОДЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ
ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ОХЛАЖДАЕМЫХ ЛОПАТОК ТУРБИН
АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

2.5.15. Тепловые, электроракетные двигатели
и энергоустановки летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва» на кафедре теории двигателей летательных аппаратов имени В. П. Лукачева.

Научный руководитель:

Матвеев Валерий Николаевич, доктор технических наук, профессор.

Официальные оппоненты:

Ремизов Александр Евгеньевич, доктор технических наук, профессор, преподаватель Рыбинского ордена «Знак Почета» училища имени В.И. Калашникова – филиала федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Волжский государственный университет водного транспорта»;

Рожков Кирилл Евгеньевич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Уфимский университет науки и технологий».

Ведущая организация: федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «**Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)**», г. Москва.

Защита диссертации состоится 10 декабря 2026 года в 10:00 на заседании диссертационного совета 24.2.379.10, созданного на базе федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва», по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва» и на сайте: https://ssau.ru/storage/pages/7043/file_6ab0f2ea1d30d1.15937483.pdf

Автореферат разослан «___» _____ 2026 года

Учёный секретарь

диссертационного совета 24.2.379.10

доктор технических наук, доцент

Виноградов А. С.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Целью национального проекта по обеспечению технологического лидерства Российской Федерации «Промышленное обеспечение транспортной мобильности» является кратный рост объёмов производства основной гражданской авиатехники, судов и морской техники, электромобилей и соответствующих долей отечественной продукции в потреблении. Для этого требуется увеличение выпуска отечественных двигательных установок, в том числе авиационных газотурбинных двигателей, что является критически важным этапом решения глобальной задачи импортозамещения. В такой ситуации отечественным фирмам необходимо постоянно поддерживать программы по формированию актуального научно-технического задела (НТЗ) в области военного и гражданского авиадвигателестроения. Формирование НТЗ ведётся по двум направлениям: создание критических технологий для разрабатываемых и модернизируемых двигателей текущего поколения (в пределах 5 лет), создание прорывных технологий для двигателей нового поколения (10...15 лет и более). Создающиеся критические технологии можно разделить на группы в соответствии с узлами авиационного двигателя.

Конструктивно-технологические решения в охлаждаемых турбинах при создании НТЗ прежде всего направлены на повышение эффективности, снижение массы, снижение стоимости жизненного цикла и повышение ресурса. Для проверки выполнения требований, предъявляемых к современным турбинам с высокими показателями эффективности в условиях наиболее теплонапряжённого режима работы двигателя на этапах проектирования и доводки применяются трёхмерные численные модели рабочего процесса турбин, учитывающие multidisciplinarность протекающих процессов. Такие модели позволяют описывать рабочий процесс с учётом всех особенностей сложной конструкции охлаждаемых лопаток турбины.

Применение таких моделей для оценки теплового состояния требует значительных временных и вычислительных ресурсов. Время создания модели и расчёта составляет от одной до нескольких недель с использованием современных вычислительных кластеров. На расчётную доводку охлаждаемой турбины может уходить от одного до трёх лет с учётом итеративности процесса проектирования как охлаждаемой турбины, так и двигателя в целом.

Таким образом, актуальность работы обусловлена необходимостью сокращения времени проектирования охлаждаемых лопаток турбин и повышения точности моделирования их теплового состояния.

Степень разработанности темы. Проведённый анализ литературы показал, что в настоящее время выполнено большое количество исследований, так или иначе связанных с моделированием теплового состояния в процессе проектирования охлаждаемых лопаток турбин. Большое количество работ, посвящённых вопросам проектирования и доводки охлаждаемых турбин, выполнено коллективами предприятий и университетов: ЦИАМ им. П. И. Баранова, МАИ, УУНиТ, АО «ОДК-Авиадвигатель», ПАО «ОДК-Кузнецов», ПАО «ОДК-Сатурн», ПАО «ОДК-УМПО», НИЦ «Курчатовский институт» — ВИАМ, РГТУ, ПНИПУ, Самарский университет, МГТУ им. Н. Э. Баумана, БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, ФГАОУ ВО «СПбПУ», АО «Силовые машины». Разработкой и усовершенствованием методов проектирования элементов систем охлаждения турбин занимались многие исследователи: Агульник А.Б., Ануров Ю.М., Викулин А.В., Виноградов К.А., Данильченко В.П., Диденко Р.А., Иванов М.Я., Иноземцев А.А., Копелев С.З., Кривошеев И.А., Локай В.И., Манушин Э.А., Нагога Г.П., Нестеренко В.Г., Паралишвили Ш.А., Равикович Ю.А., Ремизов А.Е., Ремчуков С.С., Рожков К.Е., Сендюрев С.И., Слитенко А.Ф., Харьковский А.А., Ярославцев Н.Л., Han J.C., Dutta S. и другие.

Тем не менее, анализ отечественных и зарубежных исследований показал, что несмотря на наличие работ, посвящённых решению задач проектирования и доводки теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин, отсутствует обобщённый метод моделирования теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин с использованием сопряжённых теплогидравлических моделей. В литературе недостаточно проработаны вопросы влияния выбора конфигураций расчётных областей численных сопряжённых теплогидравлических моделей на получаемое тепловое состояние охлаждаемых сопловых аппаратов и рабочих лопаток турбин. Отсутствует однозначность и полнота рекомендаций по выбору расходов воздуха в системе охлаждения на начальном этапе её проектирования. Представленные в технической литературе рекомендации по выбору расхода через

охлаждаемые лопатки противоречат друг другу, нет данных для учёта расходов через притрактовые полости, надроторные вставки, на охлаждение бандажных полок и утечки между блоками сопловых аппаратов и через замковые соединения рабочих лопаток.

Цель работы: Повышение эффективности проектирования авиационных охлаждаемых турбин за счёт разработки методов моделирования теплового состояния лопаток, отличающихся повышенной точностью и быстродействием.

Задачи работы:

1. Разработать рекомендации по формированию численных моделей рабочего процесса охлаждаемых сопловых аппаратов и рабочих лопаток турбин, позволяющих достоверно и быстро определить их тепловое состояние в процессе проектирования.

2. Разработать метод определения величин расходов охлаждающего воздуха через сопловые аппараты, рабочие лопатки и другие элементы системы охлаждения на начальных этапах проектирования.

3. Разработать рекомендации по созданию численных моделей повышенного быстродействия для сопловых аппаратов с конвективно-плёночной схемой охлаждения для выполнения расчётной доводки их теплового состояния.

4. Разработать метод моделирования теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин в процессе проектирования.

5. Апробировать разработанные методы при проектировании и расчётной доводке теплового состояния охлаждаемых сопловых аппаратов и рабочих лопаток турбин.

Объект и предмет исследования. Объект исследования – рабочие процессы в системе охлаждения лопаток авиационных ГТД. Предмет исследования – охлаждаемые сопловые аппараты и рабочие лопатки авиационных ГТД, методы формирования численных моделей рабочего процесса охлаждаемых лопаток турбин для расчёта их теплового состояния.

Научную новизну диссертационной работы составляют:

1. Рекомендации по формированию численных моделей для расчёта теплового состояния охлаждаемых сопловых аппаратов и рабочих лопаток турбин, отличающиеся включением в расчётную область смежных элементов конструкции.

2. Метод определения расходов воздуха в системе охлаждения турбины на этапе начального газодинамического проектирования, отличающийся разработанным комплексом регрессионных моделей зависимостей величин относительного расхода охлаждающего воздуха от потребных значений коэффициентов эффективности охлаждения лопаток и относительной температуры газа на выходе из камеры сгорания.

3. Рекомендации по созданию численных моделей повышенного быстродействия для сопловых аппаратов с конвективно-плёночной схемой охлаждения для выполнения расчётной доводки их теплового состояния, отличающиеся от существующих обоснованными границами использования.

4. Метод моделирования теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин в процессе проектирования, отличающийся предложенным комплексом регрессионных моделей для расчёта значений расходов охладителя, а также рекомендациями по формированию используемых численных моделей.

Теоретическая и практическая значимость работы. Теоретическая значимость результатов работы заключается в развитии методов численного моделирования рабочего процесса в системах охлаждения турбин. Практическая значимость результатов заключается в разработке методов формирования моделей рабочего процесса в охлаждаемых турбинах для определения теплового состояния сопловых аппаратов и рабочих лопаток в процессе проектирования.

Разработанные методы формирования численных моделей рабочего процесса охлаждаемых турбин использованы при выполнении научно-исследовательских работ в интересах двигателестроительных предприятий Российской Федерации, получен акт внедрения результатов работы на ПАО «ОДК-Кузнецов». Также получен акт внедрения в учебный процесс института двигателей и энергетических установок Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва.

Методы исследования. Моделирование рабочего процесса в системах охлаждения сопловых аппаратов и рабочих лопаток турбин выполнялось с использованием осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса, а также методов параллельных вычислений в программном комплексе *ANSYS Workbench 2021R2*. Оценка адекватности получаемого в результате численного моделирования теплового состояния охлаждаемых лопаток осуществлялась при сопоставлении с экспериментальными данными.

Положения, выносимые на защиту:

1. Рекомендации по формированию численных моделей для расчёта теплового состояния охлаждаемых сопловых аппаратов и рабочих лопаток турбин.
2. Метод определения расходов воздуха в системе охлаждения турбины на этапе начального газодинамического проектирования.
3. Рекомендации по созданию численных моделей повышенного быстродействия для сопловых аппаратов с конвективно-плёночной схемой охлаждения для выполнения расчётной доводки их теплового состояния.
4. Метод моделирования теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин в процессе проектирования и расчётной доводки.

Степень обоснованности и достоверности научных результатов подтверждена при сопоставлении результатов численного моделирования теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин, выполненного в сертифицированном коммерческом программном комплексе *ANSYS CFX*, с имеющимися экспериментальными данными, полученными в рамках совместных работ с ПАО «ОДК-Кузнецов».

Апробация результатов исследования. Основные положения диссертационной работы, научные и практические результаты докладывались и обсуждались на: Международном форуме «Перспективные двигатели и энергетические установки» (ПДЭУ 2026), Международной научно-технической конференции имени Н. Д. Кузнецова «Перспективы развития двигателестроения» (2023, 2025), Международной научно-технической конференции по авиационным двигателям (ICAM 2025), Международной конференции «10th Asia Conference on Mechanical Engineering and Aerospace Engineering» (МЕАЕ 2024), Международной конференции «International Conference on Aeronautical, Aerospace and Mechanical Engineering (AAME)» (2024, 2025), Международной научно-технической конференции «Динамика и виброакустика машин (DVM 2024, 2026)», Минском международном форуме по тепломассообмену 2024.

Публикации

По теме диссертации опубликовано 3 статьи в периодических изданиях, включённых в список ВАК РФ, 4 статьи в изданиях, индексируемых в базе данных Scopus и получено 2 свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ.

Структура и объём диссертации.

Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы из 137 наименований. Текст диссертации содержит 178 страниц, 149 рисунков и 13 таблиц.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении дана общая характеристика работы, описаны объект и предмет исследования, обоснована актуальность выбранной темы, сформулированы цель и научная новизна исследований, показана теоретическая и практическая значимость полученных результатов, представлены выносимые на защиту научные положения, а также сведения об апробации работы и публикациях.

В первой главе приводится текущее состояние исследований в области моделирования теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин в процессе их проектирования. В публикациях уделяется внимание различным аспектам проектирования систем охлаждения турбин. Проанализированные исследования посвящены вопросам развития схем внутренних каналов охлаждаемых сопловых аппаратов (СА) и рабочих лопаток (РЛ) турбин, а также проблемам моделирования их теплового состояния в процессе проектирования. В части публикаций рассмотрены вопросы оценки параметров системы охлаждения турбины на этапе начального проектирования. Основным недостатком представленных в литературе рекомендаций является то, что они получены для схем охлаждения лопаток, не используемых в современных двигателях. При этом отсутствуют

рекомендации для оценки расходов охлаждающего воздуха через притрактовые полости турбины, на утечки в зазорах между лопатками и на выдувы на периферию РЛ.

Также можно выделить исследования, направленные на вопросы использования сопряжённых теплогидравлических моделей в процессе проектирования охлаждаемых лопаток турбин для анализа рабочего процесса в системе охлаждения и проработки геометрии внутренних каналов. Существует обширный опыт выполненных исследований по верификации и валидации численных моделей, при этом установлено, что в настоящее время отсутствуют конкретные рекомендации по выбору конфигураций расчётной области для сопряжённых теплогидравлических моделей рабочего процесса охлаждаемых СА и РЛ турбин.

Несмотря на высокую степень проработанности отдельных вопросов, анализ показывает, что в настоящее время отсутствует единый метод моделирования, регламентирующий порядок действий и используемые модели при выполнении проектирования и расчётной доводки охлаждаемых лопаток турбин. На базе анализа технической литературы в области моделирования теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин ГТД в процессе проектирования и расчётной доводки были поставлены задачи исследования.

Во второй главе описаны разработанные рекомендации по формированию численных моделей рабочего процесса систем охлаждения лопаток турбин. Сеточные и расчётные модели настраиваются с учётом существующих рекомендаций, сформированных по итогам анализа технической литературы в этой области. С целью разработки рекомендаций по формированию расчётных областей было рассмотрено влияние их конфигураций на тепловое состояние охлаждаемых лопаток: влияние расположения границы входа в расчётную область в системе подвода охлаждающего воздуха к РЛ, влияние способа моделирования газовой области в притрактовых полостях перед и за РЛ и СА, влияние детализации выходной области камеры сгорания при моделировании теплового состояния СА первой ступени турбины. Для исследования влияния конфигураций газовой области расчётной области были созданы сеточные и расчётные модели охлаждаемого СА и РЛ первой ступени турбины газогенератора с учётом обобщённых рекомендаций, сформированных в результате анализа технической литературы. На рисунке 1 представлен пример трёхмерной сопряжённой теплогидравлической модели для определения теплового состояния в программном комплексе *ANSYS CFX*.

Для определения влияния расположения входной границы расчётной области системы подвода охлаждающего воздуха к лопатке на результаты численного моделирования были рассмотрены четыре варианта конфигурации расчётной *CFD* области: на входе в ножку РЛ, во внутридисковом диффузоре в полости между диском и дефлектором рабочего колеса (РК), на входе в аппарат закрутки, на выходе из транзитного дефлектора, расположенного в СА турбины высокого давления. Установлено, что от структуры течения потока в подводящих каналах зависит распределение расхода охлаждающего воздуха между внутренними полостями системы охлаждения лопатки. Распределение расхода между каналами системы охлаждения представлено на рисунке 2. При моделировании течения от сечения внутри вращающейся полости внутридискового диффузора или от входа в ножку лопатки некорректно прогнозируется течение потока на входе в каналы охлаждаемой лопатки и распределение расхода во внутренних полостях.

При моделировании течения воздуха от выхода из транзитного дефлектора СА или от входа в аппарат закрутки структура вихревого течения во внутридисковом диффузоре одинаковая. Распределение средней по сечению пера лопатки температуры представлено на рисунке 3. В полость входной кромки при упрощённом моделировании системы подвода поступает расход охладителя меньше (-6%), чем при расчёте системы подвода от аппарата закрутки или от выхода из дефлектора СА (-4%). Перераспределение расхода в системе охлаждения оказывает влияние на результирующее тепловое

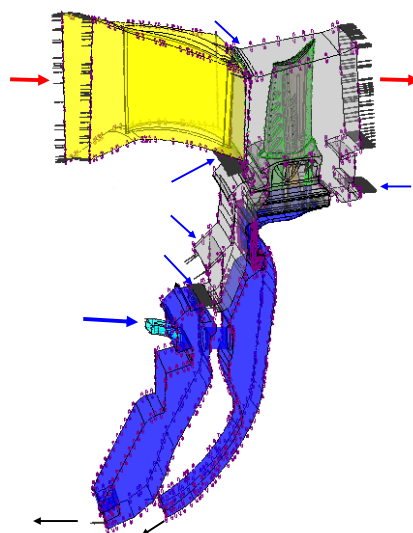


Рисунок 1 - Вид трёхмерной сопряжённой модели для расчёта теплового состояния охлаждаемой РЛ

состояние. Разница средней по сечению температуры $\Delta T_{\text{ср.сеч.}}$ от 0 до 0,6 относительной высоты пера лопатки $\bar{H} = H_{\text{сеч}}/h_{\text{лоп}}$, где $H_{\text{сеч}}$ – высота рассматриваемого сечения лопатки, $h_{\text{лоп}}$ – высота пера лопатки, изменяется от 1 до 35 °C.

Для определения влияния способа учёта и степени детализации газовой воздушной области в притрактных полостях перед и за РЛ и СА в *CFD* модели были рассмотрены четыре конфигурации расчётной области: без притрактных полостей в расчётной области модели (локально моделируются выдувы воздуха в проточную часть); притрактные полости включены в расчётную область модели в упрощённом виде; притрактные полости включены в расчётную область без учёта лабиринтного уплотнения; притрактные полости полностью включены в расчётную область модели.

Установлено, что при введении упрощений геометрии притрактной полости неверно предсказывается структура потока, формирующегося в проточной части на выходе из притрактной полости. На рисунке 4 представлены значения средней и максимальной температуры на поверхности трактной полки рабочей лопатки при различных конфигурациях расчётной модели. Распределение значения средней по сечению температуры по высоте пера лопатки представлено на рисунке 5. Максимальная температура трактной полки охлаждаемой рабочей лопатки при использовании модели без упрощения геометрии притрактной полости $T_{\text{вт.макс.}} = 1024,1^\circ\text{C}$. При исключении лабиринтного уплотнения из расчётной области структура прогнозируемого течения воздуха не изменяется. При упрощении геометрии притрактной полости $T_{\text{вт.макс.}} = 979,5^\circ\text{C}$ ($\Delta T_{\text{вт.макс.}} = -44,6^\circ\text{C}$), такое допущение искажает результаты сопряжённого моделирования, как и в случае, когда притрактная полость исключается из расчётной области $T_{\text{вт.макс.}} = 951,4^\circ\text{C}$ ($\Delta T_{\text{вт.макс.}} = -72,9^\circ\text{C}$).

Таким образом, установлено, что при использовании расчётной модели без притрактной полости или с упрощённой конфигурацией неверно рассчитываются значения температуры на втулочной полке и на пера лопатки.

Для определения влияния выходной области камеры сгорания (КС) в *CFD* области сопряжённой модели СА первой ступени турбины на результаты расчёта теплового состояния были рассмотрены две конфигурации. В первом случае входная граница расчётной области канала

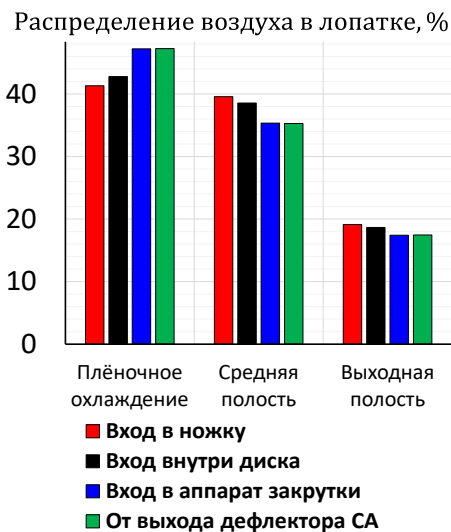


Рисунок 2 - Распределение расхода охлаждающего воздуха между каналами системы охлаждения лопатки

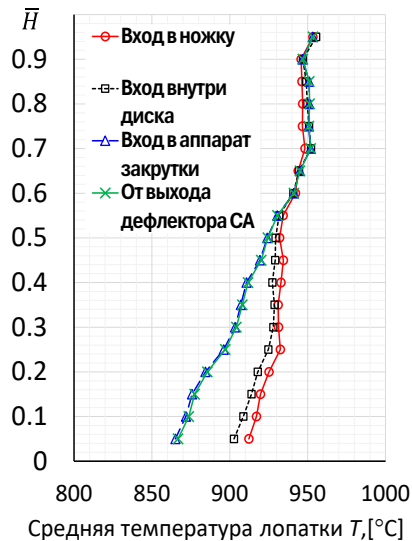


Рисунок 3 - Распределение значения средней по сечению температуры лопатки по её высоте

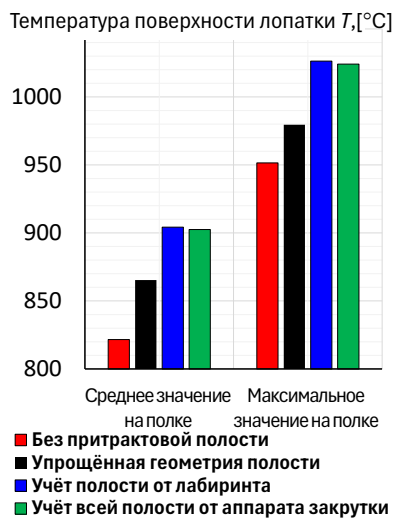


Рисунок 4 - Значения средней и максимальной температуры на наружной поверхности трактной полки РЛ

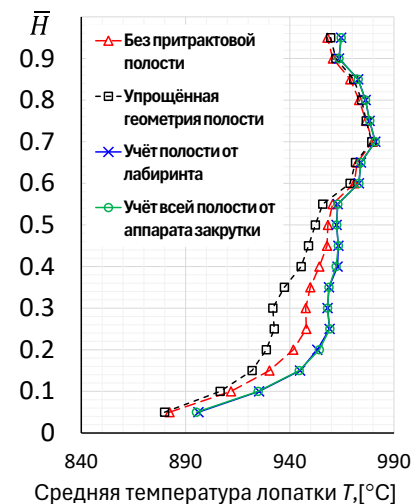


Рисунок 5 - Распределение значения средней по сечению температуры лопатки по её высоте

расположена перед СА первой ступени. При этом последний ряд отверстий охлаждения КС и полости соединения КС и СА не учитываются. Во втором случае входная граница расчётной области межлопаточного канала расположена в сечении внутри КС, последний ряд отверстий охлаждения КС и полости соединения КС и СА учитываются. Без учёта области на выходе из КС и течения охлаждающего воздуха из последнего ряда её охлаждения в численной модели неверно прогнозируется структура потока на трактовых полках СА. Это приводит к ошибке при определении теплового состояния СА. Подход к выбору расчётной зоны оказывает влияние на величину средней температуры сечения в области пера лопатки при $\bar{H} \leq 0,4$. Разница значений средней по сечению температуры для сечения $\bar{H} = 0,05$ составила $\Delta T_{\text{ср.сеч.}} = 110^\circ\text{C}$ при моделировании с учётом выходной области КС ($T_{\text{ср.сеч.}} = 882^\circ\text{C}$) и без неё ($T_{\text{ср.сеч.}} = 772^\circ\text{C}$). На рисунке 6 показано сопоставление распределения температуры по высоте $\bar{H}$ охлаждаемой лопатки при различных подходах к выбору конфигурации расчётной зоны. Расположение входной границы расчётной области влияет на прогнозируемую структуру потока в области трактовых полок СА и распространение пелены охлаждающего воздуха по трактовым полкам СА, что сказывается на расчёте результирующего теплового состояния лопатки.

В результате выполненных исследований разработаны рекомендации по формированию численных моделей для расчёта теплового состояния охлаждаемых сопловых аппаратов и рабочих лопаток турбин, которые заключаются в следующем. При моделировании теплового состояния СА охлаждаемых турбин необходимо включать в расчётную CFD область (рисунок 7):

- межлопаточный канал СА;
- систему внутренних каналов лопатки СА;
- притрактовые полости перед и за СА от лабиринтных уплотнений;
- геометрию каналов подвода охлаждающего воздуха в корпусе от вторичной зоны КС;
- область КС с учётом последнего ряда отверстий её охлаждения.

При моделировании теплового состояния РЛ охлаждаемых турбин необходимо включать в расчётную CFD область (рисунок 8):

- межлопаточный канал СА;
- межлопаточный канал РЛ;
- систему внутренних каналов РЛ;
- притрактовые полости перед и за РК от лабиринтных уплотнений;
- геометрию каналов подвода охлаждающего воздуха от входа в аппарат закрутки рассматриваемой ступени (или от места подвода охлаждающего воздуха в полость перед диском, при отсутствии аппарата закрутки в рассматриваемой ступени).

С использованием разработанных рекомендаций были выполнены расчёты теплового состояния СА и РЛ двухступенчатой турбины газогенератора. На рисунке 9 представлены результаты сопоставления расчётных данных с экспериментальными значениями коэффициента эффективности охлаждения $\theta_{\text{лоп}} = (T_{\text{г}}^* - T_{\text{лоп}}) / (T_{\text{г}}^* - T_{\text{охл.в}}^*)$ для СА первой ступени ($T_{\text{г}}^*$ – полная температура газа на выходе из камеры сгорания для СА первой ступени, для остальных лопаток на входе в венец, $T_{\text{лоп}}$ – температура лопатки, $T_{\text{охл.в}}^*$ – полная температура охлаждающего воздуха на входе в лопатку). Чёрными точками отмечены значения

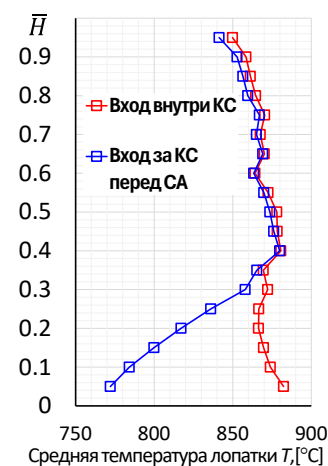


Рисунок 6 - Распределение величины средней температуры лопатки по высоте пера при различных подходах к созданию расчётной области

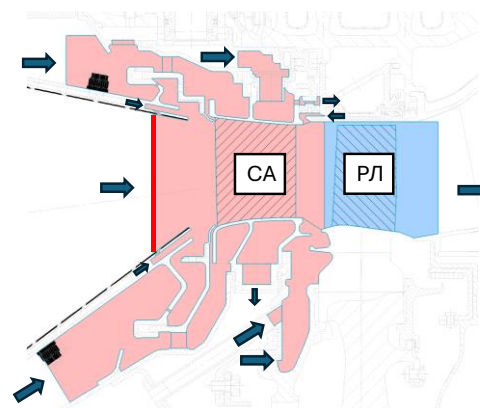


Рисунок 7 - Конфигурация расчётной области модели для определения теплового состояния соплового аппарата первой ступени

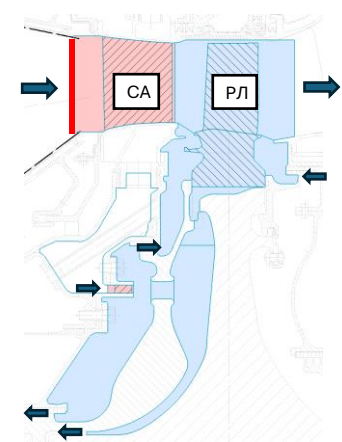


Рисунок 8 - Конфигурация расчётной области модели для определения теплового состояния рабочей лопатки

коэффициента эффективности охлаждения, полученного по результатам термометрирования сопловой лопатки, для точек на поверхности пера. Максимальное отличие результатов расчёта от данных эксперимента $\Delta\theta_{\text{лоп}}$ при сравнении средних значений $\theta_{\text{лоп}}$ не превышает 0,02. Аналогичное сопоставление было выполнено для РЛ первой ступени и СА второй ступени. Максимальное отличие $\Delta\theta_{\text{лоп}}$ при сравнении средних по сечению значений не превышает 0,03 для СА второй ступени турбины. Выполнено сравнение экспериментальных и расчётных значений изменения температуры на входной кромке СА первой ступени при замене дефлектора. Прогнозируемое по

результатам расчёта снижение температуры при замене дефлектора отличается на $\Delta T_{\text{лоп}} = 4,2^\circ\text{C}$ от результатов экспериментального исследования (снижение 51°C по результатам эксперимента, а при численном моделировании - $55,2^\circ\text{C}$). На рисунке 10 представлено сопоставление экспериментальных данных с расходными характеристиками лопаток СА первой ступени

$A_{\text{л}} = \frac{G_{\text{охл}} \sqrt{T_{\text{охл.в}}^*}}{p_{\text{охл.в}}^*}$, ($G_{\text{охл}}$ - расход охлаждающего воздуха через лопатку, $p_{\text{охл.в}}^*$ - полное давление охлаждающего воздуха на входе в лопатку) полученными с использованием теплогидравлических моделей. Отличие расчётных данных пропускной способности в рабочей точке, полученных с использованием теплогидравлической модели, равно $\Delta A_{\text{л}} = 7,9\%$. Для РЛ второй ступени $\Delta A_{\text{л}} = 5,8\%$.

В третьей главе представлен разработанный метод определения расходов воздуха в системе охлаждения турбины на этапе начального газодинамического проектирования. Для разработки и уточнения существующих рекомендаций для начального этапа проектирования использовались данные об охлаждаемых турбинах, полученные из научных статей, монографий и научно-технических отчётов в открытом доступе, а также на основании выполненных работ в Самарском университете. Собрана статистика значений относительного расхода воздуха $\bar{G}_{\text{охл}} = G_{\text{охл}}/G_{\text{г}}$ ($G_{\text{г}}$ - расход через горло СА первой ступени турбины) через элементы систем охлаждения турбин с различным значением полной температуры газа на выходе из КС двигателя $T_{\text{г}}^*$. Был обобщён опыт трёхмерного сопряжённого CFD моделирования рабочего процесса в системах охлаждения турбин современных двигателей, выполненного с учётом рекомендаций, изложенных во второй главе. Для уточнения зависимостей $\theta_{\text{лоп}} = f(\bar{G}_{\text{охл}})$ данные из технической литературы были сопоставлены с результатами сопряжённого моделирования, полученными для лопаток современных двигателей. В качестве примера, на рисунках 11 и 12 показано сопоставление полученных регрессионных зависимостей с представленными в технической литературе рекомендациями для РЛ с конвективно-плёночными и конвективными системами охлаждения. Таким образом, были уточнены зависимости $\theta_{\text{лоп}} = f(\bar{G}_{\text{охл}})$ для охлаждаемых СА и РЛ различных схем охлаждения. Для определения расхода охлаждающего воздуха через притрактовые полости, на охлаждение бандажных полок, на выдувы из надроторных вставок и на утечки между блоками СА и в замковых соединениях РК были получены регрессионные зависимости $\bar{G}_{\text{охл}} = f(T_{\text{г}}^*/T_{\text{в}}^*)$ ($T_{\text{г}}^*/T_{\text{в}}^*$ - отношение температуры на

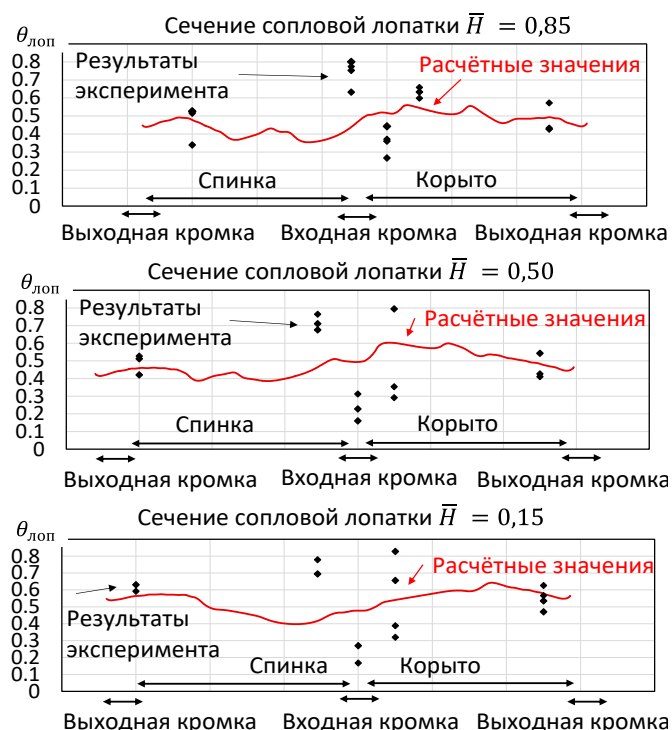


Рисунок 9 - Сопоставление результатов расчёта с данными эксперимента в сечениях, в которых выполнялось термометрирование СА первой ступени

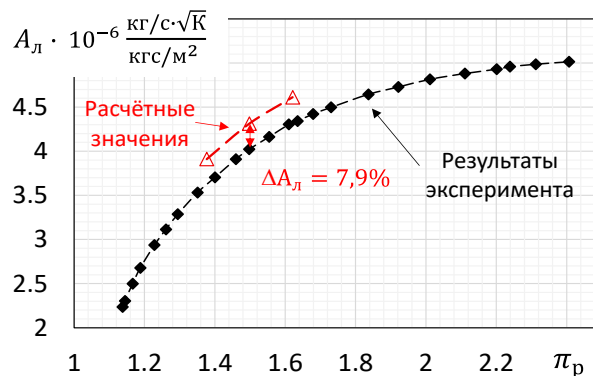


Рисунок 10 - Расходная характеристика системы охлаждения СА первой ступени

выходе из КС к температуре на входе в компрессор) на основе собранных статистических данных, также на основе статистических данных предложены зависимости по определению составляющей $\bar{G}_{\text{плёнк}}$, поступающей на плёночное охлаждение в СА и РЛ с конвективно-плёночной системой охлаждения $\bar{G}_{\text{плёнк}}/\bar{G}_{\text{охл}} = f(T_{\text{г}}^*/T_{\text{в}}^*)$. На рисунках 13 и 14 представлены примеры полученных зависимостей для оценки величины относительного расхода охлаждающего воздуха через притрактовую полость перед первым РК и на охлаждение бандажной полки РЛ первой ступени турбины.

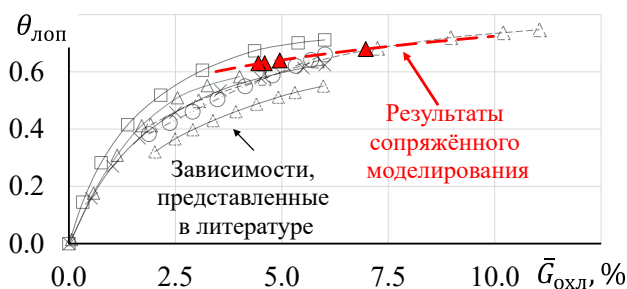


Рисунок 11 - Сопоставление известных зависимостей $\theta_{\text{лоп}} = f(\bar{G}_{\text{охл}})$ РЛ с конвективно-плёночным охлаждением с результатами моделирования

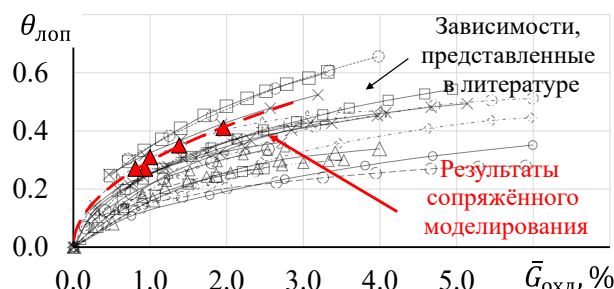


Рисунок 12 - Сопоставление известных зависимостей $\theta_{\text{лоп}} = f(\bar{G}_{\text{охл}})$ РЛ с конвективным охлаждением с результатами моделирования

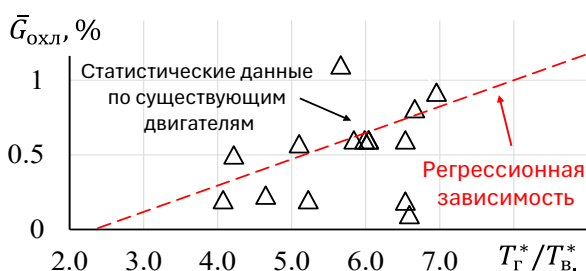


Рисунок 13 - Зависимость расхода $\bar{G}_{\text{охл}}$ в проточную часть перед первым РК от $T_{\text{г}}^*/T_{\text{в}}^*$.

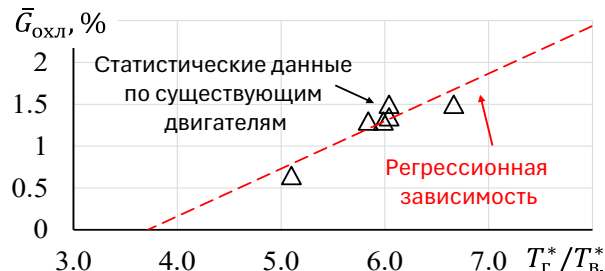


Рисунок 14 - Зависимость расхода $\bar{G}_{\text{охл}}$ на бандажную полку РЛ первой ступени от $T_{\text{г}}^*/T_{\text{в}}^*$.

С использованием комплекса регрессионных зависимостей для определения расхода охлаждающего воздуха через элементы системы охлаждения выполняется расчёт в соответствии с разработанным алгоритмом. Алгоритм метода определения расходов воздуха в системе охлаждения турбины на этапе начального газодинамического проектирования представлен на рисунке 15.

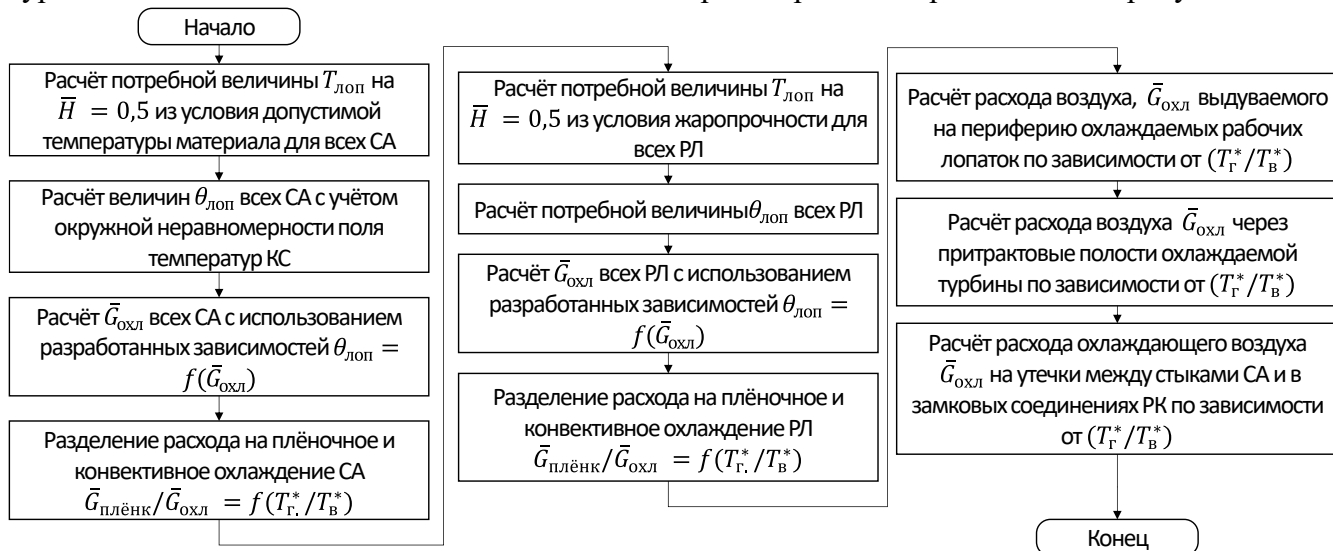


Рисунок 15 - Алгоритм метода определения расходов воздуха в системе охлаждения турбины на этапе начального газодинамического проектирования

На рисунке 16 представлена обобщённая схема распределения выдувов охлаждаемого воздуха в турбине, соответствующая разработанному методу. С использованием разработанного метода были выполнены расчёты расходов воздуха в системе охлаждения турбины газогенератора ГТД, для которой в открытых источниках приведены все необходимые данные для сопоставления.

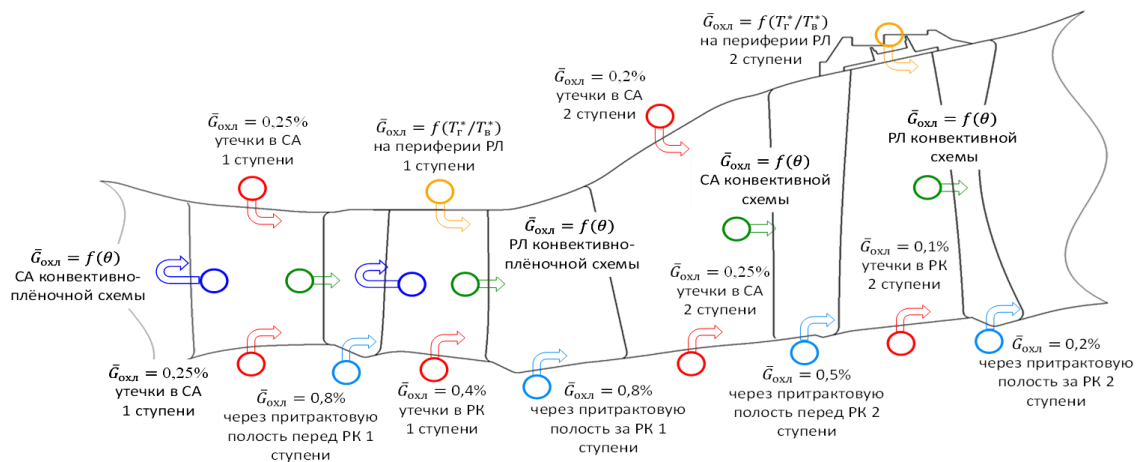


Рисунок 16 - Обобщённая схема распределения выдувов охлаждающего воздуха в турбине

Из технической литературы был собран комплекс зависимостей, прогнозирующих минимальное значение потребного расхода охлаждающего воздуха $\bar{G}_{охл}$ (оптимистичная оценка) и максимальное значение (пессимистичная оценка) для конвективно-плёночных и конвективных схем охлаждения СА и РЛ. Результаты сопоставления представлены на рисунке 17. Суммарное значение расхода затрачиваемого охлаждающего воздуха в первой ступени турбины, полученное с

использованием комплекса разработанных зависимостей составило $\bar{G}_{охл} = 22,68\%$, что на $\Delta\bar{G}_{охл} = 0,25\%$ меньше, чем в турбине газогенератора ГТД. Для второй ступени турбины суммарное значение расхода охлаждающего воздуха, полученное с использованием комплекса разработанных зависимостей составило $\bar{G}_{охл} = 6,92\%$, что на $\Delta\bar{G}_{охл} = 0,54\%$ больше, чем в турбине газогенератора ГТД. Разработанный метод позволил с точностью до 3% ($\frac{\Delta\bar{G}_{охл}}{\bar{G}_{охл}} \cdot 100\%$) определить суммарное значение расхода охлаждающего

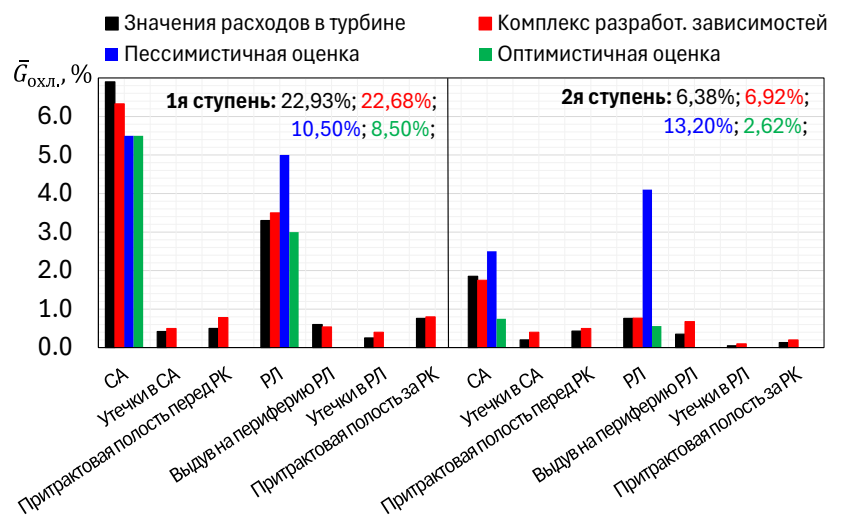


Рисунок 17 - Сопоставление результатов расчёта значений расходов охлаждающего воздуха в турбине

воздуха через турбину и учесть расходы через притрактовые полости, выдувы на периферию РЛ и на утечки между блоками СА и через замковые соединения РЛ.

Таким образом, разработанный метод определения расходов воздуха в системе охлаждения турбины на начальном этапе газодинамического проектирования позволил повысить точность оценки параметров системы охлаждения.

В четвёртой главе представлен разработанный метод моделирования теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин в процессе проектирования. На основе существующего опыта был сформирован обобщённый алгоритм проектирования и расчётной доводки систем охлаждения лопаток турбин, определены основные ограничения, связанные с выполнением требований жаропрочности, функциональности и технологических ограничений производства проектируемых СА и РЛ. Также определён перечень исходных данных для проектирования, часть из которых формируется с использованием разработанного метода определения расходов воздуха в системе охлаждения турбины на этапе начального газодинамического проектирования, который подробно описан в третьей главе работы. Для этапов проработки схемы внутренних каналов систем охлаждения, выбора интенсификаторов конвективного теплообмена в полостях и расположения отверстий плёночного охлаждения был обобщён опыт существующих схем охлаждения современных ГТД. Обобщение было выполнено как для СА, так и для РЛ конвективно-плёночных и конвективных

схем охлаждения. После выполненной проработки конструкции охлаждаемых лопаток выполняется цикл расчётов для оценки теплового и прочностного состояния, итерационно изменяется конструкция лопатки с целью обеспечения требований жаропрочности. Моделирование теплового состояния охлаждаемых лопаток турбины выполняется с использованием сопряжённых теплогидравлических моделей, рекомендации по формированию которых представлены во второй главе работы. Итоговый обобщённый алгоритм представлен на рисунке 18.

Была проверена гипотеза о возможности вычисления суммарной эффективности системы охлаждения СА как: $\theta_{\text{сумм}} = \theta_{\text{п}} + (\theta_{\text{кпл}} + \theta_{\text{км}}) - \theta_{\text{п}}(\theta_{\text{кпл}} + \theta_{\text{км}})$, где $\theta_{\text{п}}$ – эффективность плёночной составляющей системы охлаждения СА, $\theta_{\text{кпл}}$ – эффективность конвективной составляющей системы охлаждения от течения во внутренней полости и отверстий плёночного охлаждения СА, $\theta_{\text{км}}$ – эффективность конвективной составляющей системы охлаждения от средней полости и полости выходной кромки СА.

Для расчёта компонентов суммарного коэффициента эффективности охлаждения $\theta_{\text{сумм}}$ используются следующие модели:

- $\theta_{\text{п}}$ по адиабатической модели, включающей только полость плёночного охлаждения;
- $\theta_{\text{кпл}}$ по сопряжённой модели, включающей только полость плёночного охлаждения;
- $\theta_{\text{км}}$ по сопряжённой модели, включающей только полость вихревой матрицы (заднюю полость СА). Распределение значения $\theta_{\text{сумм}}$, полученное с использованием моделей повышенного быстродействия было сопоставлено с результатами расчёта с использованием сопряжённой теплогидравлической модели всей системы охлаждения. Распределение значений разности $\Delta\theta_{\text{сумм}}$ представлено на рисунке 19. Ошибка определения $\theta_{\text{сумм}}$ при использовании упрощённых быстродействующих моделей не превышает значения $\Delta\theta_{\text{сумм}} = 0,09$ (9,4% от $\theta_{\text{сумм}}$) в области отверстий плёночного охлаждения. В области внутреннего ребра СА между полостью плёночного охлаждения и полостью вихревой матрицы $\Delta\theta_{\text{сумм}}$ достигает значения 0,2 (20,8% от $\theta_{\text{сумм}}$). Такое отклонение возникает при применении сопряжённой модели повышенного быстродействия, включающей только полость вихревой матрицы. При изменении конструкции СА тенденции повышения или снижения эффективности охлаждения $\theta_{\text{сумм}}$ от введённых мероприятий оцениваются одинаково верно с использованием разработанных моделей повышенного быстродействия.

После завершения расчётной доводки с использованием моделей повышенного быстродействия выполняется проверочный расчёт с применением сопряжённой теплогидравлической модели всей системы охлаждения. Выполнена оценка затраченного расчётного времени в зависимости от числа итераций при проведении расчётной доводки схемы охлаждения с использованием сопряжённых и адиабатических моделей повышенного быстродействия рабочего процесса отдельных полостей системы охлаждения СА. Результаты представлены на рисунке 20.

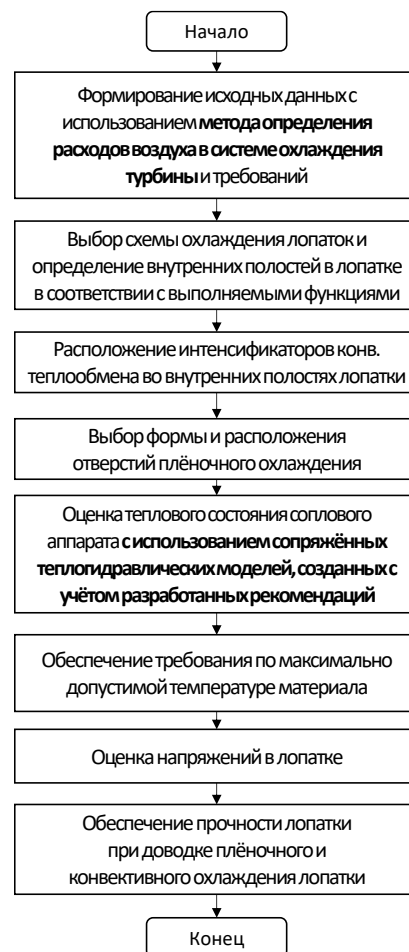


Рисунок 18 – Обобщённый алгоритм процесса проектирования охлаждаемых лопаток турбин

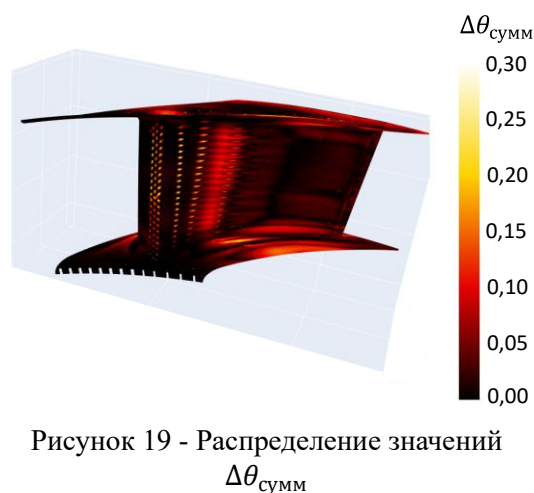


Рисунок 19 - Распределение значений $\Delta\theta_{\text{сумм}}$

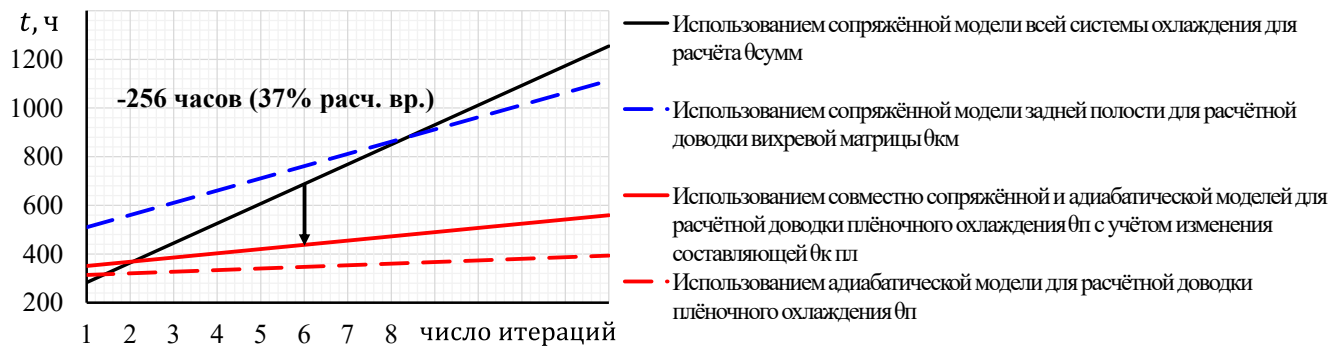


Рисунок 20 - График зависимости времени, затраченного на расчётную доводку, от количества итераций для каждого рассмотренного способа расчётной доводки с использованием моделей повышенного быстродействия

Как видно из рисунка 20, целесообразным с точки зрения затрат времени является использование моделей повышенного быстродействия для расчётной доводки эффективности плёночного охлаждения, так как с их помощью возможно получить выигрыш при выполнении двух и более итераций. Например, при выполнении 6 итераций изменения геометрии был получен выигрыш в 256 часов (37% расчётного времени) с использованием комбинации сопряжённых и адиабатических моделей рабочего процесса полости плёночного охлаждения. При использовании только адиабатических моделей ошибка определения результирующего значения $\theta_{\text{сумм}}$ возрастает, так как в них не учитывается изменение конвективной составляющей теплообмена при корректировке положения и формы отверстий.

Таким образом, разработаны рекомендации по созданию численных моделей повышенного быстродействия для СА с конвективно-плёночной схемой охлаждения для выполнения расчётной доводки их теплового состояния. На основе сопряжённой теплогидравлической модели системы охлаждения СА создаются сопряжённая и адиабатическая модели рабочего процесса в полости плёночного охлаждения, используемые для вычисления $\theta_{\text{п}}$ и $\theta_{\text{к пл}}$ в процессе расчётной доводки. Рациональные границы использования таких моделей обоснованы с точки зрения экономии расчётного времени. Данные рекомендации были учтены в общем алгоритме моделирования теплового состояния при проектировании и расчётной доводке систем охлаждения СА (рисунок 21).

В отличие от СА, система охлаждения РЛ представляет собой систему связанных между собой каналов сложной формы. В связи с этим невозможно корректно изолированно смоделировать рабочий процесс в отдельной полости РЛ для расчётной доводки плёночной или конвективной составляющей эффективности системы охлаждения с использованием упрощённых моделей повышенного быстродействия. Для РЛ было предложено разделение алгоритма на два этапа.

На первом этапе выполняется расчётная доводка системы охлаждения пера и периферии лопатки (бандажной полки) с использованием сопряжённой теплогидравлической модели и модели напряжённо-деформированного состояния (НДС) лопатки без диска. На втором этапе выполняется расчётная доводка охлаждения втулочной полки и замкового соединения с использованием теплогидравлической модели и модели НДС РК. С учётом данных уточнений был сформирован алгоритм расчётной доводки теплового состояния РЛ на основе обобщённого алгоритма.

Таким образом, разработан метод моделирования теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин в процессе проектирования. Сформированы алгоритмы выполнения моделирования теплового состояния, для каждого этапа которых представлены рекомендации.

В пятой главе представлены результаты апробирования разработанных методов моделирования теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин. Апробирование было выполнено при решении ряда задач проектирования и расчётной доводки систем охлаждения турбин энергоэффективного демонстратора турбовинтового двигателя (ТВД) и перспективного газогенератора для двигателей НК тягой до 24 тс. Кроме того, полученные результаты использовались при выполнении государственного задания по изучению рабочих процессов нагнетательных машин на базе сопряжённых математических моделей (код FSSS-2024-0015).

Результирующее тепловое состояние охлаждаемых лопаток турбины высокого давления газогенератора на взлётном режиме представлено на рисунке 22.

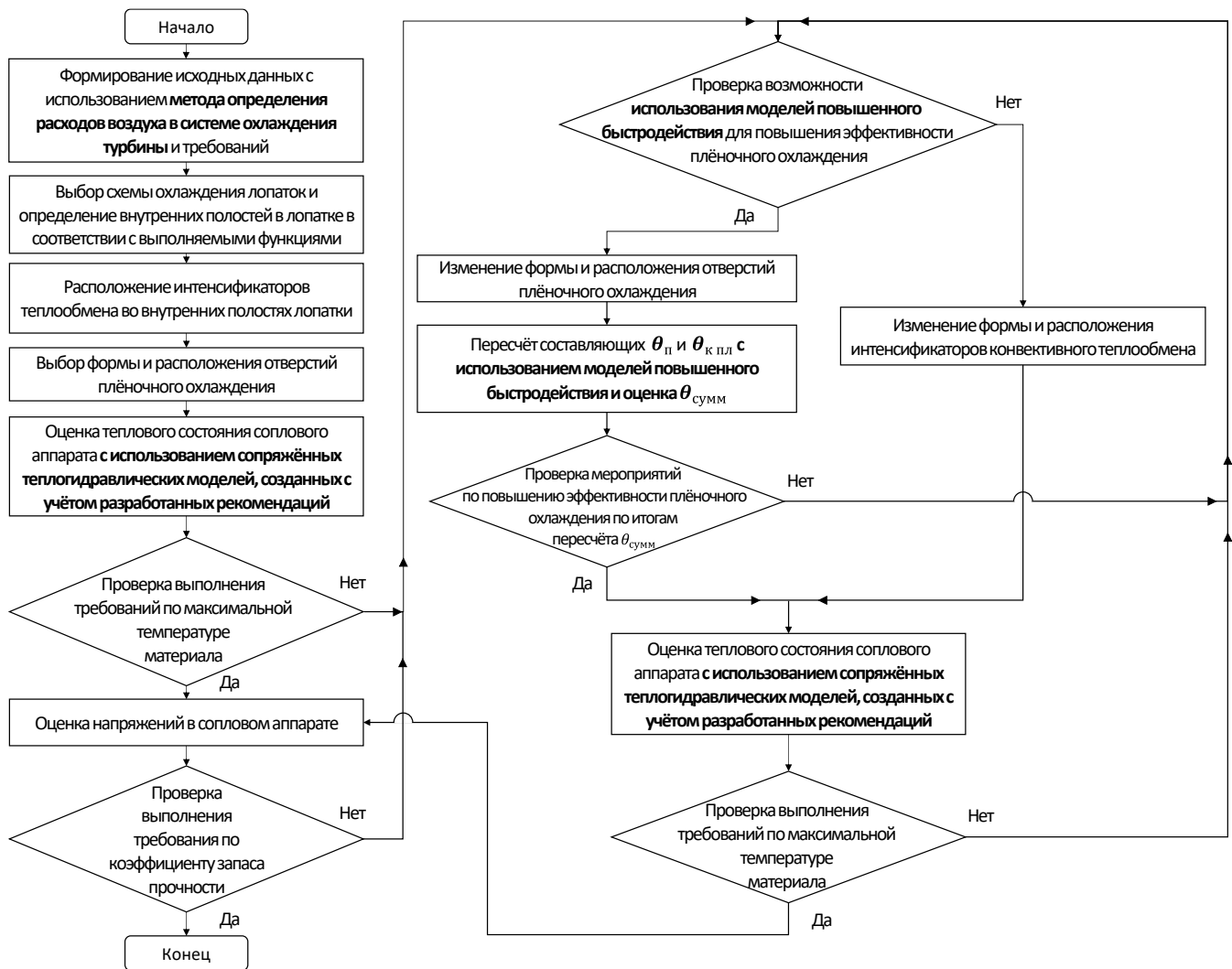


Рисунок 21 - Алгоритм выполнения моделирования теплового состояния охлаждаемых СА в процессе проектирования и расчётной доводки

Для лопаток турбины высокого давления получены следующие параметры, характеризующие тепловое состояние: для СА $\theta_{лоп} = 0,84$ при расходе $\bar{G}_{охл} = 11,78\%$ и для РЛ $\theta_{лоп} = 0,64$ при расходе $\bar{G}_{охл} = 4,6\%$. В процессе расчётной доводки теплового состояния охлаждаемого СА первой ступени использование моделей повышенного быстродействия позволило снизить расчётное время в 1,6 раз. На рисунке 23 представлено тепловое состояние СА первой ступени энергоэффективного демонстратора ТВД. Проектирование системы охлаждения и расчётная доводка лопатки выполнялись с учётом возможности её аддитивного производства. Суммарный расход охлаждающего воздуха в результате расчётной доводки составил $\bar{G}_{охл} = 2,23\%$, при $\theta_{лоп} = 0,51$. Также на этапе начального проектирования двигателя, с использованием метода определения расходов воздуха в системе охлаждения турбины, был сформирован эскиз системы охлаждения, уточнение которого выполнялось в дальнейшем с использованием теплогидравлических моделей.

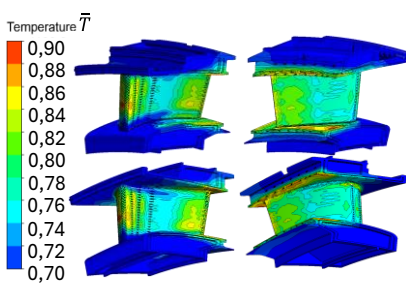


Рисунок 22 - Результирующее тепловое состояние охлаждаемых лопаток турбины высокого давления газогенератора

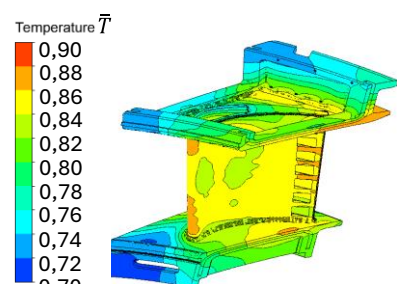
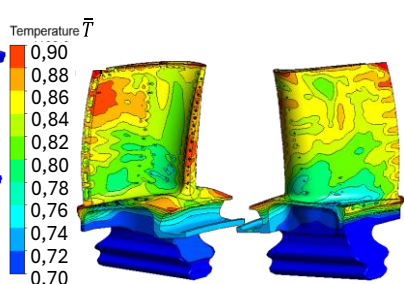


Рисунок 23 - Результирующее тепловое состояние охлаждаемого СА

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Решена важная научно-техническая задача повышения эффективности проектирования авиационных охлаждаемых турбин с помощью разработанных методов моделирования теплового состояния их сопловых аппаратов и рабочих лопаток.

1. Разработаны рекомендации по формированию численных моделей для расчёта теплового состояния охлаждаемых сопловых аппаратов и рабочих лопаток турбин. Установлено, что для повышения точности моделирования теплового состояния сопловых аппаратов в расчётную область необходимо дополнительно включать притрактовые полости перед и за сопловым аппаратом от выхода из лабиринтного уплотнения, а также область камеры сгорания с последним рядом отверстий её охлаждения и каналами подвода охладителя в корпусе соплового аппарата. Такая конфигурация расчётной области моделей позволяет предотвратить ошибки в определении значения температуры до 100 – 150 °С. Для повышения точности моделирования теплового состояния рабочих лопаток в расчётную область необходимо дополнительно включать притрактовые полости перед и за рабочим колесом от выхода из лабиринтного уплотнения, а также область подвода охлаждающего воздуха от входа в аппарат закрутки. Такая конфигурация расчётной области моделей позволяет предотвратить ошибки в определении значения температуры поверхности рабочих лопаток до 50 – 80 °С.

2. С учётом разработанных рекомендаций выполнено моделирование теплового состояния четырёх охлаждаемых лопаток турбины, результаты которого сопоставлены с экспериментальными данными. Было проведено сравнение распределений значений коэффициента эффективности охлаждения θ по наружной поверхности лопаток, полученных экспериментальным путём, с результатами численного моделирования. Для большинства точек профиля в трёх сечениях по высоте каждой лопатки расчётные значения θ находятся в диапазоне экспериментальных значений. Максимальное отличие $\Delta\theta_{\text{лоп}}$ при сравнении средних по сечению значений $\theta_{\text{лоп}}$ не превышает 0,03.

3. Разработан метод определения расходов воздуха в системе охлаждения турбины на этапе начального газодинамического проектирования, отличающийся разработанным комплексом регрессионных моделей зависимостей величин:

- коэффициента эффективности охлаждения от относительного расхода для определения расхода воздуха через охлаждаемые сопловые аппараты и рабочие лопатки $\theta_{\text{лоп}} = f(\bar{G}_{\text{охл}})$,
- относительного расхода охладителя от отношения температуры на выходе из камеры сгорания к температуре на входе в компрессор $\bar{G}_{\text{охл}} = f(T_{\text{г}}^*/T_{\text{в}}^*)$ для определения относительного расхода воздуха через притрактовые полости, наддвигательные вставки и на утечки между блоками сопловых аппаратов и через замковые соединения рабочих лопаток в диапазоне значений отношения температур $T_{\text{г}}^*/T_{\text{в}}^* = 4,0 \dots 7,0$.

Комплекс регрессионных моделей разработан на основе накопленного опыта моделирования теплового состояния СА и РЛ турбин и собранных статистических данных о расходах в системах охлаждения. На примере турбины газогенератора, для которой в открытых источниках приведены значения расходов воздуха, выдуваемого в проточную часть, разработанный метод позволил с точностью до 3% (относительных) определить значение расхода охлаждающего воздуха через турбину.

4. Разработаны рекомендации по созданию численных моделей повышенного быстродействия для сопловых аппаратов с конвективно-плёночной схемой охлаждения для выполнения расчётной доводки их теплового состояния, отличающиеся от существующих обоснованными границами использования с точки зрения затрат расчётного времени. Применение разработанных рекомендаций позволило в процессе проектирования системы охлаждения соплового аппарата снизить расчётное время на 256 часов (на 37%) при выполнении шести итераций по сравнению с применением основной сопряжённой теплогидравлической модели всей системы охлаждения СА.

5. Разработан метод моделирования теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин в процессе проектирования и расчётной доводки. Сформирован обобщённый алгоритм этого метода, отличающийся использованием рекомендаций: по формированию исходных данных с помощью предложенного метода определения расходов воздуха в системе охлаждения на этапе начального газодинамического проектирования; по созданию конструктивных схем охлаждаемых

сопловых аппаратов и рабочих лопаток на основе существующего опыта разработки и производства; по созданию численных моделей теплового состояния охлаждаемых сопловых аппаратов и рабочих лопаток; по созданию и применению моделей повышенного быстродействия для расчётной доводки систем плёночного охлаждения сопловых аппаратов с конвективно-плёночной схемой.

6. Результаты исследований использованы при выполнении ряда хозяйственных и госбюджетных работ, в частности, при формировании облика перспективного газогенератора для двигателей НК тягой до 24 тонн, а также при моделировании и расчётной доводке теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин высокого и среднего давления. Результаты выполненной работы внедрены на ПАО «ОДК-Кузнецов» и в учебный процесс Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва.

Перспектива дальнейших исследований состоит в адаптации разработанных методов к другим стадиям жизненного цикла двигателя. В частности, применение их на стадии подготовки производства для оптимизации турбин с учётом возможностей обеспечения точности изготовления деталей, и на стадии эксплуатации - для оценки в реальном времени деградации характеристик турбин.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

Статьи в изданиях, рекомендованных ВАК

1. Матвеев В.Н., С.А. Результаты сопряжённого моделирования и анализа теплового состояния рабочей лопатки турбины высокого давления [Текст] / В. Н. Матвеев, С. А. Мельников, Г. М. Попов [и др.] // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. — 2023. — Т. 22, № 1. — С. 98-111.

2. Зубанов В.М. Влияние нестационарных процессов на тепловое состояние привтулочных полостей осевой турбины [Текст] / В. М. Зубанов, С. А. Мельников, Г. М. Попов, Е. С. Горячкин // Динамика и виброакустика. — 2025. — Т. 11, № 4. — С. 7-23.

3. Попов Г.М. Газодинамическая оптимизация рабочего процесса одноступенчатой охлаждаемой осевой турбины с дефлектором внутри [Текст] / Попов Г.М., Горячкин Е.С., Мельников С.А. [и др.] // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. — 2024. — Т. 23, № 3. — С. 144-153.

Статьи в изданиях, индексируемых в БД Scopus:

1. Popov, G. Selection of the Required Cooling Air Flow Through the Blades of the Axial Turbine at the Initial Design Stage [Текст] / Popov G., Melnikov S., Goriachkin E. etc. // 2024 10th Asia Conference on Mechanical Engineering and Aerospace Engineering, MEAE 2024. — 2024. — P. 61-65

2. Popov, G. Prediction of the two stage turbine cavities thermal state with calculating unsteady processes of hot gas inflow [Текст] / Popov G., Zubanov V., Melnikov S. etc. // Journal of Physics: Conference Series. — 2025. — Vol. 3041. Issue 1. № 1.

3. Popov, G. Numerical Simulation of the Thermal State of the Turbine Nozzle Guide Vane of a Modern Gas Turbine Engine [Текст] / Popov G., Zubanov V., Melnikov S. etc. // 2024 10th Asia Conference on Mechanical Engineering and Aerospace Engineering, MEAE 2024. — 2024. — P. 275-282

4. Zubanov, V. Improving the thermal condition of the high-pressure turbine blade / Zubanov V., Popov G., Melnikov S. etc. // Proceedings of the International Conference on Simulation and Modeling Methodologies, Technologies and Applications. — 2023. — Vol. 1. — P. 234-242

Свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ:

1. Попов Г.М., Зубанов В.М., Горячкин Е.С., Щербань А.И., Мельников С.А., Кудряшов И.А. Combustion Chamber Field Parameters Recalculation. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2024661402 от 17.05.2024.

2. Попов Г.М., Зубанов В.М., Горячкин Е.С., Щербань А.И., Гатаулина Е.Д., Мельников С.А., Кудряшов И.А. Hot-Cold Turbine Flowpath Definition. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2024661872 от 22.05.2024.