

Лю Цзюньцзе

Метод проектирования спиральных пластинчато-ребристых
теплообменников-регенераторов авиационного ГТД

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 теплотехники и тепловых двигателей.

Научный руководитель:

Угланов Дмитрий Александрович, доктор технических наук, доцент, федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», профессор кафедры теплотехники и тепловых двигателей.

Официальные оппоненты:

Разносчиков Владимир Валентинович, доктор технических наук, доцент, федеральное автономное учреждение «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова», ведущий научный сотрудник отдела специальных авиационных двигателей и химмотологии;

Бурцев Сергей Алексеевич, кандидат технических наук, доцент, федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)», доцент кафедры «Газотурбинные и нетрадиционные энергоустановки».

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

Защита состоится 18 сентября 2026 года в 15:00 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. Королева», 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. Королева» и на сайте: https://ssau.ru/storage/pages/6989/file_6a461ffea00e90.93097739.pdf.

Автореферат разослан «__» _____ 2026 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета 24.2.379.10

Виноградов
Александр Сергеевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

Широкое применение микрогазотурбинных двигателей (МГТД) в современной аэрокосмической отрасли, в частности, в составе силовых установок беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) большой продолжительности полёта, вспомогательных силовых установок (ВСУ) и перспективных гибридно-электрических двигательных систем, обусловлено их высокой удельной мощностью и надёжностью. Развитие передовой авиационной техники требует радикального решения проблем энергосбережения и повышения теплового КПД двигателей при строгом соблюдении жёстких массогабаритных ограничений. В цикле работы авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) теплообменник-регенератор может быть использован для утилизации теплоты выхлопных газов для подогрева сжатого воздуха перед камерой сгорания. Эффективная регенерация тепла позволяет радикально снизить удельный расход топлива и повысить эффективный КПД установки с 15 – 20 % до 30 – 35 % при сохранении той же степени повышения давления. Однако внедрение теплообменников-регенераторов сопряжено с существенной проблемой — в традиционном исполнении теплообменный аппарат может достигать 30 – 40 % от общей массы и габаритов ГТД, что существенно ограничивает его применение в авиационных системах и комплексах. Среди типов регенераторов для газотурбинных двигателей пластинчато-ребристые теплообменники (ПРТ) являются наиболее предпочтительными благодаря компактности, термомеханической стойкости и конструктивной гибкости. Однако традиционные конфигурации рёбер (гладкие, прерывистые, волнистые) исчерпали возможности повышения эффективности: дальнейшая интенсификация теплоотдачи в классических ПРТ сопровождается недопустимым ростом гидравлического сопротивления, что снижает энергетический эффект регенераций из-за увеличения затрат мощности на привод компрессора. Преодоление указанной проблемы требует разработки новых геометрических структур матриц ПРТ, способных обеспечить качественно иной уровень теплогидравлических характеристик, а также методики проектирования сверхкомпактных пластинчато-ребристых теплообменников-регенераторов для МГТД.

Степень разработанности темы исследования

Исследованию проблем проектирования, расчёта, изготовления теплообменных аппаратов и методов интенсификации теплообмена посвящён обширный комплекс работ, выполненных как отечественными, так и зарубежными учёными с применением современных численных методов.

Значительный вклад в изучение интенсификации теплообмена в трубчатых аппаратах, процессов теплопроводности при наличии внутренних источников тепла, а также вопросов конвективного теплообмена и гидрогазодинамики течений в трубах внесли Э.К. Калинин, Г.А. Дрейцер, И.З. Конц, Б.С. Петухов, Л.Г. Генин, С.А. Ковалёв, С.А. Ярхо, Г.П. Нагота, Ю.А. Кузма-Кичта, К.С. Егоров, В.Я. Модорский и другие. В указанных трудах представлен анализ экспериментальных данных и сформулированы практические рекомендации. Наряду с работами отечественных (российских) ученых, фундаментальное значение для мировой науки имеют исследования китайских специалистов. В частности, большой вклад в развитие теории интенсификации теплообмена (например, в создание теории объединённого воздействия полей) и численное моделирование процессов теплопереноса внесли Го Цзэнъюань, Тао Вэньцюань и Хэ Ялин. Проблематика создания высокоэффективных пластинчатых теплообменных аппаратов отражена в работах Л.М. Коваленко, А.Р. Ястребенецкого, Н.В. Барановского, А.Ф. Савостина, А.М. Тихонова, В.М. Кэйса, А.Л. Лондона, А.А. Жукаускаса, О.В. Жаднова, Г.А. Евсеева, А.Л. Емельянова, Е.В. Кожевникова, М.В. Силуяновой, Т.В. Поповой и др. Эти исследования охватывают вопросы гидродинамики и конвективного теплообмена в потоках газов и жидкостей, содержат результаты теоретических и экспериментальных исследований конвективного теплопереноса. В области разработки, оптимизации и применения компактных и высокоэффективных теплообменных аппаратов нового поколения (включая пластинчатые и микроканальные) также стоит отметить значимые результаты, полученные научными школами под руководством Ван Цювана и других современных исследователей. Данные работы предлагают расширенные практические рекомендации по выполнению тепловых и гидродинамических расчётов передовой теплообменной аппаратуры. В настоящее время исследования теплообменников-регенераторов авиационных ГТД в основном развиваются в области интенсификации теплообмена и снижения гидравлических потерь существующих аппаратов, тогда как внедрение инновационных технологических решений и интеллектуальных методов проектирования не находит массового применения. Традиционные ПРТ сохраняют ряд ограничений: сложная геометрия увеличивает время разработки конструкции, а до-

стижение баланса между высокой интенсивностью теплообмена и допустимыми потерями давления остаётся трудноразрешимой задачей.

Перспективные геометрические конфигурации ПРТ, такие как спиральные и двуспиральные структуры, остаются недостаточно изученными — в этой области отсутствуют систематические теоретические и экспериментальные данные. Внедрение методов искусственного интеллекта в процессе проектирования теплообменных аппаратов пока ограничено простой аппроксимацией эмпирических зависимостей либо одноцелевой оптимизацией. При этом не созданы высокоточные базы данных и модели прогнозирования характеристик ПРТ, обладающие достаточной обобщающей способностью для различных схем и конфигураций создаваемых теплообменников-регенераторов. Таким образом, актуальной научной задачей является исследование характеристик новых спиральных ПРТ и двуспиральных пластинчато-ребристых теплообменников (ДСПРТ) для авиационных ГТД, а также разработка комплексных методов их проектирования и оптимизации на базе технологий искусственного интеллекта.

Цель работы: Повышение эффективности авиационных ГТД с регенерацией теплоты за счёт применения спиральных пластинчато-ребристых теплообменников-регенераторов, разработанных и созданных методом проектирования на основе численного моделирования их рабочего процесса.

Для достижения поставленной цели были поставлены и решены следующие задачи:

1. Разработать комплексный метод проектирования сверхкомпактных теплообменников-регенераторов для авиационных МГТД, основанный на сквозной интеграции численного моделирования, экспериментальных данных, алгоритмов машинного обучения и многокритериальной оптимизации, обеспечивающий существенное (на 2–3 порядка) сокращение временных и вычислительных затрат.

2. Установить закономерности интенсификации теплообмена в каналах со спиральным и двуспиральным оребрением, разработать методику их трёхмерного численного моделирования и определить влияние вторичных течений на тепловой пограничный слой с использованием экспериментальных данных.

3. Разработать методику определения теплогидравлических характеристик теплообменного аппарата (факторов Колберна j и Фаннинга f) для авиационного ГТД с применением физико-ориентированного обучения нейронных сетей, отличающихся от традиционных эмпирических подходов тем, что фундаментальные уравнения теплообмена и гидродинамики непосредственно учитываются при обучении модели, что обеспечивает высокую точность прогнозирования параметров.

4. Разработать методику комплексной оценки эффективности авиационного МГТД, устанавливающую строгую взаимосвязь между геометрическими параметрами оребренной поверхности теплообменного аппарата и интегральными термодинамическими показателями рабочего цикла двигателя на основе математической модели макроскопического масштабирования характеристик регенератора методом числа единиц переноса теплоты (NTU).

Объект исследований: спиральные и двуспиральные теплообменники-регенераторы для регенерации теплоты выхлопных газов газотурбинных двигателей.

Предмет исследования: тепловые и газодинамические процессы в спиральных и двуспиральных теплообменниках-регенераторах, модели прогнозирования их теплогидравлических характеристик, методики расчета и определения наиболее эффективных конструкций ПРТ для повышения КПД ГТД.

Научная новизна работы.

1. Разработан метод проектирования сверхкомпактных теплообменников-регенераторов для авиационных МГТД. Метод отличается интеграцией экспериментальных зависимостей, трехмерного CFD-моделирования, алгоритмов машинного обучения и многокритериальной оптимизации, что позволяет существенно снизить затраты времени и вычислительных ресурсов для разработки новых теплообменных аппаратов.

2. Впервые установлены гидродинамические и тепловые закономерности течения и интенсификации теплообмена в каналах со спиральным и двуспиральным оребрением. Выявлены механизмы формирования сложных пространственных вторичных вихрей и отрыва пограничного слоя, определяющие локальную интенсивность теплопереноса и динамику роста аэродинамического сопротивления в исследуемом диапазоне режимов течения.

3. Разработана методика определения теплогидравлических характеристик теплообменного аппарата для авиационного ГТД с применением физико-ориентированного обучения нейронных сетей, отличающаяся от традиционных эмпирических подходов тем, что фундаментальные уравнения теплообмена и гидродинамики непосредственно учитываются при обучении модели, что обеспечивает высокую точность прогнозирования параметров.

4. Разработана методика оценки эффективности МГТД с учётом параметров и характеристик теплообменного аппарата (ТА), устанавливающая взаимосвязь между геометрическими параметрами оребренной поверхности теплообменного аппарата и интегральными термодинамическими показателями рабочего цикла двигателя, отличающаяся применением математической модели макроскопического масштабирования характеристик регенератора методом NTU относительно исходной базовой конфигурации регенератора.

Методы исследования

В работе применена комплексная методология, включающая методы вычислительной гидродинамики, интеллектуальные алгоритмы машинного обучения искусственные нейронные сети (ИНС), генетический алгоритм многокритериальной оптимизации (NSGA-II) и физическую экспериментальную верификацию.

Теоретическая и практическая значимость работы

Теоретическая значимость работы заключается в раскрытии механизмов интенсификации теплообмена в спиральных каналах сложной формы. Научно обоснован и качественным образом описан эффект возникновения трехмерных вихревых структур, определены условия его появления в зависимости от пространственной геометрии и шага спирального оребрения теплообменного аппарата при турбулентном режиме течения. Кроме того, теоретическую ценность представляет разработанная методика определения теплогидравлических характеристик теплообменного аппарата для авиационного ГТД с применением физико-ориентированного обучения нейронных сетей.

Практическая значимость работы заключается в том, что разработанный интеллектуальный комплекс прогнозирования параметров ПРТ авиационных ГТД позволяет инженерам ускорить процесс расчета (уменьшить время расчёта на 2-3 порядка) и многокритериальной оптимизации теплообменных аппаратов.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Метод проектирования сверхкомпактных теплообменников-регенераторов для авиационных МГТД, основанный на интеграции экспериментальных данных, численного моделирования и алгоритмов машинного обучения, и отличающийся от традиционных методов последовательного численного перебора вариантов геометрии сокращением времени расчёта на 2-3 порядка.

2. Закономерности коэффициента теплоотдачи в каналах со спиральным и двуспиральным оребрением, устанавливающие влияние интенсивных вторичных течений на разрушение теплового пограничного слоя.

3. Методика определения теплогидравлических характеристик теплообменного аппарата для авиационного ГТД с применением физико-ориентированного обучения нейронных сетей.

4. Методика комплексной оценки эффективности МГТД, базирующаяся на учёте характеристик теплообменного аппарата. Отличительной особенностью является установление взаимосвязи геометрии ребер на микроуровне с интегральными термодинамическими показателями рабочего цикла двигателя.

Достоверность полученных результатов

Результаты исследования верифицированы по экспериментальным данным и зависимостям, полученным на разработанном и созданном экспериментальном стенде. Данные результаты хорошо согласуются с результатами других авторов. Достоверность результатов обеспечивается:

1. Применением стандартов численного моделирования: все расчёты выполнены с использованием верифицированных моделей турбулентности и прошли тщательную проверку на сеточную независимость; полученные результаты согласуются с опубликованными эталонными экспериментальными данными.

2. Разработкой системы экспериментальной валидации: создана экспериментальная установка с проведением калибровки измерительных приборов и проведением систематического анализа неопределенностей; экспериментальные данные подтверждают достоверность результатов численного моделирования.

3. Использование надёжных алгоритмов машинного обучения: прогностические модели построены с применением методов оптимизации параметров (включая байесовскую оптимизацию), что обеспечивает предотвращение переобучения; точность и обобщающая способность моделей подтверждены на репрезентативной выборке экспериментальных данных.

4. Реализацией многомерного метода перекрестной проверки: применен комплексный подход, объединяющий численное моделирование, прогнозирование на основе ИИ и экспериментальную проверку; результаты, полученные различными методами, взаимно согласуются, что гарантирует надёжность теоретических выводов и их применимость в инженерной практике.

Соответствие паспорту специальности. Область исследования по содержанию, объекту и предмету соответствуют п. 1 в части «Теория и рабочий процесс тепловых и электроракетных двигателей летательных аппаратов, а также силовых и энергетических установок, их узлов и систем...»; п. 2 в части «Характеристики тепловых, электроракетных двигателей летательных аппаратов и их энергетических установок, отдельных узлов и систем»; п. 6 в части «Методы конструирования тепловых и электроракетных двигателей летательных аппаратов, их узлов и систем...» направлений исследования паспорта научной специальности 2.5.15. Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов (технические науки).

Апробация результатов исследований. Основные результаты работы докладывались на следующих конференциях: Международная научно-техническая конференция «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, г. Самара, 2021, 2023, 2025 гг.); 9-я Международная конференция по машиностроению и науке об автоматизации (ICMEAS 2023), г. Сиань, Китай, 2023 г.; 9-я Азиатская конференция по энергетике и электротехнике (ACPEE 2024), г. Шанхай, Китай, 2024 г.; 2-я Азиатская конференция по аэрокосмической технике и аэронавтике (AAAC 2024), г. Нанкин, Китай, 2024 г.

Внедрение результатов работы. Результаты диссертационной работы использованы при выполнении государственного задания по проекту №FSSS-2024-0017, внедрены в учебный процесс Самарского университета, а также внедрены в производственный процесс на предприятии АО «Металлист-Самара», что подтверждено соответствующим актом внедрения (29.05.2026 г.).

Публикации. По теме диссертации опубликовано 15 научных работ, в том числе 4 статьи в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК при Минобрнауки России, 9 статей в изданиях, индексируемых в международных базах данных Web of Science и Scopus, 2 статьи в прочих изданиях.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, списка литературы из 110 наименований. Объем диссертации - 191 страница, включая 63 рисунка, 18 таблиц.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность исследования, даётся краткая характеристика работы, формулируются цель, раскрываются научная новизна, теоретическая и практическая значимость, а также приводятся положения, выносимые на защиту.

В первой главе проведён комплексный анализ состояния и перспектив развития рекуперативных авиационных газотурбинных двигателей. Отмечается, что в условиях перехода к концепциям гибридных силовых установок (на основе ГТД и электродвигателей), микрогазотурбинные двигатели становятся ключевым решением для систем электроснабжения БПЛА большой продолжительности полета и ВСУ. Рассмотрены термодинамические закономерности малоразмерных двигателей, где из-за низких степеней повышения давления ($\pi^* = 3 - 6$) регенерация теплоты становится критической необходимостью. Принцип работы авиационного МГТД (или вспомогательной силовой установки) с регенерацией теплоты наглядно представлен на рисунке 1. Цикл осуществляется следующим образом: атмосферный воздух сжимается в компрессоре (1), после чего направляется в регенератор (4), где происходит его предварительный подогрев за счёт теплоты отработавших газов. Нагретый сжатый воздух поступает в камеру сгорания (3). Образовавшиеся в результате сгорания топлива высокотемпературные газы расширяются в турбине (2), совершая полезную механическую работу. Данная работа передаётся электрогенератору (5), что является типичным решением для перспективных гибридно-электрических силовых установок БПЛА. После завершения работы в турбине горячие выхлопные газы направляются в горячий тракт регенератора (4), где отдают часть своей тепловой энергии цикловому воздуху, и лишь затем выбрасываются в атмосферу. Именно этот процесс внутренней утилизации теплоты позволяет радикально снизить потребление топлива двигателем.

Благодаря предварительному подогреву воздуха требуется значительно меньший подвод теплоты, что позволяет повысить эффективный КПД цикла со стандартных 15 – 20 % до 30 – 35 % при сохранении той же степени повышения давления. Анализ рабочих характеристик авиационных ГТД с регенерацией теплоты выхлопных газов подтверждает, что использование теплообменных аппаратов (ТА) с эффективностью 40 – 80 % обеспечивает линейное снижение удельного расхода топлива, что критически важно для увеличения дальности полета летательных аппаратов (рисунок 2). Вместе с тем показано, что рост температуры на входе в камеру сгорания неизбежно повышает эмиссию оксидов азота NO_x . Однако главной проблемой широкого использования авиационных ГТД с регенерацией теплоты выхлопных газов остаются высокие массогабаритные параметры таких силовых установок. Анализ существующих решений показывает, что конструкции существующих ТА, в частности экспериментальный регенератор промышленного предприятия MTU массой порядка 1000 кг, не позволяют реализовать потенциальную эффективность снижения потребления топлива вследствие возрастания массы («мёртвого веса»). Установлено, что применение традиционных типов оребрения исчерпало резервы повышения массогабаритной эффективности. В связи с этим обоснован переход к сверхкомпактным ПРТ с инновационными спиральными структурами, обеспечивающим преодоление сложившегося «весового барьера».

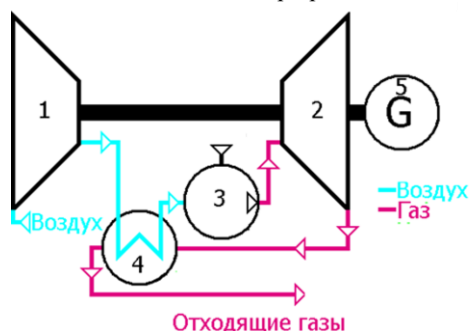


Рисунок 1– Схема авиационного ГТД с регенерацией теплоты, включающая компрессор (1), турбину (2), камеру сгорания (3), теплообменник-регенератор (4) и электродвигатель (5)

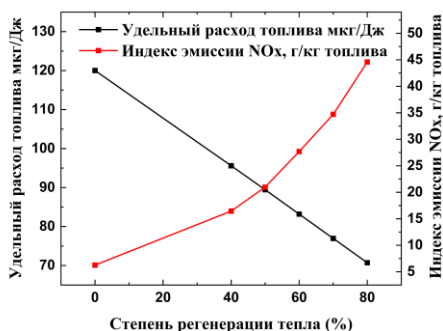


Рисунок 2 – Влияние степени регенерации тепла на удельный расход топлива и индекс эмиссии NO_x

В отдельном разделе главы обосновано применение методов искусственного интеллекта для решения задач авиационного двигателестроения. Показано, что для условий многовариантной оценки характеристик двигателя на различных режимах полёта традиционное CFD-моделирование ТА является трудоёмким и требует большой вычислительной мощности расчётных станций. Установлено, что использование суррогатных моделей на основе нейронных сетей позволяет обеспечить оперативное (мгновенное) и высокоточное прогнозирование теплогидравлических факторов j и f при минимальных вычислительных ресурсах. В завершении главы рассмотрены подходы к системной многокритериальной оптимизации. Отмечено, что для авиационных ГТД с регенерацией теплоты выхлопных газов главной целью оптимизации является поиск фронта Парето, обеспечивающего максимальную компактность ТА при минимальных потерях давления. Показано, что существующие расчётные методики не охватывают сложные вихревые течения в спиральных пластинчато-ребристых теплообменниках (СПРТ). В связи с этим для повышения эффективности авиационных МГТД требуются самостоятельные исследования по разработке и оптимизации спиральных ПРТ с использованием алгоритмов на основе ИИ, что и определило задачи настоящей диссертационной работы.

Во второй главе разработана сопряженная физико-математическая модель для анализа теплогидравлических характеристик новых спиральных и двуспиральных матриц. На рисунке 3(а) представлена полная вычислительная область (домен), которая структурно разделена на три ключевые зоны: входной гидродинамический участок, основную рабочую (исследуемую) секцию и выходной стабилизационный участок. Поперечные сечения (виды спереди) базовых матриц СПРТ и двуспиральный пластинчато-ребристый теплообменник (ДСПРТ) представлены на рисунках 3(б) и 3(в) соответственно, а на рисунках 3(г) и 3(д), исследуемые структуры рёбер. В частности, рисунок 3(д)

демонстрирует новый тип орёбренной поверхности ДСПРТ, образованной двумя ортогонально пересекающимися спиральными поверхностями. Подобная пространственная конфигурация обеспечивает существенное увеличение активной площади теплообмена при сохранении исходного рабочего объёма матрицы ТА. Данное структурное отличие обеспечивает существенное улучшение тепловых характеристик, что позволяет рассматривать ДСПРТ как высокоэффективное техническое решение для авиационных силовых установок, обеспечивающих минимально возможные массогабаритные параметры.

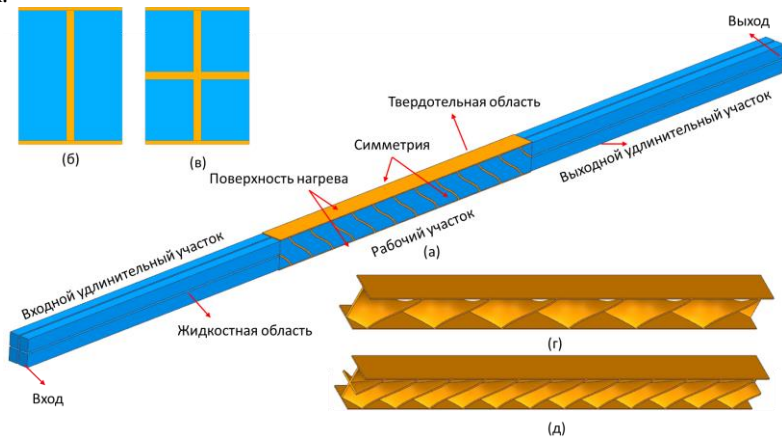


Рисунок 3 – Трёхмерные физические модели спирального и двуспирального ПРТ: (а) полная расчетная модель с удлинительными участками; (б, в) виды спереди моделей СПРТ и ДСПРТ; (г, д) изометрические виды моделей СПРТ и ДСПРТ

Для количественной оценки теплогидравлической эффективности теплообменников использованы следующие безразмерные критерии (формула 1-3):

Фактор Колберна (характеризующий интенсивность теплоотдачи):

$$j = \frac{Nu}{Re Pr^{1/3}}, \tag{1}$$

где Nu — число Нуссельта, Re — число Рейнольдса, Pr — число Прандтля.

Коэффициент трения Фаннинга (характеризующий гидродинамическое сопротивление):

$$f = \frac{D_h \Delta P}{2L \rho v^2}, \tag{2}$$

где ΔP — потери давления в канале, D_h — гидравлический диаметр, ρ — плотность среды, v — средняя скорость потока, L — длина канала.

Комплексный показатель эффективности (JF), характеризующий отношение между интенсификацией теплообмена и возрастанием гидравлического сопротивления в исследуемых структурах:

$$JF = \frac{j}{f^{1/3}}, \tag{3}$$

Решение задачи реализовано в трёхмерной сопряженной постановке путём совместного интегрирования уравнений Навье–Стокса и уравнения сохранения энергии. Граничные условия на входе в расчётную область ($T = 900\text{ K}$) выбраны на основании анализа термодинамических параметров в промежуточном сечении регенератора авиационного МГТД. Применение сопряжённой постановки (учёт теплопроводности в твёрдом теле рёбер) обосновано необходимостью точного определения температурных градиентов в тонкостенных структурах,

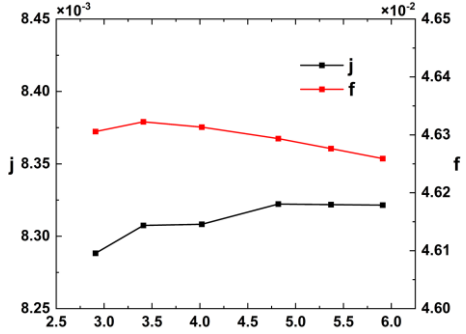


Рисунок 4 – Проверка сеточной независимости

что критически важно для корректного расчёта локальной теплоотдачи. Для обеспечения точности в вязком подслое сформирована сетка с 15 призматическими слоями. Для обеспечения достоверности численного моделирования и исключения влияния параметров расчётной сетки проведено исследование сеточной независимости на примере модели СПРТ (рисунок 4). Анализ показал, что при увеличении числа элементов с 1,72 миллиона до 3,63 миллиона относительное изменение факторов j и f составляет менее 0,5 % и 0,14 % соответственно. Столь незначительные отклонения свидетельствуют о достижении сеточной независимости уже при объёме сетки 1,72 млн элементов. Таким образом, данная конфигурация была выбрана как оптимальная с точки зрения точности и экономии вычислительных ресурсов. Для обоснования достоверности численных расчётов и выбора адекватной модели турбулентности на основе разработанной трёхмерной CAD-модели был изготовлен натурный экспериментальный образец (рисунок 5), обладающий гидродинамическим подобием с исследуемыми структурами. Для проведения испытаний был спроектирован и создан специализированный экспериментальный стенд (рисунок 6), оснащённый независимыми контурами нагрева и системой управления давлением, а также высокоточной информационно-измерительной системой на базе MasterSCADA (частота опроса до 330 Гц, точность 0,1 %).



Рисунок 5 – Исследуемый теплообменник-регенератор для МГТД

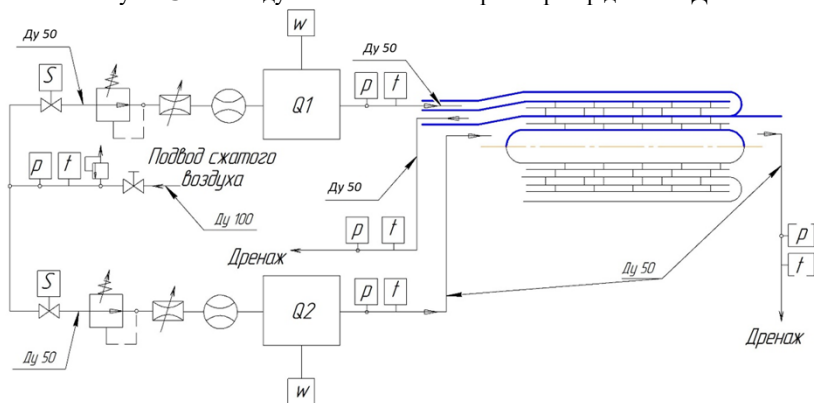


Рисунок 6 – Принципиальная схема экспериментальной установки, включающая электромагнитные клапаны (S), подвод электрической мощности (w), электронагреватели (Q), датчики давления (p) и температуры (t)

На базе полученных данных проведено сравнение четырёх моделей турбулентности: реализуемой модели k- ϵ , стандартной модели k- ϵ , базовой модели k- ω и модели переноса сдвиговых напряжений k- ω (рисунок 7). Установлено, что базовая модель k- ω обеспечивает достаточно высокий уровень корреляции с экспериментальными данными (погрешность менее 10 % по факторам j и f) и наиболее точно описывает процессы отрыва пограничного слоя в спиральных каналах. Для подтверждения адекватности сопряжённого численного моделирования было проведено сопоставление локальных параметров (температуры и давления) по длине канала регенератора (рисунок 8). Результаты показывают, что нелинейный характер изменения температуры и гидравлических

потерь, обусловленный термическим расширением газа, хорошо согласуются с экспериментальными данными и полученными закономерностями. Максимальное отклонение этих параметров не превышает 5–10 %, что гарантирует высокую точность разработанного расчётного метода.

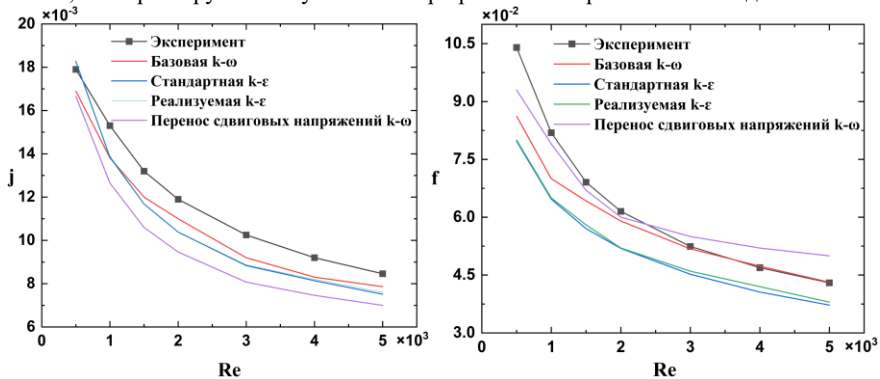


Рисунок 7 – Верификация моделей турбулентности:(а) фактор Колберна j;(б) коэффициент трения f

Для оценки перспективности предложенной геометрии рёбер в теплообменнике проведено сравнительное исследование базовой спиральной структуры с базовым волнообразным ребром при идентичных конструктивных параметрах (рисунок 9). Установлено, что спиральная конфигурация ребра ПРТ по сравнению с волнообразным обладает более высокой интенсивностью теплообмена. При числе Рейнольдса $Re = 5000$ фактор Колберна j выше на 42,33 %, комплексный показатель эффективности JF — на 34,03 %, при этом коэффициент трения (f) увеличивается лишь на 19,75 %. При снижении скорости потока ($Re = 1000$) преимущество спиральной формы возрастает: показатель JF превышает значение для волнообразного ребра на 70,47 %.

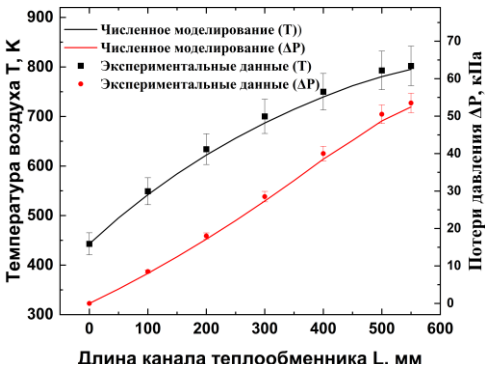


Рисунок 8 – Сравнение локальных тепло-гидравлических параметров по длине канала регенератора

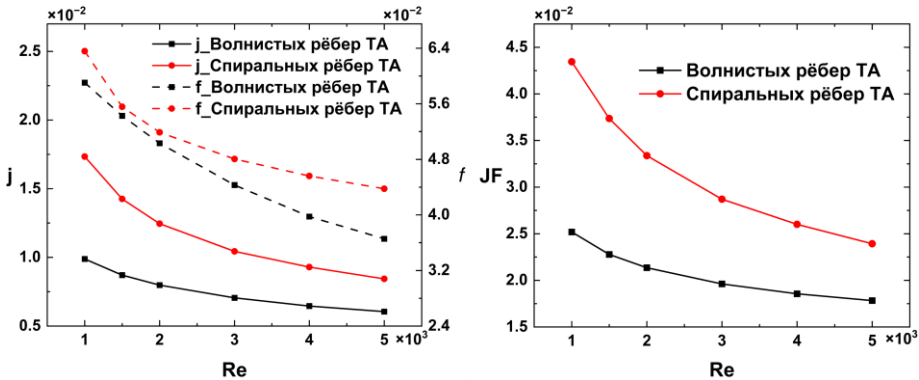


Рисунок 9 – Сравнение теплогидравлических характеристик матриц со спиральным и волнообразным оребрением в зависимости от числа Рейнольдса: (а) фактор Колберна j и коэффициент трения f; (б) комплексный показатель эффективности JF

Полученные результаты подтверждают высокую эффективность спиральных рёбер для интенсификации теплообмена и обосновывают целесообразность дальнейшей оптимизации их структуры. Согласно анализу полученных расчётных и экспериментальных данных, несмотря на незначительное снижение показателя JF (на 4,0 % при Re = 5000), ДСПРТ с шагом 4,5 мм превосходит СПРТ с шагом 2,5 мм по компактности на 31,3 %, что обуславливает его высокую эффективность в случае применения в составе МГТД, обеспечивая при этом необходимый уровень массогабаритных характеристик. Таким образом, результаты второй главы формируют верифицированную базу данных, обосновывают преимущество спиральных геометрий рёбер ТА для применения в авиационной технике и служат основой для создания интеллектуальной системы оптимизации.

В третьей главе разработан интеллектуальный программно-методологический комплекс на базе алгоритмов машинного обучения для высокоточного прогнозирования теплогидравлических характеристик ПРТ и последующей многокритериальной оптимизации геометрических параметров двуспирального теплообменника (ДСПРТ). Применение алгоритмов машинного обучения обусловлено необходимостью замены трудоёмкого CFD-моделирования на этапе оптимизации. Это позволяет создать высокоскоростную суррогатную модель, обеспечивающую мгновенный прогноз факторов j и f при минимальных затратах вычислительных ресурсов. Для обучения моделей сформирована база данных из 1082 расчётных CFD-моделей с шестью типами оребрения, разделённая в пропорции 70 / 15 / 15 на обучающую, валидационную и тестовую выборки. Для предотвращения эффекта переобучения применена байесовская регуляризация. Сравнительный анализ моделей искусственных нейронных сетей (ИНС) и алгоритмов градиентного бустинга (CatBoost, LightGBM, XGBoost) показал, что модель ИНС обеспечивает наилучшую точность прогнозирования факторов j и f с погрешностью менее ± 5 %, что позволяет интегрировать её в качестве высокоскоростного суррогатного инструмента расчёта в общую модель расчёта МГТД. Коэффициент теплоотдачи h_v представляет собой интегральный показатель, учитывающий как тепловую мощность, так и α степень компактности теплообменного аппарата. Данный коэффициент рассчитывается по следующей формуле:

$$h_v = h_f \alpha, \quad (4)$$

где α — степень компактности теплообменного аппарата, а h_f — коэффициент теплоотдачи. Фактор производительности PF — это критерий, характеризующий комплексную эффективность:

$$PF = \frac{h_v / h_0}{(f / f_0)^{\frac{1}{3}}}, \quad (5)$$

где h_0 и f_0 — соответствующие базовые значения для базовой модели

Для дальнейшего повышения точности прогнозирования базовой модели ИНС была разработана гибридная стратегия путём интеграции физических ограничений (концепция физически информированных нейросетей — ФИНС) и метода роя частиц (МРЧ), реализованная в виде гибридной модели ФИНС-МРЧ. Данный подход позволил снизить среднюю абсолютную процентную ошибку (MAPE, характеризующую величину отклонения прогноза) до уровня менее 1 %. Для обоих целевых параметров (0,471 % для h_v и 0,88 % для f), при этом коэффициент детерминации R^2 (определяющий уровень точности аппроксимации модели) достигает уровня 0,999 и 0,998 соответственно. Обеспечение столь высокой точности аппроксимации R^2 позволило внедрить её в общую структуру многокритериальной оптимизации на базе генетического алгоритма NSGA-II. Пошаговый механизм разработанной расчётно-оптимизационной методики, реализующей описанную замкнутую стратегию, представлен на рисунке 10 и включает в себя четыре основ-

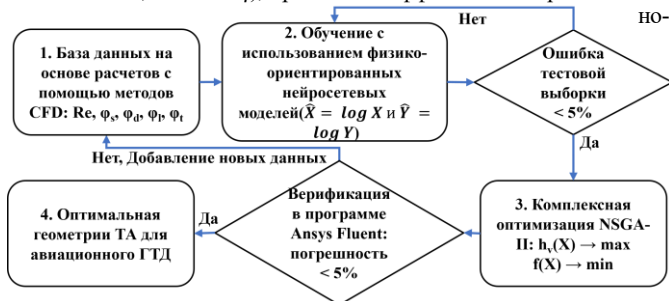


Рисунок 10 – Блок-схема методики определения теплогидравлических характеристик теплообменного аппарата для авиационного ГТД с использованием физико-ориентированных нейросетевых моделей

ных этапа. На первом этапе формируется первичная база данных на основе расчётов с помощью методов CFD, включающая значения числа Рейнольдса Re и вектор варьируемых параметров (X), в качестве которого выступают безразмерные геометрические величины: отношения шага (ϕ_s), диаметра (ϕ_d), длины (ϕ_l) и толщины (ϕ_t) рёбер к высоте канала, что полностью устраняет масштабные эффекты (1). На втором этапе осуществляется обучение с использованием физико-ориентированных нейросетевых моделей, в архитектуре которых применены операции логарифмирования входных и выходных параметров для линеаризации связей (2). Далее выполняется проверка условия остаточной погрешности: если ошибка тестовой выборки составляет менее 5 %, алгоритм переходит к комплексной оптимизации NSGA-II, направленной на одновременную максимизацию объёмного коэффициента теплоотдачи $h_v(X)$ и минимизацию коэффициента трения $f(X)$ (3), а для определения единственного проектного решения из множества Парето используется комплексный показатель производительности PF; в противном случае активируется внутренний контур обратной связи для добавления новых данных. Полученные Парето-оптимальные решения направляются на обязательную контрольную верификацию в программе Ansys Fluent. Надёжность и достоверность оптимизации обеспечиваются интеграцией алгоритма в цикл активного обучения: установлено, что системе требуется всего один глобальный контур обратной связи для устранения «слепых зон» суррогатной модели. Если на первой итерации погрешность прогнозирования для конструкций ТА с нестандартными геометрическими характеристиками достигала 30 %, то после дообучения в контуре активного обучения при превышении пятипроцентного порога погрешности ошибка для всех потенциальных Парето-оптимальных проектов гарантированно снижается до уровня менее 5 %, и цикл успешно завершается формированием ТА с оптимальными геометрическими параметрами для авиационного ГТД (4).

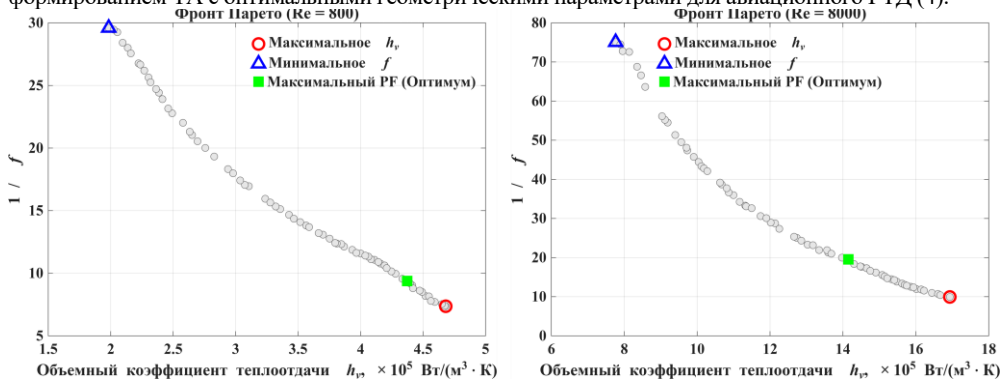


Рисунок 11 – Фронты Парето многокритериальной оптимизации при различных числах Рейнольдса

В качестве вектора варьируемых параметров (X) выступают безразмерные геометрические величины: отношение шага (ϕ_s), диаметра (ϕ_d), длины (ϕ_l) и толщины (ϕ_t) ребер к высоте канала. Переход к безразмерным переменным позволяет устранить масштабные эффекты. Для определения единственного проектного решения из множества Парето-оптимальных точек использован комплексный показатель производительности PF, который выступает в качестве решающего критерия выбора. Надёжность многокритериальной оптимизации обеспечивается интеграцией алгоритма NSGA-II в цикл физически-информированного активного обучения с применением последовательной CFD-верификации. В результате работы алгоритма NSGA-II получены множества Парето-оптимальных решений для различных режимов течения (рисунок 11). Количественные результаты сравнения базовой конструкции и выбранных оптимальных точек для ламинарного ($Re = 800$) и турбулентного ($Re = 8000$) режимов представлены в таблице 1. В качестве интегрального критерия использован фактор производительности PF. Анализ результатов выявил фундаментальную зависимость стратегии проектирования в зависимости от режима течения. При ламинарном режиме ($Re = 800$) - основной вклад в теплообмен вносит теплопроводность, поэтому алгоритм максимизирует поверхность за счёт плотной компоновки рёбер (ϕ_s снижается до 0,66). Рост гидравлического сопротивления остаётся в допустимых пределах, обеспечивая максимальный прирост эффективности PF на 31,7 %. В случае турбулентного режима ($Re = 8000$): из-за практически квадратичной зависимости гидравлических потерь от скорости, определяющим фактором становится минимизация сопротивления. Оптимальное реше-

ние смещается в сторону разреженного расположения рёбер ($\phi_s = 0,74$) для предотвращения снижения эффективной мощности МГТД, при этом PF возрастает на 15,5 %.

Таблица 1 - Сравнение геометрических параметров и показателей эффективности оптимизированных теплообменников

Число Рейнольдса	Проектная точка	Геометрические параметры				Эффективность
		ϕ_s	ϕ_d	ϕ_t	ϕ_l	Прирост PF*
Re=800	f_{min}	0.890	1.41	1.88	7.95	-11.3 %
	PF_{max}	0.663	1.50	1.68	3.05	31.7 %
	h_{v_max}	0.505	1.67	1.72	3.04	28.7 %
Re=8000	f_{min}	0.906	1.59	2.00	7.96	-1.46 %
	PF_{max}	0.742	1.54	1.73	3.08	15.5 %
	h_{v_max}	0.500	1.47	2.00	3.02	8.97 %

В четвёртой главе проведена комплексная оценка работы оптимизированного ДСПРТ в составе МГТД. Для быстрого и точного переноса геометрических параметров оребрённой поверхности на всю конструкцию ТА разработана специализированная комплексная математическая модель масштабирования и параметризации. Определение массогабаритных параметров и эффективности осуществляется через относительные изменения объёмного коэффициента теплоотдачи $R_h = h_{v,ont} / h_{v,баз}$ и коэффициента трения $R_f = f_{ont} / f_{баз}$. Связь микропараметров с характеристиками рабочего цикла МГТД реализуется через классический метод NTU с использованием следующей системы уравнений:

Основное уравнение теплопередачи:

$$Q = h_f \cdot A \cdot \Delta T = h_v \cdot V \cdot \Delta T, \quad (6)$$

где Q — тепловая мощность, h_f — коэффициент теплоотдачи, A — площадь поверхности теплообмена, ΔT — среднее логарифмическое температурное разделение, V — рабочий объём матрицы.

Число единиц переноса теплоты:

$$NTU = \frac{h_v \cdot V}{W_{мин}}, \quad (7)$$

где $W_{мин}$ — минимальный водяной эквивалент потока.

Тепловая эффективность для противоточного ТА:

$$\varepsilon = \frac{NTU}{1 + NTU}, \quad (8)$$

где NTU — число единиц переноса теплоты.

Относительное изменение макроскопического перепада давления:

$$\Delta P_{ont} = \Delta P_{баз} \cdot R_f \cdot (V_{ont} / V_{баз}), \quad (9)$$

где P_{ont} и $\Delta P_{баз}$ — гидравлические потери давления в оптимизированной и базовой матрицах соответственно, R_f — относительное изменение коэффициента трения, а V_{ont} и $V_{баз}$ — объёмы оптимизированного и базового теплообменных аппаратов.

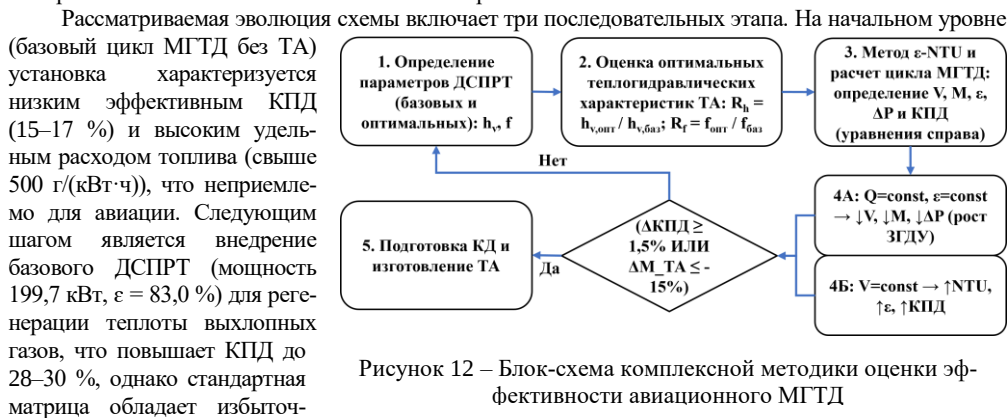


Рисунок 12 – Блок-схема комплексной методики оценки эффективности авиационного МГТД

ными массогабаритными характеристиками. В качестве финального решения выступает МГТД с оптимизированным ДСПРТ, позволяющий добиться наилучшего баланса между тепловой эффективностью и гидравлическими потерями, что обеспечивает максимальный КПД цикла при снижении массы и габаритов теплообменника. Логика перехода от микропараметров орбиталя к системным характеристикам двигателя, а также алгоритм выбора целевого сценария представлены на рисунке 12. Данная блок-схема описывает механизм сквозного расчёта, в ходе которого на основе факторов j и f методом ε -NTU рассчитываются макрохарактеристики ТА (эффективность ε , потери давления ΔP , масса M , объём V) и параметры рабочего цикла МГТД. На выходе из данного алгоритма система распределяет оптимальные решения по двум ключевым направлениям в зависимости от технического задания. В рамках направления А (обеспечение минимальных массогабаритных характеристик) при сохранении тепловой мощности ($Q = 199,7$ кВт) и эффективности ($\varepsilon = 83,0$ %) рост компактности до $1599,1$ м²/м³ позволяет снизить объём матрицы на 32,2 % и массу на 18,6 %, а сокращение длины каналов снижает общую потерю давления ΔP на 4,8 %, что увеличивает запас газодинамической устойчивости компрессора. В рамках направления Б (максимальное увеличение тепловой эффективности для комплексов большой продолжительности полёта) более плотная структура ДСПРТ обеспечивает рост числа NTU до 7,200 и эффективности ε до 87,8 %, что гарантирует прирост эффективного КПД авиационного МГТД на 1,5–1,9 %. Хотя данный сценарий сопровождается увеличением массы ТА на 20,0 % и ростом ΔP на 40,4 %, значительное снижение удельного расхода топлива делает его оптимальным для тяжёлых БПЛА. Таким образом, проведённый анализ доказывает, что интеграция алгоритмов машинного обучения с методологией макроскопического масштабирования формирует научно-обоснованную систему проектирования, позволяющую создавать теплообменники-регенераторы, отвечающая высоким массогабаритным требованиям авиационной техники.

Рисунок 13 – Блок-схема метода проектирования сверхкомпактных теплообменников-регенераторов для авиационных МГТД, основанная на интеграции экспериментальных данных, численного моделирования и алгоритмов машинного обучения

суррогатных моделей. На основе подготовленной базы данных производится обучение суррогатной модели ИНС (6). Для повышения точности прогнозирования осуществляется интеграция физически-информированных подходов ФИНС и алгоритма роя частиц МРЧ (7). Если критерий остаточной погрешности ИНС составляет менее 5 %, алгоритм переходит к процедуре многокритериальной оптимизации NSGA-II с построением фронта Парето (8); в противном случае система возвращается обратно на шаг (1) для добавления новых данных. Заключительный этап посвящён верификации и оценке системной эффективности. Наиболее эффективные геометрические параметры ПРТ проходят обязательную контрольную верификацию в программе Ansys Fluent (с допустимой погрешностью менее 5 %). При успешном подтверждении точности выполняется определение характеристик ТА с помощью метода NTU (9) и последующий расчёт массогабаритных характеристик ТА и его эффективности, включая изменения объёма V , массы M , эффективности ϵ и потерь давления ΔP (10). Если достигаются целевые показатели повышения КПД (1,5 % и более) или снижения массы (на 15 % и более), цикл завершается подготовкой конструкторской документации и изготовлением натурального образца ТА (11).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе представлено решение актуальной научно-технической задачи в области авиационного двигателестроения, направленной на повышение эффективности авиационных ГТД с регенерацией теплоты за счёт применения спиральных пластинчато-ребристых теплообменников-регенераторов, разработанных и созданных методом проектирования на основе численного моделирования их рабочего процесса. Основные результаты:

1. Разработан и метод проектирования сверхкомпактных теплообменников-регенераторов для авиационных МГТД, объединяющий методики вычислительной гидрогазодинамики, интеллектуальные алгоритмы машинного обучения и многокритериальную оптимизацию. Применение данного метода за счёт интеграции контура активного обучения позволило гарантированно снизить погрешность прогнозирования до уровня менее 5 % всего за две итерации, обеспечив сокращение общих временных затрат и вычислительных ресурсов на 70–80 % по сравнению с традиционными подходами сплошного перебора.

2. Получены физические закономерности коэффициента теплоотдачи в каналах со спиральным и двуспиральным оребрением, устанавливающие влияние интенсивных вторичных течений на разрушение теплового пограничного слоя. На основе полученных результатов, а также трехмерного численного моделирования и экспериментальных данных доказано преимущество спирального оребрения над традиционным волнообразным. Установлено, что за счёт генерации интенсивных вторичных течений спиральная конфигурация обеспечивает рост фактора теплоотдачи j на 42,33 % и комплексного показателя эффективности JF на 34,03 % (при $Re = 5000$), что подтверждает высокую эффективность выбранных геометрических параметров оребрения ТА.

3. Разработана и апробирована методика определения теплогидравлических характеристик теплообменного аппарата для авиационного ГТД с использованием физико-ориентированных нейросетевых моделей доказала свою высокую точность определения параметров вновь создаваемых систем. Использование данной методики обеспечивает высокую точность прогнозирования ($R^2 > 0,996$, $MAPE < 1\%$) во всем диапазоне рабочих параметров. Установлено, что после полного развёртывания и предварительного обучения системы весь последующий цикл многокритериальной оптимизации занимает не более 30 секунд.

4. Применение разработанной методики оценки эффективности позволило установить взаимосвязь между геометрическими параметрами ребер регенератора и интегральными термодинамическими показателями рабочего цикла авиационного двигателя. Системный анализ доказал, что внедрение оптимизированных ДСПРТ в состав силовой установки авиационного МГТД для сценария обеспечения минимальных массогабаритных характеристик позволяет: снизить рабочий объём матрицы теплообменного аппарата на 32,2 %, уменьшить общую массу регенератора на 18,6 % и снизить потери давления газа в трактах теплообменника на 4,8 %. В случае максимального увеличения тепловой эффективности авиационного МГТД, использование оптимизированной геометрии повышает тепловую эффективность ТА до 87,8 %, что обеспечивает рост эффективного КПД всей силовой установки на 1,5–1,9 %.

Достаточно высокая степень корреляции расчётных данных с результатами экспериментальных исследований (погрешность менее 5–10 %) доказывает надёжность предложенного метода проектирования сверхкомпактных теплообменников-регенераторов для авиационных МГТД. Дальнейшее развитие работы связано с адаптацией разработанной методики для оптимизации других типов теплообменных поверхностей, а также с интеграцией алгоритмов машинного обучения в системы сквозного междисциплинарного проектирования перспективных силовых установок летательных аппаратов.

Работа выполнена в рамках сотрудничества между Самарским национальным исследовательским университетом имени академика С. П. Королёва и Северо-Западным политехническим университетом (Китай). Автор выражает глубокую признательность за консультации и рекомендации, а также за организацию взаимодействия между университетами профессору Северо-Западного политехнического университета Чжэн Гуанхуа.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

Статьи в рецензируемых изданиях, рекомендуемых ВАК России

[1] Лю Цзюньцзе, Гаев Е.С., Угланов Д.А. Численное моделирование процессов теплообмена в трапециевидном канале выходной кромки соплового аппарата турбины ГТД с коническими ребрами //Насосы. Турбины. Системы. - 2023. - № 1 (46).- С. 74-87.

[2] Довгьялло А.И., Шиманов А.А., Лю Ц., Гаев Е.С. Экспериментальные исследования пульсационной турбины для термоакустического преобразователя бортовой энергетической установки// Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. — 2025. — Т. 24. № 3. — С. 88-100. – DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-3-88-100.

[3] Чжэн Гуанхуа, Угланов Д.А., Лю Цзюньцзе, Лейковский И.Ф., Шиманов А.А., Урлапкин В.В., Галкина Н.В. Интенсификация теплообмена за счет оптимизации геометрических параметров ребер в каналах охлаждения лопаток турбин. //Журнал Сибирского Федерального университета. Серия: техника и технологии. – 2026. - №19(1). – С.25-41.

[4] Битерякова Е. М., Павлихин И. С., Казандаев В.В., Лю Ц., Угланов Д.А., Шиманов А.А., Кудинов И. В. Исследование теплогидравлических характеристик теплообменного аппарата с перфорированным спиралевидным оребрением. // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Технические науки. — 2025. - Т. 33. № 4. — С. 96-116.

Статьи в изданиях, индексируемых базами данных Scopus и Web of Science

[5] Kedam N, Uglanov D A, Junjie L, et al. Unified IHC model for heat transfer factor (j) and friction factor (f) prediction in offset strip and wavy fin PFHEs[J]. Case Studies in Thermal Engineering, 2024, 53: 103845.

[6].Uglanov D A, Shimanova A B, Junjie L, et al. Numerical and Experimental Studies of Working Processes in a Cryogenic Fuelling Tank Coupled with Energy Plant[J]. Journal of Thermal Science, 2024, 33(6): 2190-2202.

[7].Junjie L, Uglanov D A, Shimanov A B, et al. Experimental Studies of Processes in a Cylinder with Cryogenic Filling Based on a Power Plant[C]//2024 9th Asia Conference on Power and Electrical Engineering (ACPEE). IEEE, 2024: 606-611.

[8].Junjie L, Uglanov D A, Shimanov A B, et al. Calculation Studies of Thermophysical Parameters of The Working Fluid in a Tank with Cryogenic Fueling[C]//2024 9th Asia Conference on Power and Electrical Engineering (ACPEE). IEEE, 2024: 601-605.

[9] Liu J, Uglanov D A, Shimanova A B, et al. Characterization of A Solar Collector-Heat Exchanger for the Regasification of The Working Fluid on Space Vehicles[C]//2024 2nd Asian Aerospace and Astronautics Conference (AAAC). IEEE, 2024: 376-381.

[10] Liu J, Uglanov D A, Kedam N, et al. Research Calculating of Micro Gas Turbine Engine Heat Exchanger[C]//2024 2nd Asian Aerospace and Astronautics Conference (AAAC). IEEE, 2024: 203-209.

[11] Liu J, Uglanov D A, Kedam N, et al. Numerical study on a new spiral fin heat Exchanger's thermal-hydraulic performance[J]. Case Studies in Thermal Engineering, 2024, 61: 104895.

[12] Liu J, Dmitry A U, Kedam N, et al. Enhanced compactness and thermal performance of a novel double spiral finned heat exchanger: A CFD and IHC approach[J]. Applied Thermal Engineering, 2025: 126910.

[13] Liu, J. Machine learning prediction of thermal-hydraulic (j–f) characteristics in compact heat exchangers with six fin configurations / J. Liu, D. Uglanov, N. Kedam, G. Zheng, A. Shimanov, A. Shimanova, Z. Lian // Applied Thermal Engineering. - 2025. - V. 280. - P. 128491. – DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2025.128491.

Прочие публикации

[14] Лю Ц., Угланов Д.А. Кедам Н. Гуанхуа Чжэн Шиманов А.А.Ванли Ляу Гаев Е.С. Численное моделирование тепловых и газодинамических процессов теплообменных аппаратов с перфорированными ребрами спирального типа. // Международная научно-техническая конференция имени Н.Д. Кузнецова «Перспективы развития двигателестроения». — 2025. — С. 784-786.

[15] Yan Zhou, Uglanov Dmitry A, Junjie Liu. Numerical study on heat transfer performance of reversed spiral fins //2025 3rd Asian Aerospace and Astronautics Conference (AAAC). IEEE, 2025.- P. 47-52