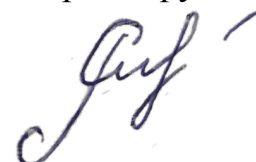


ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ

«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ (НАЦИОНАЛЬНЫЙ
ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи



Ремчуков Святослав Сергеевич

**ПРИМЕНЕНИЕ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ
СОВЕРШЕНСТВОВАНИИ КОНСТРУКЦИИ И ТЕХНОЛОГИИ
ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОМПАКТНОГО ТЕПЛООБМЕННИКА МГТД
СЛОЖНОГО ЦИКЛА**

05.07.05 – «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки
летательных аппаратов»

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:

доктор технических наук, с.н.с.

Лепешкин Александр Роальдович

Москва - 2021

ОГЛАВЛЕНИЕ

| | |
|---|----|
| Введение..... | 5 |
| Глава 1. Анализ состояния вопроса и постановка задачи..... | 18 |
| 1.1 Современный уровень развития отечественных малоразмерных двигателей..... | 18 |
| 1.1.1 Современные малоразмерные двигатели мощностью до 500 л.с. (≈ 370 кВт)..... | 19 |
| 1.1.2 Тенденции развития МГТД..... | 24 |
| 1.1.3 Конверсия малоразмерных двигателей..... | 28 |
| 1.2 Анализ конструкции и условий работы современных теплообменников для МГТД..... | 33 |
| 1.2.1 Авиационные теплообменники..... | 34 |
| 1.2.2 Теплообменники для ГТУ..... | 41 |
| 1.3 Расчетные методики определения тепло-гидравлических параметров теплообменников..... | 43 |
| 1.3.1 Методы численного расчета тепло-гидравлических характеристик.. | 43 |
| 1.3.2 Методы расчета по критериальным зависимостям. | 44 |
| 1.4 Выводы по главе 1..... | 45 |
| 1.5 Цели и задачи исследований..... | 46 |
| Глава 2. Разработка комплексной методики автоматизированного проектирования, расчета и изготовления теплообменника..... | 48 |
| 2.1 Формулировка требований к комплексной методике автоматизированного проектирования, расчета и изготовления теплообменника..... | 48 |
| 2.2 Выбор метода оптимизации..... | 50 |
| 2.3 Определение параметров и критериев оптимизации..... | 54 |
| 2.4 Методика автоматизированного проектирования и расчета параметров пластинчатого теплообменника..... | 56 |
| 2.5 Верификация методики по литературным источникам..... | 63 |
| 2.6 Альтернативы применения расчетной методики..... | 71 |

| | |
|---|-----|
| 2.6.1 Применение методики автоматизированного проектирования и расчета для доводки по тепловому состоянию систем охлаждения лопаток турбин..... | 71 |
| 2.6.2 Верификация методики доводки систем охлаждения лопаток турбин методом калориметрирования в жидкометаллическом термостате | 77 |
| Выводы по главе 2..... | 87 |
| Глава 3. Разработка технологического этапа создания комплексной методики проектирования, расчета и изготовления теплообменника..... | 89 |
| 3.1 Требования к пластинчатым теплообменникам МГТД..... | 89 |
| 3.2 Выбор метода изготовления теплообменника | 90 |
| 3.3 Требования к технологической оснастке для изготовления теплообменников..... | 93 |
| 3.4 Технологический этап комплексной методики | 95 |
| Выводы по главе 3..... | 102 |
| Глава 4. Создание экспериментального теплообменника по предложенной методике | 103 |
| 4.1 Проектирование и расчет теплообменника..... | 104 |
| 4.2 Изготовление экспериментального теплообменника..... | 106 |
| 4.2.1 Получение пластин требуемой геометрии | 108 |
| 4.2.2 Лазерная сварка теплообменника..... | 111 |
| 4.3 Особенности применения лазерных технологий в процессе создания пластинчатых теплообменников..... | 115 |
| 4.3.1 Лазерная резка листов | 118 |
| 4.3.2 Лазерная сварка тонкостенных и разнотолщинных деталей..... | 120 |
| Выводы по главе 4..... | 124 |
| Глава 5. Верификация комплексной методики проектирования, расчета и изготовления теплообменника..... | 126 |
| 5.1 Разработка программы испытаний..... | 127 |
| 5.1.1 Экспериментальная установка..... | 128 |
| 5.1.2 Принцип работы экспериментальной установки..... | 130 |

| | |
|---|-----|
| 5.1.3 Метрологическое обеспечение испытаний | 132 |
| 5.1.4 Методика проведения испытаний | 133 |
| 5.2 Проведение экспериментальных исследований | 134 |
| 5.3 Обработка и анализ результатов испытаний на стационарном стенде | 137 |
| Выводы по главе 5..... | 141 |
| Заключение | 143 |
| Принятые сокращения | 145 |
| Список литературы | 146 |
| Приложение 1 | 159 |

Введение

Актуальность темы исследования

Отечественная авиационная промышленность в настоящее время заинтересована в современных двигателях мощностью 150-500 л.с. (100-400 кВт) в связи с ростом разрабатываемых беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) различного типа и назначения в России.

Современные гражданские БПЛА самолетного и вертолетного типа взлетной массой до 1 000...5 000 кг представляют собой высокотехнологичные машины способные решать широкий спектр сложнейших задач. В настоящее время в большинстве силовых установок (СУ) таких летательных аппаратов (ЛА) используются авиационные поршневые двигатели (АПД), причем в основном зарубежного исполнения.

В последнее время, разработчики БПЛА в мире обращают повышенное внимание на малоразмерные газотурбинные двигатели (МГТД), так как они имеют малый вес, большой ресурс и способны работать на различных типах топлива.

В настоящее время, также, возрастает роль малоразмерных ГТУ в энергетической отрасли. Такие установки представляют собой стационарные машины, с выходного вала которых снимают электрическую энергию.

Для популяризации МГТД как в авиационном, так и наземном исполнении, необходимо повысить топливную эффективность машины, т.е. обеспечить получение большей работы при экономии горючего. Стоит отметить, что для повышения топливной эффективности двигателя можно поступиться требованиями к массовым характеристикам машины.

Одним из наиболее доступных и эффективных способов повышения экономичности МГТД рассматриваемого класса является применение регенерации тепла. В этом случае, на эффективность двигателя существенное влияние оказывает наличие теплообменного устройства. В существующих

конструкциях МГТД применяются трубчатые и пластинчатые теплообменники. Как показывает практика, применение пластинчатой матрицы позволяет добиться оптимальных тепло-гидравлических и габаритно-массовых характеристик теплообменника.

В случае применения пластинчатого теплообменника в МГТД сложного цикла геометрия теплообменной поверхности, обеспечивающая наилучшую эффективность теплообмена, подбирается индивидуально для каждого конкретного случая.

В соответствии с вышеизложенным, важное значение приобретает разработка методики проектирования и изготовления теплообменника оптимальной конструкции, обеспечивающей требуемые по проекту технические характеристики при снижении материально-временных затрат.

Решение указанной задачи актуально для процесса повышения эффективности и экономичности современных МГТД.

Степень разработанности темы исследования. Рассматриваемой задаче по разработке методик проектирования, расчета и изготовления теплообменников, посвящено множество исследований, как в России, так и за рубежом [2, 3, 52, 102, 104, 106]. Наиболее известные работы по изучению тепло-гидравлических процессов в трубчатых теплообменниках проводились такими авторами, как Калинин Э.К., Дрейцер Г.А. [25, 26, 27, 36, 37], Петухов Б.С. [64], Мигай В.К. [53, 54].

Работы авторов Савостина А.Ф., Тихонова А.М. [83, 87], Кэйса В.М., Лондона А.Л. [39], А.А. Жукаускаса [31, 32], Коваленко Л.М., Нагоги Г.П. [60], Е.И. Микулина [55, 56, 57], Ястребенецкого А.Р. [4, 99], Белова И.А. [5, 6] посвящены исследованию эффективности пластинчатых теплообменных аппаратов. В работах Митрофановой О.В. проведено исследование вопросов тепло-гидравлической эффективности течений в сложных каналах [58, 59]. В ряде работ [28, 65, 111, 113] рассматриваются способы повышения тепловых и гидравлических характеристик пластинчато-ребристых поверхностей

теплообмена, что достигается, в основном, интенсификацией теплообмена в потоке путем турбулизации теплоносителей.

При рассмотрении технологии создания теплообменников были изучены, преимущественно процессы штамповки [33, 80] и сварки [10]. В указанных работах рассматриваются технологии получения пластин теплообменников, а также способы соединения пластин в теплообменную матрицу.

Несмотря на большое количество работ, посвященных исследованию вопроса эффективности теплообмена, подбор наилучшей геометрии теплообменной поверхности для решения конкретной задачи требует значительных материально-временных затрат [1, 11, 20, 22, 102]. Кроме того, выбор оптимальной теплообменной поверхности ограничен количеством проведенных авторами экспериментальных исследований. Таким образом, в проблеме создания эффективных теплообменников остаются открытыми вопросы оптимизации геометрии теплообменной поверхности и технологии их изготовления [35].

Объектом диссертационного исследования являются:

- стационарные малоразмерные газотурбинные установки мощностью до 5 кВт;
- малоразмерные газотурбинные двигатели авиационного назначения в классе мощности до 500 л.с. (≈ 370 кВт);
- пластинчатые теплообменники с поверхностями теплообмена различного типа;
- методика автоматизированного проектирования и расчета пластинчатых теплообменников;
- технология и производственное оборудование для создания пластинчатых теплообменников.

Предметом исследования являются вопросы автоматизированного проектирования, расчета и изготовления теплообменника для МГТД сложного цикла.

Целью работы является создание системы комплексного автоматизированного проектирования оптимальной по тепло-гидравлическим параметрам конструкции пластинчатого теплообменника и технологической оснастки для его изготовления, обеспечивающей значительное снижение материально-трудовых и временных затрат.

Задачи работы

- 1) Провести анализ тенденций развития МГТД и МГТУ мощностью до 500 л.с. (≈ 370 кВт).
- 2) Провести исследование конструкции современных теплообменников МГТД и МГТУ.
- 3) Провести анализ существующих методик расчета тепло-гидравлических характеристик теплообменников МГТД (МГТУ).
- 4) Разработать комплексную методику автоматизированного проектирования и расчета теплообменников, обеспечивающую их нормативные характеристики.
- 5) Провести анализ и осуществить выбор наиболее рациональной технологии изготовления теплообменника.
- 6) Интегрировать технологическую составляющую создания теплообменника в комплексную методику его автоматизированного проектирования и расчета.
- 7) Провести апробацию методики при разработке теплообменника для наземной ГТУ сложного цикла.
- 8) По разработанной методике спроектировать и изготовить комплект технологической оснастки, демонстрационный теплообменник и провести на нем верификацию предложенной комплексной методики.
- 9) Рассмотреть возможности использования предложенной методики при проектировании деталей и узлов ГТД.

Научная новизна

1. Разработана комплексная методика автоматизированного проектирования и расчета пластинчатых теплообменников для МГТД (МГТУ)

сложного цикла, которая позволяет по заданным исходным данным получить теплообменник, обеспечивающий наилучшие тепловые и гидравлические характеристики в пределах заданных ограничений с минимальным участием проектанта.

2. Разработан алгоритм тесной увязки стадии проектирования с технологией изготовления, что позволяет получить комплект 3D моделей технологической оснастки, необходимой для изготовления теплообменника.

3. Разработана наиболее рациональная технология изготовления теплообменника с использованием малоомощного лазерного станка с ЧПУ.

Теоретическая и практическая значимость

Комплексная методика позволяет получить и изготовить оптимальный теплообменник (по тепловым и гидравлическим характеристикам) для условий конкретной задачи. Автоматизация методики позволяет сформировать 3D модели теплообменника и комплект технологической оснастки, необходимой для его изготовления.

Благодаря автоматизации методики и применению специализированного программного обеспечения достигается существенное сокращение временных и человеческих ресурсов, затрачиваемых на создание теплообменника.

Результаты применения технологии лазерной сварки на станке с ЧПУ малой мощности могут быть использованы при осуществлении сварки тонкостенных и разнотолщинных деталей – элементов пластинчатого теплообменника.

Разработанная экспериментальная установка, на которой проводилась верификация методики автоматизированного проектирования и расчета, применяется для получения тепло-гидравлических характеристик теплообменников различных типов.

Комплексная методика автоматизированного проектирования и расчета теплообменника применяется в «ЦИАМ им. П.И. Баранова» при разработке теплообменников системы регенерации тепла МГТД и МГТУ сложного цикла.

Методология и методы исследования. При подготовке и проведении испытаний применялась следующая нормативная документация. ГОСТ 24026-80 «Исследовательские испытания. Планирование эксперимента. Термины и определения». Программа испытаний составлялась по стандарту СТП 07538518-10-02-2001 «Порядок разработки программ и методик испытаний опытных объектов на испытательной базе ЦИАМ». Статистическая обработка результатов исследований проводилась с использованием математического обеспечения ЭВМ. При проведении проектирования и расчета применялись открытые, сертифицированные, верифицированные программные продукты.

Положения, выносимые на защиту:

- Комплексная методика автоматизированного проектирования и изготовления оптимального по тепло-гидравлическим параметрам пластинчатого теплообменника для МГТДр;
- Анализ технологии изготовления пластинчатого теплообменника;
- Интеграция технологии изготовления в методику автоматизированного проектирования и расчета;
- Способ соединения тонкостенных и разнотолщинных элементов теплообменника лазерной сваркой на маломощном станке с ЧПУ;
- Методика трехмерного расчета газодинамики и оптимизации параметров теплообменника;
- Верификация методики трехмерного расчета газодинамики теплообменника натурным экспериментом на демонстрационном теплообменнике;
- Применение методики автоматизированного проектирования и расчета для охлаждаемых лопаток турбин;
- Верификация методики автоматизированного проектирования и расчета системы охлаждения лопатки турбины методом калориметрирования в жидкометаллическом термостате.

Достоверность положений, результатов, выводов. Верификация методики автоматизированного проектирования и расчета пластинчатых

теплообменников показала высокую сходимость результатов расчетов с известными литературными источниками и опубликованными результатами экспериментальных исследований авторов.

Проведенный натурный эксперимент по продувке демонстрационного теплообменника показал удовлетворительную сходимость расчетных и экспериментальных тепло-гидравлических характеристик. Результаты не противоречат опубликованным данным других авторов.

Реализация и внедрение результатов работы. Результаты работы использовались при разработке и изготовлении теплообменника для наземной газотурбинной установки ГТУсц-4 в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». На предприятии по предложенной методике разработан теплообменник для малоразмерного газотурбинного двигателя сложного цикла мощностью 200 л.с. Внедренная методика позволила сократить время создания теплообменника и в установленные сроки испытать демонстрационный образец.

Апробация результатов работы. По теме диссертации опубликовано 25 работ, из них в рецензируемых научных изданиях опубликовано 8 работ.

Основные результаты проведенных исследований докладывались на всероссийских и международных конференциях:

- Международная научно-практическая конференция «Эпоха науки», г. Ачинск, 2016 г.;

- Всероссийский молодежный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики», Москва, МАИ (НИУ) (в 2016, 2017, 2018 г.);

- Международная молодежная научная конференция «Гагаринские чтения», Москва, МАИ (НИУ) (в 2016, 2017, 2018, 2019 и 2020 г.);

- Международный молодежный форум «Будущее авиации и космонавтики за молодой Россией» в рамках МАКС 2017, г. Жуковский, 2017 г.;

- Всероссийская научно-техническая конференция «Прогрессивные технологии и процессы», 2018 г, Курск;

- Международная конференция «Авиация и космонавтика», Москва, МАИ (НИУ) (2018 и 2020 г.);
- Всероссийская научно-техническая конференция «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации», Пермь, ПНИПУ, 2018 г.;
- Международный аэрокосмический конгресс IAS 18, Москва, МГУ, 2018 г.;
- Всероссийская научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов «Авиационные двигатели и силовые установки», Москва, ЦИАМ, 2019 г.;
- Международная научно-техническая конференция «Техника и технологии машиностроения», Омск, ОмГТУ, 2019 г.;
- Международная конференция «Современные проблемы теплофизики и энергетики», Москва, МЭИ, 2020 г.;
- Международная научно-техническая конференция «International conference on aviation motors», Москва, ЦИАМ, 2020 г.

Личный вклад соискателя

На основании анализа условий работы и теплогидравлических характеристик различных поверхностей теплообмена была выбрана наиболее оптимальная конструкция теплообменника.

Автор разработал комплексную методику автоматизированного проектирования, расчета и изготовления пластинчатых теплообменников для МГТД сложного цикла. Совмещение методик автоматизированного проектирования и технологии изготовления в единую программу создания компактного теплообменника обеспечило значительное снижение материально-трудовых затрат.

Комплексная методика, разработанная автором, применялась при создании демонстрационного теплообменника для МГТД сложного цикла. Автор участвовал в разработке технологии лазерной сварки тонкостенных и разнотолщинных элементов теплообменника на маломощном станке с ЧПУ.

Верификация методики автоматизированного проектирования и расчета осуществлялась на стенде ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» при проведении продувки теплообменника подогретым воздухом. Автор непосредственно принимал участие в разработке и изготовлении экспериментальной установки для испытаний теплообменников, участвовал в проведении экспериментальных исследований. Полученные результаты обработаны автором и преобразованы в критериальные зависимости, по которым и проводилась верификация.

Автором проведена оценка применимости методики автоматизированного проектирования и расчета для систем охлаждения лопаток турбин ГТД. Проведенная верификация с применением метода калориметрирования в жидкометаллическом термостате показала высокую сходимость расчетных и экспериментальных характеристик.

Разработаны:

- комплексная методика автоматизированного проектирования и изготовления пластинчатых теплообменников для МГТД сложного цикла;
- демонстрационный теплообменник;
- комплект технологической оснастки для изготовления теплообменника;
- экспериментальная установка для оценки тепловых и гидравлических характеристик теплообменника.

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка использованных источников из 123 наименований, изложена на 158 страницах машинописного текста, включает 47 иллюстраций, 20 таблиц и 8 страниц приложений.

Введение содержит обоснование актуальности исследовательской работы. Проанализирован уровень актуальности проблемы. Приведена и обоснована научная новизна, теоретическая и практическая значимость работы. Приведена структура работы и ее краткая характеристика.

В **первой главе** работы рассматриваются основные тенденции совершенствования малоразмерных двигателей. Рассмотрены области

применения малоразмерных двигателей и выявлены факторы, способствующие популяризации МГТД. Как наиболее доступное и актуальное направление, выбрано повышение топливной эффективности МГТД. Изучены основные способы повышения топливной эффективности, обоснован переход к схеме МГТД сложного цикла с регенерацией тепла. Проведен анализ конструкций современных теплообменников, применяемых на МГТД и МГТУ. Намечены пути решения задачи по созданию оптимальной конструкции теплообменной поверхности.

Проведен анализ существующих методик определения тепло-гидравлических характеристик исследуемых поверхностей теплообмена. Анализ показал, что существующие методики не в полной мере позволяют определить оптимальную геометрию теплообменной поверхности для условий конкретной задачи. Большинство работ по исследованию тепло-гидравлических характеристик различных поверхностей теплообмена содержат экспериментальные данные, преобразованные в критериальные зависимости.

Анализ работ по рассматриваемой тематике показал, что для упрощения создания оптимальной конструкции теплообменника целесообразна увязка всех стадий его создания, в том числе и технологической составляющей.

На основании проведенного обзора работ по повышению топливной эффективности МГТД сложного цикла сформулированы цели и задачи исследования.

Вторая глава посвящена разработке методики автоматизированного проектирования и расчета пластинчатого теплообменника для МГТД сложного цикла.

Проведенный анализ позволил определить требования, предъявляемые к методике автоматизированного проектирования и расчета. Далее, проведено исследование в области методов оптимизации параметров. В качестве наиболее подходящего метода оптимизации выбран генетический алгоритм.

Определены основные критерии оптимизации: степень регенерации и гидравлическое сопротивление. Цель методики автоматизированного

проектирования и расчета: максимизация степени регенерации при условии минимизации коэффициента гидравлического сопротивления. Оптимизация критериев осуществляется за счет варьирования наиболее значимых параметров оптимизации, определяющих тепло-гидравлические характеристики.

Разработанная методика автоматизированного проектирования и расчета представляет собой совокупность блоков, каждый из которых выполняет ряд определенных функций. Разработанный алгоритм позволяет разработчику получить оптимальную геометрию теплообменной поверхности в пределах заданных ограничений за счет итерационного подхода. Функцию каждого блока выполняет определенный открытый программный продукт.

Проведена верификация методики автоматизированного проектирования и расчета теплообменника по литературным источникам. В литературных источниках содержатся тепловые и гидравлические характеристики различных теплообменных поверхностей типа «набивки Френкеля», волновая, микрохолмистая, полученные экспериментальным способом. Геометрические характеристики теплообменных поверхностей закладывались в предлагаемую методику, после чего осуществлялась обработка данных с преобразованием в критериальные зависимости. Верификация показала удовлетворительную сходимость расчетных и экспериментальных теплогидравлических характеристик.

Рассмотрены альтернативы применения разработанной автором комплексной методики. Задача оптимизации теплообменной поверхности находит свое применение в системах охлаждения лопаток высокотемпературных газовых турбин. Проведена верификация предлагаемой методики применительно к передней полости лопатки ТВД. Экспериментальные характеристики системы охлаждения получены методом калориметрирования в жидкометаллическом термостате. Получена высокая сходимость расчетных, по предлагаемой методике, и экспериментальных характеристик.

В третьей главе проведен анализ технологии изготовления пластинчатых теплообменников. Изначально сформированы требования к современным

теплообменникам МГТД (МГТУ). Далее, проведен анализ технологий изготовления теплообменников. В результате предложен технологический процесс создания пластинчатого теплообменника МГТД (МГТУ).

На практике технология создания пластинчатого теплообменника является очень сложной задачей, для реализации которой требуется специальная оснастка. Проведена интеграция технологии изготовления в методику автоматизированного проектирования и расчета, что позволяет получать весь комплект требуемой технологической оснастки по модели пластины теплообменника. Подробно описан технологический этап комплексной методики создания теплообменника.

В **четвертой главе** описан процесс создания экспериментального теплообменника для ГТУсц-4 по предложенной комплексной методике.

Автоматизированное проектирование и расчет позволили получить конфигурацию пластины, обеспечивающую наилучшие тепловые и гидравлические характеристики. По представленной методике спроектирован и изготовлен весь комплект оснастки и экспериментальный теплообменник.

Соединение тонкостенных и разнотолщинных деталей в процессе создания теплообменника осуществлялось методом лазерной сварки на маломощном станке с ЧПУ. Приведены особенности применения лазерной сварки при создании теплообменников МГТД (МГТУ). Для подтверждения прочности и герметичности соединения проведены экспериментальные исследования. Подтверждена работоспособность и герметичность сварных швов до давлений 4 атм.

Представлены фото образцов технологической оснастки и демонстрационного теплообменника.

В **пятой главе** представлены результаты экспериментальных исследований теплообменника, созданного по предложенной методике.

Разработанная программа эксперимента позволяет оценить тепловые и гидравлические характеристики теплообменника путем продувки теплообменника потоками горячего и холодного воздуха. Программа составлена

в соответствии со стандартом предприятия, на котором проводятся экспериментальные исследования.

Разработана и изготовлена экспериментальная установка для исследований тепло-гидравлических характеристик теплообменников. Конструкция установки обеспечивает замер необходимого количества экспериментальных параметров при минимальном числе измерительных устройств. Теплоизоляция установки обеспечивает потери в окружающую среду не более 15 %.

Представлены результаты испытаний, проведенных на испытательном стенде ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». Результаты получены для различных режимов продувок.

Обработанные результаты эксперимента представлены в виде критериальных зависимостей. Наблюдается близкое совпадение результатов расчета с экспериментальными данными. Рассогласование данных на малых числах Рейнольдса не превышает 5 %.

Глава 1. Анализ состояния вопроса и постановка задачи

1.1 Современный уровень развития отечественных малоразмерных двигателей

Приоритеты совершенствования современных малоразмерных двигателей диктуются, прежде всего, развитием малоразмерной авиации. Поэтому, при проведении анализа состояния проблемы, целесообразно рассматривать двигатели определенного диапазона мощности для конкретного типа летательных аппаратов.

Ввиду достигнутых результатов в области техники телеуправления и электроники, все большую популярность приобретают беспилотные летательные аппараты. Быстрое развитие БПЛА и малоразмерных ЛА различного типа делает актуальной задачу разработки серии отечественных экономичных легких двигателей мощностью до 500 л.с. (≈ 370 кВт).

Изначально на БПЛА применялись обычные, модернизированные авиационные двигатели. Рост разнообразия и сложности задач привел к необходимости разработки специальных двигателей для БПЛА.

С учетом того, что стоимость силовой установки (СУ) может достигать 20 % стоимости всего БПЛА, а условия эксплуатации существенно отличаются от СУ для пилотируемых самолетов, к двигателям БПЛА предъявляется ряд специфических требований:

- низкая стоимость производства;
- быстрый запуск в широком диапазоне изменения высот и скоростей полета;
- небольшой удельный расход топлива при высокой удельной лобовой тяге;

- отсутствие необходимости обслуживания во время длительного хранения, высокая стойкость против коррозии, нечувствительность к вибрациям и воздействию электромагнитных волн.

1.1.1 Современные малоразмерные двигатели мощностью до 500 л.с. (≈ 370 кВт)

Существующие отечественные малоразмерные двигатели в рассматриваемом классе мощности не удовлетворяют всем типам БПЛА и ЛА малой авиации.

Следует отметить, что в зависимости от назначения ЛА, наблюдается специфика предъявляемых к нему требований. Так, для ЛА малой продолжительности полета, не требуется высокий ресурс и топливная эффективность. Здесь более важным является обеспечение высокой удельной мощности и низкой удельной массы.

В случае рассмотрения ЛА большой продолжительности полета, одним из наиболее жестких требований к двигателю является обеспечение высокой топливной эффективности. Удовлетворение требуемых характеристик приводит к некоторым различиям двигателей, в том числе конструктивным.

В большинстве случаев, на современных российских ЛА устанавливаются двигатели иностранных фирм - Rolls-Royce (Великобритания); Turbomeca (Франция); Pratt&Whitney (Канада). Из зарубежных фирм, занимающихся разработкой и производством двигателей для БПЛА, наилучших результатов достигли фирмы Teledyne CAE и Williams International (США) и фирма Turbomeca (Франция). Однако, при появлении отечественных аналогов ЛА, существует тенденция к замещению иностранных двигателей российскими.

Для оценки состояния проблемы был проведен сравнительный анализ существующих малоразмерных двигателей различного типа мощностью до 500 л.с. (≈ 370 кВт). Представлены сравнительные характеристики для двух типов

отечественных и зарубежных двигателей: МГТД и АПД Расшифровка. Для проведения сравнения были выбраны наиболее популярные двигатели рассматриваемого класса мощности. Результаты проведенного анализа характеристик современных малоразмерных двигателей летного назначения приведены в таблице 1.1 [15, 105].

Как видно, в рассматриваемом диапазоне мощности отечественные разработки существенно отстают от зарубежных. Основные отечественные разработки МГТД рассматриваемого класса находятся на стадии эскизного проектирования.

Проводя сравнительный анализ представленных открытых разработок двигателей в классе мощности до 500 л.с. (≈ 370 кВт) [15, 105, 107] стоит отметить несомненное преимущество поршневых двигателей по топливной эффективности. В то же время, поршневые двигатели значительно проигрывают газотурбинным по удельному весу. Повышение экономичности МГТД рассматриваемой мощности является сложной и актуальной задачей, целью которой является максимальное приближение топливной эффективности к уровню поршневых двигателей.

Расход топлива газотурбинного двигателя (ГТД) может быть снижен двумя способами: за счет повышения параметров рабочего процесса (π_k^* и T_r^*) и путем перехода на сложный регенеративный цикл, при котором часть энергии выхлопных газов возвращается обратно в цикл посредством специальных устройств.

Таблица 1.1 - Характеристики малоразмерных двигателей мощностью до 500 л.с. (≈ 370 кВт)

| № п/п | Наименование | Состояние разработки | Фирма | № _{взл.} , л.с. | С _е , кг/л.с. ч | Масса, кг | Удельная масса, кг/л.с. | Примечание |
|--|--------------------------|----------------------|--------------|--------------------------|----------------------------|-----------|-------------------------|---|
| Отечественные МГТД | | | | | | | | |
| 1 | ГТД-350 | Серийный | ЗИК, PZL | 400 | 0,365 | 135 | 0,3375 | Для вертолета Ми-2. Серийное производство в Польше, PZL. |
| 2 | ТВД-150 | Эскизный проект | МКБ «Гранит» | 150 | 0,5 | 50 | 0,33 | Применение: легкие ЛА, мобильные энергоустановки до 100 кВт. |
| 3 | ТВД-200 | Эскизный проект | ЦИАМ | 217 | 0,344 | 50 | 0,23 | Применение: легкие ЛА, мобильные энергоустановки. |
| 4 | ТВДр-200 | Эскизный проект | ЦИАМ | 206 | 0,225 | 90 | 0,439 | Модификация ТВД-200 с применением теплообменника. Предназначен для легких ЛА длительной работы. |
| Зарубежные МГТД | | | | | | | | |
| 1 | АИ-450М | Серийный | Мотор Сич | 400 | 0,28 | 115 | 0,29 | Для вертолета Ми-2М. |
| 2 | ТР-100 | Серийный | PBS | 245 | 0,38 | 61,6 | 0,251 | Небольшие самолеты и БЛА. |
| 3 | 250-C20 | Серийный | Rolls-Royce | 250 | 0,35 | 62 | 0,248 | Серия двигателей Allison |
| 4 | RR500 | Серийный | Rolls-Royce | 475 | 0,28 | 102 | 0,215 | Серия включает варианты для легких вертолетов и самолетов. |
| 5 | Arrius 1A (TM319) | Серийный | Turbomeca | 479 | 0,29 | 101 | 0,211 | Вертолетный турбовальный двигатель; разрабатывался в версии турбовинтового. |
| Авиационные поршневые двигатели | | | | | | | | |
| 1 | М-9Ф | Серийный | ВМЗ | 420 | 0,210 | 220 | 0,524 | Применяется на самолетах Су-26МЗ, Бе-103; вертолетах Ми-34. |

| N п/п | Наименование | Состояние разработки | Фирма | N _{взл.} , л.с. | C _e , кг/л.с. ч | Масса, кг | Удельная масса, кг/л.с. | Примечание |
|----------|----------------|-------------------------|---------------|-----------------------------|----------------------------------|--------------|-------------------------------|--|
| 2 | М-14П | Серийный | ВМЗ | 360 | 0,225 | 214 | 0,594 | Применяется на самолетах Як-50, Як-55, Як-18Т; вертолетах Ка-26 (М-14В26). |
| 3 | М-5 | Серийный | ВМЗ | 170 | 0,2 | 135 | 0,794 | Малый АПД для легких самолетов. |
| 4 | РПД-331 | Опытный | СКБМ, ЦИАМ | 300 | 0,190 | 190 | 0,633 | Планируется применение на пилотируемых и беспилотных легких ЛА. |

Повышение параметров цикла (π_k^* и T_g^*) приводит к снижению и так небольшого для малоразмерного ГТД расхода воздуха и, как следствие, уменьшению размеров лопаточных машин (компрессора и турбины). Растущие при этом относительные потери при обтекании прикорневых сечений пера лопаток и радиальных зазоров на периферии лопаточных машин снижают эффективность компрессора и турбины, делая дальнейшее повышение параметров цикла бессмысленным (по КПД) и дорогим (в изготовлении).

Дальнейшее повышение эффективности ГТД за счет конструктивно-технологического (механические потери) и газодинамического (КПД компрессора, камеры сгорания и турбины) совершенствования проточной части незначительно, так как современные конструкции уже отработаны на техническом и технологическом пределе существующего производства. Дальнейшее совершенствование конструкции приводит к значительному удорожанию производства при незначительном повышении эффективности изделия.

В настоящее время остаётся еще один путь повышения эффективности ГТД без значительного изменения конструкции и при достигнутых параметрах: переход к сложной термодинамической схеме с использованием регенерации тепла (рисунок 1.1) [68, 111, 120].

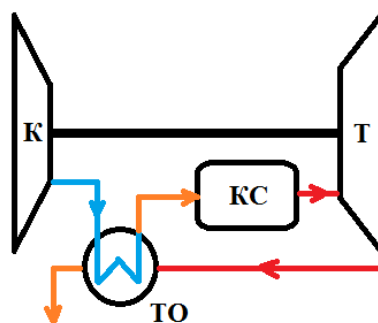


Рисунок 1.1 – Схема газотурбинного двигателя с регенерацией тепла: К – компрессор, КС – камера сгорания, Т – турбина, ТО – теплообменник

Практически это возможно за счет применения теплообменника, в котором воздух из-за компрессора дополнительно подогревается выхлопными газами, таким образом, часть энергии выхлопных газов возвращается в цикл, снижается количество дополнительной энергии, необходимой для поддержания рабочего режима двигателя, соответственно снижается расход топлива. Применение такой схемы позволяет повысить экономичность двигателя, но ухудшает его массовые характеристики.

1.1.2 Тенденции развития МГТД

Постоянное совершенствование авиации предъявляет все новые требования к применяемым силовым установкам. Таким образом, совершенствование силовых установок для малоразмерной авиации является ключевой задачей.

Требуемое качественное повышение показателей эффективности МГТД в рассматриваемом классе мощности можно представить в следующем виде:

- увеличение удельной мощности двигателя;
- уменьшение удельной массы;
- снижение удельного расхода топлива;
- уменьшение числа деталей в двигателе;
- снижение стоимости производства.

Для достижения поставленных требований необходима комплексная расчетная, конструкторско-технологическая и экспериментальная отработка перспективных и прорывных технических решений.

Учитывая современное состояние отечественного авиационного двигателестроения, следует выделить основные критические технологии совершенствования МГТД для достижения и превышения мирового технического уровня (таблица 1.2).

Таблица 1.2 - Прорывные технические решения, обеспечивающие разработку и совершенствование отечественных МГТД

| № | Критические технологии | Эффект от применения |
|----|--|--|
| 1 | Создание пылезащитных устройств из композиционных материалов | Снижение массы и стоимости изготовления узла пылезащитного устройства |
| 2 | Использование закрытой крыльчатки центробежной ступени компрессора из титанового сплава, в т.ч. с использованием гранулированных сплавов | Повышение КПД центробежного компрессора |
| 3 | Нанесение покрытий на лопатки диффузора центробежной ступени | Повышение стойкости компрессора к эрозионному износу, повышение ресурса |
| 4 | Выполнение «агрессивных» переходных каналов сокращенной длины | Уменьшение габаритов и массы двигателя |
| 5 | Применение гибридных подшипников с керамическими телами качения | Повышение ресурса подшипников, возможность повышения частоты вращения ротора |
| 6 | Использование высокоперепадной одноступенчатой турбины компрессора ($\pi_{\text{TK}}^* > 4$) | Сокращение числа деталей, снижение массы двигателя |
| 7 | Создание корпусных деталей из композиционных материалов в холодной части двигателя | Снижение массы двигателя |
| 8 | Применение упрочнения лопаток центробежного колеса компрессора | Повышение стойкости компрессора к эрозионному износу, повышение ресурса узла компрессора |
| 9 | Нанесение защитных покрытий от сульфидной коррозии для жаровых труб и лопаток турбины | Повышение ресурса горячей части двигателя |
| 10 | Использование усовершенствованных порошковых материалов для дисков турбин | Повышение ресурса дисков турбин |
| 11 | Выполнение развитой перфорации в | Повышение ресурса |

| № | Критические технологии | Эффект от применения |
|----|--|---|
| | жаровой трубе | высокотемпературных малоразмерных камер сгорания |
| 12 | Применение щеточных уплотнений | Повышение частоты вращения роторов, снижение утечек |
| 13 | Разработка МГТД сложного цикла с компактным теплообменником (для ЛА с большой продолжительностью полета) | Снижение удельного расхода топлива на крейсерском режиме |
| 14 | Применение подшипников новых типов (магнитные, газодинамические и пр.), исключение системы смазки, «сухой двигатель» | Повышение частоты вращения роторов, повышение ресурса, снижение массы двигателя |
| 15 | Исключение коробки приводов за счет перехода на электрический привод агрегатов, «электрический двигатель» | Снижение массы и упрощение конструкции двигателя |
| 16 | Применение цифровой САУ с полной ответственностью, «умный двигатель» | Переход на эксплуатацию по состоянию. Повышение ресурса двигателя. |

При рассмотрении БПЛА с большой продолжительностью полета перспективным является повышение топливной эффективности и удельной тяги двигателя при сокращении объема газогенератора. Такого улучшения характеристик можно достичь путем повышения параметров рабочего процесса, использования компактных воздушных винтов (вентиляторов), обеспечивающих повышение полетного КПД, применения схем двигателей сложного цикла (с теплообменником), широкого использования новых материалов, в первую очередь – композиционных (рисунок 1.2) [109].

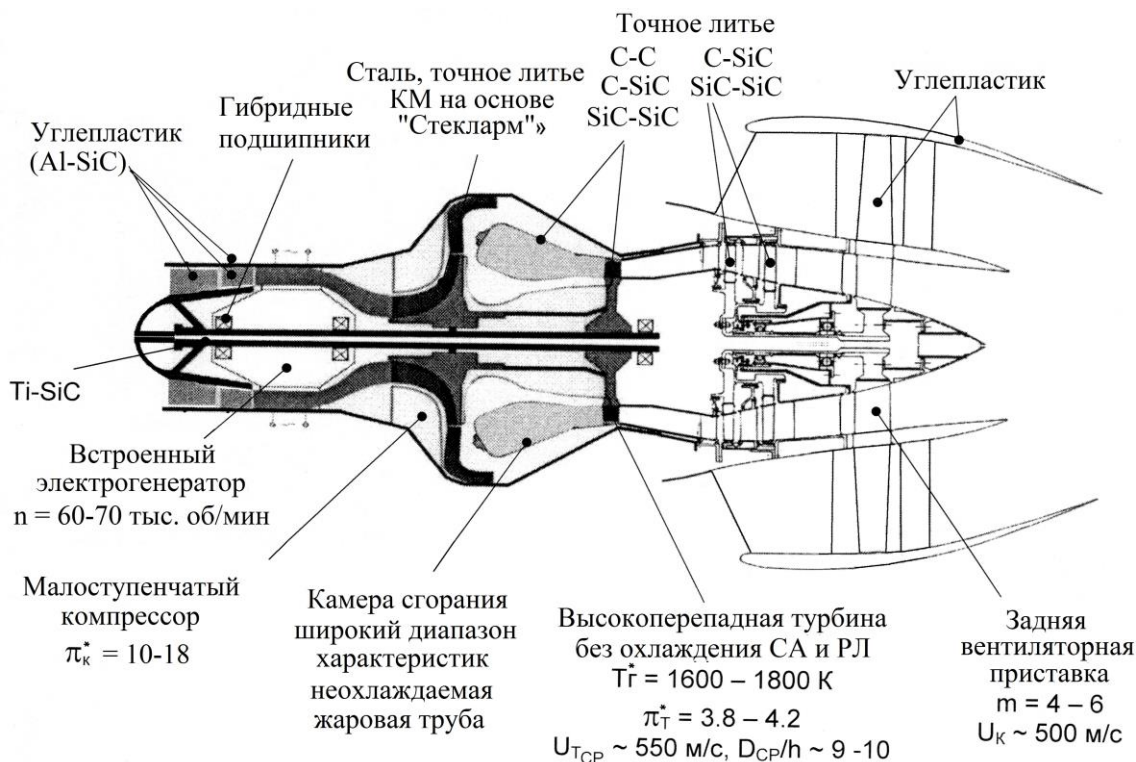


Рисунок 1.2 – Перспективный двигатель для БПЛА

Создание конкурентоспособного МГТД в рассматриваемом классе мощности возможно за счет применения «прорывных» технологий. Реализация создаваемых технологий должна обеспечить «прорывное» улучшение показателей МГТД:

- снижение удельного расхода топлива на 15-20 %;
- снижение удельной массы на 25-30 %;
- повышение надежности и ресурса в 2-3 раза.

Ключевой задачей является повышение доступности перспективных двигателей за счёт снижения стоимости их разработки, производства и уменьшения затрат на эксплуатацию. Уменьшение затрат на эксплуатацию, в свою очередь, обеспечивается повышением экономичности МГТД.

Анализ перспектив развития МГТД показал, что снижение удельного расхода топлива является актуальным направлением для повышения эффективности газотурбинных двигателей. Применение схем сложного цикла является одной из критических технологий повышения экономичности двигателей.

1.1.3 Конверсия малоразмерных двигателей

Повышение экономичности и стабильности обеспечения теплом и электроэнергией производственных и жилищно-коммунальных объектов, становится одной из важнейших технико-экономических и социальных проблем, рассматриваемых во многих странах мира. В США и Японии эти задачи решаются на уровне национальных программ. Чрезвычайно важна разработка подобных автономных энергоустановок малой мощности для России с ее большой территориальной протяженностью, изношенностью тепловых сетей, необходимостью обеспечения теплом и электроэнергией отдаленных северных и дальневосточных регионов, особенно в условиях чрезвычайных ситуаций [29].

Использование мини-ГТУ с комбинированным производством электроэнергии и тепла, по сравнению с централизованным снабжением позволяет:

- обеспечить автономное энергоснабжение объектов;
- снизить на 25 – 30 % расход топлива;
- улучшить в 1,5 - 2,0 раза экологические показатели;
- уменьшить в 1,5 - 2,0 раза удельную стоимость эксплуатации.

Большинство современных энергоустановок малой мощности (до 100 кВт) создаются путем конверсии авиационных ГТД. Прямая конверсия при минимальных доработках конструкции базового двигателя позволяет иметь К.П.Д. энергоустановки на уровне 18-20 %. При усложнении конструктивной схемы путем добавления теплообменника регенерации тепла выходящих газов удается повысить К.П.Д. до 32-36 %.

В качестве основных направлений совершенствования энергоустановок малой мощности следует признать снижение удельной стоимости энергоустановки при повышении ее топливной эффективности и безусловном удовлетворении современных и перспективных требований по экологии и ресурсу.

В НИИ, ОКБ и на заводах отечественной моторостроительной подотрасли за последние годы накоплен достаточный научно-технический задел по созданию основных узлов и элементов ГТД малой мощности. Получены результаты мирового уровня в части освоения перспективных технологий изготовления компрессоров и турбин малых размеров, а также разработке методов проектирования узлов и элементов ГТД на базе современных программных комплексов в области расчетов газодинамики, теплообмена, горения и прочности.

Только комплексное использование авиационных технологий на всех стадиях жизненного цикла энергоустановки (проектирование, изготовление, эксплуатация) позволяет гарантировано создать конкурентоспособную мини ГТУ с перспективными характеристиками.

Новые подходы к созданию энергоустановок малой мощности можно проиллюстрировать на примере разработки мини ГТУ мощностью 100 кВт [110].

Энергоустановка МГТУ-100 предназначена для автономного снабжения объектов электроэнергией и теплом. На рисунке 1.3 представлена принципиальная схема установки.

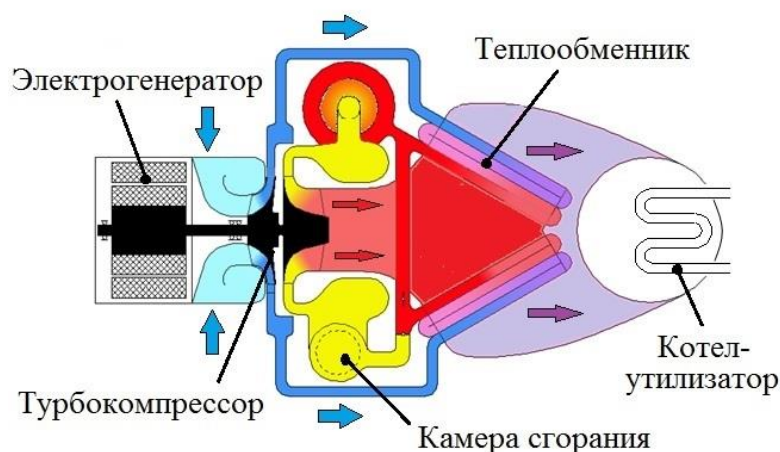


Рисунок 1.3 – Принципиальная схема МГТУ мощностью до 100 кВт

Установка состоит из газотурбинного блока и расположенного в его центральной части высокооборотного электрогенератора. На выходе установлен теплообменный аппарат, в котором осуществляется предварительный подогрев воздуха из компрессора перед его поступлением в камеру сгорания. Имеется

входное устройство с пылезащитным фильтром и отсек электрооборудования, в котором размещаются преобразователи электроэнергии и система управления. При необходимости водяной котел-утилизатор может быть установлен на верхней перегородке энергоустановки и использовать остаточное тепло рабочего цикла после теплообменного аппарата.

Мини ГТУ-100 имеет следующие характеристики:

- электроэнергия - 100 кВт;
- тепло - 90 кВт (77×10^6 кал/час);
- К.П.Д. по мощности на валу - 38-39 %;
- К.П.Д. по электрической мощности - 35-36 %;
- К.П.Д. по суммарной мощности - 72-74 %;
- ресурс - 60 000 час.;
- топливо - керосин, дизельное топливо, газ.

Установка спроектирована с учетом возможности ее эксплуатации в экстремальных климатических условиях, включая районы Крайнего Севера. Благодаря относительной простоте и технологичности конструкции удельная стоимость энергоустановки снижена на 8-10 %, по сравнению с современными зарубежными установками аналогичного назначения.

Прогресс в существенном увеличении показателя «эффективность/стоимость» МГТУ-100 базируется на комплексном использовании авиационных технологий в части выбора схемы, параметров и характеристик энергоустановки, конструкции основных узлов и элементов, возможностей их изготовления, максимального учета условий эксплуатации, использования современных подходов к обеспечению надежности и ресурса.

Использование современных программных комплексов, позволяющих проводить 3-х мерные расчеты течения в элементах проточной части с учетом вязких и волновых потерь, воздушных перетечек в радиальных зазорах и других факторов, позволяет добиться максимальной оптимизации течений и снижения потерь в отдельных элементах и по узлам в целом. Благодаря подобному

подходу удастся, несмотря на малые размеры, повысить К.П.Д. в центробежном компрессоре и центростремительной турбине.

Существенный вклад в повышение эффективности энергоустановки вносит теплообменник. При этом теплообменник должен иметь малые потери давления в каналах (не более 4-5 %), приемлемые габаритно-массовые показатели, большой ресурс и надежность эксплуатации.

Решение этого комплекса задач возможно при использовании эффективных схем течения теплоносителей, применения технологичных и компактных поверхностей нагрева с интенсификацией теплообмена. В этом плане значительный интерес для теплообменника энергоустановки представляют поверхности нагрева, составленные из гофрированных пластин, уложенных в пакет таким образом, что на смежных пластинах направления гофров расположены под углом друг другу.

Значительные трудности при разработке МГТУ-100 обусловлены экологическими требованиями снижения эмиссии вредных выбросов. Современные камеры сгорания авиационных ГТД, работающие на жидком топливе при температурах воздуха на входе 750-850 К, имеют уровень эмиссии окислов азота порядка 250 ppm (частиц на миллион). Камера сгорания МГТУ после подогрева воздуха в теплообменнике работает в этом же диапазоне температур. Поэтому необходимы изменения в организации рабочего процесса, чтобы снизить эмиссию до приемлемого уровня 40-50 ppm. Эти изменения затрагивают практически все принципиальные моменты организации процесса горения – распределение первичного и вторичного воздуха, распыл жидкого топлива и формирование течения в зоне горения малого объема, организация эффективного смешения продуктов сгорания и вторичного воздуха. Имеющийся научно-технический задел в этой области позволяет рассчитывать на успешное решение проблемы.

Анализируя вышеизложенное, можно сделать вывод, что перспективная МГТУ должна сочетать в себе сбалансированные технико-экономические показатели:

- высокую топливную эффективность (К.П.Д. 38-39 % и до 72-74 % с котлом-утилизатором) при умеренной стоимости;

- гарантированные показатели в части ресурса (до 60 000 – 100 000 час) и экологии (выбросы NO_x 40-50 ppm и не более 2-3 ppm с каталитической камерой сгорания);

- модульность конструкции, способность обеспечить многотопливность (керосин, дизельное топливо, газ, твердое топливо);

- минимальные затраты на эксплуатацию, техобслуживание и диагностику.

Достижение перспективных характеристик требует использования комплексных подходов в части разработки новых технологий:

- оптимизация схемы, параметров и характеристик энергоустановки;

- обеспечение максимально высокой эффективности основных узлов и элементов (компрессор, камера сгорания, турбина, рекуператор, электрогенератор, каналы и т.д.) на базе современных верифицированных программных комплексов;

- использование компоновочных и конструктивно-технологических решений, способных обеспечить компактность и технологичность конструкции, низкую стоимость изготовления;

- применение газодинамических подшипников для обеспечения работы ГТУ без системы смазки,

- разработка высокооборотных электрогенераторов с прямым приводом от ротора $n = 60000-100000$ об/мин и КПД 96 %;

- применение электронные системы управления нового поколения с подачей топлива от насоса с электроприводом, щеточные уплотнения полостей газоздушного тракта повышенной эффективности;

- использование новых высокопрочных и композиционных материалов, малоэмиссионных камер сгорания, высокоэффективных топлив, высокоэффективных технологий изготовления узлов и деталей (точное литье, электрохимия, порошковая металлургия, сварка трением).

Радикальное решение проблемы эмиссии может быть получено при использовании камер сгорания, работающих на твердом топливе (прессованная древесина).

Таким образом, разработка высокоэффективного теплообменника системы регенерации тепла является одной из важнейших задач при создании ГТУ. В связи со снижением ограничений по габаритно-массовым характеристикам для теплообменников наземных ГТУ, по сравнению с авиационными двигателями, появляется перспектива создания теплообменных устройств с более высокими значениями степени регенерации.

1.2 Анализ конструкции и условий работы современных теплообменников для МГТД

Использование регенерации тепла выходящих газов продолжает оставаться одним из перспективных направлений улучшения топливной экономичности авиационных ГТД и промышленных ГТУ [46]. Проблемы практической реализации подобной схемы, применительно к авиации, обусловлены, прежде всего, усложнением конструкции двигателя, увеличением его габаритов и массы из-за установки теплообменника, а также, до недавнего времени, ограничениями по ресурсу теплообменного аппарата при его эксплуатации в условиях высоких давлений и температур на стационарных и особенно на переходных режимах. Тем не менее, по мере совершенствования ГТД и достигнутых успехов в области расчета и проектирования компактных теплообменников в различных странах периодически предпринимаются попытки практической реализации создания авиационного двигателя с регенерацией тепла (ГТДр).

Генеральным направлением развития авиационных двигателей остается совершенствование ГТД традиционных схем и, следовательно, в перспективе следует ожидать дальнейшего повышения температуры газа перед турбиной и степени повышения давления в компрессоре. Расчетными исследованиями было

доказано, что, несмотря на необходимость использования высоконапорных компрессоров в перспективных ГТД возможно создание модификаций этих двигателей с теплообменником. В этом случае необходимо обеспечить обоснованный выбор параметров теплообменника, оптимизировав их применительно к реальным показателям рабочего процесса базового двигателя без регенерации тепла.

Создание авиационных ГТД с регенерацией тепла требует разработки новых подходов к проектированию компактных теплообменников, максимально адаптированных по своим характеристикам, компоновке, габаритно-весовым показателям и эксплуатационным качествам к базовым ГТД без регенерации тепла.

Несколько иной подход используется при проектировании теплообменников промышленных ГТУ. В данном случае габаритно-массовые требования к энергоустановке не столь жесткие, как это имеет место в авиации. На первый план выдвигаются требования высокой эффективности теплообменника, большего ресурса (до 100 000 часов) и низкой стоимости изготовления.

1.2.1 Авиационные теплообменники

При практической реализации ГТД с регенерацией тепла принципиально важно иметь в виду следующие обстоятельства:

- параметры рабочего процесса должны быть оптимизированы для использования в схеме с регенерацией тепла, так и без нее. Это означает, что выбор расчетных параметров теплообменника (прежде всего степени регенерации) должен быть ориентирован на совместную работу с высоконапорным компрессором, характерным для базового ГТД без регенерации тепла;

- конструкция двигателя должна предусматривать возможность его многоцелевого использования, включая установку модуля теплообменника в схеме с регенерацией тепла;

- расчет и оптимизация теплотехнических, габаритно-весовых и компоновочных показателей теплообменника должны обеспечивать приоритет общепринятых требований в части сохранения осесимметричного кольцевого тракта движения теплоносителей в теплообменной матрице, сокращения объема газоздушных патрубков, обеспечения необходимой надежности и ресурса теплообменника, как одного из узлов двигателя.

Согласование параметров ГТД и теплообменника.

При проектировании теплообменника для ГТД в первую очередь возникает вопрос о выборе основных теплотехнических параметров: степени регенерации η_p и величины суммарных относительных потерь давления Σ в каналах теплообменной матрицы. С увеличением η_p экономичность двигателя улучшается, но вместе с этим возрастают потребная площадь теплопередающей поверхности, габариты и масса теплообменника. При увеличении допустимого расчетного значения потерь давления Σ эти показатели изменяются в обратном направлении. Поэтому для каждого двигателя в зависимости от реализованных параметров рабочего процесса и К.П.Д. узлов существует оптимальное соотношение величин $\eta_p - \Sigma$, соответствующее минимуму габаритно-весовых показателей теплообменника при фиксированном (заданном) уровне улучшения экономичности базового двигателя, либо обеспечивающее максимальное улучшение экономичности при фиксированных размерах теплообменной матрицы.

Применительно к МГТД соотношение между параметрами η_p и Σ теплообменника и достигаемым при этом улучшением топливной экономичности двигателя S_e принимает следующий вид:

$$\bar{S}_e = (1 - 0,39 \times \eta_p) / (1 - 1,28 \times \Sigma).$$

Выбор поверхности нагрева.

К настоящему времени накоплен богатый экспериментальный материал по тепловым и гидравлическим характеристикам различных типов компактных поверхностей нагрева [20, 45, 104, 117]. Эти поверхности различаются разнообразием конструктивных форм и теплотехническими характеристиками, что затрудняет однозначный выбор той или иной поверхности для теплообменника авиационного ГТД [60, 67].

Вместе с тем из всего разнообразия исследованных поверхностей нагрева можно выделить две поверхности, которые в последнее время наиболее часто рассматриваются в авиационных теплообменниках: пластинчатые поверхности типа набивки Френкеля и трубчатые поверхности нагрева.

Пластинчатые поверхности нагрева типа набивки Френкеля представляют собой гофрированные пластины, уложенные друг на друга, таким образом, что каналы на смежных пластинах направлены под углом ψ (рис. 1.4).

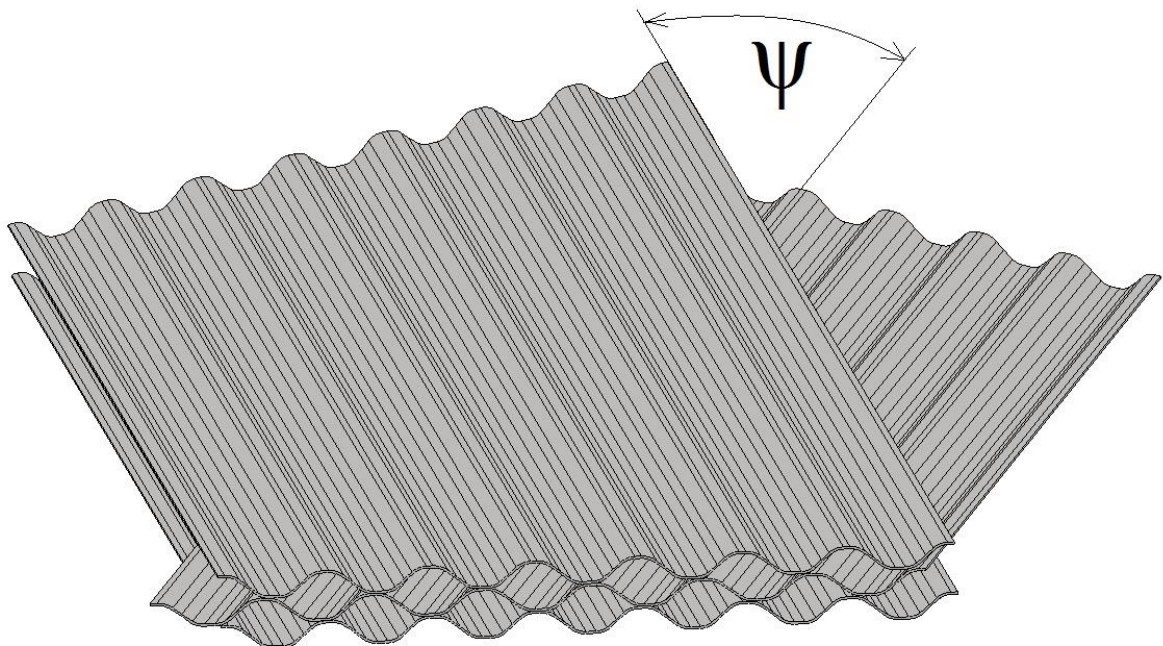


Рисунок 1.4 – Принципиальная схема пластинчатого теплообменника с геометрией типа «набивки Френкеля»

Взаимодействие скрещивающихся струек теплоносителя приводит к турбулизации потока, росту теплоотдачи и естественно увеличению гидравлического сопротивления. Увеличением угла ψ скрещивания струек можно получить значительный рост теплоотдачи (до 3-4 раз). Эти поверхности нагрева достаточно технологичны в изготовлении [83, 87].

Трубчатые поверхности нагрева составлены из круглых трубок, собранных в пучок [5, 40]. Воздух течет внутри трубок, газ обтекает трубки снаружи в поперечном направлении. Оба теплоносителя способны обеспечить достаточно высокие коэффициенты теплоотдачи: воздух в зоне чисел $Re = 8000-10000$, а газ за счет постоянного обновления пограничного слоя при обтекании каждой новой трубки имеет высокую теплоотдачу даже при низких числах $Re = 800-1000$.

Варианты компоновки трубчатого и пластинчатого теплообменников на двигателе представлены на рисунке 1.5.

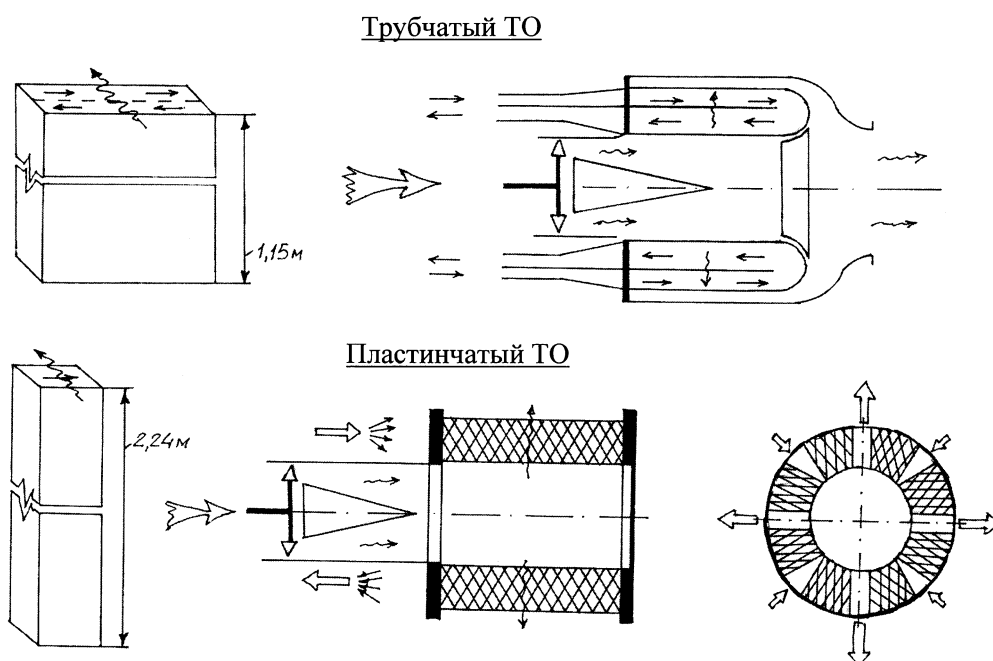


Рисунок 1.5 – Варианты компоновки теплообменников на двигателе

Многочисленные исследования [28, 83, 87] тепло-гидравлических характеристик различных поверхностей теплообмена показывают, что теплопередающая матрица, составленная из пластинчатых поверхностей типа набивки Френкеля, имеет преимущество перед трубчатой матрицей по объему и

по площади теплопередающей поверхности. Однако, габариты пластинчатой матрицы (в особенности ее высота) чрезвычайно неудобны для компоновки ее на двигателе, что в значительной степени уменьшает достоинства такой поверхности.

Трубчатый теплообменник может быть выполнен в виде кольцевого тороида, внутренний диаметр которого соответствует диаметру турбины. При этом теплообменная матрица занимает все отведенное ей пространство, а газоздушные патрубки просты по конструкции и занимают минимальный объем.

Пластинчатый теплообменник при аналогичной кольцевой компоновке вынужденно разбивается на ряд секций, между которыми размещаются пространства для подвода и отвода воздуха к каналам матрицы. Как следствие, суммарные объемы матрицы и пустот между ними сравниваются с объемом трубчатого теплообменника. Кроме того, при использовании такого пластинчатого теплообменника неизбежно приходится отказываться от непрерывного кольцевого тракта ГТД: при подходе к теплообменнику поток воздуха разбивается на ряд рукавов, и на выходе из него вновь собирается в кольцевой тракт.

В работах [61, 76] представлен анализ эффективности различных вариантов теплообменной матрицы на примере модульного пластинчатого теплообменника МГТД в классе мощности 150-200 Л.С. (100-150 кВт). Расчетные исследования проведены для трех типов теплообменной матрицы: микрохолмистая поверхность теплообмена шахматного типа (МХПШ), микрохолмистая поверхность теплообмена коридорного типа (МХПК) и «набивки Френкеля» (НФ) (табл. 1.3).

Таблица 1.3 – Эффективность модульного пластинчатого теплообменника с матрицами различного типа

| Параметр | Обозначение, единицы измерения | Типы матриц | | |
|---|--------------------------------------|-------------|----------|----------|
| | | МХПШ | МХПК | НФ |
| 1. Степень регенерации | $\eta_p, \%$ | 65,4 | 52,9 | 69,3 |
| 2. Потери давления по воздуху | $\Delta p_{в}, \%$ | 30,5 | 13,3 | 12,7 |
| 3. Потери давления по газу | $\Delta p_{г}, \%$ | 1,8 | 5,4 | 0,7 |
| 4. Масса теплообменной матрицы | $G_m, кг$ | 0,72 | 0,792 | 1,056 |
| 5. Площадь теплообменной поверхности | $S_{тп}, м^2$ | 0,088951 | 0,081912 | 0,119465 |
| 6. Площадь проходного сечения по воздуху, (минимальная) | $F_{в}, м^2$ | 0,001475 | 0,000779 | 0,001836 |
| 7. Площадь проходного сечения по газу, (минимальная) | $F_{г}, м^2$ | 0,011816 | 0,004136 | 0,011196 |
| 8. Скорость воздуха на входе | $W_{в1}, м/с$ | 9,13 | 8,91 | 7,22 |
| 9. Скорость воздуха на выходе | $W_{в2}, м/с$ | 22,34 | 32,4 | 21,1 |
| 10. Скорость газа на входе | $W_{г1}, м/с$ | 8,33 | 9,49 | 8,39 |
| 11. Скорость газа на выходе | $W_{г2}, м/с$ | 9,15 | 18,46 | 7,94 |

Из анализа данных таблицы 1.3 можно сделать следующие предварительные выводы:

- все варианты приемлемы с точки зрения степени регенерации, кроме пластины с коридорным расположением микрохолмов;
- наилучшим является вариант матрицы с набивкой Френкеля, как по степени регенерации, так и по суммарным потерям в матрице.

Повышенные потери давления в «воздушном» контуре происходят за счет поворота потока (рис.1.6 и 1.7).

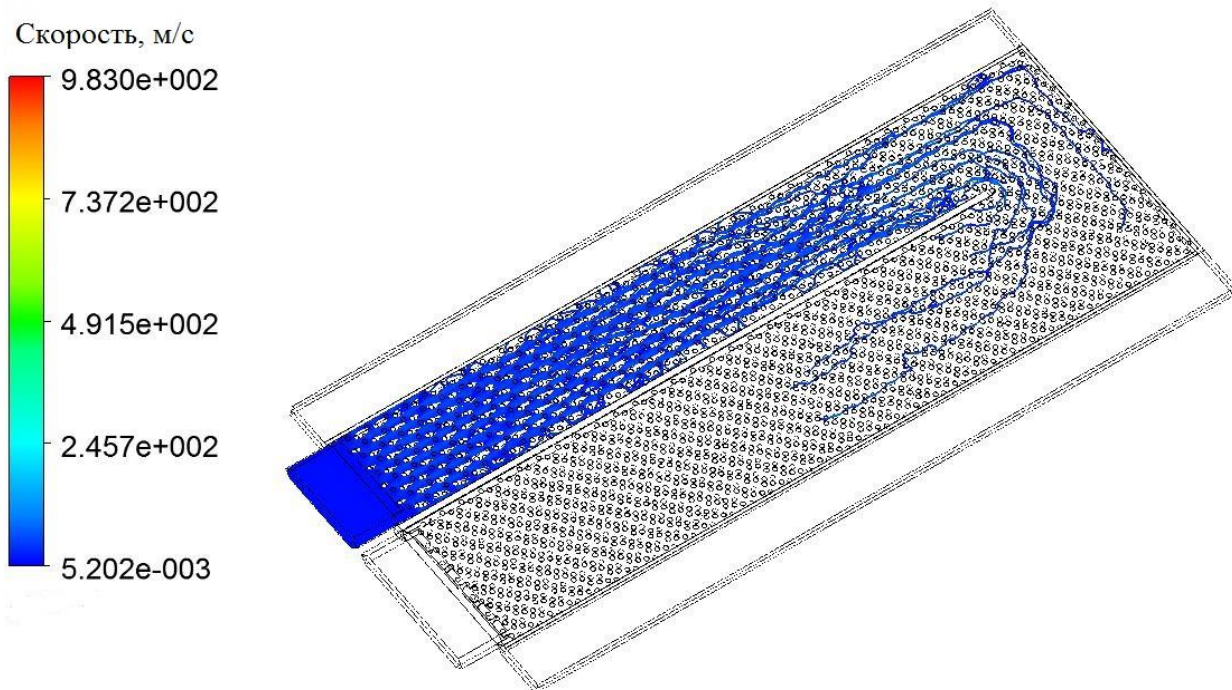


Рисунок 1.6 - Линии тока по воздушному тракту конверта с пластинами микрохолмистой поверхности (шахматное расположение микрохолмов)

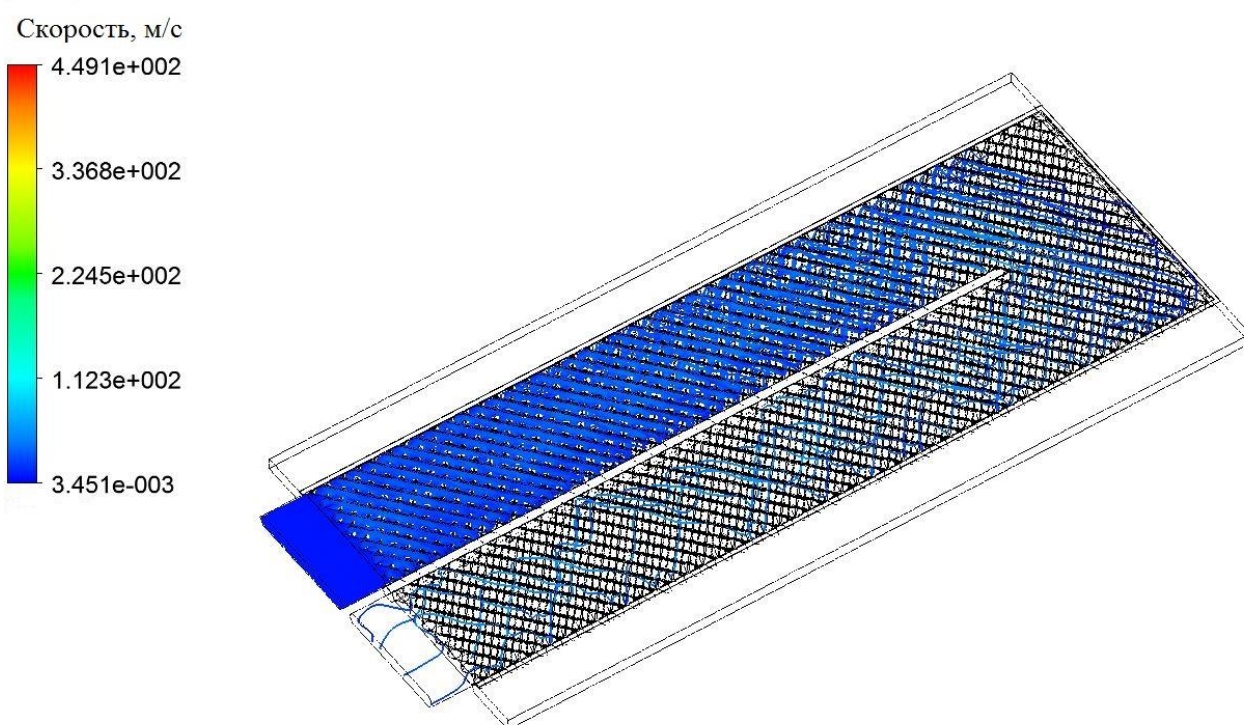


Рисунок 1.7 – Линии тока по воздушному тракту конверта с пластинами «набивки Френкеля»

Из рисунков 1.6 и 1.7 видно, что после поворота линии тока разбиваются, приобретают хаотичное движение, что способствует повышенному трению потока о стенки конверта. Расчетные гидравлические потери по холодному контуру значительны и не являются приемлемыми. Анализ результатов расчетов показал необходимость исследования одноходовой схемы движения теплоносителя [92].

Картина линий тока теплоносителей в случае с пластинчатым теплообменником доказывает, что микрохолмистая поверхность теплообмена вызывает значительную неравномерность. Линии тока зачастую движутся хаотично, изменяя направления либо полностью затухая. Этот фактор и оказывает влияние на большие потери, по сравнению с другими вариантами теплообменной матрицы.

Таким образом, сравнительный анализ эффективности пластинчатого теплообменника с различными матрицами показывает, что наиболее целесообразным является применение пластин типа «набивки Френкеля». Применение модульной компоновки теплообменника позволяет обеспечить высокую совместимость с базовым двигателем, сохранение кольцевого тракта, обеспечение требуемых эксплуатационных качеств, прочности и ресурса при эксплуатации в условиях высоких температур и давлений на стационарных и особенно переходных режимах работы ГТД.

1.2.2 Теплообменники для ГТУ

Использование регенерации тепла в энергоустановках малой мощности позволяет существенно повысить ее коэффициент полезного действия до 35-38 %.

Важное значение в реализации такого проекта приобретает разработка оптимального облика и характеристик теплообменника [47], учитывая противоречивые требования, предъявляемые к нему:

- высокая эффективность при умеренных потерях давления в его каналах (суммарно до 4-5 %);
- приемлемые габаритно-массовые показатели;
- большой ресурс и надежность в работе в соответствии с требованиями, предъявляемыми к энергоустановкам;
- низкая стоимость изготовления и эксплуатации.

Учитывая достаточно высокие требования по степени эффективности, обычно выбирают перекрестную схему движения теплоносителей.

В компактных теплообменниках промышленных ГТУ, как и в авиационных ГТД, могут использоваться различные поверхности нагрева. Для наземного применения, когда массовые и габаритные ограничения не являются критичными, наибольший эффект можно получить от пластинчатого теплообменника. Стоит отметить, что пластинчатые поверхности нагрева являются более технологичными в изготовлении.

Из сравнения двух типов поверхностей нагрева для теплообменника промышленной ГТУ можно сделать вывод, что наилучшие габаритно-весовые показатели теплообменника могут обеспечить пластинчатые поверхности типа «набивки Френкеля».

Учитывая требуемый большой ресурс энергоустановки, при проектировании теплообменника не следует стремиться к выбору малых диаметров каналов, способных обеспечить выигрыш в габаритах, но более чувствительных к загрязнению. Предпочтительнее выбирать каналы с эквивалентным диаметром примерно 3,0 – 5,5 мм, позволяющие найти компромисс между эффективностью теплообменника и возможностью обеспечить его длительную эксплуатацию.

1.3 Расчетные методики определения тепло-гидравлических параметров теплообменников

Применение теплообменника на МГТД (МГТУ) оказывает существенное влияние на характеристики изделия в целом. Проектирование и расчет теплообменника является важной задачей, позволяющей оптимизировать ключевые параметры ТА и двигателя.

Среди применяемых, наиболее известных и популярных методов проведения расчета тепло-гидравлических характеристик [118] исследуемого теплообменника, наибольшего внимания заслуживают два [88]:

- численный расчет, подразумевающий решение систем основных уравнений гидравлики и термодинамики (в основном – на вычислительных комплексах);
- расчет по критериальным зависимостям.

1.3.1 Методы численного расчета тепло-гидравлических характеристик

Рассматриваемая группа методов применяется в современных CAE программах, позволяющих проводить анализ и расчет тепловых и гидравлических процессов в теплообменных аппаратах [30, 62]. Наиболее широко распространены программные модули Ansys (CFX, Fluent), Solid Works Flow Simulation, Flow Vision, Comsol, предназначенные для решения рассматриваемого круга задач [100, 121].

Существующие в настоящее время методики данного класса основываются на базовых уравнениях гидравлики и термодинамики. Решение этих уравнений, в основном, производится вычислительными системами методом последовательных приближений [19, 34, 46, 50]. На точное решение таких уравнений затрачивается существенное количество итераций.

Важным моментом в расчетах рассматриваемого типа является учет турбулентности течения. Рассмотрению данного вопроса посвящен ряд работ отечественных и зарубежных исследователей [18, 101,108].

Методики рассмотренного класса представлены в работах Кочубея А.А., Патанкара С. [42, 62].

1.3.2 Методы расчета по критериальным зависимостям.

При определении тепло-гидравлических характеристик по критериальным зависимостям используется метод размерностей: расчет заключается в определении зависимостей между критериями подобия, характеризующими теплообмен [24].

В общем виде, задача сводится к нахождению коэффициентов теплоотдачи и гидравлического сопротивления. Поэтому, методики расчета теплообменников по критериальным зависимостям подразумевают вывод искомых параметров из зависимостей критериев подобия. Такая методика подразумевает наличие внушительных баз данных по рассматриваемым поверхностям теплообмена и дает достаточно точные результаты.

Методики такого класса предложены в работах [14, 38, 87, 89, 90]. В большинстве из этих работ содержатся также и экспериментальные данные по исследуемым поверхностям. Стоит отметить, что применение данной методики накладывает ограничения на применение различных вариантов теплообменной матрицы: рассчитываться могут лишь матрицы, с имеющимися базами экспериментальных данных. В качестве достоинств, следует отметить высокую скорость проведения расчета тепло-гидравлических характеристик и достоверность результатов.

1.4 Выводы по главе 1

Проведенный анализ научно-технических публикаций по тематике современного уровня технического состояния МГТД и МГТУ мощностью до 500 л.с. (370 кВт), конструкции и применению теплообменников, а также методик расчета тепло-гидравлических характеристик теплообменников показал, что:

- в настоящее время отсутствуют отечественные МГТД для комплектации БПЛА и малоразмерных пилотируемых ЛА, которые могут составить конкуренцию зарубежным двигателям;

- для широкого внедрения МГТД в отрасль БПЛА и малых пилотируемых ЛА необходимо повышение экономичности двигателей до уровня малоразмерных поршневых двигателей;

- снижение удельного расхода топлива является актуальной и перспективной задачей развития МГТД авиационного и МГТУ наземного применения;

- значительное повышение экономичности МГТД (МГТУ) достижимо за счет применения сложного цикла, то есть за счет разработки двигателя (установки) с теплообменником;

- анализ конструкций показал, что наиболее перспективными являются пластинчатые теплообменники, позволяющие достичь высоких тепловых и гидравлических характеристик;

- исследование поверхностей теплообмена показало, что геометрия типа «набивки Френкеля» является наиболее целесообразной при проектировании теплообменника МГТД или МГТУ;

- тепло-гидравлические характеристики теплообменной поверхности существенно зависят от геометрии, что приводит к тому, что проектирование и расчет теплообменной матрицы является одной из важнейших задач проектирования двигателя сложного цикла;

- в настоящее время при проектировании теплообменной матрицы наибольшее распространение получили два способа расчета: численными методами и по критериальным зависимостям;

- с учетом ограниченности баз данных для расчетов по критериальным зависимостям и увеличением возможностей программного обеспечения современных вычислительных средств, наиболее предпочтительным методом является численный расчет теплообменника.

1.5 Цели и задачи исследований

Целью работы является создание комплексной системы автоматизированного проектирования оптимальной по тепло-гидравлическим параметрам конструкции пластинчатого теплообменника и технологической оснастки для его изготовления, обеспечивающей значительное снижение материально-трудовых и временных затрат.

В соответствии с поставленной целью в диссертационном исследовании поставлены следующие задачи:

- 1) Провести анализ тенденций развития МГТД и МГТУ мощностью до 500 л.с. (370 кВт).
- 2) Провести исследование конструкции современных теплообменников МГТД и МГТУ.
- 3) Провести анализ существующих методик расчета тепло-гидравлических характеристик теплообменников МГТД (МГТУ).
- 4) Разработать методику автоматизированного проектирования и расчета теплообменников.
- 5) Провести анализ и осуществить выбор наиболее рациональной технологии изготовления теплообменника.
- 6) Интегрировать технологическую составляющую создания теплообменника в комплексную методику его автоматизированного проектирования и расчета.

7) Провести апробацию методики при разработке теплообменника для наземной ГТУ сложного цикла.

8) По разработанной методике спроектировать и изготовить комплект технологической оснастки, демонстрационный теплообменник и провести на нем верификацию предложенной комплексной методики.

9) Рассмотреть возможности использования предложенной методики при проектировании деталей и узлов ГТД.

Глава 2. Разработка комплексной методики автоматизированного проектирования, расчета и изготовления теплообменника

Проектирование и расчет теплообменника занимает важное место при разработке двигателя сложного цикла. Характеристики теплообменника оказывают существенное влияние на параметры двигателя, что предъявляет высокие требования к тепловым и гидравлическим качествам теплообменника.

Анализ показал, что наиболее подходящей геометрией теплообменной поверхности при проектировании теплообменника для двигателя сложного цикла, являются «набивки Френкеля». При рассмотрении такой геометрии, на интенсивность теплообмена и гидравлику потока оказывает расположение взаимоскрещивающихся каналов и геометрические параметры теплообменной поверхности. Тем не менее, методика должна предусматривать возможность проведения расчета и оптимизации максимально возможного спектра поверхностей теплообмена.

2.1 Формулировка требований к комплексной методике автоматизированного проектирования, расчета и изготовления теплообменника

Комплексная методика автоматизированного проектирования и расчета должна удовлетворять следующим требованиям.

1. Комплексный подход.

По разрабатываемой методике должен выполняться весь цикл расчетно-конструкторских работ. По заданным параметрам с учетом конструкторско-технологических ограничений проектант должен спроектировать и провести тепло-гидравлический расчет предлагаемого теплообменника, разработать 3D модели основных элементов теплообменника и технологической оснастки для его изготовления и сборки.

Комплексная методика автоматизированного проектирования и производства должна включать этапы:

- проектирования и расчета оптимальной конструкции теплообменного аппарата;
- проектирования технологической оснастки для изготовления теплообменного устройства;
- технологический процесс производства теплообменника.

2. Проведение комплексного расчета тепловых и гидравлических характеристик.

Методика должна включать в себя тепловой и гидравлический расчеты теплообменника. Такой расчет позволит выбирать геометрию поверхности с учетом одновременно тепловой и гидравлической эффективности, то есть повышать степень регенерации и снижать потери.

3. Минимальное вмешательство проектанта на этапах работы методики.

Методика автоматизированного проектирования и расчета должна быть выполнена так, чтобы по заданным исходным параметрам в автоматическом режиме формировалась геометрия теплообменной поверхности. Далее, в автоматическом режиме должен проводиться тепло-гидравлический расчет теплоносителей в теплообменнике. Задача проектанта сводится к формированию исходных данных и ограничений.

4. Достаточная точность результатов.

Любой расчет сопровождается погрешностью. Приемлемая погрешность методики автоматизированного проектирования и расчета может быть достигнута качеством выполнения 3D модели пластины, густотой расчетной сетки, подбором моделей турбулентности, то есть улучшением детализации и точности расчета.

Кроме этого, результаты работы, полученные по разрабатываемой методике, должны удовлетворять известным зависимостям с минимальной погрешностью. Указанные зависимости могут быть получены как из ранее

проводимых экспериментов [69, 83, 87], так и из теоретического анализа процессов, происходящих в теплообменнике.

5. Минимизация времени работы.

Основную часть времени осуществления работ по предлагаемой методике занимает расчет. Расчет осуществляется программным продуктом, предназначенным для решения газодинамических задач. Такие программные продукты обеспечивают решение задачи итерационным способом. Поэтому, важным является определение минимального количества итераций, при котором достигается требуемая точность расчета.

6. Нахождение оптимальных параметров теплообменника.

Методика должна включать в себя блок оптимизации, то есть оптимизировать теплообменную поверхность с учетом заданных требований и ограничений. Здесь важным является выбор алгоритма поиска оптимума.

2.2 Выбор метода оптимизации

Большинство методов оптимизации носит итерационный характер. Итерационные методы имеют ряд особенностей.

1. Вычисления осуществляются по одной и той же итерационной (повторяющейся) формуле $x_{n+1} = \phi(x_n)$. Т.е. каждое последующее приближение к оптимуму определяется через предыдущее.

2. Для начала итерационного процесса необходимо задание начального приближения x_0 .

3. Итерационный процесс бесконечен $\{x_0, x_1, \dots, x_n\}$. Для его останова необходима точность вычисления решения ε и правило (формула) останова.

4. Важнейшая характеристика итерационного процесса количество итераций (шагов) n получения решения с заданной точностью. Чем шагов меньше, тем быстрее может быть получен результат и тем привлекательнее метод. [41].

Важной характеристикой метода оптимизации является сходимость алгоритма. Различают сходимость глобальную (при любом выборе x_0 последовательность $x_n = \phi(x_{n-1})$ сходится к точке, удовлетворяющей необходимым условиям оптимизации) и асимптотическую (попадание последовательности $\{x_0, x_1, \dots, x_n\}$ в окрестность стационарной точки x^*).

Каждому алгоритму приписывается некоторый индекс эффективности, называемый скоростью сходимости (2.1):

$$\frac{|x^m - x_n|}{|x^m - x_{n-1}|^r} = C \quad (2.1)$$

где C – некоторая конечная ненулевая константа;

r – скорость сходимости.

Для оценки эффективности методов оптимизации можно использовать также время получения результата, точность решения, чувствительность алгоритма к изменению параметра сходимости и прочие.

Важным элементом итерационных методов является критерий останова итерационного процесса. Критерий определяет точность достижения решения, эффективность метода.

Наиболее распространены следующие критерии останова (2.2, 2.3, 2.4):

$$|x_{n+1} - x_n| \leq \varepsilon \quad (2.2)$$

$$|f(x_{n+1}) - f(x_n)| \leq \varepsilon \quad (2.3)$$

$$\left| \frac{\partial f(x)}{\partial x} \right|_{x_n} \leq \varepsilon \quad (2.4)$$

Можно условно выделить четыре основных группы методов многокритериальной оптимизации, используемых для решения практических задач.

Первая группа методов базируется на последовательном анализе выборок из множества допустимых проектов. Начальная выборка генерируется в допустимой области поиска случайным образом. Для каждой точки выборки определение значений критериев оптимизации и ограничений требует обращения к математической модели исследуемого объекта. Следующий шаг состоит в определении подмножества Парето-оптимальных точек из полученной выборки. Практическое использование методов может быть весьма проблематичным из-за того, что требуется очень большое количество обращений к математической модели исследуемого объекта особенно для задач большой размерности.

Вторая группа методов многокритериальной оптимизации базируется на замене частных критериев оптимизации ограничениями. Например, решение двухкритериальной задачи минимизации функций $y_1(x)$ и $y_2(x)$ сводится к решению N задач минимизации функции $y_2(x)$ при дополнительных ограничениях $y_1(x) \leq a_i$, $i = 1, N$. К недостаткам относится необходимость решения большого количества задач оптимизации и трудность корректного задания величин a_i .

Третья группа широко используемых на практике методов многокритериальной оптимизации основана на замене частных критериев оптимизации на один глобальный критерий в виде свертки: $Y(x) = \sum_{i=1}^n p_i y_i(x)$, где $\sum_{i=1}^n p_i = 1$. Проблема метода состоит в том, что сверточный подход теоретически обоснован только для выпуклых целевых функций без ограничений, что в общем случае неверно.

Четвертая группа методов многокритериальной оптимизации базируется на таких модификациях алгоритмов оптимизации, которые позволяют находить множество Парето-оптимальных точек одновременно в рамках решения одной задачи оптимизации. Примерами таких методов являются Генетический алгоритм и Многокритериальная версия метода непрямой оптимизации на основе самоорганизации.

Анализ возможных методов оптимизации показал, что наиболее подходящим для решения поставленной задачи является метод из четвертой группы: Многокритериальная версия метода непрямой оптимизации на основе самоорганизации.

Предварительная процедура заключается в формировании начального плана эксперимента X^W , которое может осуществляться как пассивным способом (использование информации о варьируемых параметрах, критериях оптимизации и ограничениях, полученной ранее), так и активным способом, когда множество X^W генерируется в начальной области поиска в соответствии с заданным законом распределения. Для каждого вектора варьируемых параметров значения критериев оптимизации и ограничений определяются посредством прямого обращения к математической модели исследуемого объекта. Количество точек, составляющих начальный план эксперимента, зависит от размерности задачи и выбранного варианта функций аппроксимации.

Рассмотрим базовый алгоритм оптимизации данным способом:

Шаг 1. Из текущего плана эксперимента выбираются все различимые по критерию Парето-оптимальные точки: подмножество A (заметим, что количество таких точек $n \geq 1$).

Шаг 2. Из подмножества A случайным образом выбирается одна Парето-оптимальная точка x_i^P .

Шаг 3. Строится подмножество плана эксперимента $X^M \in X^W$, где X^M состоит из M точек, ближайших к точке x_i^P по линейной метрике. Определяется текущая область поиска $B \in X$, которая является замыканием подмножества X^M .

Шаг 4. В текущей области поиска B строятся функции, аппроксимирующие частные критерии оптимизации y_j , $j = 1, m$ и ограничиваемые параметры.

Шаг 5. В текущей области поиска B решаются m задач оптимизации функций аппроксимации. Результатом этого шага являются m точек x_j , $j = 1, m$ в которых ожидаются экстремальные значения частных критериев оптимизации для текущей области поиска.

Шаг 6. В точках x_j , $j = 1, m$ находятся истинные значения частных критериев оптимизации посредством прямых обращений к математической модели исследуемого объекта. Точки x_j , $j = 1, m$ включаются в план эксперимента, $W = W + m$.

Шаг 7. Проверка stop - критерия.

Шаг 8-а. Переход на шаг 1.

Шаг 8-б. В окрестности текущей Парето-оптимальной точки по нормальному закону генерируется n точек $x_j \rightarrow N(x_i^P, \sigma)$. Точки x_j , $j = 1, n$ включаются в план эксперимента $W = W + n$. Переход на шаг 1.

Важно подчеркнуть, что на начальной стадии процесса оптимизации точность функций аппроксимации может быть весьма незначительной из-за небольшого количества точек в плане эксперимента и сравнительно большой текущей области поиска. Однако по мере решения задачи количество точек в плане эксперимента, находящихся в окрестности искомым Парето-оптимальных точек возрастает. В то же время уменьшается размер текущей области поиска. Эти тенденции приводят к увеличению точности функции аппроксимации и, следовательно, к повышению эффективности работы алгоритма оптимизации. Фактически, в процессе оптимизации происходит постоянное накопление информации об исследуемом объекте и использование этой информации для определения направления дальнейшего поиска.

2.3 Определение параметров и критериев оптимизации

Задача оптимизации теплообменника сама по себе подразумевает наличие двух основных критериев оптимизации – степень регенерации η_p и гидравлические потери Δp . Более того, гидравлические потери необходимо рассматривать по холодному Δp_v и горячему Δp_r контуру, ввиду различной важности составляющих критерия. Рассматриваемые критерии находятся в противоречивом состоянии, что обуславливает необходимость проведения оптимизации геометрии пластины. По итогу проведения оптимизации

необходимо получить несколько Парето-оптимальных решений, позволяющих достичь максимума эффективности одного из критериев при наилучших возможных значениях другого.

Из трех критериев оптимизации для теплообменника регенеративного типа наибольшую значимость имеют степень регенерации η_p и потери в холодном контуре $\Delta r_{\text{в}}$. Потери в горячем контуре тоже необходимо минимизировать, но при максимально возможной степени регенерации и наименьших потерях в воздушном тракте.

Далее, необходимо рассмотреть факторы – параметры теплообменника, которые можно варьировать для получения лучшего результата.

Наиболее значимым и очевидным параметром является расход воздуха и газа через теплообменник, значение которого определяется количеством конвертов n , свариваемых в пакет матрицы. С ростом n уменьшается расход через конверт, снижается скорость течения газа и увеличивается время пребывания в теплообменнике. Однако, анализ критериальных зависимостей показывает, что при малых числах Рейнольдса Re пластинчатые теплообменные поверхности обладают худшими тепло-гидравлическими характеристиками. Кроме этого, число конвертов ограничено требованиями по габаритным размерам теплообменника.

Выбранные параметры оптимизации (факторы) должны оказывать существенное влияние на эффективность теплообменной поверхности. Чем меньше уровень оказываемого влияния фактора на критерии оптимизации, тем сомнительней включение его в список параметрических значений. Ввиду широкого распространения, целесообразно рассмотреть этап выбора факторов на примере пластины типа «набивки Френкеля».

Из анализа литературных источников [39, 83, 87] можно сделать выводы о том, какие геометрические параметры в наибольшей мере влияют на критерии оптимизации. Наиболее существенное влияние на тепло-гидравлические характеристики пластинчатого теплообменника типа «набивки Френкеля» оказывает угол взаимного скрещивания пластин ψ .

Изменение угла скрещивания пластин приводит к обратно пропорциональному изменению проходных сечений по воздуху и газу в сечении, перпендикулярном потоку. Поэтому, значения угла ψ необходимо ограничить значениями, на которых происходит значительный рост гидравлических потерь по одному из трактов.

Следующим значимым параметром являются габаритные размеры L и H пластины. Значения габаритных размеров ограничены требованиями на теплообменник разрабатываемого МГТД (МГТУ).

Шаг гофр $t_{\text{гофр}}$ влияет на интенсивность турбулизации потока, тем самым в значительной степени определяет тепловую и гидравлическую эффективность. Минимальный шаг гофр $t_{\text{гофр.min}}$ определяется геометрическим профилем, а именно, глубиной вытяжки и радиусами формообразующих каналов пластины, то есть технологическими ограничениями. Максимальный шаг гофр $t_{\text{гофр.max}}$ не имеет технологических ограничений. Однако, для уменьшения количества обращений методики к математической модели, стоит ограничить его до некоторого значения $t_{\text{гофр.max}}$, в соответствии с источниками [83, 87].

Такие важные параметры, как глубина вытяжки, толщина пластины, - определяются технологическими ограничениями, в связи с чем отсутствует необходимость их вариации. Значение глубины вытяжки принимается максимальным h_{max} [66], что соответствует наилучшей тепло-гидравлической характеристике. Значение толщины пластины выбирается из технологических ограничений соединения (сварки) тонкостенных деталей.

2.4 Методика автоматизированного проектирования и расчета параметров пластинчатого теплообменника

Методика автоматизированного проектирования и расчета параметров пластинчатого теплообменника разработана автором совместно со специалистами ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» и изложена в работе [74]. Расчетная методика разработана для одного конверта матрицы, состоящего из

двух сопряженных пластин. Данное упрощение позволяет сократить время расчета. В дальнейшем полная матрица теплообменника составляется из определенного количества конвертов, в зависимости от требуемых параметров и исходных данных. Исходными данными для проектирования и расчета теплообменника являются: давление и температура воздуха и газа на входе в теплообменник, расходы воздуха и газа [86].

Методика автоматизированного проектирования и расчета включает в себя ряд блоков, основанных на открытых коммерческих программах. Блоки объединены общим программным алгоритмом, разработанным автором совместно с коллегами из ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». Возможна замена некоторых блоков алгоритма другими, выполняющими аналогичную задачу, при условии сохранения формата и структуры ввода и вывода данных.

Разработанный алгоритм, помимо объединения коммерческих программ, также осуществляет связь и передачу данных между ними. Внутри каждого блока выполняется определенный набор команд. Автономность работы отдельных блоков обеспечивает автоматизацию всей методики.

Работа методики основана на итерационном подходе. На каждой итерации осуществляется изменение входных данных, направленное на получение требуемых параметров: степени регенерации и гидравлического сопротивления.

Методика автоматизированного проектирования и расчета состоит из следующих этапов (рис. 2.1):

- введение исходных данных в параметрическую модель и проверка соответствия ограничениям;
- автоматическое построение параметрической модели [23];
- подготовка сеточных моделей пластины, воздуха и газа;
- расчет обтекания конверта воздухом и газом;
- вывод результатов расчетов;
- анализ результата, корректировка исходных данных и возврат к первому этапу.

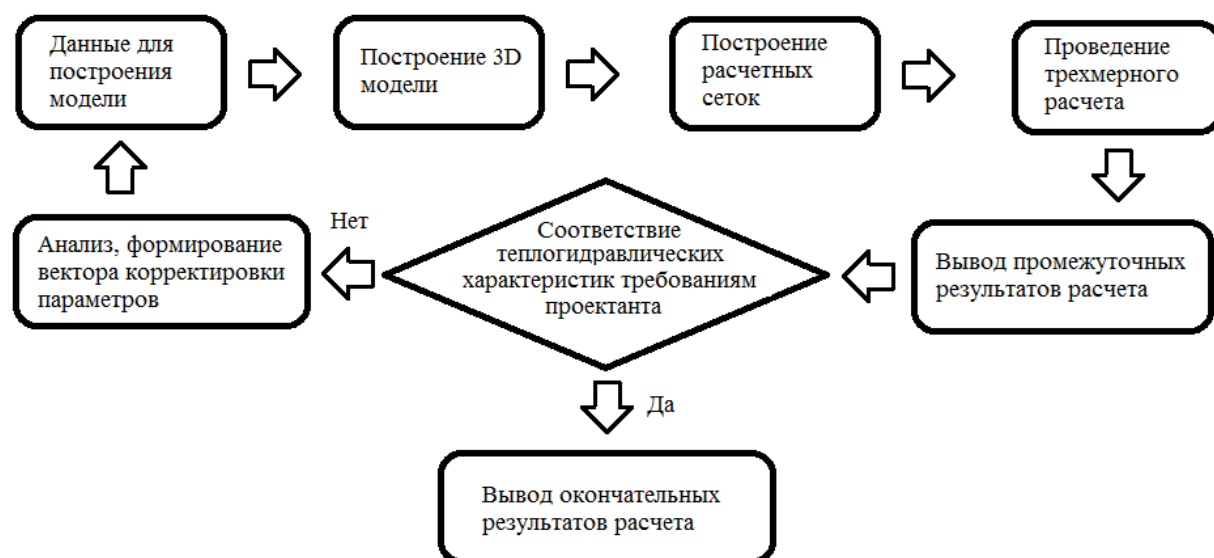


Рисунок 2.1 – Основные этапы методики автоматизированного проектирования и расчета теплообменника

Задание параметров для построения модели.

В качестве исходных данных следует рассматривать габаритные размеры теплообменника, геометрию рисунка профиля, толщину ленты, которые задаются в связи с конкретными требованиями, предъявляемыми к двигателю. Еще один задаваемый параметр, ограниченный технологическими возможностями, – глубина вытяжки.

Геометрические параметры исходной модели выбираются из рекомендаций литературы, содержащей данные по тепло-гидравлическим характеристикам поверхностей теплообмена [39, 87]. В изначальную модель должны быть введены геометрические параметры исходной пластины, обеспечивающие высокую интенсивность теплообмена и приемлемый уровень гидравлических потерь. Параметры исходной модели в случае отработки методики на пластине типа «набивки Френкеля» представлены в таблице 2.1.

Таблица 2.1 - Геометрические параметры исходной модели для теплообменника с матрицей типа «набивки Френкеля»

| № | Наименование параметра | Обозначение параметра | Значение |
|----|--|-----------------------|----------|
| 1 | Высота профиля гофры | h_g | 2 мм |
| 2 | Толщина ленты | $b_{\text{ленты}}$ | 0,2 мм |
| 3 | Длина пластины | $L_{\text{пластины}}$ | 120 мм |
| 4 | Ширина пластины | $B_{\text{пластины}}$ | 100 мм |
| 5 | Угол наклона гофр пластины | φ | 60 ° |
| 6 | Шаг гофр | s | 5,56 мм |
| 7 | Ширина верхней полки профиля | $b_{\text{верх}}$ | 0,4 мм |
| 8 | Ширина нижней полки профиля | $b_{\text{осн}}$ | 0,3 мм |
| 9 | Угол схождения гофры | $A_{\text{гоф}}$ | 48 ° |
| 10 | Радиус сопряжения верха профиля гофры | $R_{\text{верх}}$ | 1 мм |
| 11 | Радиус сопряжения основания профиля гофры | $R_{\text{осн}}$ | 1 мм |
| 12 | Ширина плоского участка сварочной полки | $B_{\text{полки}}$ | 2 мм |
| 13 | Угол наклона грани сварочной полки | $A_{\text{полки}}$ | 60 ° |
| 14 | Радиус сопряжения переходной грани у полки | R_1 | 1 мм |
| 15 | Радиус сопряжения переходной грани у основания | R_2 | 1 мм |
| 16 | Отступ края гофр от входной кромки | $b_{\text{хт}}$ | 1,25 мм |
| 17 | Величина углубления штампа | $H_{\text{шт}}$ | 0,1 мм |
| 18 | Коэффициент утонения плоского участка | $K_{\text{шт1}}$ | 0,9 |
| 19 | Коэффициент утонения наклонного участка | $K_{\text{шт2}}$ | 0,65 |
| 20 | Толщина плиты штампа | $L_{\text{шт0}}$ | 37 мм |
| 21 | Ширина зазора матрица-пуансон | $B_{\text{зазора}}$ | 0,1 мм |
| 22 | Отступ для формирования подвода воздуха-газа | H_{01} | 10 мм |

Построение 3D модели.

На данном этапе производится автоматизированное построение 3D моделей пластины и обтекающих ее потоков. Основой данного этапа является параметризованная модель пластины с набором загружаемых в нее факторов.

Рассмотрим этап построения 3D модели на примере автоматизированного проектирования и расчета пластины теплообменника типа «набивки Френкеля» (рис. 2.2).

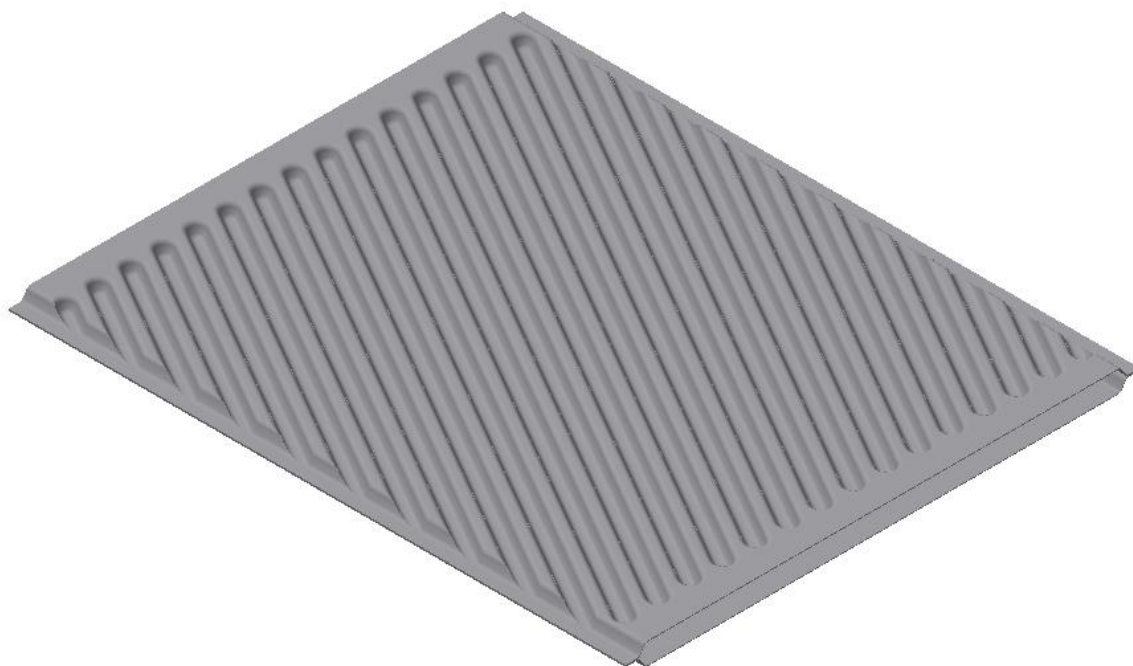


Рисунок 2.2 – 3D модель конверта из двух пластин теплообменника типа «набивки Френкеля»

По заданным параметрам выполняется автоматическое построение модели пластины. Помимо этого, генерируются модели воздуха и газа (рис. 2.3), обтекающие пластину, которые будут использованы на следующих этапах.

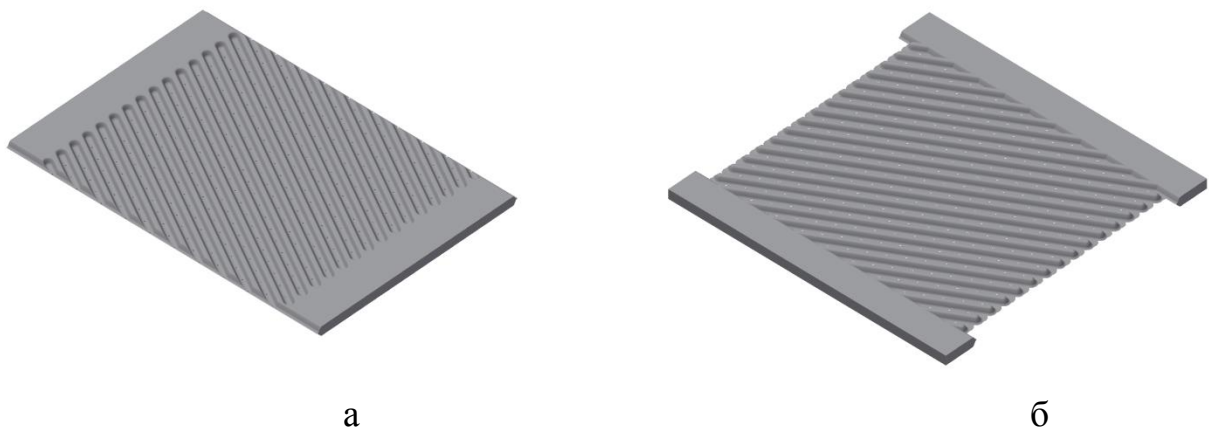


Рисунок 2.3 – Модели воздуха (а) и газа (б), обтекающих конверт теплообменника типа «набивки Френкеля»

Для формирования модели используется 22 геометрических параметра, представленных в таблице 2.1, полностью определяющих геометрию пластины. Часть параметров имеет возможность варьирования в пределах установленных ограничений, в том числе технологических.

На рисунке 2.4 представлены основные варьируемые геометрические параметры пластины, перечисленные в таблице 2.1.

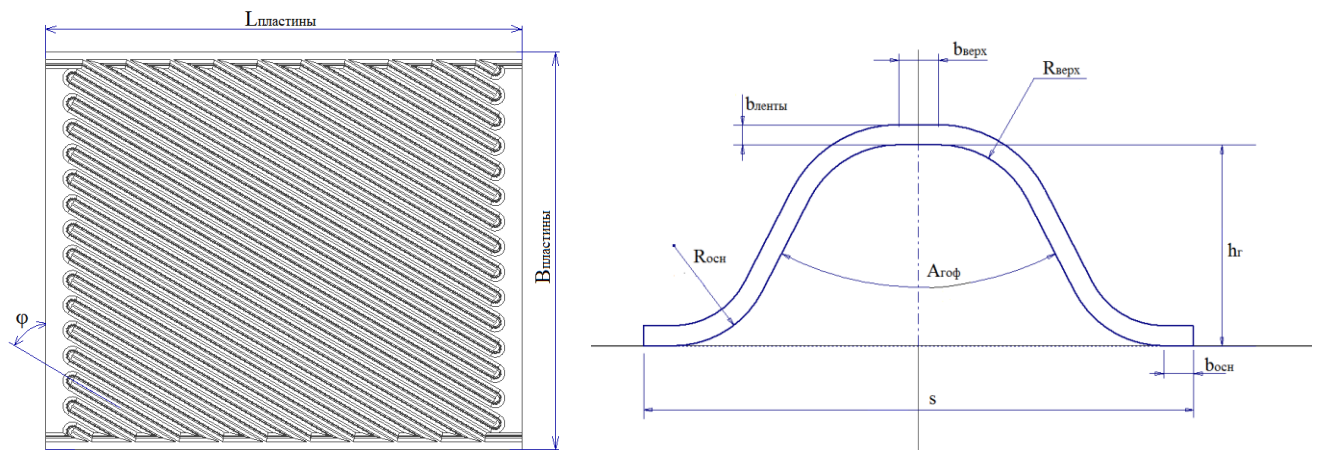


Рисунок 2.4 – Основные варьируемые геометрические параметры пластины

Построение расчетных сеток.

Полученные 3D модели направляются в программу для построения расчетных сеток в автоматическом режиме. При построении сеточных моделей используется тетраэдрический тип элементов с достаточно мелким дроблением. Качество построенной сетки оценивается параметром y^+ , характеризующим

пограничный слой. Размер элементов позволяет получить значения безразмерных коэффициентов y^+ менее 1, что является достаточным при модели турбулентности Shear Stress Transport (SST).

Расчет теплообменника.

Полученные сеточные модели используются для проведения расчета методом конечных элементов [17, 42, 85]. В качестве граничных условий устанавливаются полные давления и температуры воздуха и газа на входе, а также расходы воздуха и газа на выходе.

В связи с тем, что трехмерный расчет [100] проводится для одного конверта, используется условие периодичности газа (для полного обтекания пластин конверта воздухом и газом со всех сторон).

При выборе наиболее подходящей модели турбулентности для решения требуемой задачи были изучены работы [44, 63, 85, 93]. Наилучшее совпадение с экспериментальными данными возможно получить с применением модели турбулентности - SST (перенос сдвиговых напряжений).

Выбор программного пакета Ansys обусловлен высокой сходимостью результатов расчета с экспериментальными данными. Наличие большого перечня публикаций и широкое применение выбранного ПО в инженерной практике позволяет задавать условия газодинамической задачи, способствующие получению точного решения.

Вывод результатов расчета.

По окончании расчета формируется результирующий файл, содержащий все значимые расчетные параметры теплообменника, характеризующие эффективность варианта теплообменника. Наиболее важные параметры выводятся в табличном виде из файла-результата, что обеспечивает возможность проведения дальнейших операций в автоматизированном режиме. На рисунке 2.5 представлен результат расчета распределения температуры воздуха в конверте.

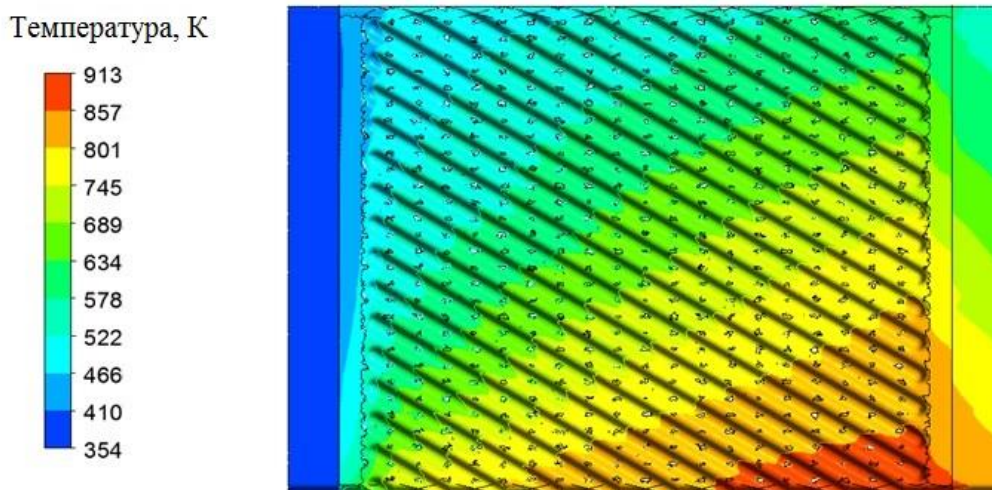


Рисунок 2.5 – Распределение температуры воздуха в конверте теплообменника

Корректировка параметров.

Полученные результаты расчета подвергаются оптимизации, рассмотренной в главе 2.2, с последующим повторением рассмотренного алгоритма. Для того, чтобы минимизировать участие проектанта и на этой стадии, могут быть использованы программы многокритериальной оптимизации.

Дальнейшая работа методики носит итерационный характер. На каждом этапе осуществляется расчет варианта пластины, после чего формируется вектор изменения геометрических параметров, и рассчитывается следующая конфигурация. При достижении требуемых значений критериев оптимизации работа методики прекращается с выводом полученной конфигурации пластины.

2.5 Верификация методики по литературным источникам

Исследованию тепло-гидравлических характеристик различных поверхностей теплообмена посвящено множество работ [70, 94]. Многие из них содержат результаты экспериментальных исследований теплообменных поверхностей, что позволяет провести верификацию работы расчетного комплекса по литературным источникам [71].

Методика позволяет в автоматическом режиме сформировать пластину требуемой геометрии и провести тепло-гидравлический расчет. В работах [39, 87] приведены результаты экспериментальных исследований теплообменных поверхностей типа «набивки Френкеля», волнистой поверхности и с выступами на смежных листах.

Для оценки работы методики рассматривались несколько различных вариантов геометрии пластин. Для оценки тепло-гидравлических характеристик были выбраны поверхности ПЛ-14 («набивки Френкеля»), ВР-1 (волнистая) и ПЛ-2 (с выступами на смежных листах). Исходные данные для построения модели были внесены в расчетный комплекс. Полученные результаты были преобразованы в критериальные зависимости по приведенной ниже методике. Основные геометрические параметры исследуемых теплообменных поверхностей представлены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 - Основные геометрические параметры исследуемых теплообменных поверхностей

| Наименование параметра | Обозн. | Единицы | ПЛ-14 | ВР-1 | ПЛ-2 |
|--|----------|---------|-------|------|------|
| Угол скрещивания пластин | ψ | град. | 21 | - | - |
| Эквивалентный гидравлический диаметр канала | d_3 | мм | 2,52 | 1,25 | 1,06 |
| Отношение длины канала к эквивалентному гидравлическому диаметру | L/d_3 | - | 59,5 | 49,6 | 62,3 |
| Глубина выдавливания пластины | h | мм | 1,9 | 1,54 | 1,6 |
| Шаг | t | мм | 4,83 | 2,53 | 2,54 |
| Толщина пластины | δ | мм | 0,22 | 0,1 | 0,12 |

Помимо геометрии в расчетный комплекс необходимо задать параметры потоков воздуха и газа, обтекающих конверт. Данные параметры приведены в таблице 2.3.

Таблица 2.3 - Параметры потоков воздуха и газа на входе в теплообменник

| Наименование параметра | Обозначение | Значение |
|---------------------------------|-------------|----------|
| Температура воздуха на входе, К | $T_{в.вх}$ | 355 |
| Температура газа на входе, К | $T_{г.вх}$ | 913 |
| Давление воздуха на входе, Па | $P_{в.вх}$ | 149000 |
| Давление газа на входе, Па | $P_{г.вх}$ | 102000 |

В таблице 2.4 приведены результаты, полученные при расчете исследуемой геометрии по представленной методике для поверхности типа «набивки Френкеля».

Для определения коэффициента теплоотдачи по результатам расчета применялась методика, представленная ниже [9]. Предлагаемая методика расчета коэффициента теплоотдачи дает достаточно точное значение.

Обработка данных проводится в следующей последовательности.

1. Определение потерь давления (2.5):

$$\Delta P = P_{в.вых} - P_{в.вх} \quad (2.5)$$

2. Определение коэффициента гидравлического сопротивления (2.6):

$$\zeta = \frac{\Delta P}{\frac{L}{d_э} \frac{\rho_г V_г^2}{2}} \quad (2.6)$$

3. Определение числа Рейнольдса (2.7):

$$Re = \frac{\rho_г \cdot d_э \cdot V_г}{\mu_г} \quad (2.7)$$

4. Расчет коэффициента теплоотдачи (2.8):

$$\alpha = \frac{Q}{(T_{ср.ст.} - T_{ср.в.})} \quad (2.8)$$

5. Определение числа Нуссельта (2.9):

$$Nu = \frac{\alpha \cdot d_{\text{э}}}{\lambda} \quad (2.9)$$

Результаты проведенного преобразования для поверхности типа «набивки Френкеля» представлены в таблице 2.5.

Таблица 2.4 - Результаты, полученные расчетным комплексом

| Наименование параметра | Обозн. | Точка 1 | Точка 2 | Точка 3 | Точка 4 | Точка 5 | Точка 6 | Точка 7 | Точка 8 | Точка 9 |
|--|-------------|----------|----------|---------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|
| Расход воздуха, кг/с | G_B | 0,00043 | 0,00081 | 0,00093 | 0,00108 | 0,0013 | 0,00163 | 0,00186 | 0,0026 | 0,00325 |
| Расход газа, кг/с | G_T | 0,00047 | 0,00087 | 0,001 | 0,00117 | 0,0014 | 0,00175 | 0,00201 | 0,0028 | 0,0035 |
| Давление воздуха на выходе, Па | $P_{B.ВЫХ}$ | 148925 | 148833 | 148801 | 148756 | 148690 | 148581 | 148500 | 148228 | 147949 |
| Температура воздуха на выходе, К | $T_{B.ВЫХ}$ | 788,979 | 770,16 | 765,32 | 759,501 | 752 | 742,549 | 736,276 | 715,238 | 694,213 |
| Скорость потока в узком сечении, м/с | V_B | 2,8836 | 5,3503 | 6,0944 | 7,0776 | 8,4383 | 10,4794 | 11,9119 | 16,3414 | 19,9212 |
| Средняя плотность воздуха, кг/м ³ | ρ_B | 0,90851 | 0,9252 | 9,9285 | 0,9325 | 0,9356 | 0,9445 | 0,9493 | 0,9668 | 0,98638 |
| Динамическая вязкость воздуха, Па·с | μ_B | 0,000032 | 0,000031 | 0,00003 | 0,000031 | 0,000031 | 0,000031 | 0,000030 | 0,000030 | 0,000029 |
| Тепловой поток через стенку, Вт·м ² | Q | 2752 | 5144 | 5848 | 6783 | 8172 | 9995 | 11352 | 15452 | 18420 |
| Средняя температура воздуха, К | $T_{B.ср}$ | 635,811 | 619,887 | 616,458 | 612,436 | 609,558 | 600,842 | 596,483 | 582 | 567,217 |
| Средняя температура стенки со стороны воздуха, К | $T_{ст.ср}$ | 680,212 | 672,821 | 671,592 | 670,256 | 671,244 | 666,334 | 664,691 | 657,073 | 646,425 |
| Теплопроводность воздуха, Вт/м·К | λ | 0,049293 | 0,048420 | 0,04823 | 0,480132 | 0,04786 | 0,047372 | 0,047130 | 0,046297 | 0,045435 |

Таблица 2.5 - Результаты расчета тепло-гидравлических характеристик

| Параметр | № расчетной точки | | | | | | | | | | |
|----------|-------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
| Re | 192 | 369 | 424 | 496 | 595 | 752 | 684 | 1226 | 1550 | 2000 | 3000 |
| ζ | 0,329 | 0,209 | 0,191 | 0,173 | 0,154 | 0,134 | 0,123 | 0,099 | 0,089 | 0,081 | 0,068 |
| Nu | 2,917 | 4,656 | 5,102 | 5,668 | 6,422 | 7,474 | 8,193 | 10,31 | 11,87 | 13,51 | 17,08 |

В таблице 2.6 представлена характеристика поверхности ПЛ-14, полученная экспериментальным способом [87].

Таблица 2.6 - Характеристика теплообменной поверхности, полученная экспериментально

| Параметр | № экспериментальной точки | | | | | | |
|----------|---------------------------|------|-------|------|------|-------|-------|
| | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
| Re | 200 | 300 | 400 | 600 | 1000 | 2000 | 4000 |
| ζ | 0,4 | 0,28 | 0,225 | 0,16 | 0,12 | 0,083 | 0,064 |
| Nu | - | 5,2 | 5,55 | 6,4 | 8,2 | 13 | 20,3 |

Тепло-гидравлические характеристики поверхностей теплообмена ВР-1 и ПЛ-2 представлены только в критериальном виде. На рисунках 2.6 и 2.7 представлены сравнительные тепловые и гидравлические характеристики, полученные расчетным и экспериментальным способами для поверхностей ПЛ-14, ВР-1 и ПЛ-2.

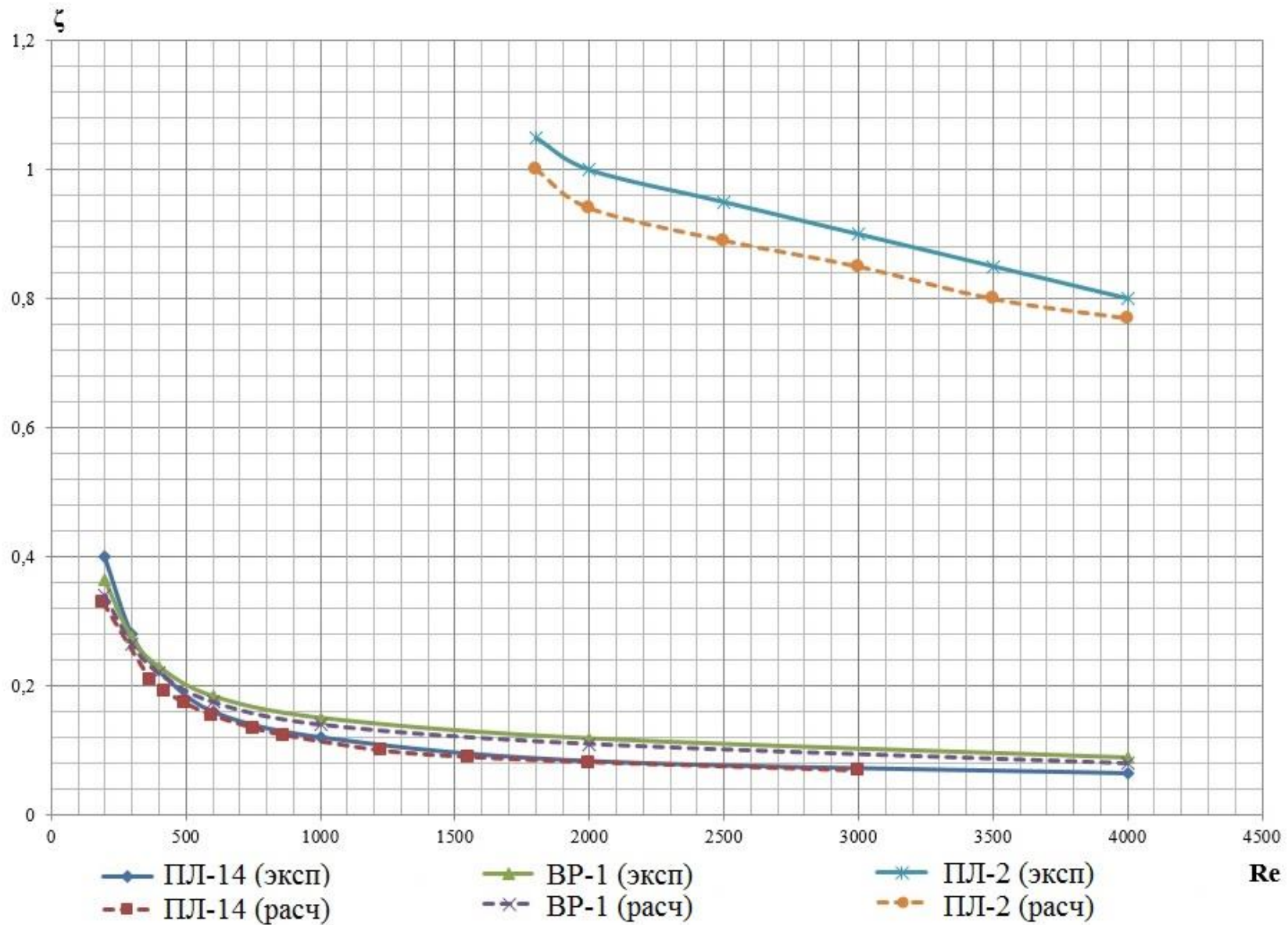


Рисунок 2.6 – Гидравлические характеристики поверхностей ПЛ-14, ВР-1 и ПЛ-2, полученные экспериментальным $\zeta_{эксп}$ (Re) и расчетным $\zeta_{расч}$ (Re) способами

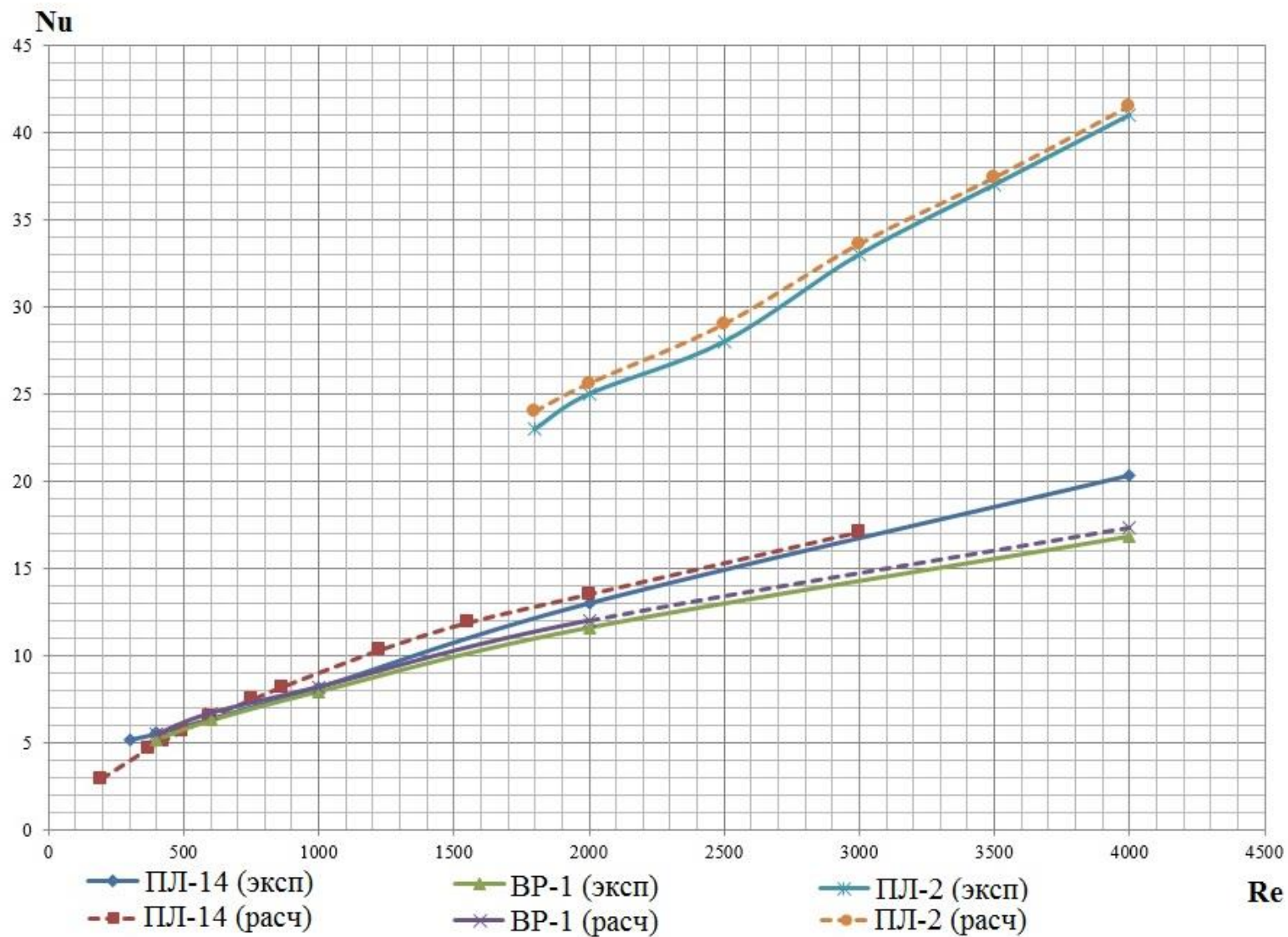


Рисунок 2.7 – Тепловые характеристики поверхности ПЛ-14, ВР-1 и ПЛ-2, полученные экспериментальным $Nu_{\text{эксп}}(Re)$ и расчетным $Nu_{\text{расч}}(Re)$ способами

Полученные критериальные зависимости (рисунок 2.6, 2.7) показывают удовлетворительную сходимость гидравлических характеристик и тепловых зависимостей. Проведенная верификация доказывает применимость разработанной методики для различных пластинчатых поверхностей теплообмена.

2.6 Альтернативы применения расчетной методики

Разработанная методика автоматизированного проектирования и расчета не является узкоспециализированной. В зависимости от используемой 3D модели, может проводиться расчет и оптимизация пластинчатых, трубчатых теплообменников любой конфигурации. Помимо этого, возможно использование расчетной методики для оптимизации геометрии внутренней полости лопатки, например, с вихревыми матрицами.

В случае применения методики автоматизированного проектирования и расчета для альтернативных задач от инженера требуется параметризация 3D модели новой теплообменной поверхности и обтекающих ее потоков воздуха и газа. Далее, необходимо выбрать параметры и критерии оптимизации, применительно к новой теплообменной поверхности.

На этапе работы расчетной программы проектанту необходимо переназначить поверхность взаимодействия потоков воздуха и газа с теплообменной поверхностью.

2.6.1 Применение методики автоматизированного проектирования и расчета для доводки по тепловому состоянию систем охлаждения лопаток турбин

Методика автоматизированного проектирования и расчета применялась для доводки системы охлаждения передней полости лопатки турбины ГТД [112, 115]. Для определения наиболее целесообразной конструкции был проведен анализ тепло-гидравлических характеристик различных вариантов

систем охлаждения [70, 95]. Наиболее подходящим вариантом является конструкция типа «набивки Френкеля». Такая конструкция представляет собой совокупность скрещивающихся под определенным углом каналов, выполненных на стенках (корыте и спинке) пера охлаждаемой лопатки. Система охлаждения выбранного типа («вихревая матрица») обеспечивает высокую интенсивность теплообмена за счет турбулизации потока. Варьирование углов скрещивания каналов оказывает существенное влияние на тепло-гидравлические характеристики, благодаря чему можно добиться требуемой эффективности системы охлаждения.

Объектом исследования является охлаждаемая рабочая лопатка первой ступени турбины с вихревыми матрицами, установленными в ее передней и задней полостях. В работе исследуется вихревая матрица передней полости, как наиболее сложной и нагруженной части пера (рисунок 2.8).

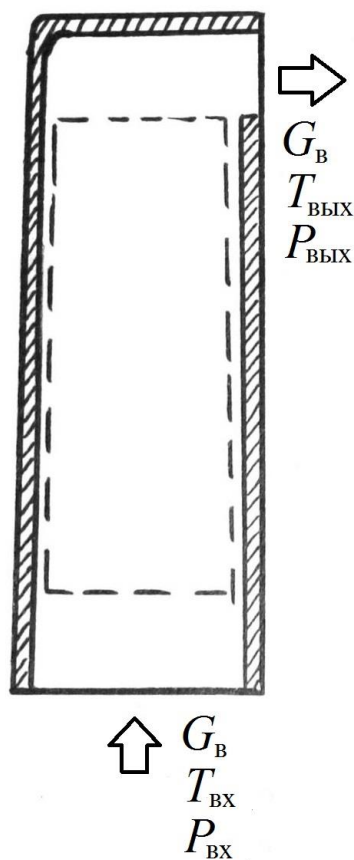


Рисунок 2.8 – Схема передней полости исследуемой лопатки

Исследование модуля передней полости охлаждаемой лопатки турбины осуществлялось по разработанной методике автоматизированного проектирования и расчета теплообменников [74].

Рассмотренная методика позволит оценить тепловые и гидравлические характеристики системы охлаждения с минимальными затратами, а также оптимизировать геометрию теплообменной поверхности.

На первом этапе формируется параметрическая модель исследуемого объекта – передней полости лопатки с использованием критерия оценки эффективности работы системы охлаждения лопатки по коэффициенту теплотеплопередачи от ее наружной поверхности к охлаждающему воздуху. В качестве ограничений, задаваемых в расчетную методику, вносятся геометрические размеры полости для установки вихревой матрицы.

На рисунке 2.9 представлена параметрическая 3D модель передней полости лопатки с вихревой матрицей [72, 95, 97].

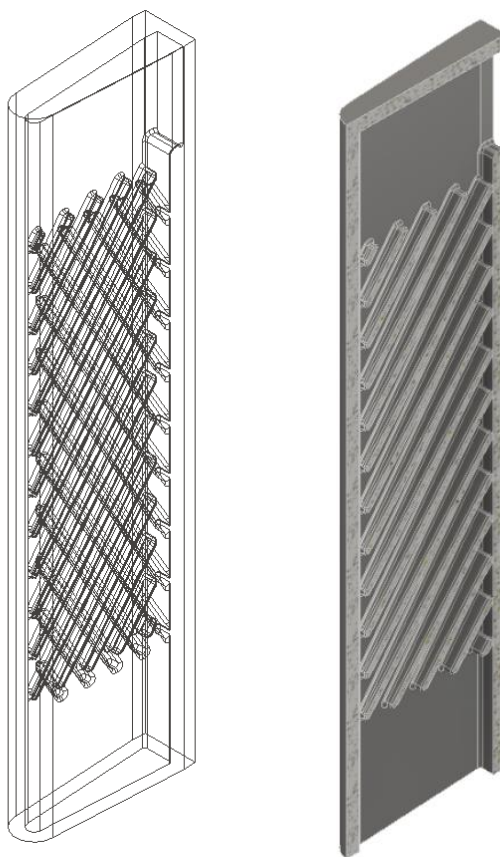


Рисунок 2.9 - Параметрическая 3D модель передней полости исследуемой лопатки с вихревой матрицей

Параметрическая завязка модели позволяет в автоматизированном режиме менять геометрию зоны интенсификации теплообмена. Такими параметрами являются ширина вихревой матрицы B , длина вихревой матрицы L , угол наклона гофр α , шаг ребер h , ширина ребра t . Радиусы скруглений выбирались из технологических условий изготовления модуля. Все изменения параметров должны укладываться в ограничения, наложенные проектом лопатки.

Полученная 3D модель далее обрабатывается в следующем модуле расчетного комплекса, где осуществляется построение расчетной сетки. Далее, тетраэдрические расчетные сетки, объемом более 30 млн. ячеек каждая, направляются в расчетный модуль комплекса.

Расчет осуществляется в Ansys CFX со следующими параметрами (рис. 2.9):

- расход охлаждающего воздуха $G_B = 0,003$ кг/с;
- давление воздуха на входе $p_{вх} = 170000$ Па;
- температура воздуха на входе $T_{вх} = 335$ К;
- температура обтекания наружной стороны лопатки равна температуре кристаллизации жидкого цинка из условий проведения эксперимента $T_{ц} = 692,4$ К.

Для оценки теплового состояния передней полости по высоте пера были выделены три расчетных сечения. Распределение температуры по высоте пера в трех расчетных сечениях представлено на рисунке 2.10.

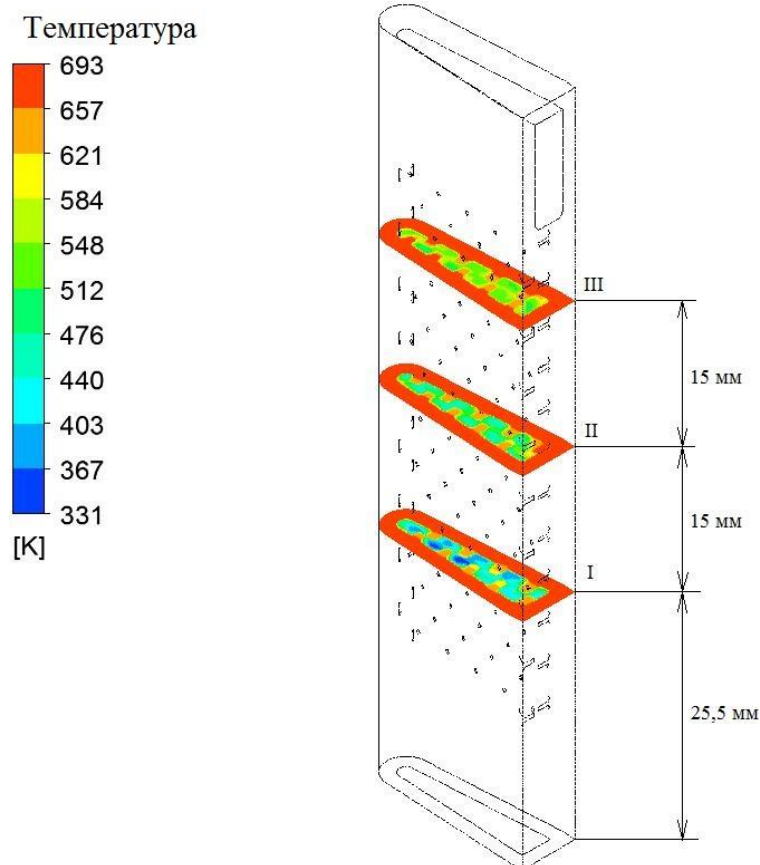


Рисунок 2.10 – Распределение температуры по высоте пера в трех расчетных сечениях

Проведенный расчет тепло-гидравлических характеристик позволил определить основные параметры воздушного потока. Результаты расчета приведены в таблице 2.7.

Таблица 2.7 - Результаты расчета передней полости лопатки турбины

| Параметры | Обозначение и размерность | Значение |
|---------------------------------------|-----------------------------|----------|
| Температура на выходе | $T_{\text{вых}}, \text{K}$ | 512,4 |
| Давление на выходе | $P_{\text{вых}}, \text{Па}$ | 152129 |
| Потери давления по воздуху | $\Delta p_{\text{в}}, \%$ | 10,5 |
| Площадь теплообменной поверхности | $S_{\text{тп}}, \text{м}^2$ | 0,003906 |
| Площадь проходного сечения по воздуху | $F_{\text{в}}, \text{м}^2$ | 0,000029 |

По результатам расчета также построены картины теплового состояния в трех сечениях лопатки (рисунок 2.11).

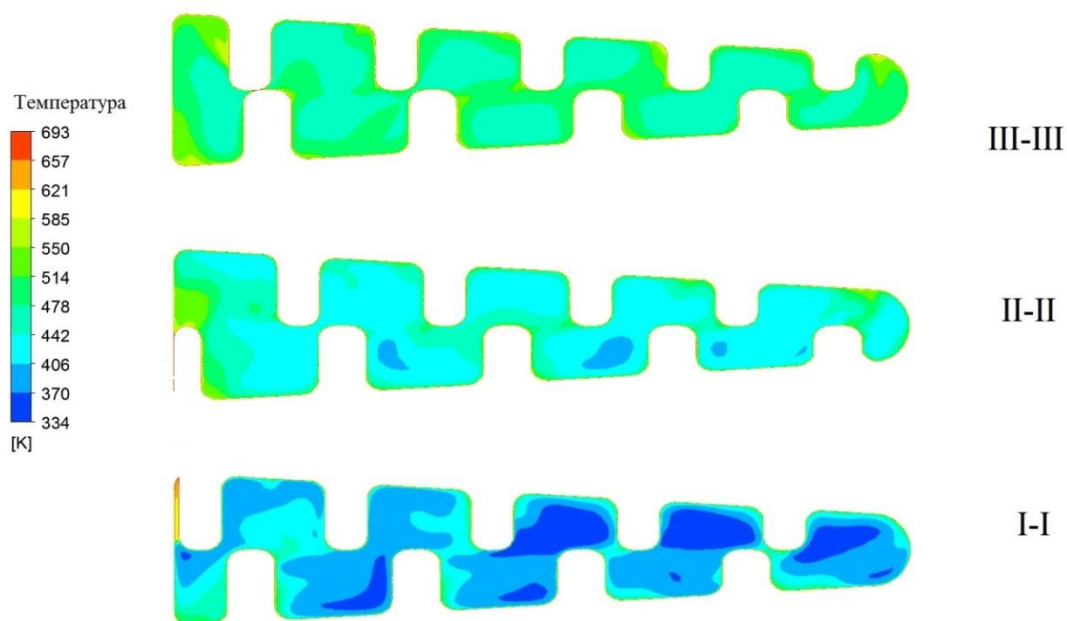


Рисунок 2.11 – Тепловое состояние в трех расчетных сечениях лопатки

Далее осуществлялась обработка результатов расчета. Как известно, работу системы охлаждения характеризует коэффициент теплопередачи K , который зависит от тепловой проводимости стенки лопатки $\frac{\lambda}{b}$ и коэффициента теплоотдачи α . Для передней полости лопатки в трех сечениях определялись коэффициенты теплоотдачи в различных точках. Определение коэффициентов теплопередачи осуществлялось по следующей методике.

1. Расчет удельного теплового потока по теплообменной поверхности (2.10):

$$q = \frac{G_b \cdot C_p \cdot (T_{\text{вых}} - T_{\text{вх}})}{F} \quad (2.10)$$

где G_b – расход воздуха через лопатку; C_p – удельная теплоемкость воздуха, F – площадь теплообменной поверхности; $T_{\text{вых}}$ – температура воздуха на выходе из лопатки; $T_{\text{вх}}$ – температура воздуха на входе в лопатку.

2. Определение коэффициентов теплоотдачи в расчетных точках (2.11):

$$\alpha = \frac{q}{(T_{cm1} - T_{в})} \quad (2.11)$$

где T_{cm1} – температура стенки со стороны воздуха; $T_{в}$ – температура воздуха в пристеночном пространстве расчетной точки.

3. Определение коэффициентов теплопередачи (2.12):

$$K = \frac{1}{\left(\frac{1}{\alpha} + \frac{b}{\lambda}\right)} \quad (2.12)$$

где b – толщина стенки лопатки; λ – коэффициент теплопроводности.

4. Построение кривой распределения коэффициентов теплопередачи по передней полости лопатки.

Результаты расчета, обработанные по приведенной методике, преобразуются в расчетную тепловую характеристику, которая далее сравнивается с экспериментальными данными.

2.6.2 Верификация методики доводки систем охлаждения лопаток турбин методом калориметрирования в жидкометаллическом термостате

Экспериментальное исследование рассматриваемой лопатки проводилось по технологии модульной доводки. Оценка теплового состояния проведена методом калориметрирования в жидкометаллическом термостате. Рассматриваемый метод целесообразно применять для исследования и доводки по тепловому состоянию охлаждаемых лопаток турбин [12, 16, 98].

Технология модульной доводки предусматривает экспериментальные исследования упрощенных модулей лопатки. При проведении таких исследований необходимо придерживаться следующих правил:

- геометрические параметры входной кромки должны полностью соответствовать проектным;
- криволинейные поверхности спинки и корыта лопатки в упрощенном варианте могут заменяться плоскими эквивалентными стенками;
- стенки боковых поверхностей упрощенного варианта лопатки могут иметь одинаковую толщину, а профиль его поперечного сечения – ромбическую форму.

Для испытания в жидкометаллическом термостате разработан и изготовлен упрощенный по материалу и геометрии модуль передней полости лопатки. Модуль соответствует передней полости охлаждаемой лопатки турбины и выполнен по модели, представленной на рисунке 2.9.

Упрощенный модуль передней полости лопатки представляет собой плоский охлаждаемый пилон, состоящий из двух оребренных пластин, выполненных фрезерованием, полуцилиндра, с геометрическими параметрами, соответствующими зоне входной кромки исследуемой лопатки, и торцевой накладке. Соединение отдельных элементов упрощенного модуля производится посредством аргоно-дуговой сварки, а контроль его системы охлаждения на отсутствие дефектов, которые могли возникнуть в процессе стыковки этих элементов, - рентгенографическим методом (рисунок 2.12). Зазор между оребренными пластинами и в зоне входной кромки модуля между внутренней поверхностью полуцилиндра и торцевым участком оребрения не допускается.

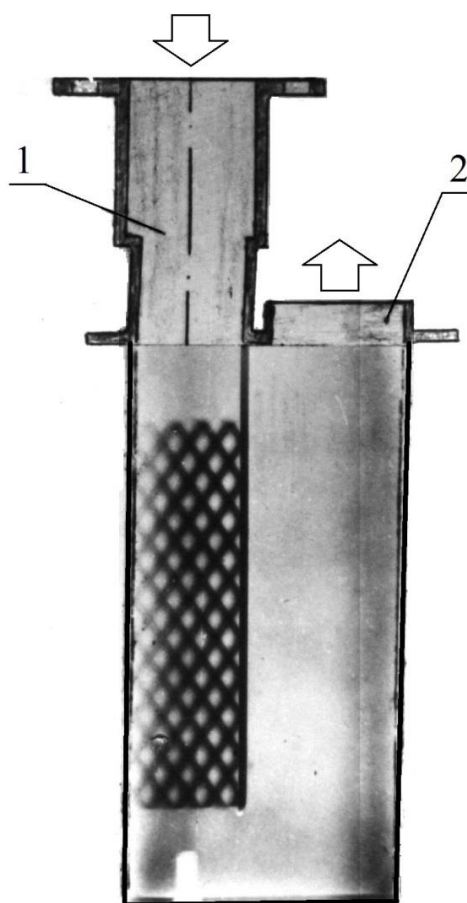


Рисунок 2.12 – Рентгенограмма упрощенного модуля лопатки

Для проведения экспериментального исследования упрощенный модуль оснащен узлами подвода 1 и отвода 2 охладителя (рисунок 2.12), изготовленными из малоуглеродистой стали. Узел подвода представляет тонкостенный ($\delta_{ст} = 10^{-3}$ м) фланцевый стакан, в торцевой поверхности которого прорезано отверстие для установки модуля. Отвод воздуха осуществляется через патрубок коробчатой формы.

Подготовленный к исследованию модуль устанавливается в рабочем участке [96], имитирующим натурные условия подвода охладителя. Рабочий участок, к которому подсоединяется узел подвода, обеспечивает возможность замера параметров охладителя на входе в исследуемый модуль [116]. Температура охладителя на выходе из вихревой матрицы замеряется с помощью хромель-алюмелевой термопары. Отбор давления воздуха на входе в лопатку производится посредством трубки, смонтированной в рабочем участке.

Экспериментальная оценка теплового состояния лопатки проводилась на испытательном стенде. Метод испытания лопаток турбин в жидкометаллическом термостате подробно освещен в работах [13, 16]. Методика оценки теплового состояния объекта исследования указанным способом следующая (рисунок 2.13):

- высокочистый цинк загружается в тигель, плавится в электрической печи [114] и перегревается до температуры 725 ± 5 К (а);

- тигель с цинком извлекается из печи и в расплав погружается специально подготовленная для проведения испытаний лопатка, которая через некоторое время вместе с расплавом и тиглем приходит в равновесное температурное состояние (б);

- система «тигель – расплав – лопатка», за счет теплоотдачи к окружающему воздуху, охлаждается до температуры кристаллизации цинка $T_{\text{КР}} = 692,4$ К, что определяется по началу затвердевания цинка на внутренней поверхности тигля (в);

- осуществляется продувка лопатки воздухом (г), в результате которой на наружной поверхности лопатки намораживается цинковая корка;

- после окончания продувки лопатка извлекается из расплава (д);

- с лопатки снимается затвердевшая корка цинка (е), по толщине $\delta_{\text{к}}$ которой в каждой точке поверхности лопатки, времени τ продувки и замеренной температуре $T_{\text{в.вх}}$ воздуха на входе в лопатку определяется коэффициент теплопередачи К.

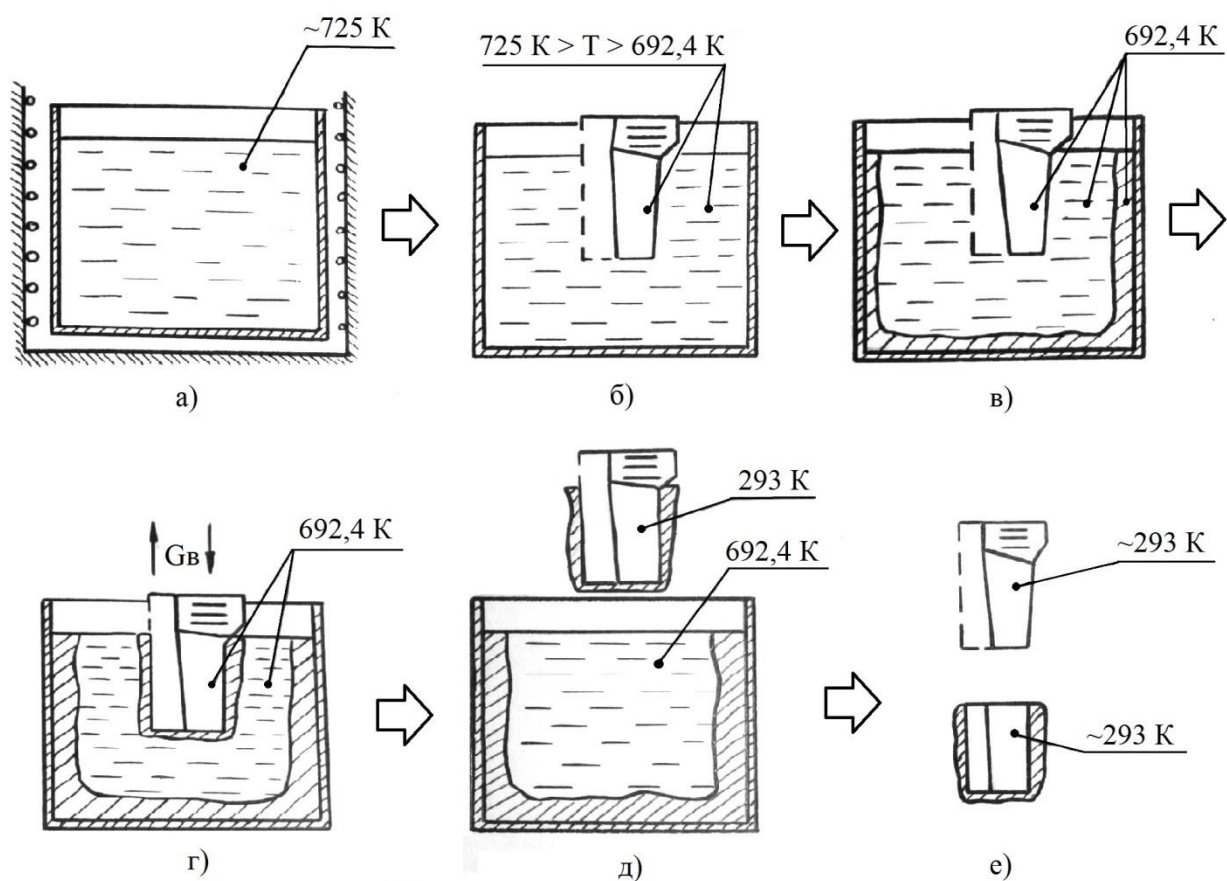


Рисунок 2.13 – Последовательность операций при исследовании теплового состояния охлаждаемых лопаток калориметрическим методом

После проведения экспериментальной продувки модуля передней полости лопатки были построены тепловые характеристики расчетных сечений, представленных на рисунке 2.10. Построение тепловых характеристик осуществляется следующим образом:

1. Определяются значения местных толщин δ_k корок, обработанным с учетом масштабного фактора, конкретной геометрии поверхности и толщины δ_H ($\delta_H = 10^{-4} \text{ м}$) наволакиваемого слоя цинка.
2. Определяются температуры воздуха, замеренные во входном и выходном сечениях исследуемого объекта.
3. Фиксируется время τ продувки объекта охлаждающим воздухом.
4. По полученным результатам рассчитываются значения параметра коэффициента теплопередачи в расчетных точках:

$$K(s) = \frac{\rho_{\text{ц}} L_{\text{ц}} [(\delta_{\text{к}} - \delta_{\text{н}}) + \frac{(\delta_{\text{к}} - \delta_{\text{н}})^2}{2R_{\text{н}}}]}{(T_{\text{кр}} - T_{\text{в.вх}})\tau} \quad (2.13)$$

где: $\rho_{\text{ц}}$ – плотность жидкого цинка; $L_{\text{ц}}$ – скрытая теплота кристаллизации цинка; $\delta_{\text{к}}$ – толщина цинковой корки; $\delta_{\text{н}}$ – толщина наволакиваемого слоя цинка, при извлечении объекта из расплава; $R_{\text{н}}$ – наружный радиус кривизны объекта исследования; $T_{\text{кр}}$ – температура кристаллизации; $T_{\text{в.вх}}$ – температура воздуха на входе; τ – время продувки.

По расчетным и экспериментальным данным получены тепловые характеристики для трех расчетных сечений.

На рисунках 2.14 - 2.16 представлены тепловые характеристики сечений I-I, II-II и III-III исследуемой передней полости лопатки, на которых нанесены координатные сетки и зависимости $K=f(s)$, полученные по экспериментальным данным и по результатам расчетов. Ось абсцисс, по которой откладывается координата s , направлена вдоль обвода профиля лопатки, причем, за начало отсчета, $s=0$, принята центральная точка «0» на входной кромке лопатки. По оси ординат откладывается величина коэффициентов теплопередачи по профилю лопатки.

Как видно на рисунках 2.14 - 2.16, наблюдается удовлетворительное совпадение (в пределах погрешностей расчета и эксперимента) тепловых характеристик, полученных расчетным и экспериментальным способом. Стоит отметить большую равномерность экспериментальной характеристики ввиду особенностей калориметрического метода. Специфика теплообменной поверхности типа «набивки Френкеля» подразумевает значительную неравномерность тепловой характеристики по сечению. Таким образом, неравномерность расчетной характеристики обусловлена распределением ребер вихревой матрицы по внутренней поверхности стенки.

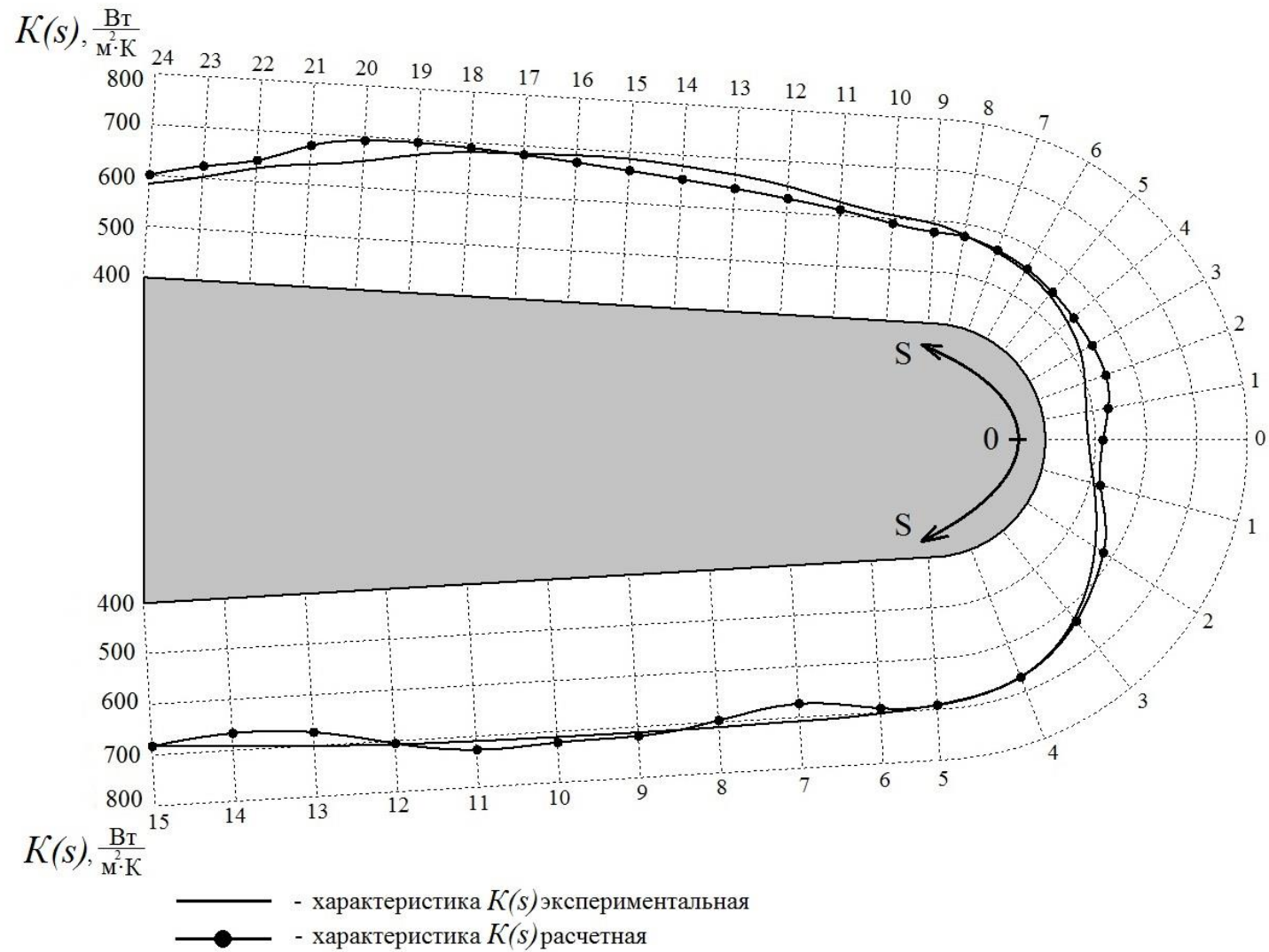


Рисунок 2.14 – Расчетная и экспериментальная тепловые характеристики в сечении I-I

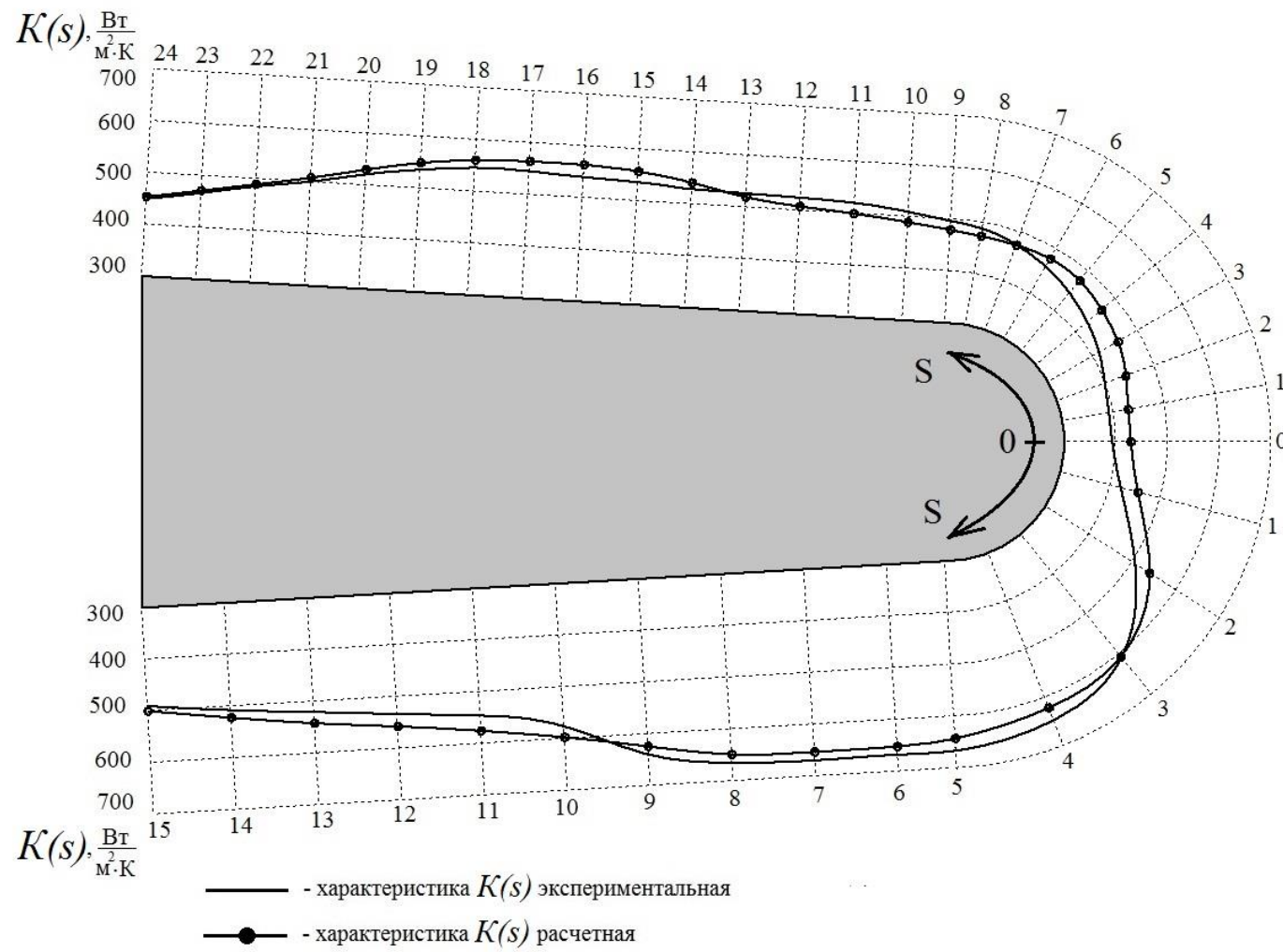


Рисунок 2.15 – Расчетная и экспериментальная тепловые характеристики в сечении II-II

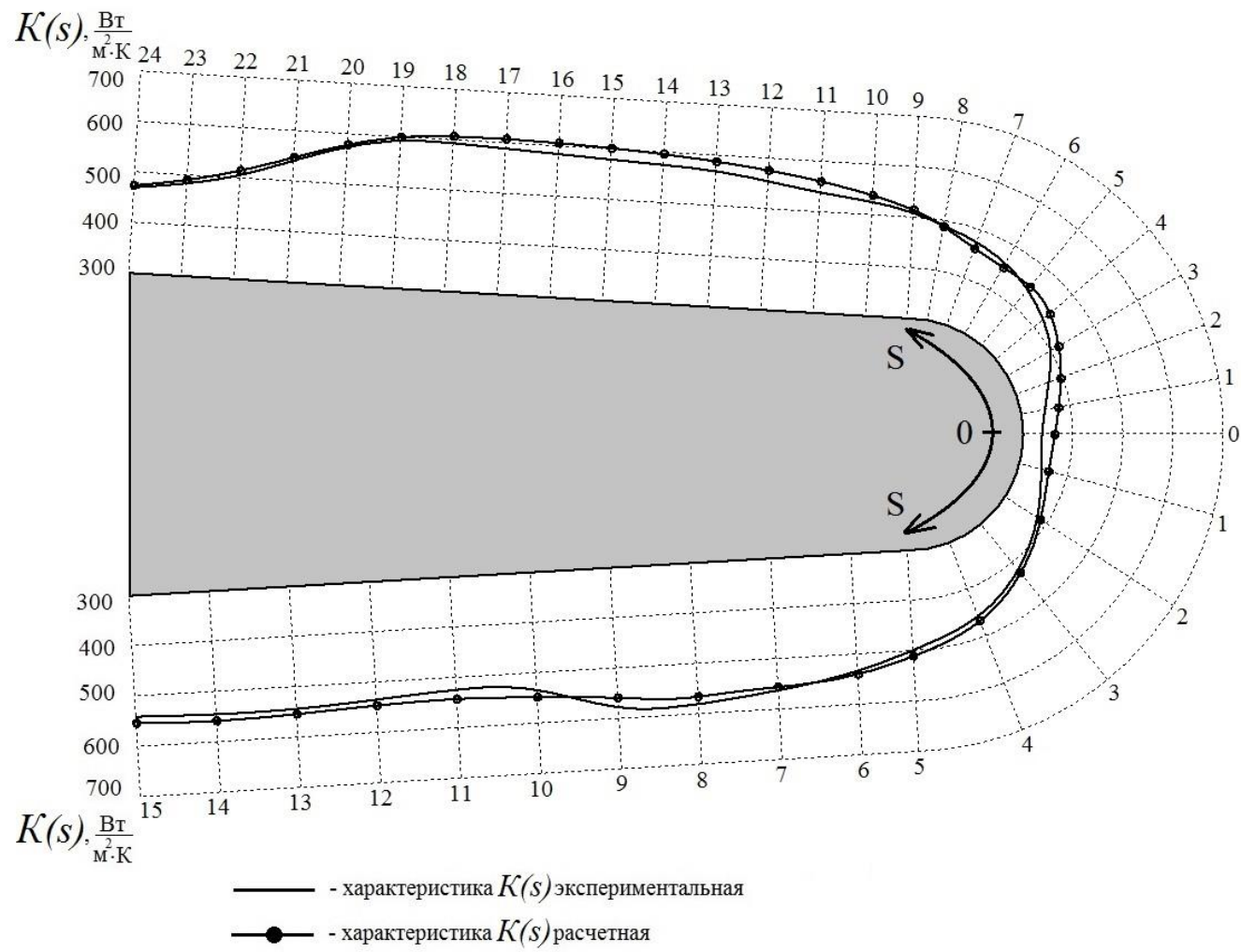


Рисунок 2.16 – Расчетная и экспериментальная тепловые характеристики в сечении III-III

Характер изменения расчетной $K_p(s)$ и экспериментальной $K_3(s)$ зависимостей сохраняется одинаковым по всей высоте x пера лопатки. При этом в каждом расчетном сечении можно выделить несколько характерных участков профиля, для которых и проводился анализ тепловых характеристик исследуемых объектов.

Входная кромка (участок 3-0-5). В зоне входной кромки наблюдается наибольшее расхождение характеристик $K_p(s)$ и $K_3(s)$. Однако, с учетом погрешностей расчетных и экспериментальных исследований, расхождение характеристик до 10 % не является критичным.

Участок спинки и корыта, прилегающий к входной кромке (участки 5-3 и 5-9). В этой области лопатки, по мере удаления от входной кромки, наблюдается увеличение коэффициентов теплопередачи $K(s)$. В сечениях I-I и III-III наблюдается почти полное совпадение характеристик $K_p(s)$ и $K_3(s)$. В сечении II-II расхождение характеристик составляет не более 10 %.

Участок спинки передней полости (9-24). В этой области во всех сечениях расчетные значения $K_p(s)$ выше экспериментальных $K_3(s)$, при этом их отличие составляет не более 10 %.

Участок корыта передней полости (5-19). На этом участке наблюдается неоднозначное расхождение расчетных $K_p(s)$ и экспериментальных $K_3(s)$ характеристик. Расхождение характеристик составляет не более 10 %. Стоит отметить, что на данном участке, как и на аналогичном участке спинки, наблюдается наиболее эффективный теплообмен.

Результаты сопоставительного анализа расчетных и экспериментальных тепловых характеристик системы охлаждения модуля передней полости показали, что:

- наиболее существенное несоответствие $K_p(s)$ и $K_3(s)$ имеет место на участке входной кромки передней полости;
- на участке входной кромки наблюдается наименьшая эффективность теплообмена, что говорит о том, что рассмотренная конструкция имеет

резервы для увеличения теплосъема во входной кромке, за счет его снижения на участках спинки и корыта;

- расхождение характеристик по всем сечениям составляет не более 10 %, что укладывается в погрешности эксперимента.

Разработанная методика автоматизированного проектирования и расчета тепло-гидравлических характеристик позволяет оценить тепловое состояние проектируемой лопатки с минимальными затратами и достаточной точностью. В качестве критерия оценки эффективности работы системы охлаждения лопатки целесообразно использовать коэффициент теплопередачи от ее наружной поверхности к охлаждающему воздуху. Расхождение расчетных данных с экспериментальными, полученными методом калориметрирования в жидкометаллическом термостате, не превышает 10 %.

Методику целесообразно применять для оптимизации геометрии теплообменной поверхности систем охлаждения лопаток высокотемпературных газовых турбин. Методика позволит получить компактный теплообменник с оптимальными тепло-гидравлическими характеристиками. Окончательную же доводку необходимо проводить экспериментальным способом.

Выводы по главе 2

1. Разработана комплексная методика автоматизированного проектирования и расчета пластинчатых теплообменников для МГТД и МГТУ сложного цикла. Отработка комплексной методики проведена на пластине с геометрической поверхностью типа «набивки Френкеля».

2. Проведена верификация методики автоматизированного проектирования и расчета пластинчатого теплообменника по экспериментам, описанным в литературных источниках. Верификация показала

удовлетворительную сходимость расчетных и экспериментальных тепло-гидравлических характеристик.

3. Подтверждена применимость разработанной методики для различных пластинчатых теплообменных поверхностей.

4. Выполнена оценка применимости методики для расчета тепло-гидравлических характеристик систем охлаждения лопаток турбин ГТД. Проведена верификация результатов методом калориметрирования в жидкометаллическом термостате. Результаты показали удовлетворительную сходимость расчетных и экспериментальных тепловых характеристик.

Глава 3. Разработка технологического этапа создания комплексной методики проектирования, расчета и изготовления теплообменника

Основной идеологией разработанной комплексной методики является тесная увязка всех стадий создания теплообменника. Таким образом, результатом работы комплексной методики являются не только модель и параметры пластины теплообменника, но и 3D модели формообразующих элементов технологической оснастки для изготовления теплообменника [75].

При выборе технологии изготовления теплообменника необходимо, прежде всего, учитывать требования и условия работы объекта, в составе которого он будет функционировать.

3.1 Требования к пластинчатым теплообменникам МГТД

Теплообменник является одним из ключевых узлов газотурбинного двигателя с регенерацией тепла, работающим в условиях постоянной нагрузки. Проведенный анализ условий работы теплообменников на газотурбинных двигателях и газотурбинных установках позволил сформулировать основные требования к теплообменникам:

1) Обеспечение устойчивой работы при рабочих температурах до 1100 К. Данное требование обеспечивается жаропрочностью используемых материалов. Для рассматриваемых условий работы применяется лист из жаропрочного сплава X23H18, обеспечивающего длительную работу при температурах 1250 °С.

2) Работа в условиях давлений до 4 атм. Силовая схема матрицы теплообменника предусматривает восприятие и демпфирование напряжений от давления рабочих тел пластинами, образующими его. Требования по

прочности и жесткости предъявляются к корпусным элементам, которые должны выдерживать указанные рабочие давления.

3) Обеспечение герметичности соединений. Является одним из важнейших требований, обеспечить которое возможно рациональным выбором метода соединения поверхностей. В работе герметичность теплообменника достигалась подбором режима лазерной сварки.

4) Минимальный вес (в меньшей мере касается газотурбинных установок). Обеспечивается толщиной пластин. Толщина листа для пластин выбирается исходя из условий изготовления и эксплуатации теплообменника.

5) Технологичность конструкции. Технология должна обеспечивать получение матрицы теплообменника из идентичных конвертов с минимальными затратами материальных ресурсов и времени. Кроме этого, следует минимизировать количество дополнительной оснастки для отдельных этапов изготовления теплообменника.

3.2 Выбор метода изготовления теплообменника

Одним из главных вопросов при создании теплообменника является выбор рационального способа получения пластин теплообменника, требуемой геометрии. В работах [8, 66] проведен анализ способов получения пластин. Опираясь на данные исследования, наиболее оптимальным выбран метод холодной листовой штамповки.

Такой метод представляет собой формовку пластины требуемой геометрии за счет деформации заготовки давлением прессы. Исходя из физики процесса формирования пластины, данный метод ограничен по вытяжке прочностными характеристиками материала. Проведенные исследования в данной области [66] показывают, что максимальная глубина вытяжки пластин из листа толщины 0,2 мм, при которой не образуются критические дефекты материала, составляет 2 мм.

При изготовлении пластин методом холодной штамповки важным является этап получения заготовок для пластин. Для обеспечения качественного соединения элементов матрицы теплообменника необходимо получить заготовки для пластин высокой точности и повторяемости размеров. Кроме этого, в связи с использованием сварки конвертов теплообменника, необходимо обеспечить необходимое по условиям производства качество краев заготовки. С учетом указанных требований, наиболее подходящим способом получения заготовок является лазерная резка на станке с ЧПУ малой мощности.

После получения заготовок и формовки пластин следует операция соединения пластин теплообменника в конверты. Основными вариантами соединения пластин в конверт, а затем и конвертов в матрицу, являются пайка и сварка.

При изготовлении пластинчатых теплообменников наиболее широко применяется пайка. В отличие от сварки пайка сохраняет неизменными структуру, механические свойства и состав материала деталей, вызывает значительно меньшие остаточные напряжения. Прочность паяного соединения определяется прочностью припоя и сцепления припоя с поверхностями соединяемых деталей. Недостатком пайки является невысокая механическая и термическая прочность соединения. Пайка является наиболее рациональным способом изготовления низкотемпературных теплообменников. В условиях данной работы наиболее подходящим способом соединения является сварка.

Достоинствами сварных соединений являются высокая производительность, равнопрочность, герметичность, возможность соединения различных материалов и деталей разных форм. При сварке пластин теплообменника в конверт первоочередной принципиальной задачей является выбор схемы сварки: встык (наиболее подходящий способ – лазерная сварка) или внахлест (роликовая сварка).

При выполнении операций соединения элементов теплообменника наиболее часто применяется роликовая сварка [10]. Такая технология требует меньшей точности (ввиду возможности увеличения размеров сварочных полок) и, как следствие, приводит к уменьшению необходимой технологической оснастки. Однако, проведенные экспериментальные исследования показывают сложность обеспечения герметичности такого сварного шва.

В настоящее время наиболее подходящим способом соединения тонкостенных пластин является лазерная сварка. Такого рода работы необходимо проводить на установке малой мощности, чтобы исключить возможность прожигания и необходимость теплоотвода из зоны сварки [73].

Далее, конверты между собой так же необходимо сваривать лазерной сваркой с индивидуальным подбором режима. После этого, необходимо обварить теплообменник корпусными деталями, позволяющими подключать теплообменник к двигателю или экспериментальной установке.

Технологический процесс создания теплообменника представлен в таблице 3.1.

Таблица 3.1-Технологический процесс изготовления пластинчатого теплообменника

| Операция | Наименование операции | Оборудование, оснастка |
|----------|--|---|
| 005 | <u>Заготовительная</u> Получение заготовок для изготовления пластин теплообменника. | Лазерный станок с ЧПУ HTS Portal мощностью до 300 Вт. |
| 010 | <u>Штамповка</u> Получение пластин методом холодной листовой штамповки. | Штамп с формообразующими элементами геометрии типа «набивки Френкеля» собственной разработки. |
| 015 | <u>Чеканка</u> Формовка входных каналов пластин методом пластического деформирования. | Чеканочное приспособление гильотинного типа собственной разработки. |
| 020 | <u>Лазерная резка</u> | Лазерный станок с ЧПУ HTS |

| Операция | Наименование операции | Оборудование, оснастка |
|----------|--|--|
| | Подрезание пластин в единый размер, выравнивание торцевых поверхностей для последующих операций. | Portal мощностью до 300 Вт. Формообразующие элементы штампа для позиционирования пластин. |
| 025 | <u>Сварка конвертов</u> Сварка пластин в конверты. | Лазерный станок с ЧПУ HTS Portal мощностью до 300 Вт. Приспособление для прижима свариваемых поверхностей собственной разработки. |
| 030 | <u>Сварка матрицы</u> Сварка конвертов в единую матрицу теплообменника. | Лазерный станок с ЧПУ HTS Portal мощностью до 300 Вт. Приспособление для прижима конвертов собственной разработки. Технологические вставки для прижима свариваемых поверхностей. |
| 035 | <u>Лазерная резка</u> Резка корпусных элементов теплообменника по цифровым моделям. | Лазерный станок с ЧПУ HTS Portal мощностью до 300 Вт. |
| 040 | <u>Сварка теплообменника</u> Сварка матрицы теплообменника с корпусными деталями. | Лазерный станок с ЧПУ HTS Portal мощностью до 300 Вт. |

3.3 Требования к технологической оснастке для изготовления теплообменников

Комплект технологической оснастки для создания теплообменника включает приспособления для изготовления базовых его элементов (пластин) и работы с готовыми пластинами по созданию объекта. Исходя из условий работы теплообменников, можно сформулировать требования к комплекту технологической оснастки для их изготовления.

1) Технологическая оснастка должна обеспечивать повторяемость геометрии пластин теплообменника. Только при идентичности геометрии

базовых элементов теплообменника возможно получение качественного герметичного изделия.

2) Отсутствие дефектов на пластинах. Обеспечение данного требования позволяет добиться герметичности теплообменника. Получение бездефектных пластин достигается за счет ограничения глубины вытяжки и применения штампов, не сминающих заготовку (отсутствует смятие пластины матрицей и пуансоном).

3) Возможность применения заготовок увеличенных размеров. Такой подход позволяет упростить процедуру выравнивания кромок пластин под сварку. За счет формирования рисунка пластины («стягивания» металла) образуются неровности краев пластины. Поэтому, целесообразно изготовление заготовок несколько больших размеров с последующей лазерной обрезкой неровных краев.

4) Идентичность подводящих и отводящих каналов пластин. Создание теплообменной матрицы и соединение ее с корпусными деталями осуществляется, в основном, по кромкам каналов подвода и отвода газа. Поэтому, повторяемость каналов должны быть обеспечена максимально точно.

5) Плотное смыкание свариваемых деталей. При соединении деталей методом сварки не допускаются зазоры между свариваемыми поверхностями. Выполнение данного требования позволит получить соединение надлежащего качества.

Совокупность сформулированных пожеланий позволяет определить необходимый набор требований к комплекту технологической оснастки для получения качественного теплообменника с минимальными затратами временных ресурсов.

3.4 Технологический этап комплексной методики

Основой разрабатываемой методики создания теплообменника является минимизация участия инженера на всех этапах. Таким образом, проектирование комплекта технологической оснастки должно быть заложено на стадии проектирования теплообменника.

Технологический этап комплексной методики начинается с получения модели пластины оптимальной геометрии и заканчивается выдачей 3D моделей всего комплекта оснастки, необходимой для изготовления теплообменника. Структурно технологический этап можно представить следующим образом:

- ввод исходных данных (результат первого этапа комплексной методики);
- построение комплекта формообразующих геометрии пластины;
- проектирование комплекта оснастки для формирования входных каналов конверта;
- создание приспособления для позиционирования пластин при сварке пластин в конверт;
- формирование вставок для выполнения сварки конвертов в матрицу.

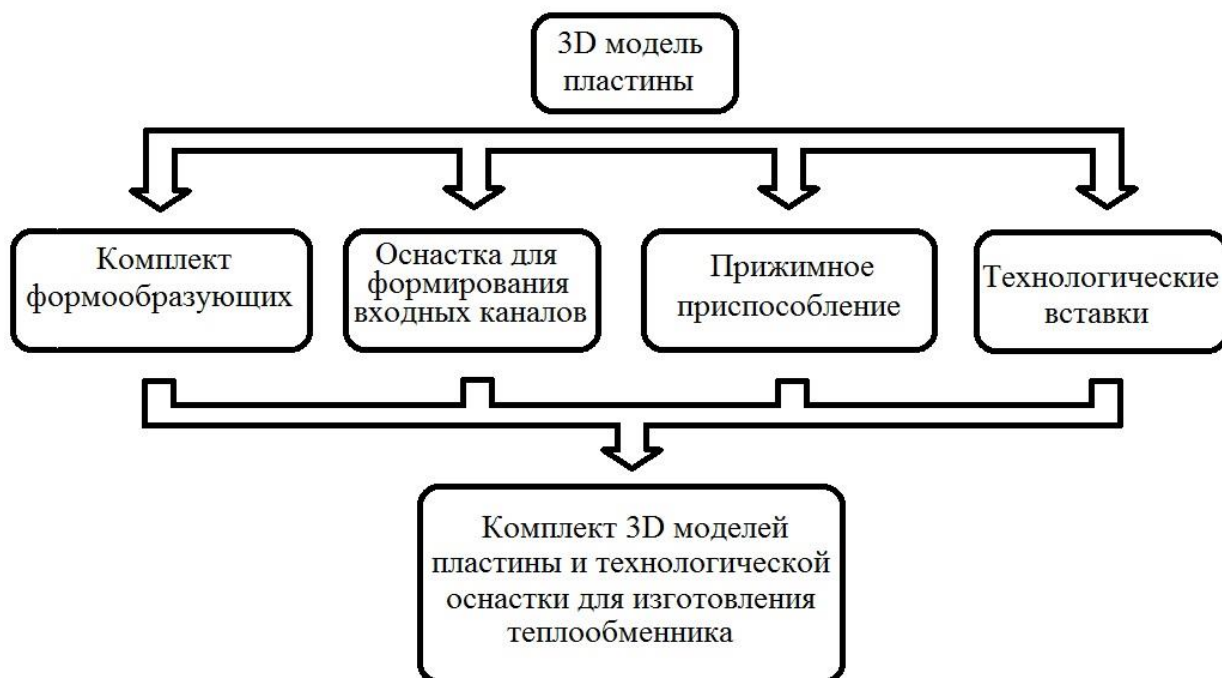


Рисунок 3.1 – Технологический этап комплексной методики проектирования и изготовления теплообменника

Ввод исходных данных.

На первом этапе работы комплексной методики получена геометрия пластины, обеспечивающая требуемые тепло-гидравлические характеристики. Полученная 3D модель пластины (рис. 3.2) является исходным файлом для последующих этапов комплексной методики. Технологическая часть комплексной методики рассмотрена на примере пластины типа «набивки Френкеля».

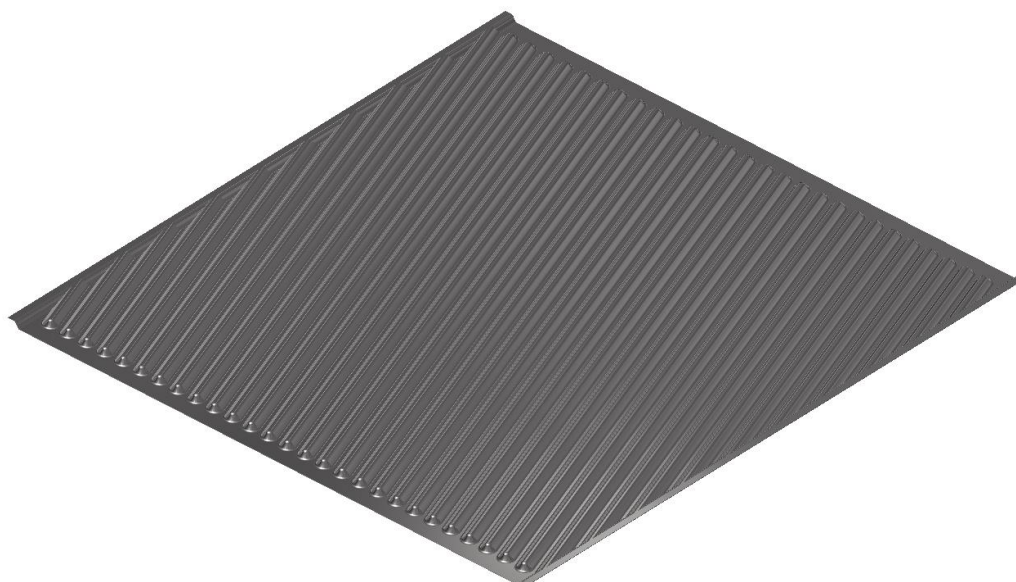


Рисунок 3.2 – 3D модель пластины теплообменника, сформированная в автоматическом режиме

Получение комплекта формообразующих.

Применение листовой штамповки для изготовления пластин теплообменника подразумевает наличие двух формообразующих элементов – матрицы и пуансона. Геометрия матрицы и пуансона полностью определяется рисунком пластины и технологическими ограничениями. Опираясь на геометрию пластины, формируются параметрические модели матрицы и пуансона, которые автоматически перестраиваются при изменении геометрии пластины (рис. 3.3).

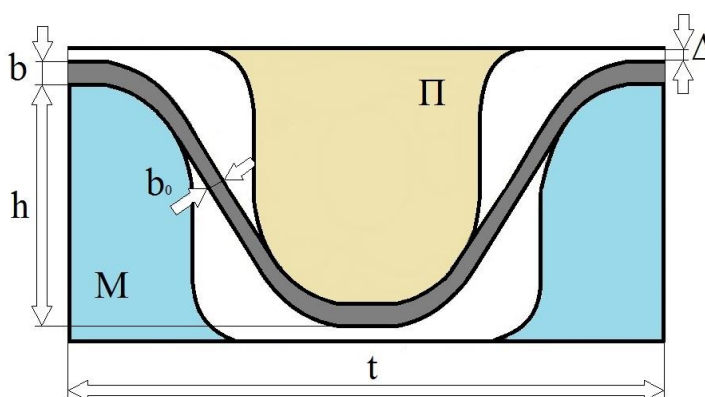


Рисунок 3.3 – Геометрия формообразующих пластины: М – матрица штампа; П – пуансон штампа; t – шаг выступов формообразующих; h – глубина

вытяжки; b – толщина листа; b_0 – минимальная толщина листа; Δ – технологический зазор

Таким образом, для получения формообразующих элементов необходимо, помимо параметров пластины, заложить технологические ограничения. Например, минимальная толщина пластины b_0 является следствием пластического деформирования листа в процессе листовой штамповки. Технологический зазор Δ необходим для исключения смятия листа при смыкании штампа. По результатам рассматриваемого этапа формируются 3D модели матрицы и пуансона, позволяющие получить спроектированную пластину (рис. 3.4).

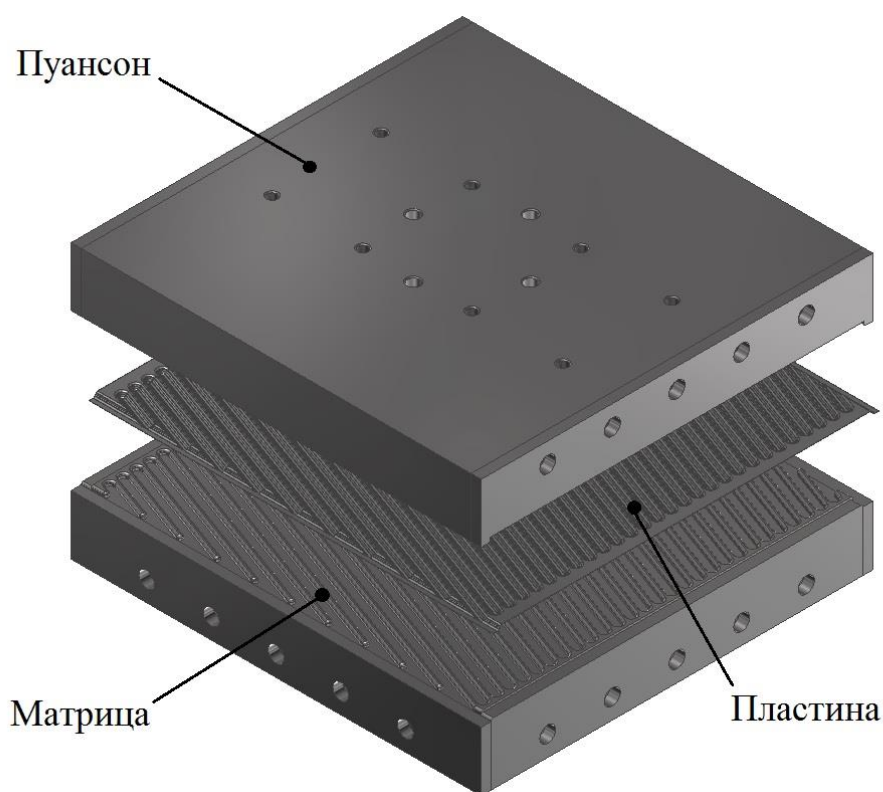


Рисунок 3.4 – Параметрические 3D модели формообразующих элементов штампа – матрицы и пуансона

Создание оснастки для формирования входных каналов.

Получение пластин методом листовой штамповки обеспечивается за счет вытягивания металла. Вследствие этого, при выполнении штамповки образуется неравномерность вытяжки на краях пластин. Для обеспечения

одинаковых входных кромок пластин необходима дополнительная технологическая операция. Базируясь на геометрию входного и выходного коллектора воздуха, формируется оснастка для чеканки подводящего канала (рис. 3.5).

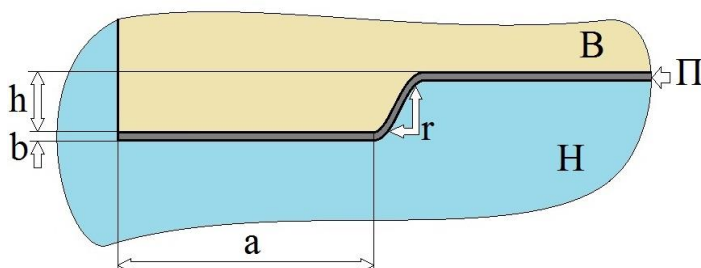


Рисунок 3.5 – Геометрия приспособления для выравнивания входных каналов: Н – нижняя формообразующая; В – верхняя формообразующая; П – пластина; h – глубина вытяжки; b – толщина листа; a – ширина сварочной полки; r – радиусы гибки

Геометрия приспособления выстраивается так, чтобы верхняя и нижняя части приспособления полностью повторяли входные каналы пластины (рис. 3.6). Так как вытяжка произведена на предыдущей стадии, на данном этапе обеспечивается лишь повторяемость входных каналов пластин.

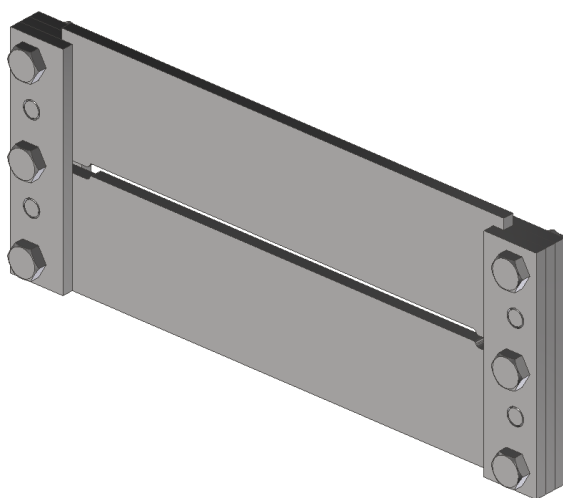


Рисунок 3.6 – Параметрическая 3D модель оснастки для чеканки подводящих каналов

Приспособление для прижима пластин, свариваемых в конверт.

Подготовленные пластины необходимо сварить в конверты. Сварка двух пластин обеспечивается по специально предусмотренным сварочным полкам. Для получения прочного и герметичного шва целесообразно применение приспособления, обеспечивающего плотное прилегание свариваемых кромок пластин (рис. 3.7).

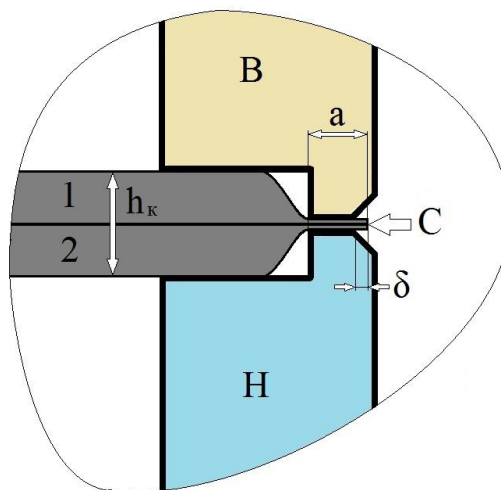


Рисунок 3.7 – Геометрия приспособления для обжима свариваемых пластин: В – верхний элемент приспособления; Н – нижний элемент; С – сварной шов; 1 и 2 – свариваемые в конверт пластины; h_k – высота конверта; a – ширина сварочной полки; δ – выступ полки

Приспособление проектируется так, чтобы обеспечить фиксацию пластин по высоте $h_k = 2h + 2b$. Размеры приспособления опираются на геометрию пластины и предусматривают значение δ , обеспечивающее возможность получения качественного сварного шва. Параметрическая 3D модель прижимного приспособления представлена на рисунке 3.8.

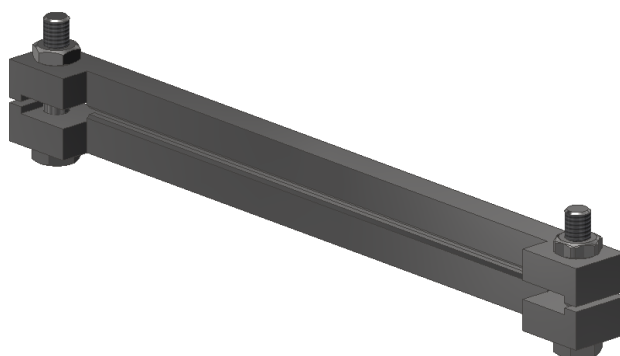


Рисунок 3.8 – Параметрическая 3D модель прижима для сварки пластин в конверт

Технологические вставки.

Для получения теплообменной матрицы необходимо сварить полученные ранее конверты между собой. Для обеспечения плотного прилегания свариваемых кромок конвертов целесообразно применять технологический вставки (рис. 3.9).

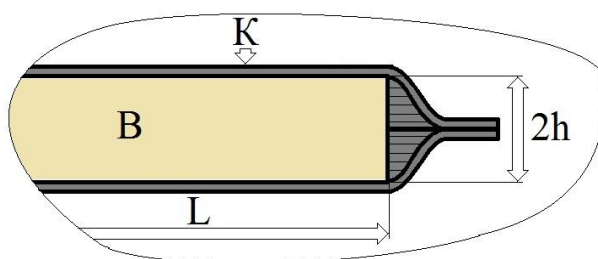


Рисунок 3.9 – Геометрия технологической вставки для сварки конвертов: В – вставка; К – конверт теплообменника; L – длина прямолинейного участка входного канала пластины; 2h – высота вставки

Технологические вставки распирают конверт, в результате чего образуется ровная кромка, по которой осуществляется сварка. Толщина технологической вставки должна обеспечивать выступ δ , требуемый для качественной сварки кромок (рис. 3.10).

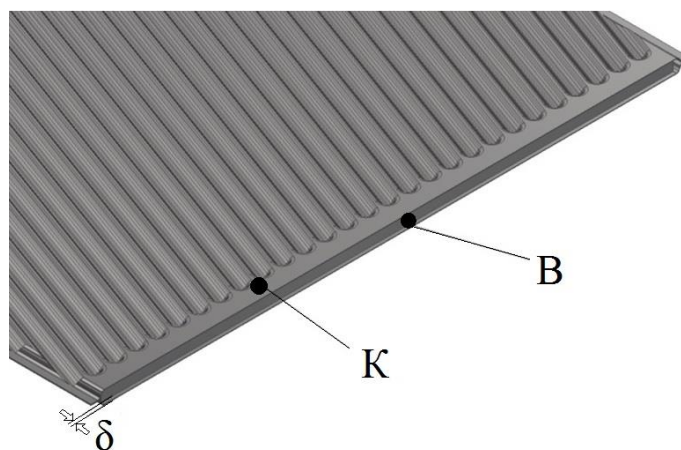


Рисунок 3.10 – Параметрическая 3D модель технологической вставки для сварки конвертов теплообменника в матрицу: К – конверт; В – вставка; δ – технологический выступ

После обработки технологического этапа комплексной методики автоматизированного проектирования, расчета и изготовления теплообменника формируется комплект 3D моделей теплообменника и технологической оснастки для его изготовления.

Выводы по главе 3

1. Сформированы требования к современным пластинчатым теплообменникам МГТД (МГТУ) сложного цикла.
2. Проведен анализ технологии изготовления пластинчатых теплообменников МГТД (МГТУ). Выбраны наиболее рациональные технологии выполнения этапов создания ТО. Разработан технологический процесс изготовления теплообменника для МГТД (МГТУ) сложного цикла.
3. Разработан технологический этап комплексной методики автоматизированного проектирования, расчета и изготовления теплообменников.
4. На технологическом этапе комплексной методики формируются 3D модели всей технологической оснастки, требуемой для изготовления ТО.

Глава 4. Создание экспериментального теплообменника по предложенной методике

Отработка методики осуществлялась при создании экспериментального теплообменника для ГТУ сложного цикла (ГТУсц). Наземная ГТУсц является компактной энергетической установкой на твердом топливе для выработки тепловой и электрической энергии. Установка выполнена на базе двигателя Стирлинга и предназначена для выработки электроэнергии и тепла электрической мощностью 4 кВт.

Особенность термодинамической схемы экспериментальной ГТУ состоит в том, что тепло к рабочему телу (воздуху) между компрессором и турбиной подводится через теплообменник от внешнего источника тепла, - горелки на твердом топливе. На выходе из горелки формируется поток горячих газов – продуктов сгорающего древесного топлива при давлении чуть выше атмосферного (превышение до 0,2 атм.). При этом, в качестве окислителя используется горячий воздух, выходящий из турбины ($T_{\text{возд}} \sim 500 \dots 550 \text{ } ^\circ \text{C}$), имеющий остаточное давление ($P_{\text{ост}} \sim 0,1 \dots 0,2 \text{ атм.}$). Такая схема предполагает возвращение остаточного тепла рабочего тела после турбины в термодинамический цикл (рис. 4.1).

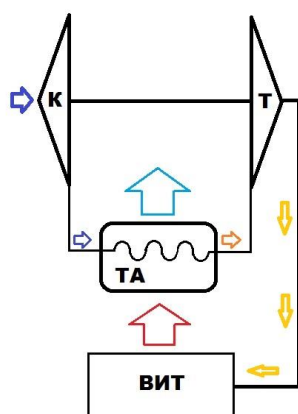


Рисунок 4.1 – Принципиальная схема наземной МГТУ сложного цикла: К – компрессор; Т – турбина; ТА – теплообменный аппарат; ВИТ – внешний источник тепла

Ключевым элементом ГТУсц с внешним подводом тепла является теплообменник. Поэтому, при создании теплообменника необходимо получить максимально возможную эффективность. Проведенный анализ показал, что наилучшие показатели эффективности теплообмена можно получить на пластинах типа «набивки Френкеля». Однако, необходим выбор оптимальной конфигурации, при которой будут получены наилучшие характеристики [123].

4.1 Проектирование и расчет теплообменника

Для проведения автоматизированного проектирования и расчета теплообменника в комплексную методику были внесены исходные данные, полученные из параметров ГТУсц-4. В качестве исходной конфигурации выбрана геометрия теплообменной поверхности по рекомендациям литературных источников [39, 83]. Параметры исходной конфигурации представлены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Исходные параметры для проектирования и расчета теплообменника

| Наименование параметра | Обозн. | Ед. измерения | Значение |
|-----------------------------------|---------------|---------------|-------------|
| Температура воздуха на входе в ТО | $T_{в.вх.}^*$ | К | 355 |
| Температура газа на входе в ТО | $T_{г.вх.}^*$ | К | 913 |
| Давление воздуха на входе в ТО | $p_{в.вх.}^*$ | Па | 149000 |
| Давление газа на входе в ТО | $p_{г.вх.}^*$ | Па | 102000 |
| Расход воздуха на конверт | $G_{в}$ | кг/с | 0,0065 |
| Расход газа на конверт | $G_{г}$ | кг/с | 0,0070 |
| Длина/ширина/высота модуля | L/В/Н | мм | 120/100/220 |
| Высота пластины | t | мм | 2,2 |
| Угол наклона гофр | ϕ | град | 60 |

| Наименование параметра | Обозн. | Ед. измерения | Значение |
|------------------------|--------------------------|---------------|----------|
| Шаг гофр | s | мм | 5,56 |
| Степень регенерации | η_p | % | 61,85 |
| Суммарные потери | $\Delta P_{\text{сумм}}$ | % | 2,03 |

Далее, в автоматическом режиме осуществлялась оптимизация геометрии теплообменной поверхности: получение конфигурации с наибольшей степенью регенерации η_p при наименьших гидравлических потерях Δp . При этом, для наземной ГТУсц приоритетом является тепловая эффективность. В автоматическом режиме было просчитано более 200 конфигураций и получен комплект оптимальных по Парето решений. Из наилучших решений был выбран вариант, обеспечивающий наибольшую тепловую эффективность (табл. 4.2).

Таблица 4.2 – Результаты автоматизированного проектирования и расчета пластинчатого теплообменника типа «набивки Френкеля»

| Наименование параметра | Обозн. | Ед. измерения | Значение |
|----------------------------|--------------------------|---------------|-------------|
| Длина/ширина/высота модуля | L/В/Н | мм | 200/191/220 |
| Высота пластины | t | мм | 2,2 |
| Угол наклона гофр | φ | град | 70 |
| Шаг гофр | s | мм | 6,28 |
| Степень регенерации | η_p | % | 78,27 |
| Суммарные потери | $\Delta P_{\text{сумм}}$ | % | 5,13 |

Полученная 3D модель направляется в технологический модуль, где будет формироваться комплект технологической оснастки для изготовления теплообменника.

4.2 Изготовление экспериментального теплообменника

Изготовление теплообменника осуществлялось по разработанному ранее технологическому процессу (рис. 4.2).

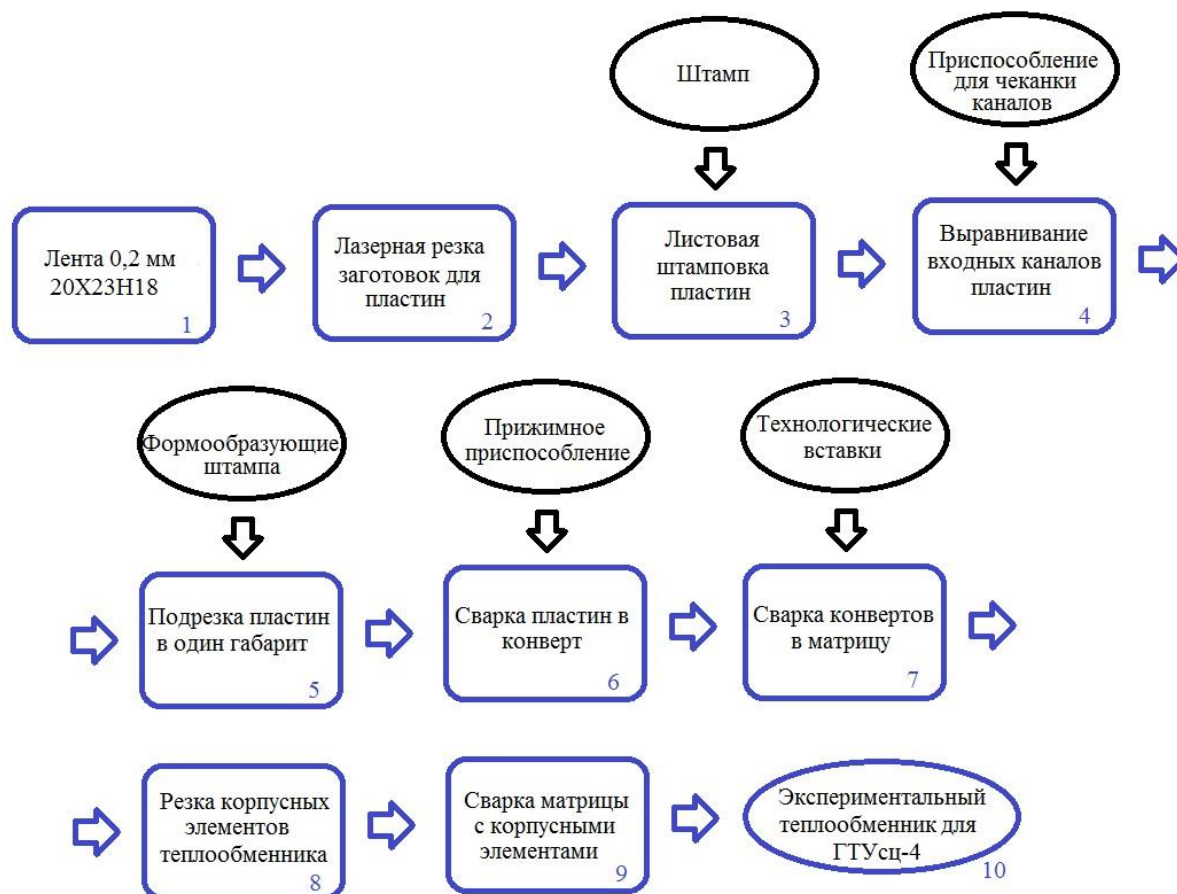


Рисунок 4.2 – Последовательность создания экспериментального теплообменника для ГТУсц-4

Рассмотрим изготовление экспериментального теплообменника поэтапно.

1) Материалом для пластин является лента толщиной 0,2 мм из жаропрочной стали 20X23Н18.

2) Получение заготовок из ленты толщиной 0,2 мм для последующего формирования пластин теплообменника. На данной стадии изготавливаются заготовки для пластин методом лазерной резки на станке с ЧПУ малой

мощности. Специальная технологическая оснастка на данном этапе не требуется.

3) Холодная листовая штамповка заготовок для получения пластин. Для получения пластин необходимо использовать штамповочную оснастку, формообразующими элементами которой являются матрица и пуансон.

4) Отштампованные пластины, вследствие вытяжки металла на рабочей поверхности, обладают неровностями кромок. На данном этапе осуществляется выравнивание входных каналов с помощью чеканочного приспособления.

5) Так как заготовки для пластин изготавливались предварительно больших размеров, на следующем этапе осуществляется подрезка пластин в единый размер на лазерном станке с ЧПУ. На данном этапе для позиционирования подрезаемых пластин применяется матрица из комплекта формообразующих. В результате этапа обрезаются неровные кромки, то есть осуществляется подготовка кромок под сварку.

6) Пластины с выровненными подводными каналами и кромками далее попарно свариваются в конверты. Для получения качественного сварного шва осуществляется плотный прижим свариваемых кромок посредством специального приспособления.

7) Конверты свариваются между собой в единую теплообменную матрицу. Для плотного прилегания свариваемых кромок конвертов применяются технологические вставки, осуществляющие размыкание конвертов.

8) После получения теплообменной матрицы, необходимо создание корпуса теплообменника, в который матрица и будет установлена. Корпусные элементы экспериментального теплообменника изготавливаются методом лазерной резки на станке с ЧПУ. Специальная технологическая оснастка на данном этапе не требуется.

9) Производится сварка матрицы теплообменника с корпусными элементами, посредством которых организуется подвод и отвод теплоносителей.

10) Формируется экспериментальный теплообменник для ГТУсц-4, готовый к установке на изделие.

Весь комплект конструкторской документации на полученные с помощью предложенной методики 3D модели пластины типа «набивки Френкеля» и технологической оснастки для ее изготовления представлен в Приложении 1.

4.2.1 Получение пластин требуемой геометрии

На первом этапе изготавливались заготовки для пластин. Заготовки получали методом лазерной резки из ленты жаропрочной стали X23H18 толщиной 0,2 мм. Заготовки пластин выполнены увеличенного размера для дальнейшей обрезки краев в целях выравнивания и подготовки к сварке. На данном этапе необходимо обеспечить точность геометрических размеров $\pm 0,1$ мм.

Формовка пластин осуществлялась методом холодной листовой штамповки на специально разработанном штампе. Формообразующие штампа изготавливались по 3D моделям, полученным в автоматическом режиме (рис. 4.3).



а)

б)

Рисунок 4.3 – Штамп с формообразующими элементами геометрии «набивки Френкеля»: а) – общий вид, б) – формообразующий элемент

При проектировании штампа соблюдались следующие требования:

- обеспечение производительности и качества получаемой детали;
- максимальная унификация и стандартизация деталей и узлов;
- конструкция штампа должна обеспечивать транспортировку штампа в целом и отдельных крупногабаритных деталей и узлов;
- конструкция должна обеспечивать технологичность изготовления деталей штампа, технологичность сборки, ремонта, восстановления рабочих частей.

Для изготовления пластин с помощью штампа используется гидравлический пресс. В таблице 4.3 представлены характеристики применяемого пресса.

Таблица 4.3 - Параметры гидравлического пресса

| Наименование параметра | | Значение параметра |
|--|----------------|--------------------|
| Номинальное усилие, Тс | | 150 |
| Ход штока, мм | | 500 |
| Номинальное усилие гидроподушки, Тс | | 63 |
| Ход штока гидроподушки, мм | | 200 |
| Расстояние от оси штока до станины, мм | | 400 |
| Скорость, мм/с | Холостого хода | 10 |
| | Рабочего хода | 12,5 |

| Наименование параметра | Значение параметра |
|----------------------------|--------------------|
| Возвратного хода | 19 |
| Открытая высота прессы, мм | 750 |
| Размер рабочего стола, мм | 800×630 |

Формирование пластин осуществлялось давлением 140-150 Тс. Данным усилием удалось добиться заданной вытяжки 2.2 мм. Однако, дефектация полученных пластин показала нарушение структуры и разрывы. Снижение допустимой вытяжки до 2 мм позволило получить качественные пластины без дефектов (рис. 4.4).

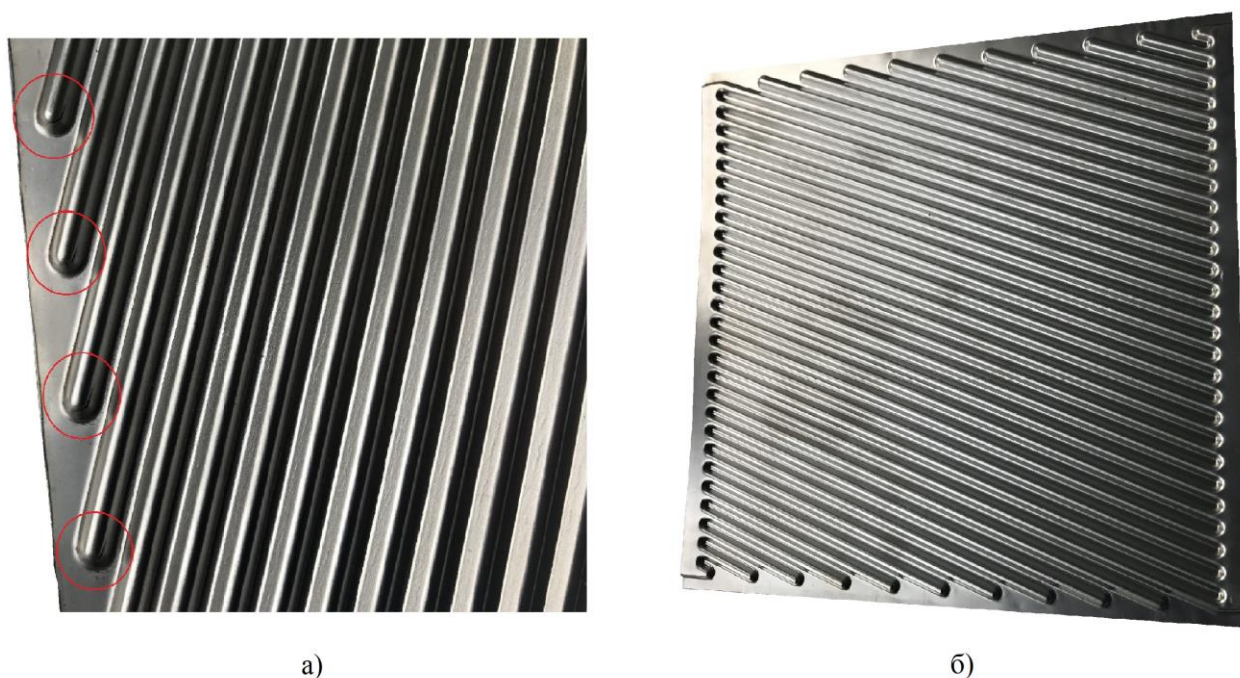


Рисунок 4.4 – Пластины, полученные листовой штамповкой:

а) вытяжка 2,2 мм – пластина с дефектами; б) вытяжка 2 мм, без дефектов.

Далее, отштампованные пластины подвергались чеканке с целью выравнивания входных каналов. Данное мероприятие необходимо для дальнейшей сварки пластин (рис. 4.5). Чеканка на специальном приспособлении позволяет обеспечить повторяемость размеров подводящих каналов пластин.



Рисунок 4.5 – Чеканка входных каналов пластин

Вследствие усилий деформирования наблюдается неравномерная геометрия по торцевым поверхностям пластин. Для получения ровных краев осуществляется обрезка пластин в размер на лазерном станке с ЧПУ. Для точного позиционирования применяются формообразующие элементы штампа.

4.2.2 Лазерная сварка теплообменника

Подготовленные пластины свариваются в конверты при помощи специального прижимного приспособления (рис. 4.6).



Рисунок 4.6 – Сварка пластин в конверт с помощью специального приспособления

Данное приспособление обеспечивает плотное прилегание кромок конвертов, а также служит для частичного отвода тепла из зоны сварки.

На всех этапах сварки важным является обеспечение герметичности сварного шва [77, 78]. Первый сваренный конверт подвергался испытаниям на герметичность.

Для проведения испытаний на прочность и герметичность в конверт ввариваются вставки (рис. 4.7) с отверстием для трубки, подводящей сжатый воздух от компрессора.



Рисунок 4.7 - Вставка для заполнения входной полости конверта

Внешний вид сварки вставки в конверт и трубки во вставку представлено на рисунке 4.8.

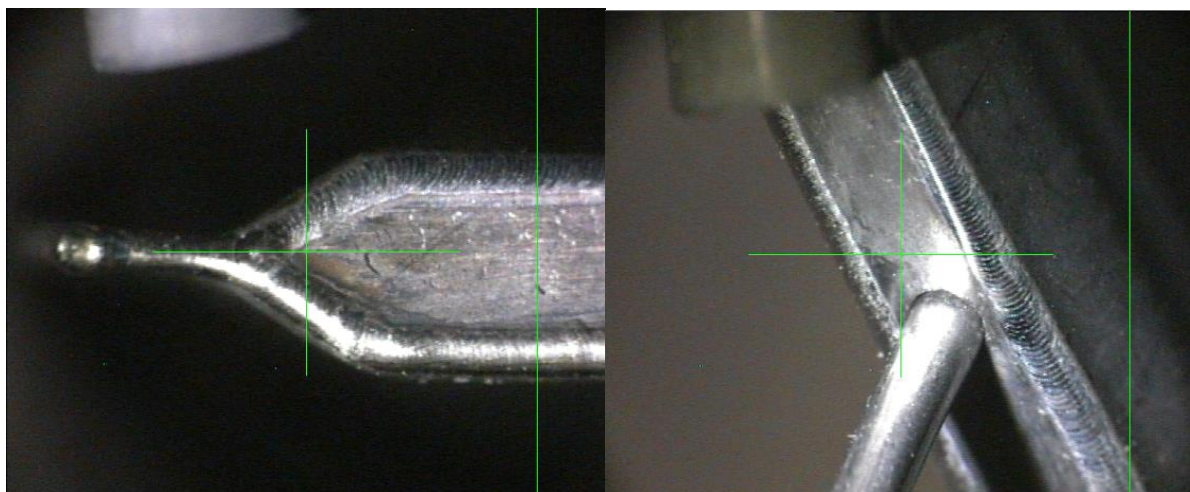


Рисунок 4.8 – Внешний вид сварки конверта для испытаний

Для подтверждения прочности и герметичности сварного шва сжатый воздух компрессором подавался через трубку в конверт. Конверт располагался в емкости с водой для возможности оперативной фиксации протечки и установления ее местоположения. Компрессор обеспечивает давления до 8 атм. Эксперимент проходил с постепенным увеличением давления с нулевого уровня.

Подача начальных малых давлений подтвердила герметичность конструкции при отсутствии высоких нагрузок. Далее осуществлялось постепенное увеличение давление в конверте. Конверт сохранил герметичность до давления 4 атм. Дальнейшее увеличение давления не является необходимым, ввиду работы ТО при давлениях ≈ 2 атм.

После подтверждения герметичности конверта необходимо сварить конверты в матрицу. Сварка осуществляется на лазерном станке с ЧПУ при помощи специальных вставок, обеспечивающих прилегание свариваемых кромок. Полученная матрица демонстрационного теплообменника представлена на рисунке 4.9.



Рисунок 4.9 – Матрица демонстрационного теплообменника

На следующем этапе осуществлялась резка корпусных деталей теплообменника, которые обеспечивают герметичный подвод воздуха от фланца крепления теплообменника к теплообменной матрице. Наиболее сложными из них являются гребенки, плотно прилегающие к матрице. Корпусные детали изготавливались методом лазерной резки на станке с ЧПУ из листа нержавеющей стали толщиной 2 мм.

Далее, осуществляется сварка корпусных элементов теплообменника на изготовленной ранее матрице. К соединениям предъявляются требования по прочности и герметичности. Полученный демонстрационный теплообменник представлен на рисунке 4.10.



Рисунок 4.10 – Демонстрационный теплообменник

Для подтверждения адекватности работы методики изготовленный демонстрационный теплообменник должен пройти комплексные испытания на герметичность, тепловые и гидравлические характеристики ТО.

4.3 Особенности применения лазерных технологий в процессе создания пластинчатых теплообменников

Ключевые этапы создания демонстрационного теплообменника подразумевают работу с тонкостенными ($b_1 < 1$ мм; $b_2 < 1$ мм; $b_1 \approx b_2$) и разнотолщинными ($b_1 \ll b_2$) деталями. Сварка тонкостенных деталей осуществляется при соединении двух пластин из ленты толщиной 0,2 мм., а сварка разнотолщинных – соединение пластины толщиной 0,2 мм с корпусным листом толщиной 2 мм. Операции по резке и сварки деталей в процессе создания теплообменника осуществлялись на маломощной лазерной установке с ЧПУ Bulat HTS Portal – 300. Установка выполнена в виде передвижной платформы с размещенными на ней основным блоком

установки и лазерным излучателем (рис. 4.11). Лазерный излучатель закреплен на двухкоординатной системе позиционирования с регулировкой положения в вертикальной плоскости. Внутри основного блока, в его правой части, на вертикальных панелях расположен источник электропитания лазерной установки. В левой корпуса, внутри, размещена система охлаждения квантрона излучателя.

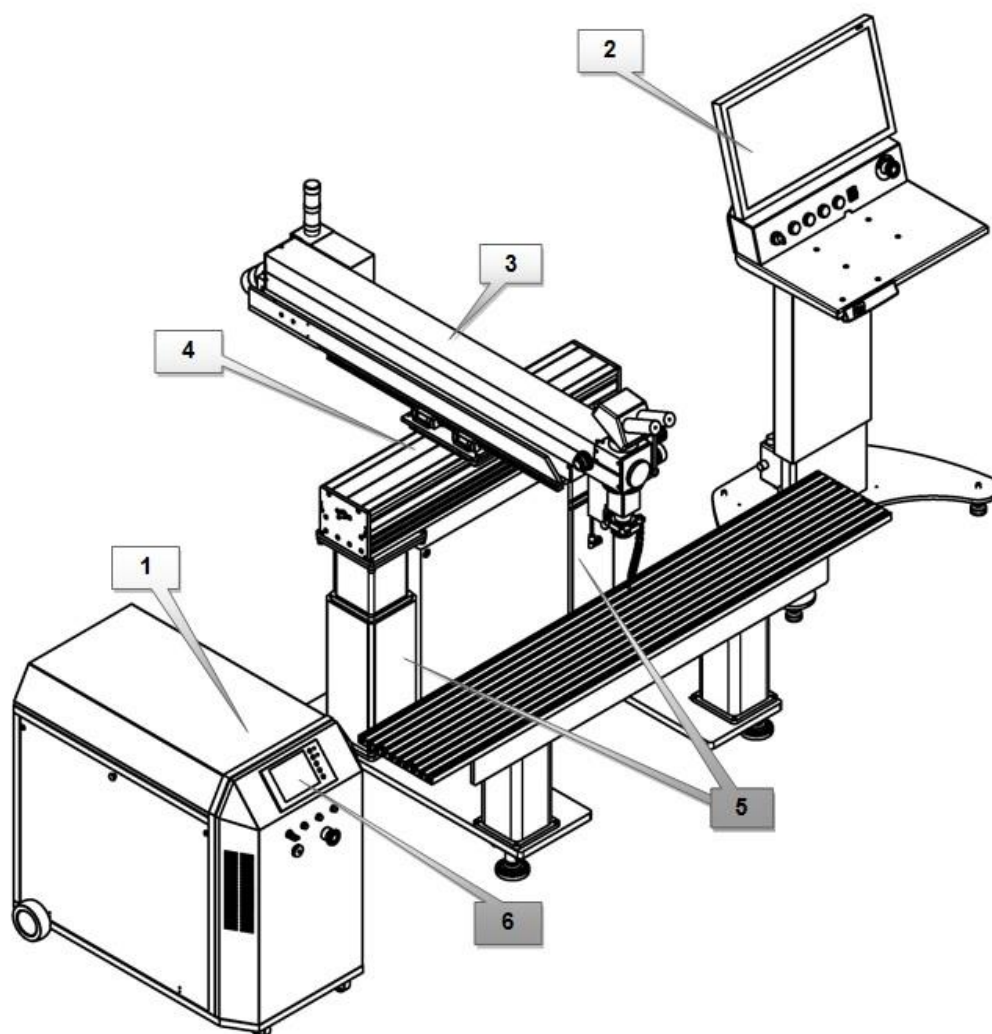


Рисунок 4.11 – Общий вид лазерной установки HTS Portal – 300: 1 – основной блок; 2 – стойка управления; 3 – лазерный излучатель с контрольно-фокусирующей системой; 4 – двухкоординатная система позиционирования; 5 – синхронизированные альфа колонны; 6 – панель управления

Основной блок 1 установки содержит в себе источник питания и систему охлаждения. Наличие в составе установки оптической контрольно-фокусирующей системы 3 с бинокулярной насадкой позволяет производить точное позиционирование места сварки/резки в зоне обработки и контролировать выполнение технологических операций. Синхронизированные альфа колонны 5 обеспечивают регулировку положения лазерного излучателя в вертикальной плоскости. Панель управления 6 служит для изменения параметров и режимов работы установки.

Рабочим инструментом установки является сфокусированный луч импульсного твердотельного лазера, работающего в режиме свободной генерации.

Основным элементом лазера является специальное устройство – квантрон, конструктивно объединяющий в себе активный элемент, газоразрядную лампу накачки и керамический отражатель. Отражатель направляет световую энергию, излучаемую лампой накачки, в активный элемент лазера. Активный элемент представляет собой стержень из алюмоиттриевого граната, активированного ионами неодима. Он размещен в оптическом резонаторе лазера, образованном диэлектрическими зеркалами.

Лампа накачки – газонаполненная герметичная конструкция из кварцевого стекла с двумя электродами. Световая энергия вспышки лампы поглощается активным элементом, переводя ионы неодима в возбужденное состояние, что в свою очередь приводит к генерации лазерного излучения.

Малая расходимость лазерного луча позволяет фокусировать его энергию в пятно небольшого диаметра. При этом температура в зоне обработки может достигать несколько тысяч градусов.

Лазерная установка позволяет выполнять как резку, так и сварку деталей. Поэтому, следует подробнее остановиться на каждой из выполняемых операций.

4.3.1 Лазерная резка листов

Для начала рассмотрим процесс резки металла на лазерной установке. Технологический процесс изготовления теплообменника включает работу с легированными сталями марки 20Х23Н18 толщиной 0,2 мм и 12Х18Н10Т толщиной 2 мм.

Важным моментом для получения качественного реза является давление подачи воздуха в зону резки. С помощью воздуха, подведённого к соплу режущей головки, осуществляется охлаждение сопла головки, защита от попадания частиц расплавленного металла на защитное стекло и, главное, - удаление расплавленного металла из полости реза. Соответственно, чем выше давление продувки, тем чище выходная кромка реза. Кроме этого, с ростом давления снижается количество выплесков и облоя. Давление подачи воздуха варьируется в пределах 5 - 8 Бар, в зависимости от возможностей питающей пневмосистемы, а также толщины листа заготовки.

В технологии лазерной резки тонких листов подбор наиболее эффективного давления подачи воздуха занимает важное место. Для тонкого листа 20Х23Н18 толщиной 0,2 мм, необходимо подобрать давление подачи воздуха так, чтобы и продув был достаточный для получения кромки приемлемого качества, и чтобы струя воздуха не прогибала лист, уводя его из фокуса луча. Если же включена система отслеживания положения головки по вертикальной оси (ось Z), то, при завышенном давлении, нередко наблюдается эффект «плавания» головки по оси Z. Иными словами, в зоне образования реза формируется область дискретного давления, и лист металла, имея собственные упругие свойства, начинает пульсировать. Система слежения стремится отработать эти эволюции, но, в силу недостаточного своего быстродействия, с задачей справляется плохо, что приводит к плаванию размера пятна контакта, и, как следствие, к получению волнистой кромки.

Рассмотрим специфику работы с заготовкой из листа 12X18Н10Т толщиной 2 мм. Здесь вышеописанной проблемы не существует, что обусловлено жесткостью более толстого листа. Однако, появляются проблемы шероховатости кромки после резки и её отклонение от перпендикулярности. Для достижения гладкой и ровной поверхности без уклона необходимо подобрать оптимальный режим резания. Подбор заключается, в первую очередь, в нахождении оптимальных значений энергии импульса, позволяет достичь перпендикулярности кромки. Варьирование частоты и скорости перемещения каретки позволяет получить требуемую шероховатость реза.

При выполнении операций резки осуществляется загрузка лазерной установки на мощность ближе к 100 %, чем обеспечивается максимальная скорость резки. При этом следует стремиться к получению энергии импульса от 4 Дж и выше, для материала толщиной от 1,5 мм. Энергия импульса регулируется посредством изменения напряжения и длительности, при этом варьируется частота, непосредственно влияющая на мощность нагрузки. С увеличением энергии импульса приходится снижать частоту, чтобы находиться в рамках допустимой нагрузки. Таким образом, становится понятно, что чем больше толщина материала (либо его тугоплавкость), тем больше приходится увеличивать энергию импульса, жертвуя скоростью обработки.

В процессе получения деталей методом лазерной резки на станке с ЧПУ была выявлена важная технологическая особенность, касающаяся точности геометрии. Когда процесс лазерной резки выходит на завершающую стадию - вырезание контура детали, её начинает разворачивать в сторону уже сделанного разреза. Соответственно, чтобы избежать смещения в геометрии контура, необходимо оставлять небольшие переемычки, с финальным их вырезанием. Другим способом устранения выявленной проблемы является выполнение вставок в разрез, соответствующих его толщине, по мере резки.

В соответствии с выявленными особенностями, для получения качественных кромок деталей теплообменника осуществлялся подбор режимов резки. При этом, основными варьируемыми параметрами являются напряжение U , частота ν и длительность импульсов τ . Результаты подбора режимов представлены в таблице 4.4.

Таблица 4.4 - Режимы резания листов на лазерной установке с ЧПУ «Vulat HTS Portal – 300»

| № | Наименование параметра | Обозначение | Единицы | Лист b = 0,2 мм | Лист b = 2 мм |
|---|-------------------------|-------------|---------|--------------------|------------------|
| 1 | Напряжение | U | В | 340 | 340 |
| 2 | Длительность импульсов | τ | мс | 0,9 | 1,6 |
| 3 | Частота | ν | Гц | 100 | 60 |
| 4 | Давление подачи воздуха | p | Бар | 5 | 8 |

4.3.2 Лазерная сварка тонкостенных и разнотолщинных деталей

Наиболее сложным и трудоемким процессом при изготовлении теплообменника является сварка. Лазерная сварка в процессе создания пластинчатого теплообменника применяется на нескольких основных этапах: при соединении пластин в конверт (сварка тонкостенных деталей), формирование теплообменной матрицы и собственно теплообменника (сварка разнотолщинных деталей). При соединении тонкостенных и разнотолщинных деталей особого внимания заслуживает лазерная сварка. Отсутствие механического воздействия делает метод особенно привлекательным для сварки тонких изделий [119, 122].

В первую очередь, при подборе режима сварки, по сравнению с лазерной резкой, появляется еще два существенных параметра регулировки – форма импульса и размер пятна. Существует возможность манипулировать ими и при резке, но в данном случае они малоэффективны, потому реже используются.

На лазерной установке Bulat HTS Portal – 300 при сварке применяется другой тип объектива, адаптированный непосредственно под эту задачу. В его конструкции не предусмотрена подача воздуха на продув, за ненадобностью, но имеется элемент подачи защитного газа. Конструктивно отсутствует возможность задействовать ёмкостный датчик системы слежения по оси Z, зато оптика самого объектива позволяет в полной мере визуально контролировать фокусировку и процесс, как с помощью микроскопа, так и посредством встроенной цифровой камеры. Управление осью Z переключается в ручной режим. Наличие хорошего визуального контроля очень важно при работе с труднодоступными местами. Необходимо стремиться к максимальной (в идеале, полной), автоматизации процесса, но не стоит забывать про циклы пуско-наладки, где подобные ситуации присутствуют как штатные.

Начинается технологический процесс с наладки оборудования, определения параметров оптимального режима. Отработку режимов сварки следует проводить на опытных образцах. В первую очередь необходимо определить ширину сварного шва. Данный этап осуществляется изменением размера пятна. На установке Bulat HTS Portal – 300 имеется ступенчатый регулятор этого параметра. Первоначально система фокусируется вертикальным перемещением стола (грубо) и головки по оси Z каретки (тонко). Регулятором размера пятна управляется телескоп, меняя фокусировку луча, перетяжку, как в «+», так и в «-».

Все параметры регулировки импульса, по понятным причинам, предварительно уводятся к минимальным значениям, и далее производятся пробные одиночные импульсы, с плавным, постепенным повышением этих

параметров, до достижения нужного результата, т.е. качества плавления материала. Таким образом, определив предварительные параметры импульса, можно переходить к выполнению пробных швов, проводя доводочные регулировки, добиваясь необходимого качества сварного шва. Для выполнения пробных швов уже необходимо строить короткие траектории, подбирать частоту импульсов и скорость движения.

Важным параметром, способствующим получению качественного сварного шва, является форма импульса. При работе с тонким металлом (в рассматриваемом случае, 20Х23Н18 толщиной 0,2 мм), целесообразно применять форму импульсов «колокол» 8 (рис. 4.12), плавное наращивание мощности импульса, с плавным её уменьшением. Это позволяет плавно разогревать металл до плавления в точке контакта, и также плавно сопровождать снижение температуры, что обеспечивает качественное образование сварочной ванны. Жёсткое же воздействие приводит к нестабильному процессу прогрева и плавления, образованию выплесков и пузырей, соответственно страдает и качество сварочной ванны, что, в свою очередь, грозит непроварами и образованием микропор.

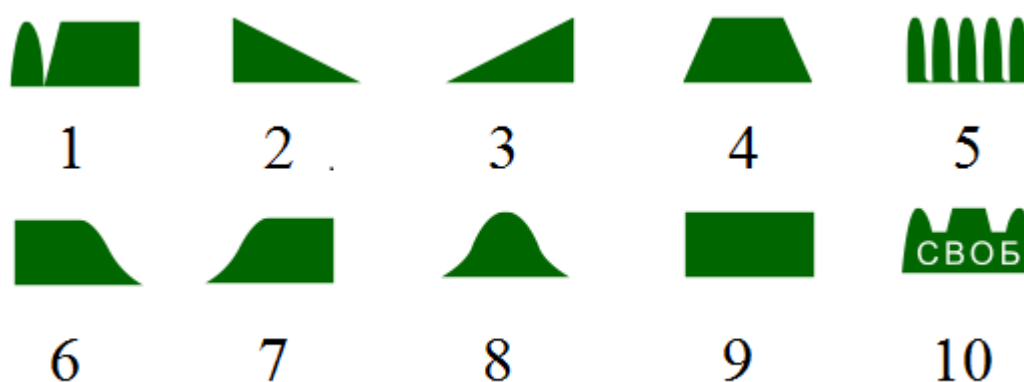


Рисунок 3.12 – Формы импульса при лазерной сварке: 1 – предимпульс; 2 – лестница вниз; 3 – лестница вверх; 4 – трапеция; 5 – гребенка; 6 – плавный спад; 7 – плавный вход; 8 – колокол; 9 – прямоугольник; 10 - свободная

При работе с материалом большей толщины (в данном случае, 12X18Н10Т толщиной 2 мм), наиболее подходящей является форма импульса «плавный вход» 7 (рис. 4.12), плавное наращивание мощности с удержанием на максимуме до конца импульса, учитывая рассеивание тепла более массивной заготовкой, получая оптимальный алгоритм воздействия на металл. На металле большей толщины или тугоплавкости, при наложении широкого шва, можно применять и прямую форму импульса.

Для получения наиболее качественного шва, сварку необходимо производить с подачей защитного газа - аргона. Подачу аргона также необходимо отрегулировать. При недостаточном количестве аргона в зоне сварки образуется копоть, а при избыточном – снижение эффективности импульса.

Исключение деформации и отклонений соединяемых деталей в процессе сварки достигается фиксацией при помощи специальных прижимных приспособлений, а также предварительными «прихватами». Предварительное прихватывание подразумевает нанесение коротких швов на месте будущего шва в нескольких точках. Данное мероприятие помогает обеспечить более точное позиционирование свариваемых деталей при получении финального шва.

В некоторых случаях может понадобиться применение присадочной проволоки. Для подачи присадочной проволоки в лазерной установке Vulat HTS Portal – 300 существует специальное приспособление. Однако, для получения наилучшего результата необходимо производить сварку по основному материалу.

Таким образом, определив параметры режима на пробных деталях из одноимённых, применяемым в будущем изделии, материалов, а также учитывая все особенности технологии, можно приступать непосредственно к сварке изделия.

В соответствии с выявленными особенностями, для получения качественных сварных швов деталей теплообменника осуществлялся подбор

режимов сварки. Результаты подбора режимов лазерной сварки представлены в таблице 4.5.

Таблица 4.5 - Режимы сварки тонкостенных ($b_1 = b_2$) и разнотолщинных ($b_1 \ll b_2$) на лазерной установке с ЧПУ «Bulat HTS Portal – 300»

| № | Наименование параметра | Обозначение | Единицы | Листы: $b_1 = b_2 = 0,2$ мм | Листы: $b_1 = 0,2$ мм; $b_2 = 2$ мм |
|---|------------------------|-------------|---------|-----------------------------|-------------------------------------|
| 1 | Напряжение | U | В | 250 | 270 |
| 2 | Длительность импульсов | τ | мс | 5 | 5 |
| 3 | Частота | ν | Гц | 10 | 10 |
| 4 | Шаг импульсов | t | мм | 0,1 | 0,1 |
| 5 | Диаметр пятна | d | мм | 0,5 - 0,6 | 0,8 - 1 |
| 6 | Форма импульса | - | - | Колокол | Плавный вход |

Выводы по главе 4

1. По предложенной комплексной методике спроектирован теплообменник для ГТУсц-4, обеспечивающий наилучшие тепловые характеристики при допустимых гидравлических потерях.

2. На технологическом этапе методики спроектирован комплект технологической оснастки для создания теплообменника полученной конфигурации.

3. По предложенной комплексной методике изготовлен комплект технологической оснастки и экспериментальный теплообменник для наземной газотурбинной установки ГТУсц-4.

4. Исследованы особенности применения лазерной сварки на маломощном станке с ЧПУ при соединении тонкостенных и разнотолщинных деталей. Осуществлен подбор режимов сварки тонкостенных и разнотолщинных деталей.

Глава 5. Верификация комплексной методики проектирования, расчета и изготовления теплообменника

Верификация расчетной методики является неотъемлемой частью исследования. Экспериментальный теплообменник, выполненный по предложенной в работе комплексной методике автоматизированного проектирования, расчета и изготовления, подготовлен для проведения исследований. Для снятия характеристик необходимо осуществить подвод и отвод воздуха и газа посредством фланцевых соединений, а также установить требуемые средства измерений.

Эксперимент направлен на снятие тепловых характеристик теплообменника, что позволит оценить точность результатов, получаемых с использованием рассматриваемой методики.

При проведении экспериментальных исследований необходимо придерживаться следующих правил [51].

1. Число опытов, проводимых для экспериментальной оценки характеристик теплообменника, должно быть достаточным, но наименьшим.
2. Необходимо учитывать максимально возможное количество факторов, влияющих на экспериментальный процесс. Данным условием обеспечивается точность проведения экспериментального исследования.
3. Все действия экспериментаторов должны быть формализованы посредством математического аппарата. При обработке экспериментальных данных целесообразно применять критериальные зависимости.
4. Исследования необходимо проводить в соответствии с составленным планом эксперимента.

5.1 Разработка программы испытаний

Объектом исследований является экспериментальный теплообменник для ГТУсц-4, состоящий из пяти конвертов с поверхностью теплообмена типа «набивки Френкеля». В рамках исследования необходимо определить входные и выходные параметры холодного и горячего потоков – температуры и расходы. Датчики перепадов давления установлены ввиду необходимости отслеживания процесса протекания эксперимента. Экспериментальная установка с теплообменником устанавливается на испытательном стенде.

Целью экспериментального исследования является верификация тепло-гидравлических характеристик, полученных с помощью методики автоматизированного проектирования, расчета и изготовления теплообменника.

Задачи эксперимента:

- получение критериальной зависимости $Nu = f(Re)$ для теплообменной поверхности исследуемого типа;
- верификация результатов расчетных исследований по экспериментальным данным.

В процессе экспериментальных исследований необходимо определить массовые расходы воздуха и газа через теплообменник, температуры воздуха и газа на участках входа и выхода из теплообменника. Давления воздуха и газа в расчетных сечениях приблизительно равны атмосферным.

Фиксируемые в эксперименте величины полностью описывают тепловую эффективность исследуемого теплообменника. Посредством математического аппарата выбранные параметры преобразуются к виду критериев подобия, оценивающих эффективность теплообменной поверхности – число Нуссельта (Nu) и число Рейнольдса (Re).

Влияние на экспериментальные исследования оказывается посредством изменения температур потоков и расходов теплоносителей. Варьирование

указанных параметров осуществляется в определенных пределах. Область проведения экспериментальных исследований представляет собой совокупность следующих ограничений:

- температура воздуха на входе в диапазоне 0 – 100 °С;
- температура газа в диапазоне 0 – 650 °С;
- абсолютные давления по холодному и горячему контуру не должны превышать 1,5 атм.;
- расходы воздуха по холодному и горячему контурам в диапазоне до 10 г/с.
- время установления режима не менее 5 минут (для надежного выхода на установившийся режим), но не более 15 минут (ввиду экономии времени и ресурса оборудования).

5.1.1 Экспериментальная установка

Установка предназначена для проведения тепловых испытаний экспериментального теплообменника на специальном стенде. Пневмогидравлическая схема экспериментальной установки (ЭУ) с указанием основных узлов приведена на рисунке 5.1.

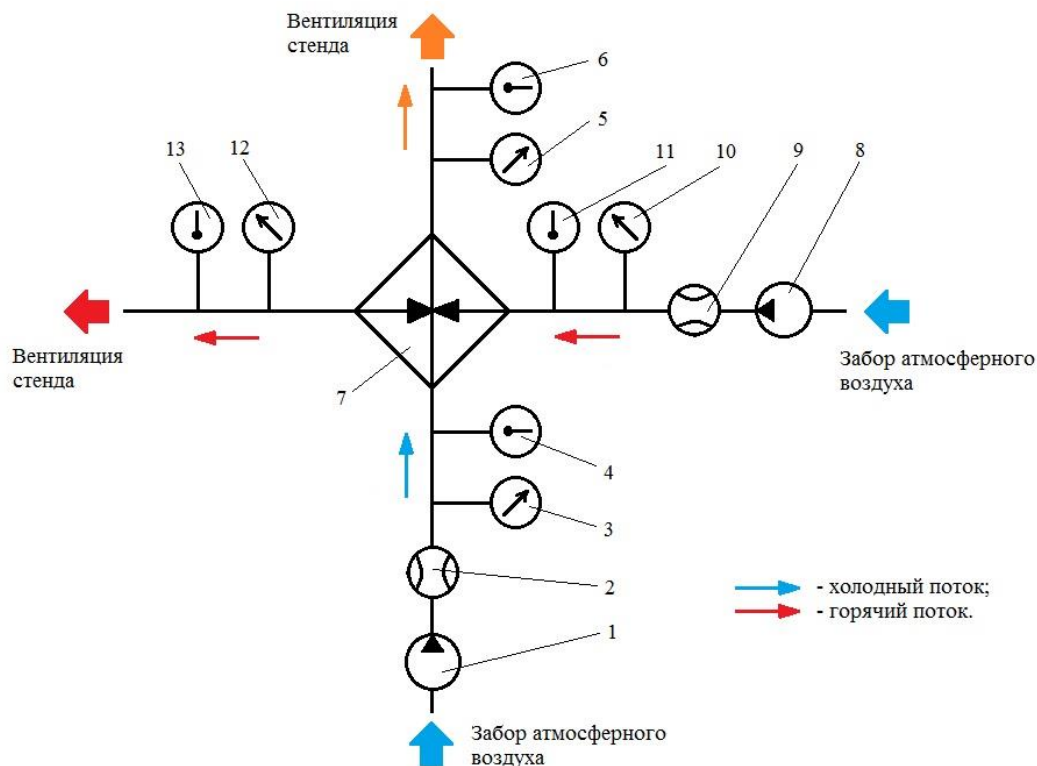


Рисунок 5.1 – Пневмогидравлическая схема экспериментальной установки: 1, 8 – нагнетатель воздуха с нагревательным элементом; 2 – расходомер холодного контура (G_B); 3 – датчик давления воздуха (P_{B1}); 4 – датчик температуры воздуха на входе (T_{B1}); 5 – датчик перепада давления по холодному контуру (ΔP_B); 6 – датчик температуры воздуха на выходе (T_{B2}); 7 – экспериментальный теплообменник; 9 - расходомер горячего контура (G_G); 10 - датчик давления газа на входе (P_{G1}); 11 – датчик температуры газа на входе (T_{G1}); 12 – датчик перепада давления по горячему контуру (ΔP_G); 13 – датчик температуры газа на выходе (T_{G2}).

Экспериментальная установка для тепло-гидравлических исследований демонстрационного теплообменника состоит из следующих элементов.

1) Регулируемые нагнетатели с нагревательным элементом (1,8) обеспечивают подачу теплоносителей в теплообменник. Нагнетатели создают расходы теплоносителей до 10 г/с с рабочими температурами от 50 до 650 °С. Нагнетатели формируют поток воздуха при атмосферном давлении (101325 Па).

2) Расходомеры холодного (2) и горячего (9) потоков теплоносителей. Обеспечивают замер массовых расходов газовых потоков до 10 г/с при атмосферном давлении (101325 Па) и рабочих температурах до 650 °С.

3) Датчики давления холодного (3) и горячего (10) потоков теплоносителей на входе в экспериментальный теплообменник (7). Обеспечивают замер давления до 150000 Па в потоке при рабочих температурах до 700 °С с точностью измерения ± 2 % от верхнего предела измерений.

4) Датчики перепада давления по холодному (5) и горячему (12) контурам. Обеспечивают замер перепадов давления на контурах до 50000 Па при рабочих температурах до 700 °С с точностью измерения ± 2 % от верхнего предела измерений.

5) Датчики температуры на входе в холодный (4) и горячий (11) контуры, на выходах с холодного (6) и горячего (13) контуров. Замер осуществляется хромель-алюмелевыми термопарами с точностью измерений $\pm 2,5$ % от верхнего предела измерений.

5.1.2 Принцип работы экспериментальной установки

Экспериментальное исследование теплообменника заключается в продувке холодного и горячего теплоносителей через теплообменную матрицу (рис. 5.1).

Холодный контур.

Атмосферный воздух со стендовой магистрали поступает в нагнетатель 1. Нагнетатель 1 снабжен нагревательным элементом, что позволяет получать поток воздуха требуемой температуры. Затем воздух движется в сторону экспериментального теплообменника 7 по участку, на котором осуществляется фиксация массового расхода 2, давления 3 и температуры 4. После прохождения теплообменной матрицы осуществляется замер перепада

давления 5 воздуха и его температуры на выходе 6. Затем, отработавший поток воздуха направляется в вентиляционную шахту стенда.

Горячий контур.

Атмосферный воздух из стендовой магистрали поступает в нагнетатель 8. В нагнетателе 8, снабженном нагревательным элементом, происходит подогрев потока до требуемых температур горячего контура. Затем, горячий поток воздуха движется в сторону экспериментального теплообменника 7 по участку, на котором осуществляется фиксация массового расхода 9, давления 10 и температуры 11. После прохождения теплообменной матрицы осуществляется замер перепада давления 12 и температуры на выходе 13. Затем, отработавший, но все еще горячий поток воздуха направляется в вентиляционную шахту стенда.

Экспериментальная установка в сборе до установки пакета теплоизоляции представлена на рисунке 5.2.

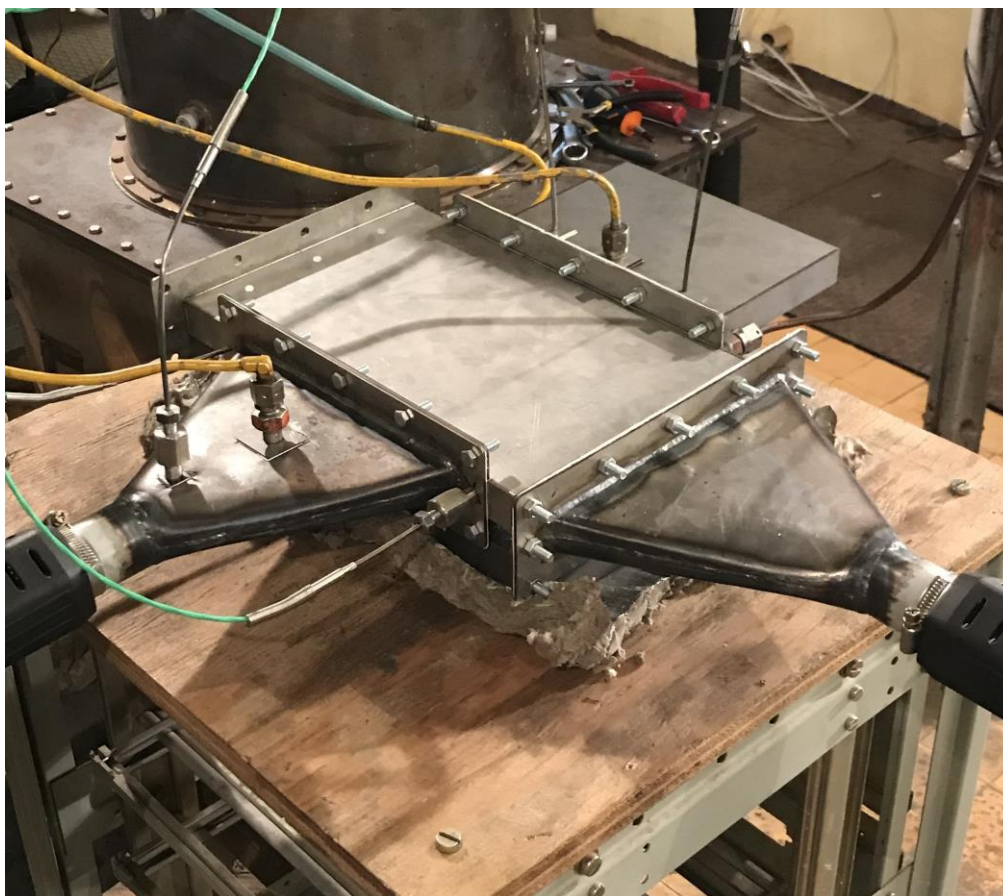


Рисунок 5.2 – Экспериментальная установка в сборе (без теплоизоляции)

Подвод теплоносителей с минимальными потерями осуществляется за счет специальных конусов. Все фланцевые соединения герметизируются с помощью уплотнений. Минимизация потерь во внешнюю среду достигается за счет слоя теплоизоляции.

5.1.3 Метрологическое обеспечение испытаний

Все средства измерений, применяемые при испытаниях, имеют соответствующие свидетельства о поверке или сертификаты калибровки. Применяемое испытательное оборудование аттестовано в порядке, установленном ГОСТ Р 8.568-2017 «ГСИ. Аттестация испытательного оборудования».

Перечень параметров, измеряемых в процессе испытаний, приведен в таблице 5.1.

Таблица 5.1 - Перечень параметров, измеряемых в процессе испытаний

| Наименование параметра | Диапазон измерения | Единицы | Суммарная погрешность измерения, % |
|---|--------------------|---------|------------------------------------|
| 1 Давление воздуха на входе холодного контура ТА | 0...150000 | Па | ±2,0 ВП |
| 2 Перепад давления воздуха в холодном контуре ТА | 0...50000 | Па | ±2,0 ВП |
| 3 Давление воздуха на входе горячего контура ТА | 0...150000 | Па | ±2,0 ВП |
| 4 Перепад давления воздуха в горячем контуре ТА | 0...50000 | Па | ±2,0 ВП |
| 5 Температура воздуха на входе холодного контура ТА | 273...473 | К | ±2,5 ВП |

| Наименование параметра | Диапазон измерения | Единицы | Суммарная погрешность измерения, % |
|--|--------------------|---------|------------------------------------|
| 6 Температура воздуха на выходе холодного контура ТА | 273...1273 | К | ±2,5 ВП |
| 7 Температура воздуха на входе горячего контура ТА | 273...1273 | К | ±2,5 ВП |
| 8 Температура воздуха на выходе горячего контура ТА | 273...1273 | К | ±2,5 ВП |
| 9 Расход воздуха по холодному контуру ТА | 0.002...0.01 | кг/с | ±2 ВП |
| 10 Расход воздуха по горячему контуру ТА | 0.002...0.01 | кг/с | ±2 ВП |

5.1.4 Методика проведения испытаний

Методика проведения экспериментальных исследований представляет собой порядок действий, направленный на получение тепловых характеристик исследуемого объекта. Испытания проводились в следующей последовательности.

Подготовка к испытаниям.

На данном этапе производится сборка экспериментальной установки, проверка герметичности и устранение возможных утечек по холодному контуру. Затем монтируются датчики и подключается электрооборудование экспериментальной установки. Осуществляется монтаж теплоизоляции на корпусе установки.

Проверка работы системы измерений и программы фиксирования и архивации данных.

Производится несколько холостых прокруток ЭУ с проверкой показаний датчиков, калибровок и настроек измерительных модулей, проверку работы локальной сети, настроек отображения параметров на операторской станции и архивирования.

Продувка теплообменника.

Осуществляется снятие необходимых характеристик на различных режимах работы. Снятие характеристик осуществляется не менее, чем через 10 минут после смены режима работы.

Завершение испытаний.

Включает в себя работы по выключению ЭУ и проверку состояния установки после испытаний. Также осуществляется демонтаж теплоизоляции и продувка установки атмосферным воздухом.

При проведении экспериментальных исследований теплообменника применяется атмосферный воздух с соответствующими параметрами. Температура на входе в холодный и горячий контуры не является атмосферной и обеспечивается нагнетателем с нагревательным элементом.

Каждый этап испытаний начинается и заканчивается записью параметров при перекрытой подаче рабочего тела и отключенном нагревателе (начальные параметры).

5.2 Проведение экспериментальных исследований

Испытания проводились в полном объеме и соответствии с программой испытаний, представленной в параграфе 5.1. Замеры характеристик системой осуществлялись 100 раз в секунду, далее определялось среднее значение параметра. В таблицу вносились осредненные значения параметра с нескольких датчиков.

Результаты замера параметров в четырех расчетных точках приведены в таблице 5.2.

Таблица 5.2 - Результаты экспериментальных исследований
демонстрационного теплообменника на стенде

| № | Наименование параметра | Обозн. параметра | Ед. изм. | Номер расчетной точки | | | |
|---|-------------------------------|------------------|----------|-----------------------|--------|--------|--------|
| | | | | 1 | 2 | 3 | 4 |
| 1 | Расход воздуха на конверт | G_B | кг/с | 0,0009 | 0,0011 | 0,0013 | 0,0015 |
| 2 | Расход газа на конверт | G_G | кг/с | 0,0009 | 0,0011 | 0,0013 | 0,0015 |
| 3 | Температура воздуха на входе | $T_{B.BX}$ | К | 323,15 | 323,15 | 323,15 | 323,15 |
| 4 | Температура газа на входе | $T_{G.BX}$ | К | 416,15 | 416,15 | 416,15 | 416,15 |
| 5 | Температура воздуха на выходе | $T_{B.BYX}$ | К | 379,15 | 375,15 | 372,15 | 373,15 |
| 6 | Температура газа на выходе | $T_{G.BYX}$ | К | 348,15 | 347,15 | 348,15 | 350,15 |

Результаты численного расчета по разработанной методике проводились с такими же исходными данными, как и экспериментальные исследования. Результаты проведенных расчетов в соответствующих точках приведены в таблице 5.3.

Таблица 5.3 - Результаты расчетных исследований демонстрационного теплообменника

| № | Наименование параметра | Обозн. параметра | Ед. изм. | Номер расчетной точки | | | |
|----|--------------------------------------|--------------------|----------------------|-----------------------|--------|--------|--------|
| | | | | 1 | 2 | 3 | 4 |
| 1 | Расход воздуха на конверт | G_B | кг/с | 0,0009 | 0,0011 | 0,0013 | 0,0015 |
| 2 | Расход газа на конверт | G_r | кг/с | 0,0009 | 0,0011 | 0,0013 | 0,0015 |
| 3 | Температура воздуха на входе | $T_{B.BX}$ | К | 323,15 | 323,15 | 323,15 | 323,15 |
| 4 | Температура газа на входе | $T_{r.BX}$ | К | 416,15 | 416,15 | 416,15 | 416,15 |
| 5 | Температура воздуха на выходе | $T_{B.BYX}$ | К | 381,03 | 376,48 | 371,22 | 374,81 |
| 6 | Температура газа на выходе | $T_{r.BYX}$ | К | 356,48 | 356,77 | 357,15 | 357,97 |
| 7 | Плотность воздуха | ρ_B | кг/м ³ | 0,9901 | 0,9944 | 0,9976 | 1,0002 |
| 8 | Коэффициент теплопроводности воздуха | λ_B | Вт/м·К | 0,0342 | 0,0342 | 0,0342 | 0,0342 |
| 9 | Динамическая вязкость воздуха | $\mu_B \cdot 10^3$ | кгс·с/м ² | 0,023 | 0,023 | 0,023 | 0,023 |
| 10 | Средняя скорость | V_{cp} | м/с | 3,3016 | 4,0494 | 4,7877 | 5,5188 |
| 11 | Удельная теплоемкость | C_p | Дж/кг·К | 1100 | 1100 | 1100 | 1100 |
| 12 | Площадь сечения | $S \cdot 10^3$ | м ² | 0,327 | 0,327 | 0,327 | 0,327 |
| 13 | Площадь теплообменной поверхности | $S_{пов}$ | м ² | 0,0986 | 0,0986 | 0,0986 | 0,0986 |
| 14 | Средняя температура воздуха | $T_{B.cp}$ | К | 357,81 | 356,10 | 354,81 | 353,74 |
| 15 | Средняя температура газа | $T_{r.cp}$ | К | 381,06 | 381,03 | 381,19 | 381,38 |
| 16 | Средняя температура стенки | $T_{ст.cp}$ | К | 371,46 | 370,65 | 370,10 | 369,64 |

Далее, необходимо провести обработку экспериментальных данных, что позволит провести верификацию методики автоматизированного проектирования и расчета.

5.3 Обработка и анализ результатов испытаний на стационарном стенде

Обработка экспериментальных данных осуществлялась по известным методикам, основанным на основных законах и уравнениях термодинамики [7, 24, 32, 43]. Верификация методики [74] осуществляется по критериальной зависимости, тепловой характеристики $Nu = f(Re)$. Таким образом, результатом обработки экспериментальных данных должны быть вышеуказанные критерии для каждой точки.

1) Нахождение плотности в расчетных точках осуществлялось, как функции температуры (5.1):

$$\rho_i = \frac{P_i}{R \cdot T_i} \quad (5.1)$$

где R – универсальная газовая постоянная, p_i и T_i – давление и температура в расчетной точке.

2) Удельная теплоемкость воздуха при постоянном давлении C_p , коэффициент динамической вязкости μ_v , коэффициент теплопроводности воздуха λ_v определялись по существующим таблицам, показывающим зависимость параметров от температуры при атмосферном давлении.

3) Нахождение среднего температурного напора ΔT . При не слишком существенном изменении температур по поверхности, используется средний арифметический температурный напор (5.2):

$$\Delta T = T_{cp.z} - T_{cp.x} \quad (5.2)$$

где $T_{\text{ср г}}$ и $T_{\text{ср х}}$ – средние температуры горячего и холодного потоков воздуха.

4) Определение тепловых потоков. Рассчитываются тепловые потоки, полученный холодным и отданный горячим теплоносителями по уравнению (5.3):

$$Q = G_g \cdot C_p \cdot (T_{x2} - T_{x1}) \quad (5.3)$$

Сравнение тепловых потоков, полученного холодным и отданного горячим теплоносителями, позволит оценить тепловые потери в окружающую среду через теплоизоляцию.

5) Гидравлический диаметр – показывает эффективность сечения теплообменника при пропускании потока воздуха (5.4):

$$d_z = \frac{4S}{\Pi} \quad (5.4)$$

где S – площадь сечения; Π – смоченный периметр сечения.

6) Скорости потоков определяются из уравнения постоянства расхода (5.5):

$$V = \frac{G_i}{\rho_i \cdot S} \quad (5.5)$$

где ρ_i и G_i – значения плотности и расхода теплоносителя в расчетной точке.

7) Нахождение коэффициентов теплопередачи производится из уравнения теплопередачи (5.6):

$$K = \frac{Q}{S_{нов} \cdot \Delta T} \quad (5.6)$$

8) По значениям коэффициентов теплопередачи определяются коэффициенты теплоотдачи (5.7):

$$K = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_1} + \frac{\delta}{\lambda} + \frac{1}{\alpha_2}} \quad (5.7)$$

Результаты обработки экспериментальных данных по соответствующей методике представлены в таблице 5.4.

Таблица 5.4 - Результаты обработки экспериментальных данных

| № | Наименование параметра | Обозн. параметра | Ед. изм. | Номер расчетной точки | | | |
|---|--|--------------------|----------------------|-----------------------|---------|---------|--------|
| | | | | 1 | 2 | 3 | 4 |
| 1 | Плотность воздуха | ρ_v | кг/м ³ | 0,93115 | 0,94108 | 0,94867 | 0,9461 |
| 2 | Коэффициент теплопроводности воздуха | λ_v | Вт/м·К | 0,034 | 0,034 | 0,034 | 0,034 |
| 3 | Динамическая вязкость воздуха | $\mu_v \cdot 10^3$ | кгс·с/м ² | 0,023 | 0,023 | 0,023 | 0,023 |
| 4 | Средняя скорость | V_{cp} | м/с | 2,77233 | 3,44567 | 4,11704 | 4,8101 |
| 5 | Удельная теплоемкость | C_p | Дж/кг·К | 1100 | 1100 | 1100 | 1100 |
| 6 | Средний температурный напор | ΔT | К | 31 | 32,5 | 34,5 | 35 |
| 7 | Тепловой поток, отдаваемый горячим газом | Q_r | Вт | 60,812 | 74,048 | 85,137 | 94,438 |

| № | Наименование параметра | Обозн. параметра | Ед. изм. | Номер расчетной точки | | | |
|----|--|------------------|----------------------|-----------------------|---------|---------|---------|
| | | | | 1 | 2 | 3 | 4 |
| 8 | Тепловой поток, получаемый холодным воздухом | Q_b | Вт | 51,239 | 59,474 | 67,252 | 80,061 |
| 9 | Гидравлический диаметр | d_r | м | 0,00295 | 0,00295 | 0,00295 | 0,00295 |
| 10 | Коэффициент теплопередачи | K | Вт/м·К | 16,751 | 18,545 | 19,755 | 23,182 |
| 11 | Коэффициент теплоотдачи воздуха | α_b | Вт/м ² ·К | 37,163 | 41,632 | 44,704 | 53,684 |

Сравнение тепловых потоков, отданных газом и полученных воздухом, показывает, что потери в окружающую среду на всех режимах не превышают 15 %.

По результатам расчетных и экспериментальных исследований осуществлялось построение тепловых характеристик. Для построения характеристик определялись критерии Рейнольдса Re (4.8) и Нуссельта Nu (4.9):

$$Re = \frac{\rho \cdot d_z \cdot V}{\mu} \quad (5.8)$$

$$Nu = \frac{\alpha \cdot d_z}{\lambda} \quad (5.9)$$

Полученные расчетная и экспериментальная характеристики представлены на рисунке 5.3.

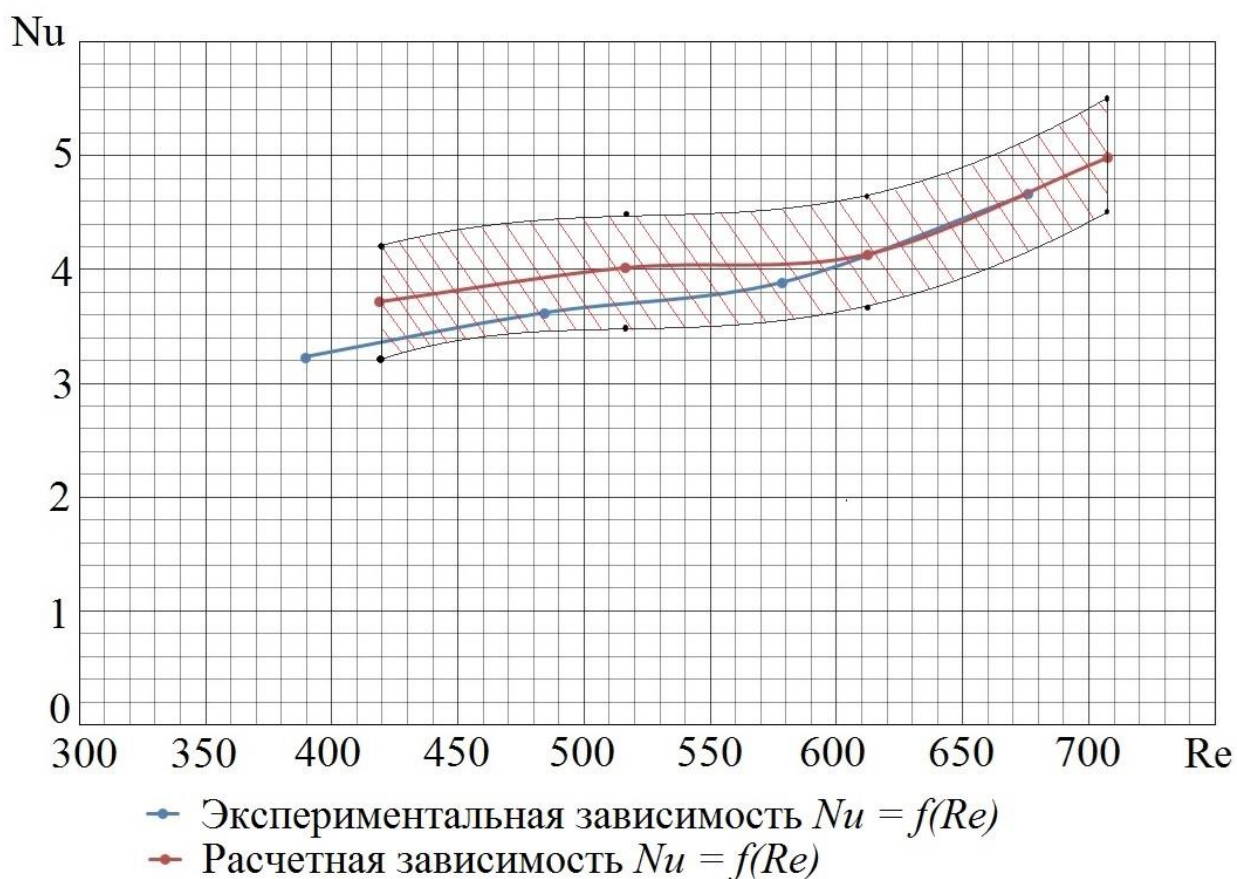


Рисунок 5.3 – Расчетная и экспериментальная тепловые характеристики исследуемого теплообменника

Наибольшее рассогласование тепловых характеристик наблюдается на малых числах Рейнольдса. Максимальное значение рассогласования достигает 10%. При увеличении числа Рейнольдса расчетная и экспериментальная характеристики сближаются с погрешностью, не превышающей 5 %.

Выводы по главе 5

1. Разработана программа испытаний демонстрационного ТО, созданного по предложенной методике.
2. Изготовлена экспериментальная установка для проведения испытаний демонстрационного ТО.

3. Проведены экспериментальные исследования демонстрационного ТО. Получены параметры, характеризующие тепловую и гидравлическую эффективность. Тепловые потери в окружающую среду составили не более 15 %.

4. Результаты экспериментальных исследований преобразованы в критериальные зависимости. Наблюдается незначительное расхождение между тепловыми и гидравлическими характеристиками, полученными расчетным и экспериментальным способами. Наибольшее расхождение расчетных и экспериментальных данных наблюдается при малых числах Рейнольдса (расхождение до 10 %).

Заключение

В результате выполнения диссертационной работы получены и обоснованы следующие результаты.

1. Проведен анализ научно-технических исследований в области перспектив развития МГТД и МГТУ в классе мощности до 500 л.с. (370 кВт) и показано, что одним из актуальных направлений совершенствования является повышение экономичности.

2. В двигателях малой размерности наиболее существенным способом повышения топливной эффективности является регенерация тепла. Применение сложного цикла в малоразмерных двигателях позволяет приблизить топливную эффективность к уровню современных АПД.

3. Разработана комплексная методика автоматизированного проектирования и производства пластинчатого теплообменника для МГТД (МГТУ) сложного цикла. Методика позволяет получать оптимальную геометрию теплообменной поверхности и разработку технологического оборудования с учетом требований и ограничений, задаваемых проектантом.

4. Проведена верификация методики автоматизированного проектирования и расчета пластинчатого ТО с экспериментальными и литературными источниками. Получена близкая сходимость сравниваемых результатов.

5. Выполнена оценка применимости методики при разработке систем охлаждения высокотемпературных турбин ГТД. Результаты расчетной методики сравнивались с экспериментальными данными, полученными методом калориметрирования в жидкометаллическом термостате. Подтверждена удовлетворительная сходимость расчетных и экспериментальных характеристик.

6. Проведен анализ технологии изготовления пластинчатых теплообменников МГТД (МГТУ) сложного цикла. Предложен

технологический процесс изготовления пластинчатого теплообменника с использованием маломощного лазерного станка с ЧПУ. Выполнена интеграция технологической составляющей создания теплообменника в комплексную методику.

7. Проведена апробация методики при разработке теплообменника ГТУсц-4. По предложенной методике изготовлен комплект технологической оснастки и экспериментальный теплообменник.

8. Применение комплексной методики автоматизированного проектирования, расчета и изготовления позволило существенно сократить затраты времени на разработку ТО для ГТУсц-4. Получена наиболее оптимальная конфигурация пластины теплообменника, позволяющая получить наилучшие тепло-гидравлические характеристики.

9. Разработаны и внедрены лазерные технологии при создании ТО. Выявлены особенности применения лазерной сварки на маломощном станке с ЧПУ при соединении тонкостенных и разнотолщинных деталей.

10. Проведены экспериментальные исследования демонстрационного ТО, выполненного по предложенной методике. Подтверждена герметичность сварных швов, полученных методом лазерной сварки на маломощном станке с ЧПУ. Исследования показали близкую сходимость расчетных и экспериментальных тепло-гидравлических характеристик.

Принятые сокращения

- АПД – авиационный поршневой двигатель;
- БПЛА – беспилотный летательный аппарат;
- ГТД – газотурбинный двигатель;
- ГТУ – газотурбинная установка;
- ЛА – летательный аппарат;
- МГТД – малоразмерный газотурбинный двигатель;
- МСА – международная стандартная атмосфера;
- РПД – роторно-поршневой двигатель;
- СУ – силовая установка;
- ТА – теплообменный аппарат;
- ТВД – турбовинтовой двигатель;
- ТВГТД – турбовальный газотурбинный двигатель;
- ТО – теплообменник;
- ТРД – турбореактивный двигатель;
- ЧПУ – числовое программное управление;
- ЭУ – экспериментальная установка.

Список литературы

1. Антуфьев В.М. Эффективность различных форм конвективных поверхностей нагрева. – М.: Энергия, 1966. – 184 с.
2. Ардатов К.В., Нестеренко В.Г., Равикович Ю.А. Классификация высокоэффективных рекуператоров газотурбинных двигателей [Электронный ресурс]. – Труды МАИ. – 2013. – № 71. С. 13. – URL: <http://trudymai.ru/upload/iblock/6c0/6c07c4f62385181ac3bbd91b8be26ab6.pdf>
3. Бажан П.И., Каневец Г.Е., Селиверстов В.М. Справочник по теплообменным аппаратам. - М.: Машиностроение, 1989. - 366 с.
4. Барановский Н.В., Коваленко Л.М., Ястребенецкий А.Р. Пластинчатые и спиральные теплообменники. – М.: Машиностроение, 1973. – 288 с.
5. Белов И.А., Кудрявцев Н.А. Теплоотдача и сопротивление пакетов труб. – Ленинград: Энергоатомиздат, 1987. – 223 с.
6. Белов И.А., Исаев С.А., Коробков В.А. Задачи и методы расчета отрывных течений несжимаемой жидкости. – М.: Судостроение, 1989. 256 с.
7. Болгарский А.В., Мухачев Г.А., Щукин В.К. Термодинамика и теплопередача. – М.: Высшая школа, 1975. - 496 с.
8. Бутузов Е.А. Специальные виды штамповки. – М.: Высш. шк., 1962. 206 с.
9. Быков Л.В. Расчет течения и теплообмена в сверхзвуковом сопле [Электронный ресурс]. – Труды МАИ. – 2011. – № 44. – URL: <http://trudymai.ru/upload/iblock/5ad/raschet-techeniya-i-teploobmena-v-sverkhzvukovom-sople.pdf>
10. Васильев В.И., Ильященко Д.П., Павлов Н.В. Введение в основы сварки: учеб. пособие / Юргинский технологический институт. - Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2010. - 338 с.

11. Величко В.И., Пронин В.А. Интенсификация теплоотдачи и повышение энергетической эффективности конвективных поверхностей теплообмена. – М.: Изд-во МЭИ, 1999. – 64 с.
12. Викулин А.В., Ярославцев Н.Л., Чеснова В.А. Методология теплового проектирования охлаждаемых лопаток газовых турбин газотурбинных двигателей и газотурбинных установок // Научная мысль, 2016, № 1. – с. 86-105.
13. Викулин А.В., Ярославцев Н.Л., Ремчуков С.С. Тепловое проектирование рекуперативного теплообменника // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2018. Т. 20, № 6. С. 107-113.
14. Витинг А.Р. Эмпирические корреляционные зависимости для расчета характеристик теплообмена и гидравлического сопротивления в пластинчато-ребристых теплообменниках с ребрами, расположенными в шахматном порядке и каналами прямоугольного сечения // ASME. Теплопередача. - 1975. - № 3.
15. Воронежский Механический Завод [Электронный ресурс]. URL: <http://vmzcs.ru/>
16. Галкин М.Н., Бойко А.Н., Мальков В.А., Литвинков В.П., Харин А.А. Методика оценки температурного состояния охлаждаемых лопаток по результатам их калориметрирования в жидкометаллическом термостате. - В сб.: Методы и средства машинной диагностики турбин и их элементов. Харьков: АИ, 1983.
17. Галлагер Р. Метод конечных элементов. Основы / пер. с англ. - М.: Мир, 1984. - 423 с.
18. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: учеб. пособие. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2012, 88 с.
19. Гершуни Г.З., Жуховицкий Е.М., Тарунин ЕЛ. Численное исследование конвективного движения в замкнутой полости // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. – 1996. № 5. С. 56-62.

20. Гортышов Ю.Ф. Теплогидравлическая эффективность перспективных способов интенсификации теплоотдачи в каналах теплообменного оборудования. Интенсификация теплообмена: монография. – Казань: Центр инновационных технологий, 2009. – 531 с.
21. Грабарник С.Я., Цепов Д.С. Численный метод расчета вязкого течения в трехмерном канале произвольной формы // Мат. Моделирование. – 1998. Т. 10. № 10. С. 103-111.
22. Гухман А.А. Интенсификация конвективного теплообмена и проблема сравнительной оценки теплообменных поверхностей // Теплоэнергетика, 1977. № 4. С. 5-8.
23. Данилов М.А., Попова Т.В. и др. Методика параметрического проектирования применительно к пластинчатому теплообменнику // Научные перспективы XXI века. Достижения и перспективы нового столетия: материалы III МНПК, 15–16 августа 2014 г., г. Новосибирск. – Новосибирск: International Scientific Institute «Educatio», 2014, с. 111–113.
24. Данилов Ю.И. Теплообмен и гидродинамика в каналах сложной формы. - М.: Машиностроение, 1986. - 200 с.
25. Дрейцер Г.А. Компактные теплообменные аппараты. – М.: Машиностроение, 1986. – 74 с.
26. Дрейцер Г.А., Исаев С.А., Лобанов И.Е. Расчет конвективного теплообмена в трубе с периодически расположенными поверхностными турбулизаторами потока // ТВТ. 2005. Т. 43. № 2. С. 223-230.
27. Дрейцер Г.А. Проблемы создания высокоэффективных трубчатых теплообменных аппаратов // Теплоэнергетика. 2006. №4. С. 31-38.
28. Егоров К.С., Щеголев Н.Л. Исследование характеристик высококомпактных пластинчато-ребристых поверхностей теплообмена со смещенным ребром // Наука и образование. 2012. № 6. С.24
29. Ефимов А.Л., Бережная О.К., Данилина А.В. Расчет и интенсификация теплообмена в промышленных теплообменниках. – М.: Издательство МЭИ, 2005. - 64 с.

30. Жубрин С.В., Мотулевич В.П. Численные методы расчета теплообменного оборудования. – М.: МЭИ, 1989. 78 с.
31. Жукаускас А.А. Конвективный перенос в теплообменниках. – М.: Наука, 1982. 472 с.
32. Жукаускас А.А., Шланчяускас А.В. Теплоотдача в потоке жидкости. – Вильнюс: Минтис, 1973. 327 с.
33. Зубцов М.Е. Листовая штамповка. – Л.: Машиностроение, 1980. - 432 с.
34. Исаченко В.П., Осипова В.А., Сукомел А.С. Теплопередача. – М.: Энергия, 1975. - 488 с.
35. Калафати Д.Д., Попалов В.В. Оптимизация теплообменников по эффективности теплообмена. – М.: Энергоатомиздат, 1986. - 152 с.
36. Калинин Э.К., Дрейцер Г.А., Копп И.З., Мякочин А.С. Эффективные поверхности теплообмена. – М.: Энергоатомиздат, 1998. - 408 с.
37. Калинин Э.К., Дрейцер Г.А., Ярхо С.А. Интенсификация теплообмена в каналах. – М.: Машиностроение, 1990. – 208 с.
38. Карапузова Н.Ю., Фокин В.М. Расчет теплообменных аппаратов: метод. указания. - Волгоград, 2013. - 68 с.
39. Кейс В.М., Лондон А.Л. Компактные теплообменники. – М.: Энергия, 1962. - 160 с.
40. Кожухотрубный (кожухотрубчатый) теплообменник. Устройство и принцип работы [Электронный ресурс]. – Портал теплообменного оборудования. – URL: <http://www.teploobmenka.ru/oborud/art-shelltube/>
41. Кочегурова Е.А. Теория и методы оптимизации. – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2012. – 157 с.
42. Кочубей А.А. Численное моделирование процессов конвективного переноса на основе метода конечных элементов. – Днепропетровск: Изд-во ДГУ, 1991. 223 с.

43. Кошкин В.К. Нестационарный теплообмен. – М.: «Машиностроение», 1973. - 328 с.
44. Краев В. М. Современное состояние исследований нестационарных турбулентных течений // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 4. С. 61-67.
45. Кузма-Кичта Ю.А., Дзюбенко Б.В., Кутепов А.М. и др. Интенсификация тепло - и массообмена в энергетике. М.: ФГУП "ЦНИИАТОМИНФОРМ", 2003. - 232 с.
46. Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х., Ткаченко А.Ю. Способ повышения эффективности газотурбинных двигателей для наземного применения за счет регенерации тепла // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 4. С. 133-141.
47. Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х.О., Ткаченко А.Ю., Бобрик А.А. Математическая модель расчёта массы теплообменника в задачах оптимизации параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 67-80.
48. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1987. - 840 с.
49. Ломазов В.С., Князев А.Н., Попова Т.В. и др. Малоразмерный газотурбинный двигатель с регенерацией тепла // Патент № 2563079 С1, Заявка: 2014120770/06, 23.05.2014. – 2015.
50. Лыков А.В. Тепломассообмен // М.: Энергия, 1971. - 560 с.
51. Любченко Е.А., Чуднова О.А. Планирование и организация эксперимента [Электронный ресурс]. - URL: <http://zsk-ostrov.dvfu.ru/documents/41-440/1976024/Планирование%20эксперимента-ч1.pdf>
52. Мартыненко О.Г. Справочник по теплообменникам: в 2 т. Т. 2. - М.: Энергоатомиздат, 1987. - 352 с.

53. Мигай В.К. Повышение эффективности современных теплообменников. – Л.: Энергия, 1980. - 144 с.
54. Мигай В.К. Моделирование теплообменного энергетического оборудования. – Л.: Энергоатомиздат, 1987. - 262 с.
55. Микулин Е.И., Шевич Ю.А. Сравнение теплообменных поверхностей по относительным габаритным показателям. - М.: Машиностроение, 1977. - 160 с.
56. Микулин Е.И., Шевич Ю.А., Веселов В.А. Топливо-масляный матричный теплообменник // Труды ЦИАМ. Теплообменные аппараты газотурбинных двигателей. - 1977. - № 1282.
57. Микулин Е.И., Шевич Ю.А., Потапов В.Н. Результаты исследования матричных теплообменников // Труды МГТУ им. Баумана. Криогенная техника и кондиционирование. - 1980. - № 318.
58. Митрофанова О.В., Байрамуков А.Ш. Расчетное моделирование движения теплоносителя в сложных криволинейных каналах // Тепловые процессы в технике. 2019. Т. 11, № 5. С. 194-202.
59. Митрофанова О.В., Ивлев О.А., Уртенев Д.С., Федоринов А.В. Оценка влияния кризисного течения закрученного потока на теплогидравлическую эффективность судовых ядерных энергетических установок // Тепловые процессы в технике. 2019. Т. 11, № 6. С. 242-249.
60. Нагога Г. П., Карелин Д. В., Копылов И. С. «Вихревой» способ интенсификации теплообмена: законы теплообмена, трения, гидравлического сопротивления в компланарных трактах и их применение в лопатках газовых турбин ISSN 0869-6772. Конверсия в машиностроении. 2007. №1. стр. 24-37.
61. Осипов И.В., Ремчуков С.С. Малоразмерный газотурбинный двигатель со свободной турбиной и теплообменником системы регенерации тепла в классе мощности 200 л.с. // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26, № 2. С. 81-90.
62. Патанкар С. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости: пер. с англ. – М.: Энергоатомиздат, 1984. 150 с.

63. Перепелица Б.В. Экспериментальное исследование влияния структуры турбулентного потока на распределение температуры в компактном теплообменнике // Теплофизика и аэромеханика. - 2008. - Т. 15. № 4. - С. 603-609.

64. Петухов Б.С. Современное состояние и перспективы развития теории теплообмена // Тепломассообмен-VII. Проблемные доклады VII всесоюзной конференции по тепломассообмену. АН БССР, ИТМО. Ч. 1. Минск, 1985. С. 3.

65. Пластинчатый теплообменник. Устройство и принцип работы [Электронный ресурс]. – Портал теплообменного оборудования. – URL: <http://www.teploobmenka.ru/oborud/art-phe/>

66. Попов Е.А., Коновалов В.Е., Шубин И.Н. Технология и автоматизация листовой штамповки. М.: Изд-во МЕТУ, 2003. - 480 с.

67. Попов И.А., Яковлев А.Б., Щелков А.В., Рыжков Д.В., Обухова Л.А. Перспективные методы интенсификации теплообмена для теплоэнергетического теплообмена оборудования // «Энергетика Татарстана», 2011 - №1. - С. 25 - 29.

68. Попова Т.В., Силуянова М.В. Исследование теплообменного аппарата для газотурбинных двигателей сложного цикла [Электронный ресурс]. – Труды МАИ. – 2015. – № 80. – URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=56934>

69. Рейнольдс А. Дж. Турбулентные течения в инженерных приложениях. – М.: Энергия, 1979. - 408 с.

70. Ремчуков С.С. Анализ тепло-гидравлических характеристик пластинчато-ребристых интенсификаторов теплообмена // XLIII Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2017»: сб. тезисов докладов. – М.: МАИ, 2017. С. 548-549.

71. Ремчуков С.С. Верификация методики автоматизированного проектирования и расчета пластинчатого теплообменника // XLV

Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2019»: сб. тезисов докладов. – М.: МАИ, 2019. С. 796-797.

72. Ремчуков С.С. Конструктивное совершенствование системы охлаждения лопатки турбины методом калориметрирования // XLIV Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2018»: сб. тезисов докладов. – М.: МАИ, 2018. С. 206-207.

73. Ремчуков С.С. Методика изготовления пластинчатого теплообменника для малоразмерного газотурбинного двигателя с использованием лазерной сварки // VIII Международная научно-техническая конференция «Техника и технология машиностроения»: материалы конференции. – Омск: ОмГТУ, 2019. С. 147-152.

74. Ремчуков С.С., Данилов М.А., Чистов К.А. Автоматизированное проектирование и расчет пластинчатого теплообменника для малоразмерного газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 3. С. 116-123.

75. Ремчуков С.С., Лебединский Р.Н., Ярославцев Н.Л. Внедрение технологии изготовления пластинчатого теплообменника МГТД в методику автоматизированного проектирования и расчета // Авиационная промышленность. 2019. № 2. С. 26-30.

76. Ремчуков С.С., Ярославцев Н.Л. Оценка влияния матрицы теплообменника на характеристики малоразмерного газотурбинного двигателя // 9-й Всероссийский межотраслевой молодежный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики»: сб. аннотаций конкурсных работ. – М.: МАИ, 2017. С. 62-65.

77. Ремчуков С.С., Ярославцев Н.Л. Получение герметичного шва конверта теплообменника методом подбора режима лазерной сварки // 5-я Всероссийская научно-техническая конференция с международным участием «Прогрессивные технологии и процессы»: сборник научных статей. – Курск: ЗАО «Университетская книга», 2018. С. 212-214.

78. Ремчуков С. С., Ярославцев Н. Л., Судас С. А., Породнава О. В. Обеспечение герметичности сварного шва конверта пластинчатого теплообменника подбором режима лазерной сварки // 17-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2018»: сб. тезисов докладов. – М.: МАИ, 2018. С. 106-107.
79. Романенко П.Н. Гидродинамика и тепломассообмен в пограничном слое. – М.: «Энергия», 1974. - 464 с.
80. Романовский В.П. Справочник по холодной штамповке.- 6-е изд., перераб. и доп. – Л.: Машиностроение. Ленингр. Отделение, 1979, 520 с.
81. Роуч П. Вычислительная гидродинамика. – М.: Мир, 1980. – 618 с.
82. Румшинский Л.З. Математическая обработка результатов эксперимента. – М.: Наука, 1971. - 169 с.
83. Савостин А.Ф., Тихонов А.М. Исследование характеристик пластинчатых поверхностей теплообмена. – М.: Теплоэнергетика, 1970. – 108 с.
84. Сагдеева Ю.А., Копысов С.П., Новиков А.К. Введение в метод конечных элементов [Электронный ресурс]. - URL: <http://elibrary.udsu.ru/xmlui/bitstream/handle/123456789/6649/2011272930.pdf>
85. Сентябов, А.В., Гаврилов А.А., Дектерев А.А. Исследование моделей турбулентности для расчета закрученных течений // Теплофизика и аэромеханика. - 2011. - Т. 18. - № 1. - С. 81-93.
86. Сычев В.В., Вассерман А.А., Козлов А.Д., и др. Термодинамические свойства воздуха. - М.: Издательство стандартов, 1978. - 276 с.
87. Тихонов А.М. Регенерация тепла в авиационных ГТД. – М., «Машиностроение», 1977, 108 с.
88. Ушаков В.Е., Чекардовский С.М., Илюхин К.Н., Хамидов А.С. Анализ методов теплового расчета теплообменных аппаратов // Материалы Всероссийской НПК «Актуальные проблемы строительства, экологии и

энергосбережения в условиях Западной Сибири». - Тюмень: ООО «РИФ «КоЛеСо», 2007. - С. 123 - 126.

89. Ушаков В.Е., Илюхин К.Н., Чекардовский С.М. Разработка алгоритма расчета теплообменных аппаратов // Вестник ТГАСУ, Томск, 2008. - №1. - С.124 - 129.

90. Фраас А. Расчет и конструирование теплообменников. Пер. с англ. - М. Оцисик. - М.: Атомиздат. 1971. - 326 с.

91. Френкель Н.З. Гидравлика. - М.: Госэнергиздат, 1970. - 456 с.

92. Хаузен Х. Теплопередача при противотоке, прямотоке и перекрестном токе. – М.: Энергоиздат, 1981. – 384 с.

93. Черный С.Г., Шашкин П.А., Грязин Ю.А. Численное моделирование пространственных турбулентных течений несжимаемой жидкости на основе k-е моделей // Вычислительные технологии, 1999. - Том 4. - № 2. - С. 74-94.

94. Ярославцев Н.Л., Ремчуков С.С. Исследование влияния загромождения каналов компактных теплообменников на их тепло-гидравлические характеристики // Эпоха науки. 2016. № 8. С. 186–202.

95. Ярославцев Н.Л., Ремчуков С.С. Разработка системы охлаждения базового варианта лопатки с компланарными каналами // XIX Всероссийская научно-техническая конференция «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации»: материалы конференции. - Пермь: ПНИПУ, 2018. Т. 1. С. 367-370.

96. Ярославцев Н.Л., Викулин А.В., Ремчуков С.С. Конструктивные особенности технологической оснастки для калориметрических испытаний теплонапряженных деталей ГТД // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2018. Т. 20, № 1. С. 82-86.

97. Ярославцев Н.Л., Викулин А.В., Ремчуков С.С. Оптимизация конструкции передней полости лопатки полупетлевой схемы охлаждения // Авиационная промышленность. 2017. № 4. С. 10-16.

98. Ярославцев Н.Л., Викулин А.В., Ремчуков С.С. Использование вихревых матриц в конструкции лопаток высокотемпературных газовых турбин // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2019. Т. 21, № 1. С. 172-177.
99. Ястребенецкий А.Р., Коваленко Л.М. Исследование теплоотдачи и гидравлических сопротивлений в пластинчатых теплообменниках // Химическое и нефтяное машиностроение. – 1959. – № 2.
100. Ansys CFX-Solver Theory Guide [Электронный ресурс]. - URL: [http://orange.engr.ucdavis.edu/Documentation 12.0/ 120/CFX/xthry.pdf](http://orange.engr.ucdavis.edu/Documentation%2012.0/120/CFX/xthry.pdf)
101. Bergelin, O. P., Leighton, M. D., Lafferty, W. L., Pigford, R. L. Heat Transfer and Pressure Drop During Viscous and Turbulent Flow Across Baffled and Unbaffled Tube Banks, Bulletin № 4, University of Delaware Engineering Experiment Station, Newark, Delaware. 1958.
102. Focke W.W., Zachariadesand J., Olivier J. Влияние угла наклона гофр на тепло-гидравлические характеристики пластинчатых теплообменников // Международный журнал тепло- и массообмена. – 1985, vol. 28 (8), p. 1469–1479.
103. Menter F. R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. AIAA Journal, 1994, Vol. 32, № 8, pp. 1598 -1605.
104. Mukherjee, R. Effectively Design Shell-and-Tube Heat Exchangers // Chemical engineering progress. - Philadelphia, Pa.: American Institute of Chemical Engineers, 1998. - pp. 40 - 48.
105. PBS (Чехия) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.pbs.cz/ru/>
106. Robert W. Serth, Thomas Lestina. Process Heat Transfer, Second Edition: Principles, Applications and Rules of Thumb. - Oxford, UK: Elsevier, 2014. - ISBN 9870-12-397195-1
107. Rolls-Royce (Англия) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.rolls-royce.com/>
108. Wilcox D. C. Turbulence Modeling for CFD // DCW Industries, Inc., La Canada, California, 1998.

109. Черкасов А.Н., Легконогих Д.С., Зиненков Ю.В., Панов С.Ю. Двигатели для отечественных беспилотников: прошлое, настоящее и будущее // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 127-137.

110. Микрогазотурбинная установка мощностью 100 кВт МГТУ-100: СКБ турбина [Электронный ресурс]. URL: <https://www.skb-turbina.com/produkcziya-grazhdanskogo-naznacheniya/malogabaritnyie-gazoturbinnye-dvigateli-i-energostemyi/mgtu-100.html>

111. Ардатов К.В., Нестеренко В.Г., Равикович Ю.А. Пластинчатый рекуператор с поверхностями теплообмена типа френкеля // Патент на полезную модель RU 125321 U1, 27.02.2013. Заявка № 2012138051/06 от 05.09.2012.

112. Матушкин А.А., Нестеренко В.Г., Равикович Ю.А. Полая охлаждаемая лопатка рабочего колеса турбины // Патент на полезную модель RU 125256 U1, 27.02.2013. Заявка № 2012112109/06 от 29.03.2012.

113. Григорьев А.А., Марков Ю.С., Лепешкин А.Р., Григорьев С.Н. Пластинчатый теплообменник. Патент РФ № 2350874. 27.03.2009. Бюл. № 9.

114. Кувалдин А.Б., Лепешкин А.Р. Скоростные режимы индукционного нагрева и термонапряжения в изделиях: Монография. – М.: ИНФРА-М. сер.: Научная мысль. 2019. – 273 с.

115. Лепешкин А.Р., Почуев В.П. и др. Лопатка турбины. Патент РФ № 2259481. 10.05.2005, Бюл. № 24.

116. Лепешкин А.Р. и др. Теплофизические измерения при термоциклировании лопаток газотурбинных двигателей с керамическими покрытиями // Теплофизика высоких температур. РАН. Том 48, № 5, 2010. С. 734-740.

117. Мякочин А.С., Сводин П.А. Применение методов интенсификации теплообмена в теплообменных аппаратах повышенной эффективности // 18-я Международная конференция "Авиация и космонавтика - 2019". Тезисы. МАИ(НИУ). 2019. С. 62-63.

118. Басов А.А., Прохоров Ю.М., Мякочин А.С., Лексин М.А. Устройство для воздушного охлаждения тепловыделяющей аппаратуры. Методика расчёта тепловых и гидравлических характеристик // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2018. № 4. С. 125-137.

119. Ремчуков С.С., Лебединский Р.Н. Особенности применения лазерных технологий в процессе создания пластинчатых теплообменников для малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27, № 2. С. 90-98.

120. Ремчуков С.С., Осипов И.В., Ярославцев Н.Л. Разработка МГТД сложного цикла в классе мощности 200 л.с. // Авиационные двигатели и силовые установки: сб. тезисов Всероссийской научно-технической конференции молодых ученых и специалистов (Москва, 28 – 30 мая 2019). – М.: ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 2019. С. 19 – 20.

121. Грунин А.Н., Алendarь А.Д., Ремчуков С.С. Расчет теплового состояния форсажной камеры газотурбинного двигателя // XLVI Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2020»: сб. тезисов докладов. – М.: МАИ, 2020. С. 151-152.

122. Ремчуков С.С., Алendarь А.Д., Грунин А.Н. Лазерные технологии в производстве пластинчатых теплообменников малоразмерных газотурбинных двигателей // XLVI Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2020»: сб. тезисов докладов. – М.: МАИ, 2020. С. 996-997.

123. Ремчуков С.С., Лепешкин А.Р., Ярославцев Н.Л. Автоматизированное проектирование, расчет и изготовление пластинчатых теплообменников для газотурбинных установок сложного цикла // III Международная конференция «Современные проблемы теплофизики и энергетики»: материалы конференции. – М.: МЭИ, 2020. С. 655 – 656.

Приложение 1

Конструкторская документация на изготовление пластины и оснастки

10'000'00'001

Перв. примен.

Справ. №

A

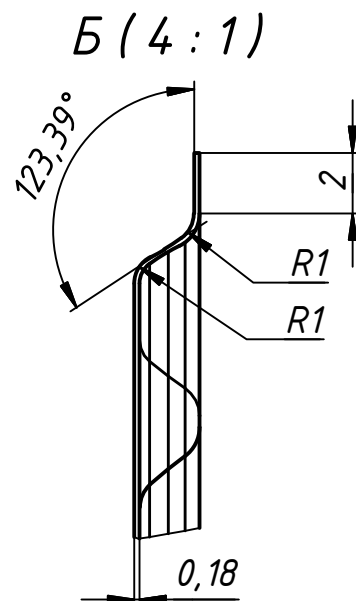
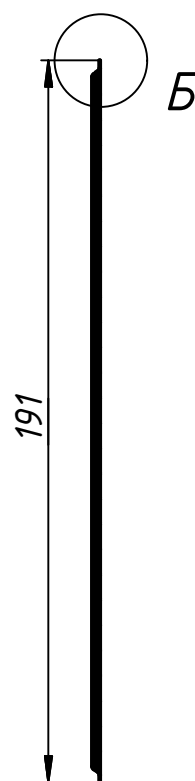
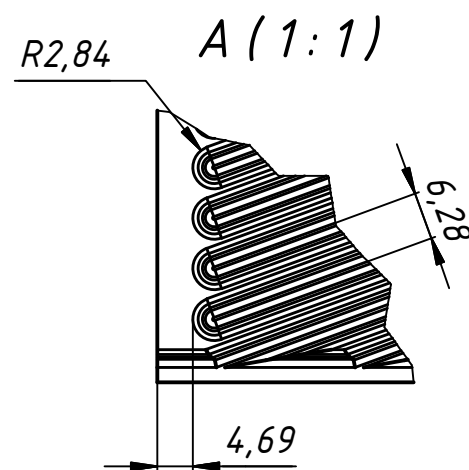
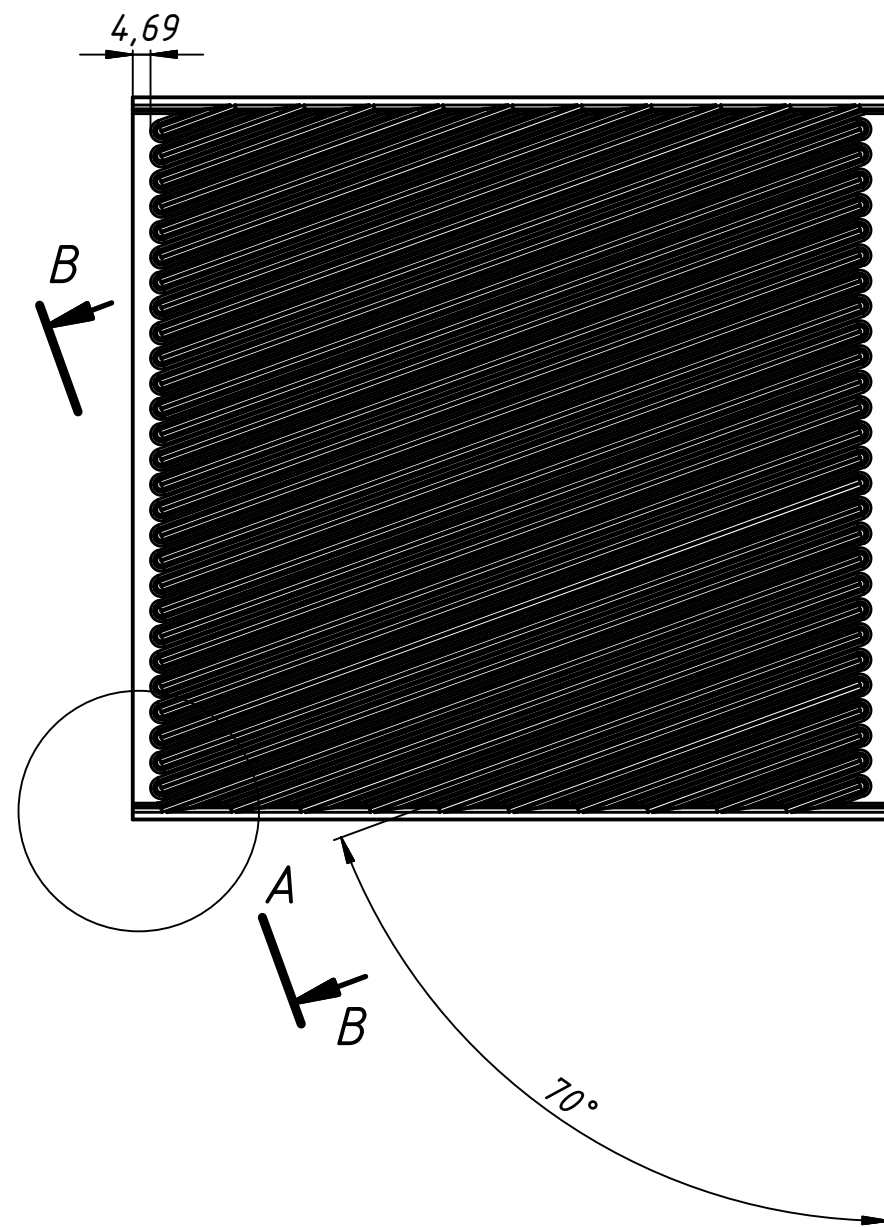
Подп. и дата

Инв. № дубл.

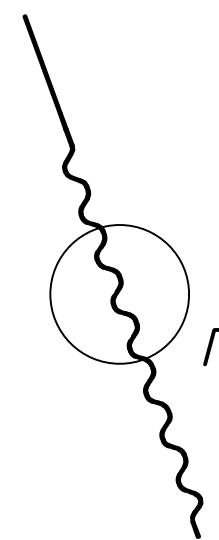
Взам. инв. №

Подп. и дата

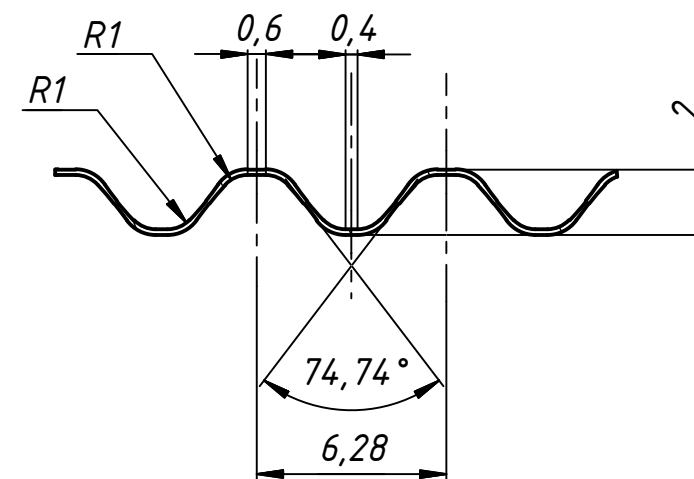
Инв. № подл.



B-B (1:1)

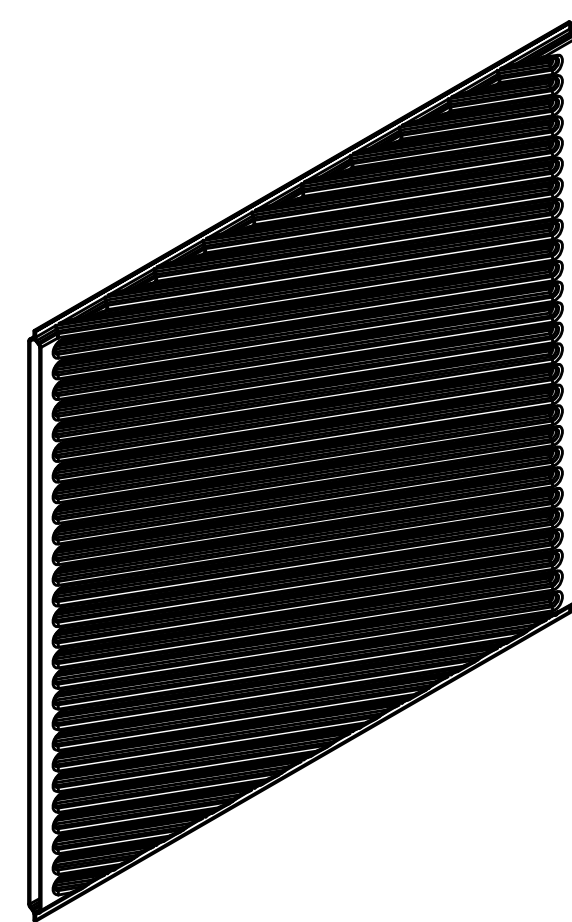
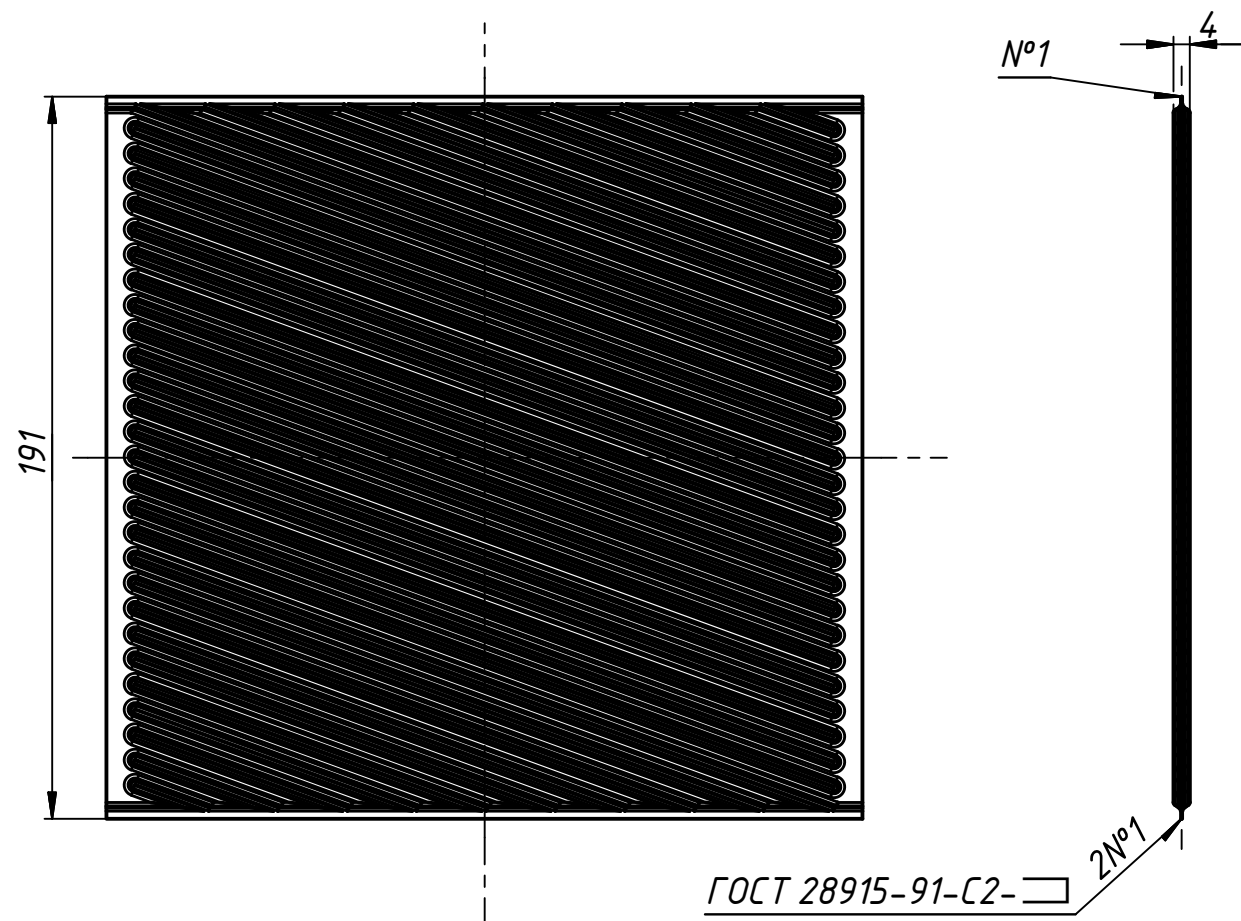


Г (4:1)



| | | | | | | | |
|-----------|----------|----------|-------|------|--|--------|---------|
| | | | | | 100.00.000.01 | | |
| | | | | | Пластина экспериментального теплообменника | | |
| Изм. | Лист | № докум. | Подп. | Дата | Лит. | Масса | Масштаб |
| Разраб. | Пров. | Ремчуков | | | | 0,1 | 1:2 |
| Т. контр. | Нач.отд. | | | | Лист | Листов | 1 |
| Н. контр. | Утв. | | | | Лента 0.2 мм 20X23H18 | | |
| | | | | | 1 Копировал | | |
| | | | | | Формат А3 | | |

100.00.000.02



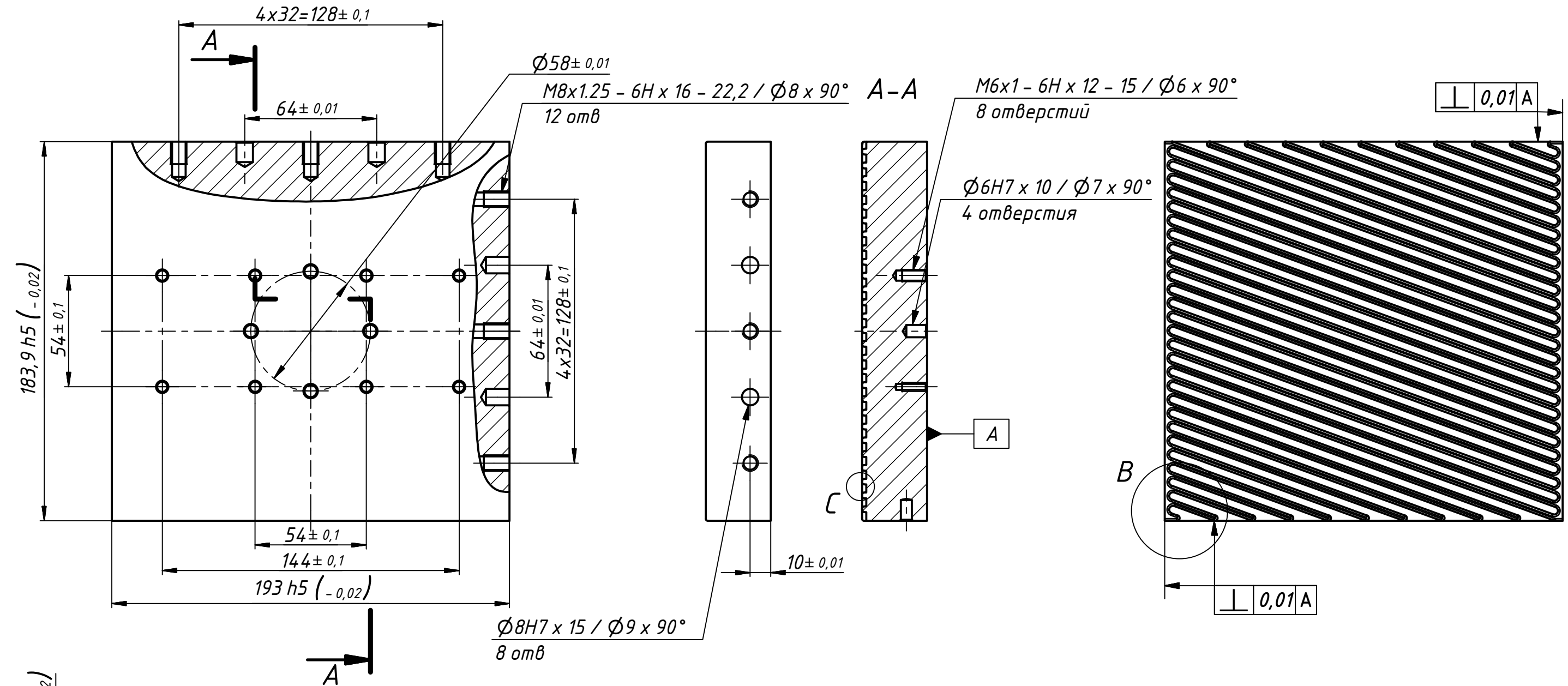
Перв. примен.
Справ. №
A
Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

1. Размеры для справок.
2. Сварку конверта осуществлять в кондукторе.
3. Сварку выполнять без присадки на лазерном станке с ЧПУ.

| | | | | | | | | |
|-----------|----------|----------|-------|------|------------------------|------|--------|---------|
| | | | | | 100.00.000.02 | | | |
| Изм. | Лист | № докум. | Подп. | Дата | Конверт теплообменника | Лит. | Масса | Масштаб |
| Разраб. | Ремчуков | | | | | | 0,2 | 1:2 |
| Пров. | | | | | | Лист | Листов | 1 |
| Т. контр. | | | | | | | | |
| Нач.отд. | | | | | | | | |
| Н. контр. | | | | | | | | |
| Утв. | | | | | | | | |

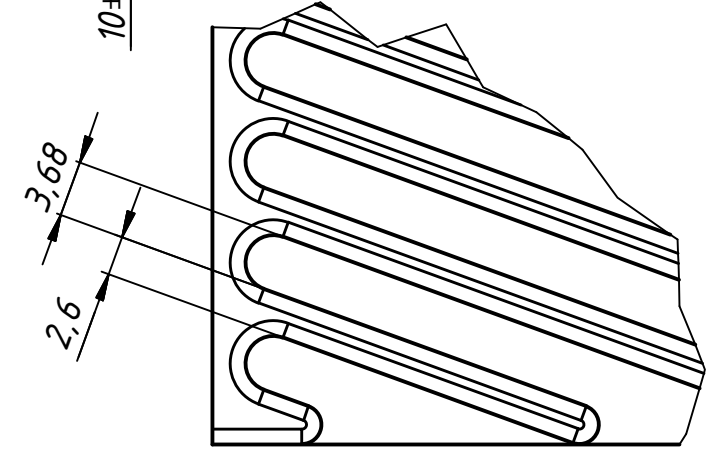
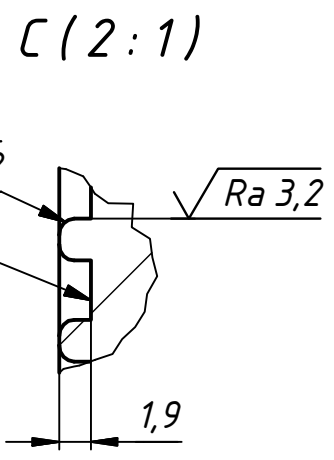
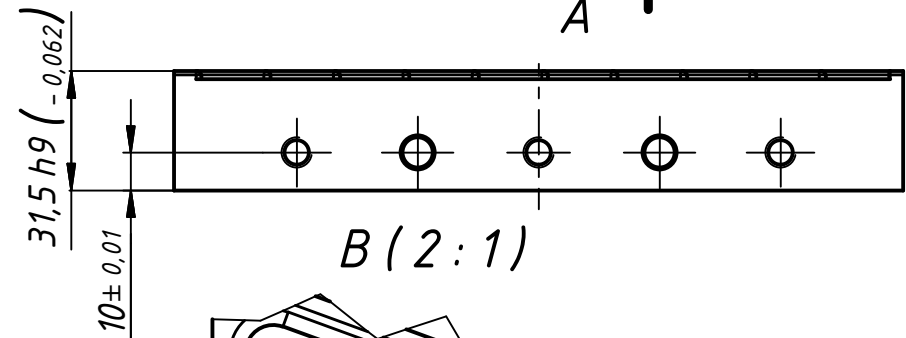
100.00.000.03

√ Ra 0,32 (√)



Перв. примен.
Справ. №
A
Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

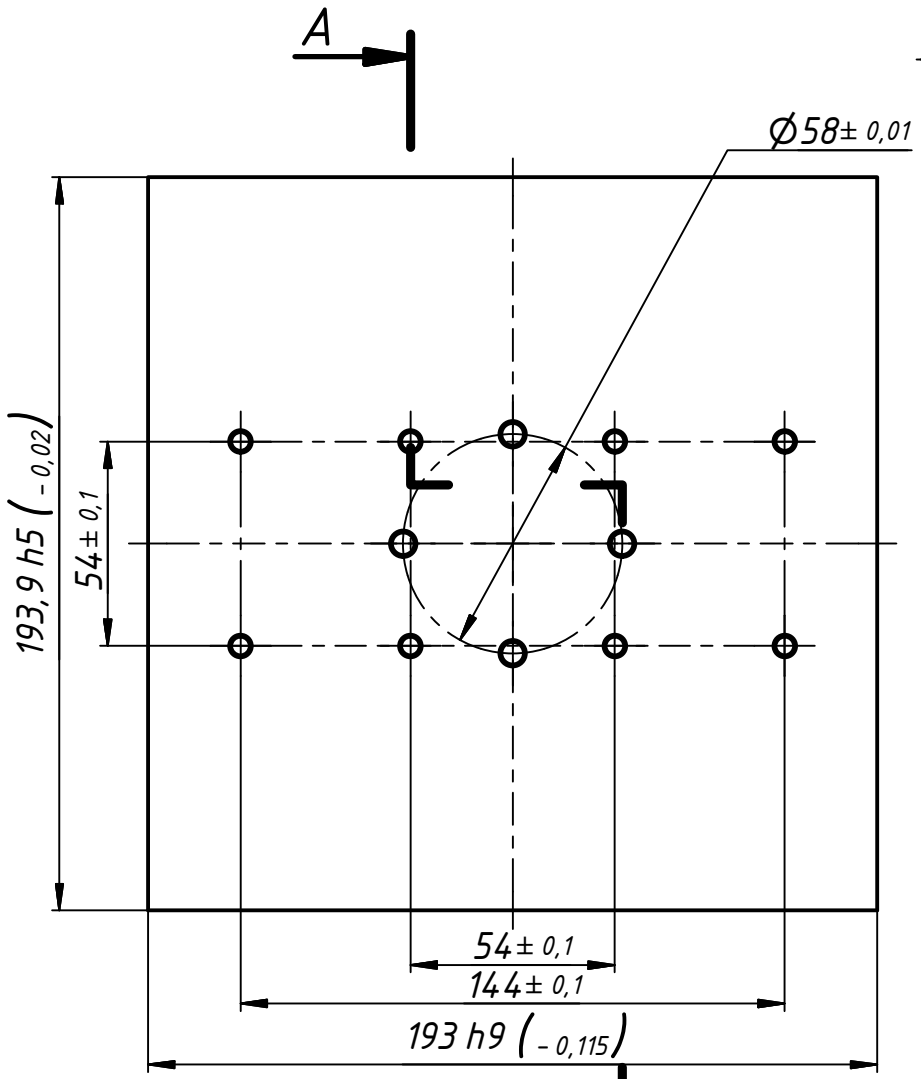
1. Неуказанные предельные отклонения размеров $\pm \frac{IT12}{2}$.
2. Формообразующие элементы матрицы фрезеровать концевой фрезой по прилагаемой трехмерной модели.
3. Допускаются радиусы при основании формообразующих элементов до 0,5 мм.



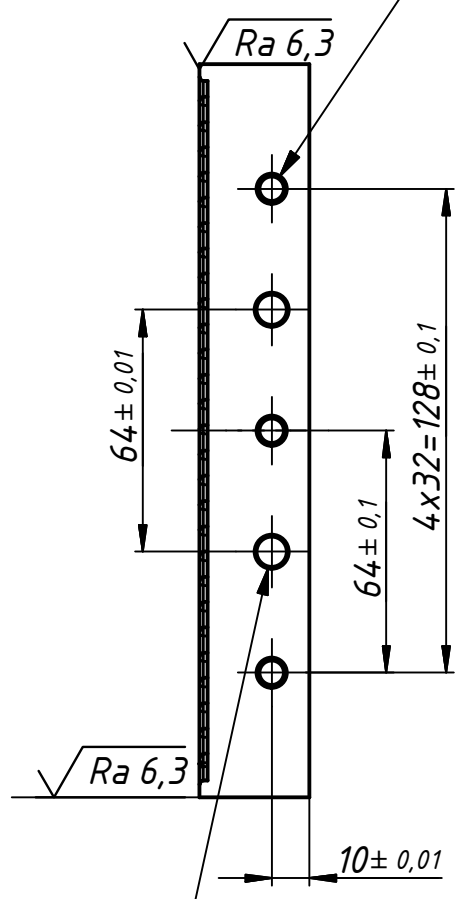
| | | | | | | | |
|-----------|------|----------|-------|------|-------------------|--------|---------|
| | | | | | 100.00.000.03 | | |
| | | | | | Матрица | | |
| Изм. | Лист | № докум. | Подп. | Дата | Лит. | Масса | Масштаб |
| | | Ремчуков | | | | 8.2 | 1:2 |
| Пров. | | | | | Лист | Листов | 1 |
| Т. контр. | | | | | X12M ГОСТ 5950-73 | | |
| Нач. отд. | | | | | | | |
| Н. контр. | | | | | | | |
| Утв. | | | | | | | |

| |
|---------------|
| Перв. примен. |
| Справ. № |
| Подп. и дата |
| Инв. № дубл. |
| Взам. инв. № |
| Подп. и дата |
| Инв. № подл. |

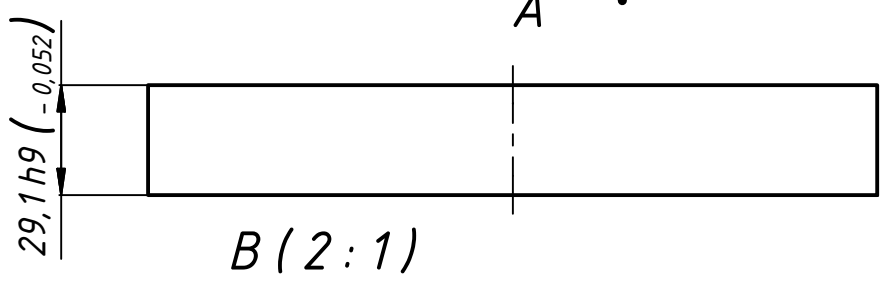
70'000'00'00L



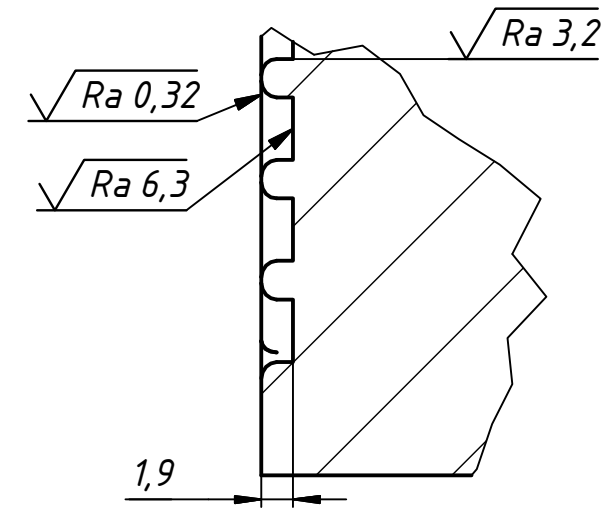
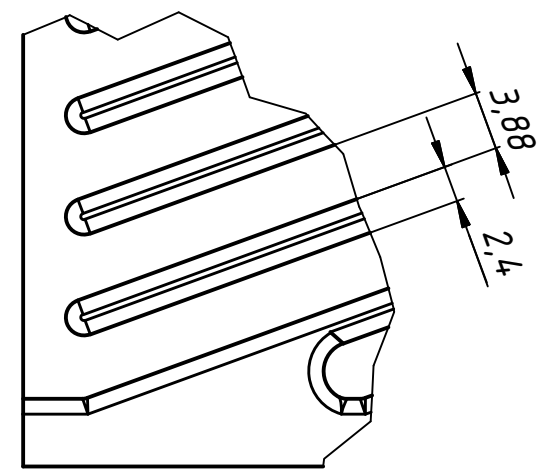
M8x1.25 - 6H x 16 - 22,2 / Ø8 x 90°
6 отверстий



Ø8 x 10 / Ø9 x 90°
4 отверстия

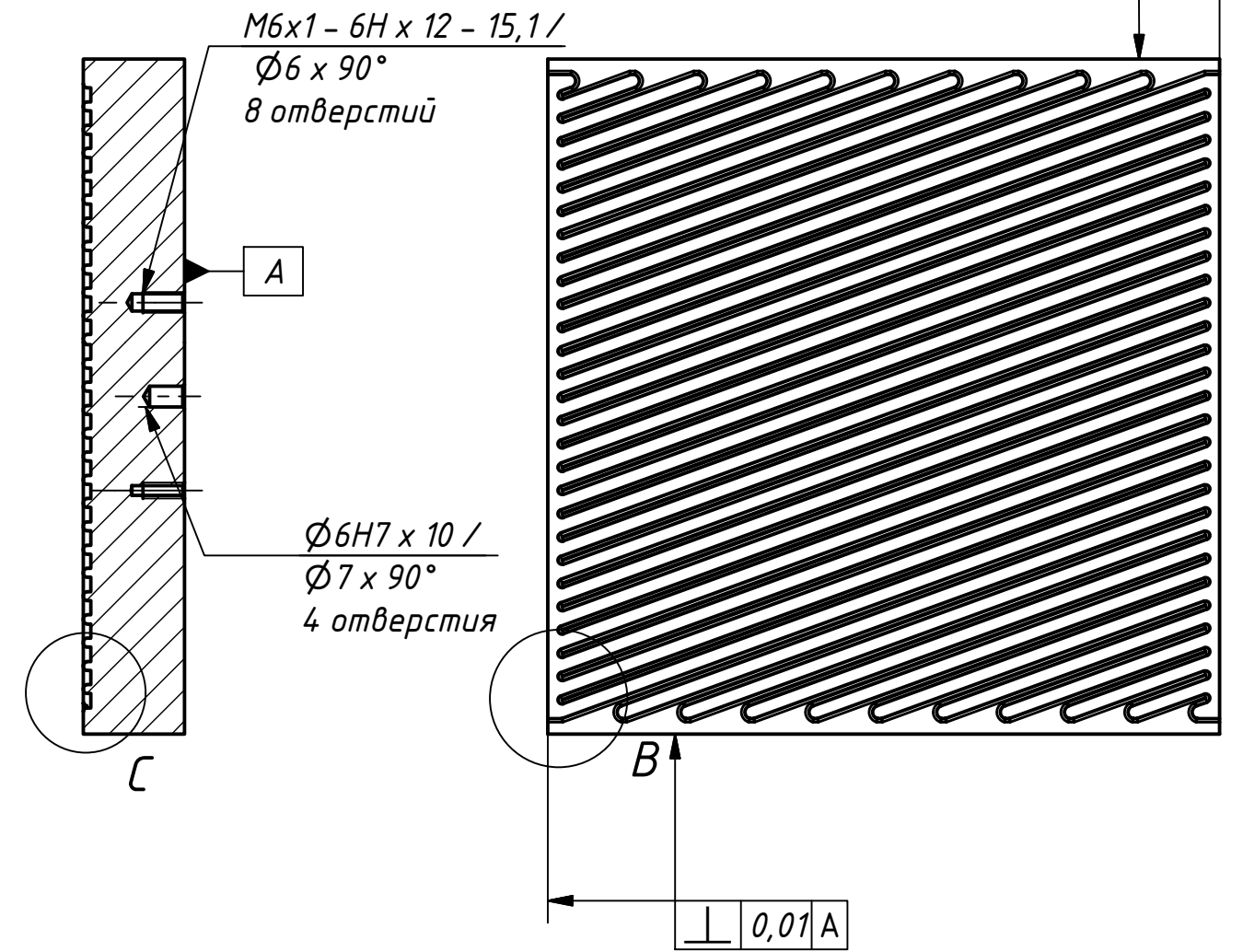


C(2:1)



A-A

√ Ra 0,32 (√)



1. Неуказанные предельные отклонения размеров $\pm \frac{IT12}{2}$.
2. Формообразующие элементы пуансона фрезеровать концевой фрезой по прилагаемой трехмерной модели.
3. Допускаются радиусы при основании формообразующих элементов до 0,5 мм.

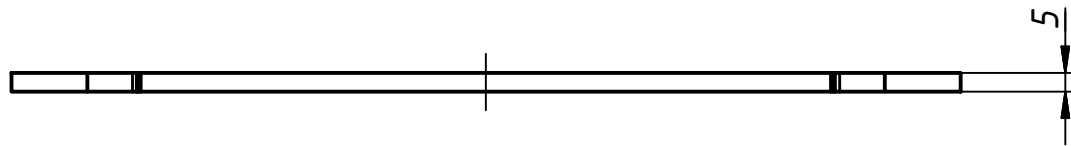
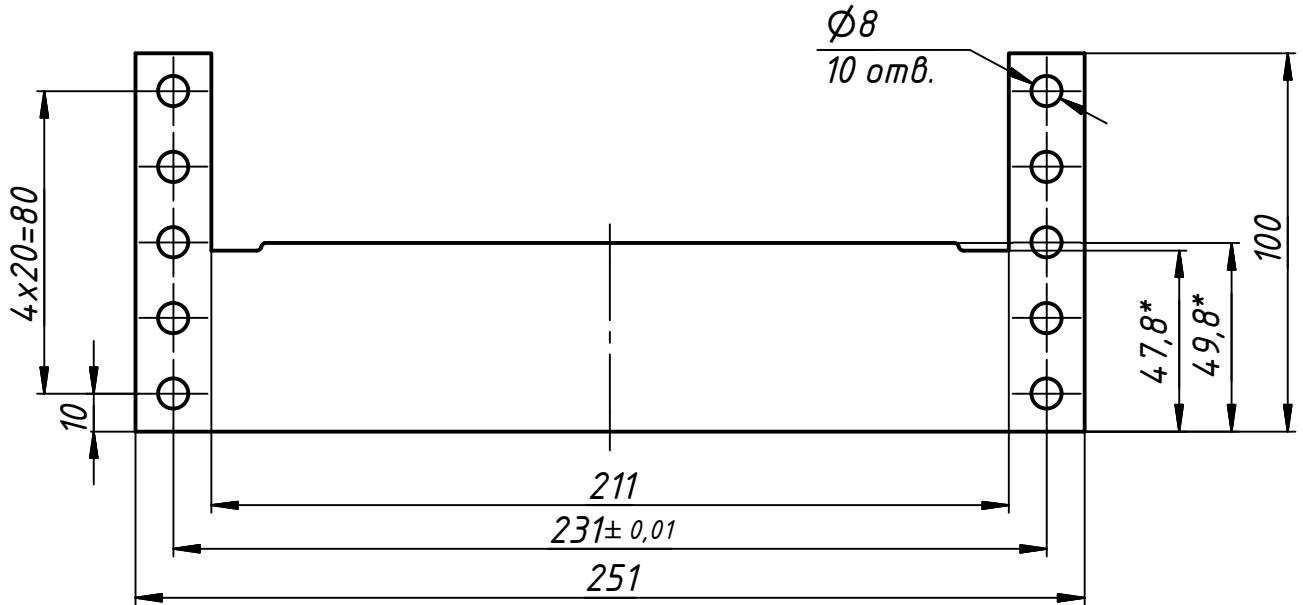
| | | | | | | | | |
|-----------|----------|----------|-------|------|-------------------|------|--------|---------|
| | | | | | 100.00.000.04 | | | |
| Изм. | Лист | № докум. | Подп. | Дата | Пуансон | Лит. | Масса | Масштаб |
| Разраб. | Ремчуков | | | | | | 8,0 | 1:2 |
| Пров. | | | | | | Лист | Листов | 1 |
| Т. контр. | | | | | | | | |
| Нач.отд. | | | | | X12M ГОСТ 5950-73 | | | |
| Н. контр. | | | | | | | | |
| Утв. | | | | | | | | |

50'000'00'001

$\sqrt{Ra\ 6,3}$

Перв. примен.

Справ. №



1. Деталь изготавливать методом лазерной резки по цифровой модели.
2. *Размеры для справок.
3. Неуказанные предельные отклонения размеров $\pm \frac{IT12}{2}$.

Подп. и дата

Инв. № дубл.

Взам. инв. №

Подп. и дата

Инв. № подл.

100.00.000.05

Нижняя формообразующая чеканки

| Лит. | Масса | Масштаб |
|------|--------|---------|
| | 0,6 | 1:2 |
| Лист | Листов | 1 |

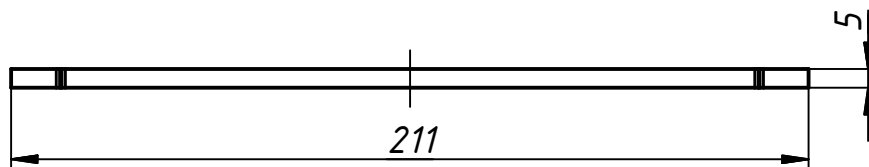
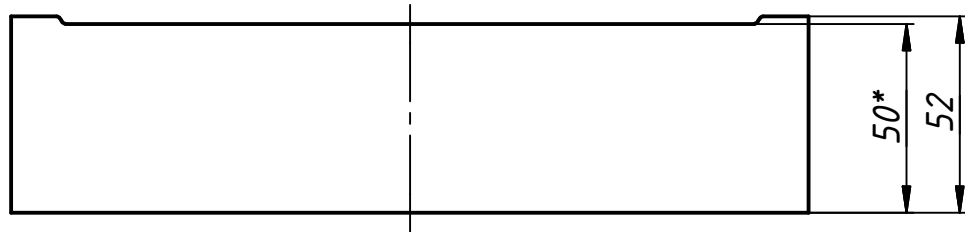
Сталь 45 ГОСТ 1050-88

90'000'00'001

$\sqrt{Ra\ 6,3}$

Перв. примен.

Справ. №



Подп. и дата

Инв. № дубл.

Взам. инв. №

1. Развертку изготавливать методом лазерной резки по цифровой модели.
2. *Размеры для справок.
3. Неуказанные предельные отклонения размеров $\pm \frac{IT12}{2}$.

Подп. и дата

Инв. № подл.

100.00.000.06

| | | | | |
|-----------|------|---------------|-------|------|
| Изм. | Лист | № докум. | Подп. | Дата |
| Разраб. | | Ремчуков С.С. | | |
| Пров. | | | | |
| Т. контр. | | | | |
| Нач.отд. | | | | |
| Н. контр. | | | | |
| Утв. | | | | |

Формообразующая
подвижная

| | | |
|------|--------|---------|
| Лит. | Масса | Масштаб |
| | 0.4 | 1:2 |
| Лист | Листов | 1 |

Сталь 45 ГОСТ 1050-88

100.00.000.07

Перв. примен.

Справ. №

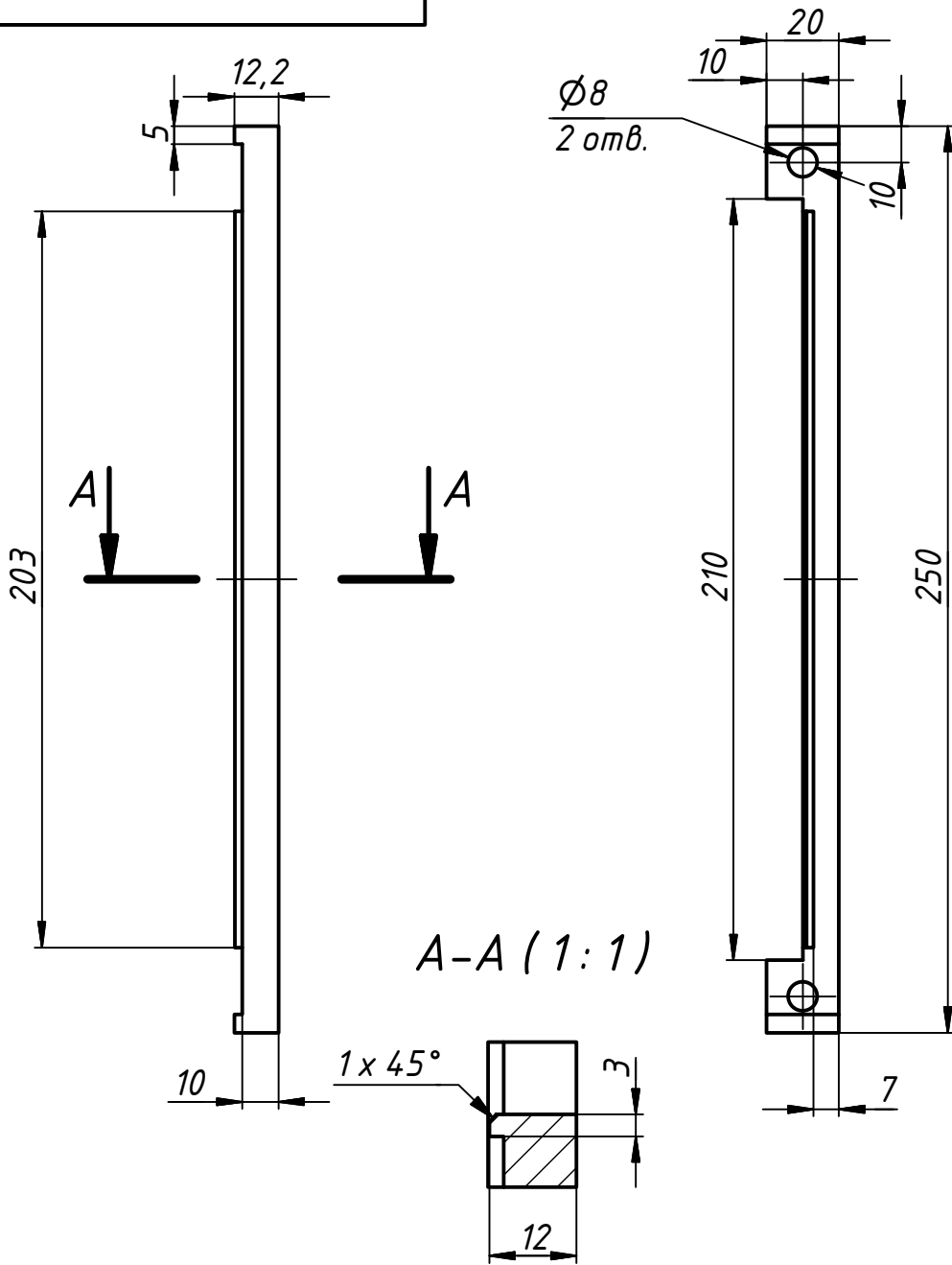
Подп. и дата

Инв. № дубл.

Взам. инв. №

Подп. и дата

Инв. № подл.



1. Отверстия выполнять в сборе.
2. Неуказанные предельные отклонения размеров $\pm \frac{IT14}{2}$.
3. Неуказанные радиусы закруглений обеспечить инструментом.

100.00.000.07

| Изм. | Лист | № докум. | Подп. | Дата |
|-----------|------|---------------|-------|------|
| Разраб. | | Ремчуков С.С. | | |
| Пров. | | | | |
| Т. контр. | | | | |
| Нач.отд. | | | | |
| Н. контр. | | | | |
| Утв. | | | | |

Прижим

Круг ГОСТ 21488-97
Алюминий

| Лит. | Масса | Масштаб |
|------|--------|---------|
| | 0.2 | 1:2 |
| Лист | Листов | 1 |