

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ «МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ
ИНСТИТУТ (НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи



Салосина Маргарита Олеговна

**МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ
СОЛНЕЧНОГО ЗОНДА С УЧЕТОМ ПАРАМЕТРОВ СТРУКТУРЫ
ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ**

Специальности

05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов

05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Научный руководитель: д.т.н., профессор,
член-корреспондент РАН Алифанов Олег Михайлович

Научный консультант: д.т.н., профессор
Ненарокомов Алексей Владимирович

ОГЛАВЛЕНИЕ

| | |
|--|----|
| Введение | 5 |
| 1. Проблема обеспечения теплового режима солнечного зонда в ближайшей окрестности Солнца. Аналитический обзор | 11 |
| 1.1 Тепловая защита солнечных зондов..... | 11 |
| 1.2 Факторы, воздействующие на материалы и конструкции солнечного зонда в ближайшей окрестности Солнца..... | 13 |
| 1.3 Материалы для многослойного теплозащитного экрана солнечного зонда..... | 22 |
| 1.4 Высокопористые ячеистые углеродные материалы..... | 25 |
| 1.5 Моделирование теплофизических свойств высокопористых ячеистых материалов..... | 30 |
| 1.6 Постановка задачи проектирования теплозащитного экрана солнечного зонда..... | 35 |
| 1.7 Методы проектирования тепловой защиты..... | 35 |
| 1.8 Задачи исследования..... | 38 |
| Выводы по главе 1..... | 39 |
| 2. Метод проектирования тепловой защиты с учетом параметров структуры высокопористого ячеистого материала | 40 |
| 2.1 Математическая модель теплообмена в многослойном теплозащитном покрытии..... | 40 |
| 2.2 Алгоритм проектирования многослойного теплозащитного покрытия..... | 47 |
| 2.3 Краевая задача для вариаций температуры..... | 51 |
| 2.4 Алгоритм итерационного решения краевой задачи для уравнения теплопроводности..... | 57 |
| 2.4.1 Аппроксимация коэффициентов дифференциального уравнения..... | 58 |
| 2.4.2 Аппроксимация граничных условий..... | 60 |
| 2.4.3 Аппроксимация условий сопряжения на внутренних границах..... | 61 |
| 2.4.4 Аппроксимация условия теплообмена на внешней границе с учетом излучаемого теплового потока..... | 64 |
| Выводы по главе 2..... | 66 |
| 3. Оптимальное проектирование многослойного теплозащитного покрытия | 67 |

| | |
|---|------------|
| 3.1 Структура вычислительного комплекса..... | 67 |
| 3.2 Организация данных..... | 69 |
| 3.3 Средства разработки программного обеспечения..... | 70 |
| 3.4 Тестирование вычислительного комплекса..... | 70 |
| 3.5 Проектирование тепловой защиты солнечного зонда с учетом структуры высокопористого ячеистого материала..... | 75 |
| 3.6 Проектирование многослойного теплозащитного покрытия ЛА..... | 83 |
| Выводы по главе 3..... | 88 |
| 4. Экспериментальное исследование теплофизических характеристик образцов высокопористого ячеистого материала..... | 89 |
| 4.1 Цели и задачи тепловых испытаний..... | 89 |
| 4.2 Экспериментальное оборудование..... | 90 |
| 4.3 Экспериментальные образцы..... | 93 |
| 4.4 Схема температурных измерений..... | 94 |
| 4.5 Методика проведения тепловых испытаний..... | 98 |
| 4.5.1 Этапы тепловых испытаний..... | 98 |
| 4.5.2 Программы нагрева..... | 98 |
| 4.5.3 Измерения тепловых и экспериментальных параметров..... | 100 |
| 4.6 Тепловые испытания..... | 100 |
| 4.6.1 Пробные тепловые испытания..... | 100 |
| 4.6.2 Штатные тепловые испытания..... | 102 |
| 4.7 Определение теплофизических характеристик высокопористого углеродного материала..... | 105 |
| 4.8 Оценка плотности теплового потока на обратной поверхности образца..... | 107 |
| 4.9 Верификация математической модели радиационно-кондуктивного теплообмена в плоском слое высокопористого ячеистого материала..... | 116 |
| Выводы по главе 4..... | 120 |
| 5. Тепловые испытания образцов высокопористых ячеистых материалов с разной структурой..... | 121 |
| 5.1 Цели и задачи тепловых испытаний..... | 121 |
| 5.2 Экспериментальное оборудование..... | 123 |
| 5.3 Экспериментальные образцы..... | 124 |
| 5.4 Параметры структуры высокопористых ячеистых материалов..... | 126 |
| 5.5 Схема температурных измерений..... | 132 |

| | |
|--|------------|
| 5.6 Методика проведения тепловых испытаний..... | 135 |
| 5.6.1 Программа нагрева..... | 136 |
| 5.6.2 Измерения тепловых и экспериментальных параметров..... | 136 |
| 5.7 Тепловые испытания..... | 137 |
| 5.7.1 Пробные тепловые испытания..... | 137 |
| 5.7.2 Штатные тепловые испытания..... | 137 |
| 5.8 Апробация метода оптимального проектирования тепловой защиты с учетом структуры высокопористых ячеистых материалов..... | 144 |
| Выводы по главе 5..... | 148 |
| Заключение..... | 149 |
| Список литературы..... | 150 |

Введение

Актуальность темы диссертации

Обеспечение требуемых тепловых режимов является одной из наиболее сложных задач, возникающих при проектировании космических аппаратов (КА), предназначенных для исследования ближайшей окрестности Солнца. Конструкции и системы, входящие в состав солнечных зондов, в течение длительного периода времени подвергаются высокоинтенсивному радиационному тепловому воздействию, определяемому траекторией космического аппарата. От практического решения задач выбора концепции тепловой защиты, высокотемпературных теплостойких материалов конструкции солнечного зонда и теплозащиты его научного модуля, учета влияния продуктов уноса на постановку и проведение научных экспериментов во многом зависит успешное выполнение научных задач миссии и возможность реализации проекта в целом.

В настоящее время в России разрабатывается проект «Интергелио-Зонд», в рамках которого должен быть создан КА для гелиофизических исследований в ближайшей окрестности Солнца [1 – 3]. Исследование Солнца с гелиоцентрических орбит с низким перигелием предполагается провести также в проекте NASA «Parker Solar Probe» (аппарат был запущен 12 августа 2018 г.) и европейском проекте «Solar Orbiter» (дата запуска - февраль 2020 г.), научные задачи которых аналогичны задачам российского проекта.

Стратегия обеспечения допустимого теплового режима данных космических аппаратов строится на применении специальных экранов, защищающих их от воздействия высокоинтенсивного потока прямого солнечного излучения [4 – 8]. Доля массы КА, которая приходится на тепловую защиту, значительна и сравнима с массой всей научной аппаратуры, что делает актуальной проблему повышения весовой эффективности тепловой защиты.

Один из путей её решения связан с применением теплозащитных и теплоизоляционных материалов низкой плотности. Большими потенциальными возможностями для изготовления высокотемпературной теплоизоляции обладают высокопористые ячеистые материалы на основе стеклоглассера с пористостью 0,82 – 0,98. Материалы обладают высокой жесткостью, достаточной прочностью (0,3 – 4,0 МПа) в диапазоне рабочих температур, малой плотностью (50 – 400 кг/м³), невысокой теплопроводностью (0,06 – 0,60 Вт/(м К)) [9].

Теплофизические характеристики высокопористых ячеистых материалов существенно зависят от многих факторов: температуры, состава материала, геометрических параметров структуры, свойств исходного сырья, используемой технологии производства материала, условий эксплуатации [10 - 16]. Благодаря этому

появляется возможность в процессе производства управлять свойствами получаемых высокопористых ячеистых материалов в достаточно широком диапазоне, создавая материалы с заранее заданными свойствами, имеющие оптимальную для конкретных условий эксплуатации структуру [17].

Исследование радиационно-кондуктивного теплообмена в высокопористых материалах, имеющих сложную структуру, представляет большой теоретический и практический интерес, так как повышение точности математического моделирования данного процесса позволит снизить коэффициенты запаса по толщинам теплозащитного пакета, способствуя совершенствованию тепловой защиты [18, 19].

Определение проектных параметров многослойной тепловой защиты, удовлетворяющих заданному допустимому тепловому состоянию защищаемого объекта и минимизирующие критерий оптимальности, является традиционной для теплового проектирования задачей [20 – 34], постановка которой в большинстве случаев подразумевает определение толщин слоев, обеспечивающих минимум удельной массы покрытия при соблюдении заданных ограничений на максимальные температуры в слоях [20 - 28]. Существующие методы решения данной задачи основываются на предположении, что теплофизические характеристики всех материалов известны в широком диапазоне температур. Требуемая информация о теплофизических характеристиках может быть получена в результате тепловых испытаний образцов используемых материалов или математического моделирования их теплофизических свойств.

При проектировании тепловой защиты, включающей слои из высокопористых ячеистых материалов, совместно с толщинами слоев могут быть выбраны параметры, характеризующие структуру используемых материалов. Данный подход позволит расширить область поиска оптимальных параметров, способствуя повышению эффективности решения задачи оптимального проектирования.

Таким образом, выбор оптимальных параметров структуры высокопористого ячеистого материала совместно с толщинами слоев многослойной теплоизоляции на стадии проектирования теплозащитного экрана является актуальной проблемой, решение которой позволит минимизировать массу тепловой защиты.

Целью диссертационной работы является разработка методов и алгоритмов оптимального проектирования многослойного теплозащитного экрана солнечного зонда с учетом возможности выбора параметров структуры высокопористых ячеистых материалов.

Задачи работы

Цель диссертационной работы достигается в результате последовательного решения следующих основных задач:

1. Анализ факторов, воздействующих на материалы и конструкции солнечного зонда в ближайшей окрестности Солнца, и степени их влияния на тепловое состояние космического аппарата.
2. Разработка метода оптимального проектирования многослойного теплозащитного покрытия с учетом возможности выбора параметров структуры высокопористых ячеистых материалов.
3. Экспериментально-расчетное исследование процесса теплообмена в плоском слое высокопористого ячеистого материала методом обратных задач теплообмена.
4. Разработка используемой математической модели теплообмена в высокопористом ячеистом материале, учитывающей его структуру, и её верификация путем сравнения результатов математического моделирования с экспериментальными данными.
5. Разработка и реализация алгоритма оптимального проектирования многослойного теплозащитного экрана солнечного зонда с учетом возможности выбора параметров структуры высокопористых ячеистых материалов.
6. Верификация разработанного алгоритма путем сравнения результатов вычислительных экспериментов с аналитическими решениями тестовых задач и экспериментальными данными.

Объектом исследования является многослойный теплозащитный экран солнечного зонда.

Предметом исследования является процесс теплообмена в многослойном теплозащитном экране солнечного зонда.

Методы исследования

Разработанное программное обеспечение основывается на методах штрафных функций и спроектированного лагранжиана с квадратичной подзадачей для решения задачи оптимизации; методе конечных разностей для решения краевой задачи для нелинейного параболического уравнения второго порядка в одномерной по пространственной переменной многослойной области с произвольными граничными условиями на внешней границе. При определении теплофизических характеристик исследуемых образцов высокопористых ячеистых углеродных материалов используется метод обратных задач теплообмена.

Научная новизна

Разработан метод оптимального проектирования многослойного теплозащитного

покрытия с учетом возможности выбора параметров структуры высокопористых ячеистых материалов. Для решения оптимизационной задачи разработана вычислительная схема, объединяющая метод штрафных функций и метод спроектированного лагранжиана, позволяющая получать оптимальные решения с высокой скоростью сходимости в условиях отсутствия близкого к оптимальному начального приближения. Обоснованы факторы, определяющие тепловое состояние тепловой защиты солнечного зонда.

Достоверность разработанного метода и полученных на его основе результатов обеспечивается обоснованностью принятых исходных предпосылок и допущений, и подтверждается согласованностью результатов математического моделирования с экспериментальными данными и аналитическими решениями отдельных задач.

Теоретическая и практическая значимость работы

Разработанный метод оптимального проектирования многослойного теплозащитного покрытия с учетом возможности выбора параметров структуры высокопористых ячеистых материалов может быть использован при решении широкого круга прикладных задач, включающих проектирование перспективных систем тепловой защиты космических аппаратов, функционирующих в условиях экстремальных тепловых воздействий, в том числе солнечных и планетарных зондов.

Положения, выносимые на защиту:

- 1) метод оптимального проектирования многослойного теплозащитного покрытия с учетом возможности выбора параметров структуры высокопористых ячеистых материалов;
- 2) результаты выбора параметров теплозащитного экрана солнечного зонда и многослойного теплозащитного покрытия летательного аппарата, осуществляющего спуск в атмосфере Земли, а также оптимальной структуры высокопористых ячеистых материалов;
- 3) результаты анализа теплофизических характеристик образцов высокопористых ячеистых материалов с разной структурой.

Апробация результатов работы

Основные результаты работы были представлены на научно-технических конференциях. В частности, на 69-ом Международном астронавтическом конгрессе (Бремен, Германия, 1 – 5 октября 2018), 5-ой Международной конференции по методам обратных задач (Жешув, Польша, 22 – 24 мая 2019), 7-ой Российской национальной конференции по теплообмену (Москва, 22 – 26 октября 2018), 17-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика» (Москва, 19 – 23 ноября 2018), XXI Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов РКК «Энергия» им.

С.П.Королёва (г. Королёв, 30 октября – 3 ноября 2017), конференции «Проблемы газодинамики и тепломассообмена в энергетических установках» (Санкт-Петербург, 22 – 26 мая 2017), на конференции «XL Академические чтения по космонавтике» (Москва, 26 – 29 января 2016), XV Минском международном форуме по тепло- и массообмену, (Минск, Республика Беларусь, 23 – 26 мая 2016 г), международной конференции «Eurotherm Seminar № 109 Numerical Heat Transfer 2015» (Варшава, Польша, 26 – 30 сентября 2015), на 8-ом, 9-ом и 10-ом Всероссийском молодёжном конкурсе научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» (Москва, 2016, 2017, 2018).

Публикации

По теме диссертации опубликовано 14 работ, 5 из них – в рецензируемых научных изданиях.

Структура работы

Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы; содержит 159 страниц основного текста, 111 рисунков, 19 таблиц, список литературы из 111 наименований.

Во введении сформулированы цель и задачи работы, обоснована актуальность диссертационного исследования, научная новизна, достоверность и обоснованность результатов, а также теоретическая и практическая значимость работы. Кратко охарактеризованы методы теоретического и экспериментального исследований.

В первой главе диссертационной работы приведен краткий обзор разрабатываемых в настоящее время теплозащитных экранов солнечных зондов и высокотемпературных материалов, представляющих интерес для использования в конструкции экрана. Рассмотрены факторы, воздействующие на материалы теплозащитного экрана солнечного зонда в ближайшей окрестности Солнца. Показано, что существенное влияние на тепловое состояние космического аппарата оказывает только тепловое излучение Солнца; эффекты, обусловленные радиационным воздействием и ударным воздействием высокоскоростных частиц пылевого облака короны Солнца, не оказывают заметного влияния на процесс теплообмена в многослойном теплозащитном экране, и могут не учитываться при его проектировании. Проведен краткий анализ существующих математических моделей теплообмена в плоском слое высокопористого ячеистого материала, учитывающих зависимость плотности потока излучения от структуры материала. Рассмотрены существующие методы оптимального проектирования многослойных теплозащитных покрытий. Сформулирована математическая постановка задачи исследования.

Во второй главе рассмотрен метод математического моделирования радиационно-

кондуктивного теплообмена в плоском слое высокопористого ячеистого материала. Представлен алгоритм оптимального проектирования многослойного теплозащитного покрытия с учетом параметров структуры высокопористых ячеистых материалов. Разработан и реализован в виде кода для ЭВМ численный метод решения задачи оптимального выбора толщин слоев многослойного теплозащитного покрытия совместно с параметрами структуры высокопористого ячеистого теплозащитного материала.

В третьей главе представлен разработанный для оптимального проектирования многослойного теплозащитного покрытия вычислительный комплекс. Проверена корректность численного метода и вычислительного кода на тестовых задачах, имеющих аналитическое решение. Вычислительный комплекс опробован при решении практических задач проектирования теплозащитного экрана солнечного зонда и многослойного теплозащитного покрытия летательного аппарата, осуществляющего спуск в атмосфере Земли.

В четвертой главе представлены результаты экспериментального исследования образцов высокопористого ячеистого углеродного материала. Определены теплофизические свойства исследуемого материала путем решения коэффициентной обратной задачи теплообмена. Исследована структура образцов высокопористого ячеистого углеродного материала. Показано удовлетворительное согласие результатов математического моделирования радиационно-кондуктивного теплообмена в плоском слое высокопористого ячеистого материала с полученными экспериментальными данными.

В пятой главе представлены результаты экспериментальных исследований образцов высокопористых ячеистых материалов с разной структурой. Корректность разработанного метода оптимального проектирования тепловой защиты с учетом параметров структуры высокопористого ячеистого материала проверена путем сравнения результатов математического моделирования с экспериментальными данными.

В заключении представлены конкретные результаты диссертационного исследования и выводы по работе.

1. Проблема обеспечения теплового режима солнечного зонда в ближайшей окрестности Солнца. Аналитический обзор

1.1 Тепловая защита солнечных зондов

Исследования Солнца и околосолнечного пространства представляют интерес для понимания физических процессов, вызывающих наиболее мощные проявления солнечной активности, связанные с солнечной короной и солнечным ветром [1].

В настоящее время в России разрабатывается проект «Интергелио-Зонд», в рамках которого должен быть создан КА для гелиофизических исследований в ближайшей окрестности Солнца. Планируемая дата запуска – после 2025 г [2]. Главным разработчиком КА «Интергелио-Зонд» является ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». Программа исследований включает изучение динамики солнечной атмосферы и параметров солнечного ветра, вспышек на Солнце, магнитных полей в его полярных областях и формирование солнечного цикла [1]. Схема полета КА «Интергелио-Зонд» обеспечивает сближение с Солнцем на расстояние 60 – 70 солнечных радиусов в результате серии гравитационных маневров у Венеры [1]. Наклонение этой орбиты составит $17 - 18^\circ$ [3]. Последующие гравитационные маневры приведут к увеличению наклона орбиты до $30,5^\circ$ и радиуса перигелия до 110 солнечных радиусов [3]. Достаточно большое наклонение финальной орбиты КА «Интергелио-Зонд» к плоскости эклиптики дает возможность исследовать приполярные области Солнца, являющиеся источником высокоскоростного солнечного ветра [1].

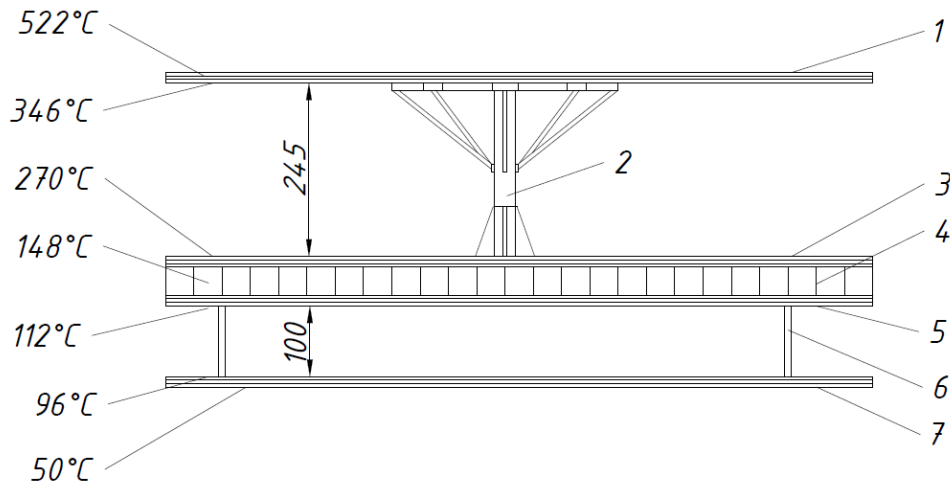
Исследование Солнца с гелиоцентрических орбит с низким перигелием предполагается провести также в проекте NASA «Parker Solar Probe» (аппарат был запущен 12 августа 2018 г.) [4] и европейском проекте «Solar Orbiter» (дата запуска - февраль 2020 г.) [5], научные задачи которых аналогичны задачам российского проекта. В проекте NASA предполагается вывести КА на гелиоцентрические орбиты с беспрецедентно низким радиусом перигелия равным 9,5 радиусов Солнца (~6,6 млн. км) [6]. Наклонение орбиты КА «Parker Solar Probe» не превысит $3,5^\circ$ [6].

Требуемый тепловой режим КА в ближайшей окрестности Солнца будет обеспечиваться за счет применения специальных экранов, защищающих КА от воздействия высокоинтенсивного потока прямого солнечного излучения, жестких требованиях к ориентации КА относительно Солнца, организации регулируемого отвода тепла.

В проекте «Интергелио-Зонд» теплозащитный экран состоит из внешнего и внутреннего экранов, соединенных между собой при помощи центрального и внешнего шпангоутов и профилей [7]. Тыльная поверхность внутреннего экрана закрывается многослойной экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ). Экраны, соединяющие их шпангоуты и профили, а также элементы крепления на внешней стороне изготавливаются из термостойкого углерод-углеродного композиционного материала «Углекон» [7].

Теплозащитный экран солнечного зонда «Parker Solar Probe», разработанный компанией The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory (Laurel, Maryland, USA), представляет собой многослойную конструкцию, состоящую из слоя высокопористого ячеистого материала на основе стеклоуглерода толщиной ~11 см [8], расположенного между слоями углерод-углеродного материала толщиной ~0,076 см [6]. На внешнюю сторону экрана нанесено покрытие Al_2O_3 ($A_s/\varepsilon \sim 0,6$) [6]. Тепловой поток от тыльной стороны теплозащитного экрана КА к модулю служебных подсистем не превышает 50 Вт [6]. Максимальная температура внешней поверхности экрана КА, достигаемая в перигелии орбиты, составляет 1650 К [6].

Основным конструктивным элементом теплозащитного экрана КА «Solar Orbiter» является композитная панель, состоящая из двух слоев углепластика, между которыми расположен сотовый наполнитель из алюминиевого сплава (рисунок 1.1). На обращенной к Солнцу стороне панели с помощью десяти звездообразных элементов крепления из титанового сплава Ti6Al4V устанавливается высокотемпературная многослойная экранно-вакуумная теплоизоляция, состоящая из внешнего, внутреннего и шести промежуточных слоев титановой фольги, толщины которых составляют соответственно 50 мкм, 25 мкм и 10 мкм [5]. Для предотвращения контакта титановые экраны высокотемпературной ЭВТИ формованы рельефом. На внешний слой высокотемпературной ЭВТИ наносится покрытие ($A_s/\varepsilon \sim 1,1$) [5]. Для обеспечения теплового режима композитной панели, рабочая температура которой ограничена диапазоном 130 – 160°C, панель полностью закрывается многослойной экранно-вакуумной теплоизоляцией, состоящей из 20 слоев алюминизированной с двух сторон рифленой полиимидной пленки [5]. Конструкция теплозащитного экрана обеспечивает выполнение заданных ограничений на допустимые радиационный и кондуктивный тепловые потоки к КА не более 30 Вт и 15 Вт соответственно, и допустимую температуру панели КА не более 50°C [5]. Максимальная температура внешней поверхности высокотемпературной ЭВТИ, достигаемая в перигелии орбиты КА, составляет 522°C. Экран изготовлен компанией Airbus Defense & Space (Stevenage, UK) совместно с TAS-I (Turin, Italy).



1 – высокотемпературная ЭВТИ; 2 – опора; 3 – ЭВТИ (20 слоев); 4 – композитная панель; 5 – ЭВТИ (20 слоев); 6 – элемент крепления; 7 – ЭВТИ на панели КА. Слева указаны приведенные в работе [5] максимальные температуры элементов конструкции экрана в перигелии орбиты.

Рис. 1.1 – Схема теплозащитного экрана КА «Solar Orbiter»

1.2 Факторы, воздействующие на материалы и конструкции солнечного зонда в ближайшей окрестности Солнца

В процессе эксплуатации на материалы и конструкции солнечных зондов воздействует целый ряд внешних факторов, влияющих на тепловое состояние КА и разрушение его тепловой защиты. Основным фактором, определяющим ориентацию аппарата в пространстве, возможные способы тепловой защиты, а также постановку и проведение научных экспериментов, является тепловое излучение Солнца, интенсивность которого возрастает в течение полета и определяется траекторией космического аппарата.

Плотность теплового потока прямого солнечного излучения на расстоянии r от Солнца:

$$q_s = \frac{Q_s}{4\pi r^2}, \quad (1.1)$$

где $Q_s = 3,78 \cdot 10^{26} \text{ Вт}$ – болометрическая светимость Солнца.

Положение КА, движущегося по эллиптической орбите, форма и размеры которой заданы радиусами перигелия r_π и афелия r_α , связано с временем прохождения перигелия t_π соотношениями:

$$r = \frac{p}{1 + e \cdot \cos \nu}, \quad (1.2)$$

$$t - t_{\pi} = \sqrt{\frac{a^3}{\mu_s}} (E - e \cdot \sin E), \quad (1.3)$$

$$E = 2 \operatorname{arctg} \left[\operatorname{tg} \frac{\nu}{2} \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \right], \quad (1.4)$$

где ν – истинная аномалия, E – эксцентриситетная аномалия, $e = \frac{r_a - r_{\pi}}{r_a + r_{\pi}}$ –

эксцентриситет, $p = r_a (1 - e)$ – фокальный параметр, $a = \frac{p}{1 - e^2}$ – большая полуось

орбиты, $\mu_s = 1,32712517 \cdot 10^{20} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гелиоцентрическая гравитационная постоянная.

Рисунок 1.2 иллюстрирует зависимость гелиоцентрического расстояния (1) и плотности теплового потока солнечного излучения (2), воздействующего на внешнюю поверхность экрана КА, от времени до прохождения перигелия для двух вариантов орбит, параметры которых в первом случае (рисунок 1.2а) приняты близкими параметрам орбиты КА «Интергелио-Зонд» (радиус перигелия – 66,4 R_s , радиус афелия – 0,885 а.е., период – 168,523 суток [3]); а во втором случае (рисунок 1.2б) – параметрам орбиты КА «Parker Solar Probe» (радиус перигелия – 9,736 R_s , радиус афелия – 0,763 а.е., период – 93,762 суток), R_s – радиус Солнца.

В перигелии орбиты космических аппаратов «Интергелио-Зонд», «Solar Orbiter» и «Parker Solar Probe» плотность теплового потока составит соответственно $\sim 14\,000 \text{ Вт}/\text{м}^2$, $17\,000 \text{ Вт}/\text{м}^2$ и $0,7 \cdot 10^6 \text{ Вт}/\text{м}^2$. На рисунке 1.3 представлена зависимость равновесной температуры экрана от гелиоцентрического расстояния в предположении, что $A_s/\varepsilon = 1$.

На видимое и инфракрасное излучение приходится соответственно 46,1 и 44,4 % от общего потока электромагнитного излучения Солнца [35]. Около 9% энергии в солнечном спектре составляет ультрафиолетовое (УФ) излучение с длинами волн от 10 до 400 нм [35]. Плотность потока излучения Солнца в рентгеновской области мала и зависит от уровня солнечной активности. УФ-излучение с длинами волн короче 200 нм представляет особый интерес с точки зрения повреждающего воздействия на материалы, так как энергия квантов данной области спектра солнечного излучения достаточна для разрыва связей в некоторых материалах, например, полимерных. Воздействие УФ-излучения может привести также к изменению поверхностных свойств и оптических характеристик терморегулирующих покрытий.

Помимо электромагнитного излучения Солнца, аппарат будет подвергаться радиационному воздействию, основными источниками которого в ближайшей окрестности Солнца являются солнечный ветер, состоящий преимущественно из

электронов и протонов, и солнечные космические лучи, представляющие собой потоки заряженных частиц (в основном протонов) с энергиями $10^6 - 10^{10}$ эВ, испускаемые Солнцем во время интенсивных вспышек [35]. Высокая концентрация частиц солнечного ветра может привести к повреждениям молекулярной структуры и деградации материалов тепловой защиты, а ионная составляющая плазмы – вызывать распыление материалов.

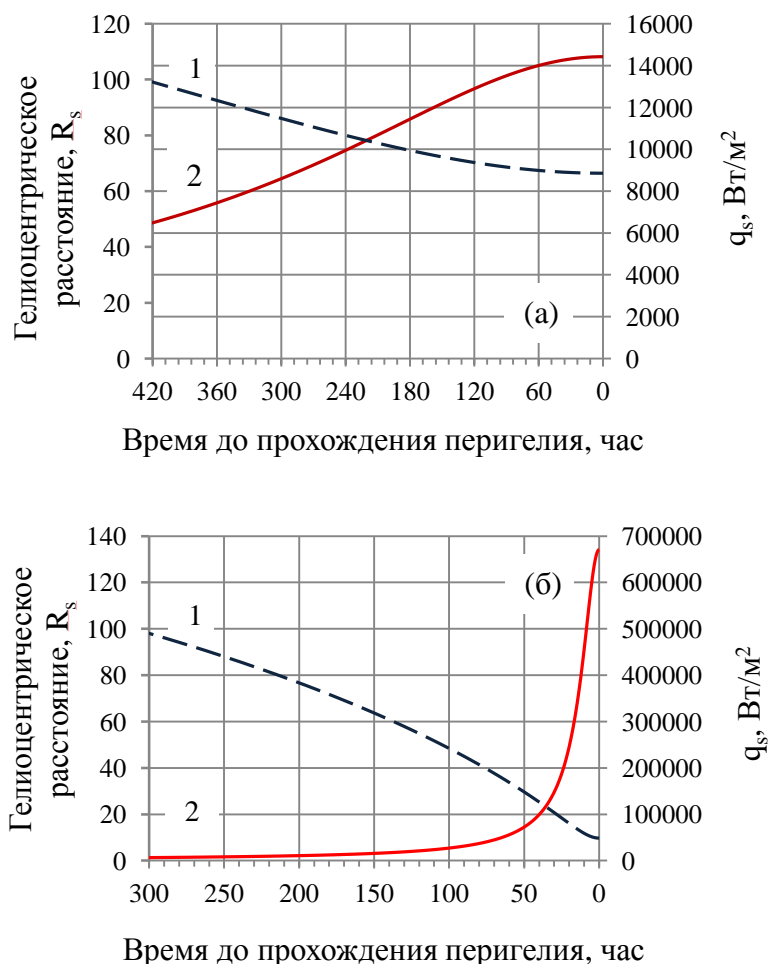


Рис. 1.2 – Зависимость гелиоцентрического расстояния (1) и плотности теплового потока солнечного излучения (2), воздействующего на внешнюю поверхность экрана КА, от времени до прохождения перигелия

Наиболее опасным следствием взаимодействия КА с заряженными частицами низкой энергии (1-100 кэВ) является электризация аппарата – накопление на его поверхности электрического заряда, что влечет за собой возникновение разности потенциалов между его поверхностью и окружающей невозмущенной плазмой [35]. В случае диэлектрической поверхности КА и различных условий освещенности для разных элементов конструкции, распределение потенциала по поверхности КА может быть неоднородным. Заряженные частицы высокой энергии (электроны и ионы с энергией, превышающей 10^6 эВ) способны проникать в материалы на глубину несколько десятков

микрометров, вызывая ионизацию атомов, формирование локальных электрических зарядов, образование дефектов и другие процессы. Все рассмотренные эффекты, обусловленные радиационным воздействием, соответствуют пренебрежимо малой эрозии поверхности КА, и не оказывают значительного влияния на его тепловое состояние.

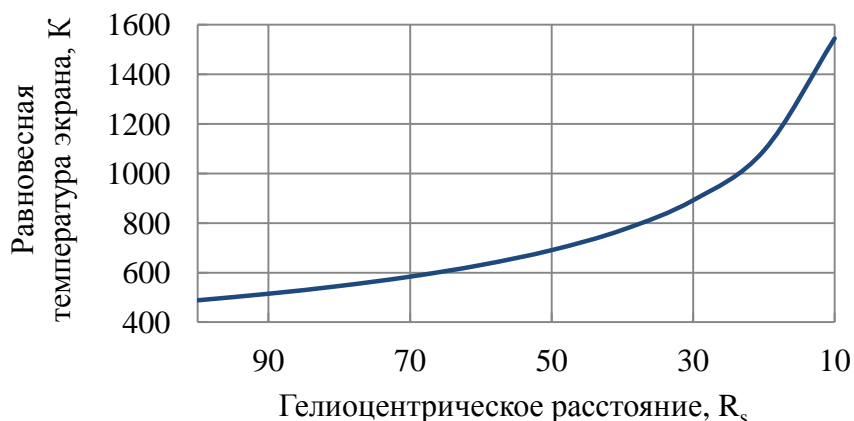


Рис. 1.3 – Равновесная температура экрана на различных расстояниях от Солнца

К факторам, которые могут привести к ухудшению теплоизоляционных свойств применяемых материалов, нарушению структурной целостности и работоспособности аппарата, относится ударное воздействие метеорной материи. Высокоскоростные частицы пыли могут поражать внешние элементы конструкции КА со скоростями, значения которых в зависимости от высоты перицентра орбиты КА могут достигать 350 км/с [36]. Необходимость оценки влияния данного фактора обусловлена значительной (5 – 7 лет) продолжительностью миссии и большими значениями концентрации частиц по сравнению с околоземным космическим пространством.

Источниками пыли в окосолнечном пространстве являются межзвездная пыль и частицы пыли, образовавшиеся при разрушении астероидов и комет. Сведения о метеорной материи в ближайшей окрестности Солнца получены на основе прямых измерений плотности потока пыли в области окосолнечного пространства 0,3 – 5 а.е. (данные КА «Helios», «Galileo», «Ulysses»), анализа измерений солнечного света, рассеиваемого пылевыми частицами (зодиакальный свет, F-корона Солнца), экстраполяции данных о распределении пыли в околоземном космическом пространстве [38 – 42]. На основании полученных данных был предложен ряд модельных распределений частиц пыли.

Согласно модельному распределению частиц пыли, представленному в работе [37], пространственная плотность частиц возрастает с уменьшением гелиоцентрического расстояния (рисунок 1.4) в соответствии с зависимостью:

$$n(r) = n_0 \left(\frac{r}{r_0} \right)^{-\nu}, \quad (1.5)$$

где n_0 - плотность на расстоянии $r_0 = 1$ а.е. от Солнца; ν - показатель степени, $\nu = 1$ для орбит с эксцентриситетом $e = 0$ и $\nu = 1,3$ для орбит с эксцентриситетом $e > 0$.

Поток частиц пыли с массами, большими m на расстоянии $r_0 = 1$ а.е. аппроксимируется степенной функцией:

$$F(m, r_0) = (c_4 m^{g_4} + c_5)^{g_5} + c_6 (m + c_7 m^{g_6} + c_8 m^{g_7})^{g_8} + c_9 (m + c_{10} m^{g_9})^{g_{10}}, \quad (1.6)$$

где $F(m, r_0)$ – поток частиц пыли, $M^{-2} \cdot c^{-1}$; m – масса, г; $c_4 = 2,2 \cdot 10^3$, $c_5 = 15$, $c_6 = 1,3 \cdot 10^{-9}$, $c_7 = 10^{11}$, $c_8 = 10^{27}$, $c_9 = 1,3 \cdot 10^{-16}$, $c_{10} = 10$; $g_4 = 0,306$, $g_5 = -4,38$, $g_6 = 2$, $g_7 = 4$, $g_8 = -0,36$, $g_9 = 2$, $g_{10} = -0,8$.

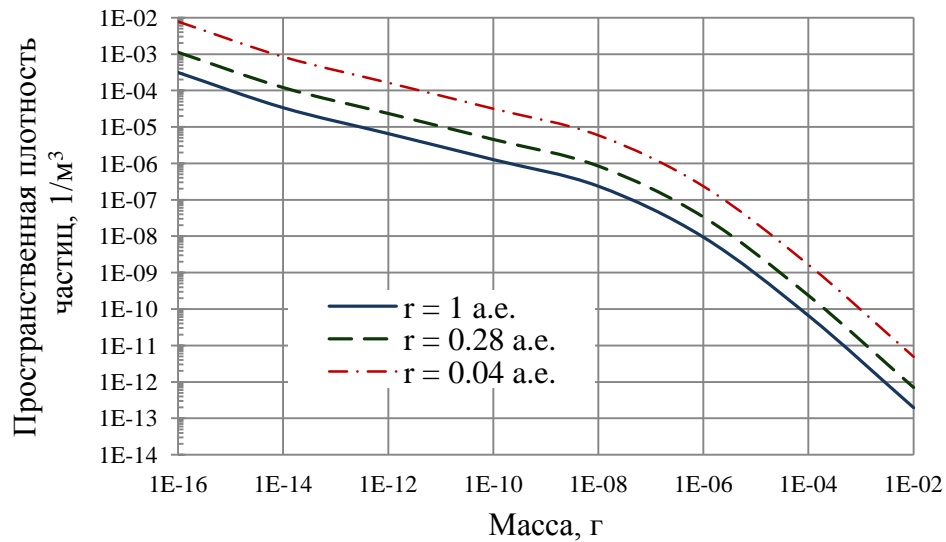


Рис. 1.4 – Пространственная плотность частиц пыли на различных расстояниях r от Солнца

Полагая поток изотропным:

$$F(m, r) = \frac{v(r)N(m)}{4}, \quad (1.7)$$

где $N(m, r)$ – интегральная плотность частиц;

$v(r)$ - средняя скорость соударения частиц (относительная скорость), км/с.

$$v(r) = v_0 \left(\frac{r}{r_0} \right)^{-0,5}, \quad (1.8)$$

$v_0 = 20$ км/с – средняя скорость соударения на расстоянии $r_0 = 1$ а.е.

Для орбит частиц радиусом $r < 1$ а.е.:

$$F(m, r) = F(m, r_0) \left(\frac{r}{r_0} \right)^{-1,5}, \quad (1.9)$$

Приведенная модель распределения частиц по размерам справедлива для широт не более 30°. По данным КА «Helios 1,2» и «Pioneer 10,11» пыль сосредоточена в основном вблизи плоскости эклиптики (плоскость симметрии пылевого облака составляет с плоскостью эклиптики угол $\sim 3,0 \pm 0,3^\circ$). С увеличением расстояния от плоскости эклиптики её плотность уменьшается [43, 44] в соответствии с зависимостью:

$$n(r, z) / n(r, 0) = \exp(-2,1 \cdot |z / r|), \quad (1.10)$$

где r - гелиоцентрическое расстояние; z - расстояние до плоскости эклиптики.

Реальная пространственная плотность частиц с массами, превышающими 10^{-7} г, может оказаться значительно ниже рассчитанной по приведенным формулам, так как эти частицы чаще всего разрушаются в результате столкновений [45]. Пространственная плотность частиц пыли с массами $10^{-12} - 10^{-7}$ г, наиболее часто образующихся в результате столкновений, напротив, может в 2 – 5 раз превышать рассчитанное значение [45].

Основную долю (94 %) метеорных частиц в пространстве между 0,3 – 1 а.е. составляют каменные частицы с плотностью $\rho = 2,3 - 3,5$ г/см³, доля железных ($\rho = 7,8$ г/см³) и железо-каменных ($\rho = 5,5$ г/см³) частиц составляет соответственно 5 и 1 % [46]. По данным о составе частиц, собранных в стратосфере Земли, основными формами кремнийсодержащих минералов в частицах межпланетной пыли являются пироксен и оливин [37]. Частицы с оптическими свойствами, близкими к свойствам обсидиана (вулканического стекла) в зависимости от размера могут существовать очень близко к Солнцу (вплоть до 2 солнечных радиусов) (таблица 1.1).

Таблица 1.1 – Зона сублимации частиц различного состава [37]

| Состав частицы | Расстояние от Солнца, R_s |
|---|-----------------------------|
| Графит | 5 |
| Стеклоуглерод | 4 |
| Магнетит | 10-40 |
| Железо | 11-24,3 |
| Обсидиан с низким содержанием FeO | 1,9-7 |
| Обсидиан с высоким содержанием FeO | 2,9-6 |
| Андезит | 9-10,5 |
| Базальт | 9-10,5 |
| Кварц | 1,5-4 |
| Силикат | 14 |
| Кристаллический оливин с высоким содержанием Mg | 10 |
| Аморфный оливин с высоким содержанием Mg | 13,5-15,5 |
| Кристаллический пироксен с высоким содержанием Mg | 5 |
| Аморфный пироксен с высоким содержанием Mg | 5,5-6,5 |

Образующиеся при разрушении комет и астероидов пылинки движутся по орбитам с параметрами, близкими к параметрам орбит родительских тел: астероидов ($i < 30^\circ$ и $e < 0,1$) и комет ($i < 40^\circ$ и $e < 0,4$). Однако в результате воздействия сил различной природы первоначальные параметры орбит частиц постепенно изменяются. Орбитальная эволюция пылевых частиц, определяемая в первую очередь гравитационной силой и радиационным давлением, требует учета большого количества факторов, которые зависят от материала частиц, их размеров, заряда, температуры нагрева и т.д. [47, 48]. Частицы с массами, превосходящими 10^{-10} г, для которых отношение силы давления солнечного света и сил тяготения $\beta < 0,5$, движутся по круговым или эллиптическим орбитам с наклоном $i \leq 30^\circ$. На пылинки, с массами $10^{-16} < m < 10^{-10}$ г сильное воздействие оказывает давление солнечного света, формирующее поток пыли в антисолнечном направлении.

На расстоянии 0,04 а.е. ($\sim 10 R_s$) пространственная плотность частиц меняется в диапазоне $10^{-2} - 10^{-11}$ $1/м^3$ для частиц с массами $10^{-16} - 10^{-2}$ г. Для расстояния 0,28 а.е. ($\sim 60 R_s$) данная величина составляет 10^{-3} и 10^{-12} $1/м^3$ для частиц с массой 10^{-6} г и 10^{-2} г соответственно. Интегральный поток частиц, воздействующий на КА, движущийся по орбите с параметрами: радиус перигелия 9,736 R_s , радиус афелия 0,763 а.е. в течение периода 93,762 суток, составляет $10^5 - 10^{-4}$ $1/м^2$ для частиц с массами $10^{-16} - 10^{-2}$ г (рисунок 1.5). Данные результаты позволяют утверждать, что удары частиц с массами, большими 10^{-6} г, представляют собой достаточно редкие события. Основная часть повреждения поверхности теплозащитного экрана солнечного зонда происходит от ударов частиц, масса которых находится в диапазоне $10^{-16} < m < 10^{-6}$ г, движущихся в направлении от Солнца.

В результате столкновения высокоскоростной частицы с теплозащитным экраном происходит выталкивание материала с образованием кратера и возникновение в материале преграды сильной ударной волны, начальная плотность энергии за которой на два-три порядка превышает удельную энергию испарения вещества [46]. В волне разгрузки некоторая часть вещества полностью испаряется, а по мере затухания ударной волны испарение сменяется плавлением и механическим дроблением вещества. Распространение ударной волны в высокопористых материалах сопровождается необратимым уплотнением пор и высокотемпературными фазовыми переходами. В хрупких материалах покрытий вокруг центрального кратера образуются трещины. Максимальный размер кольцевых трещин в хрупкой мишени обычно находится в пределах 2-5 диаметров центрального кратера [46].

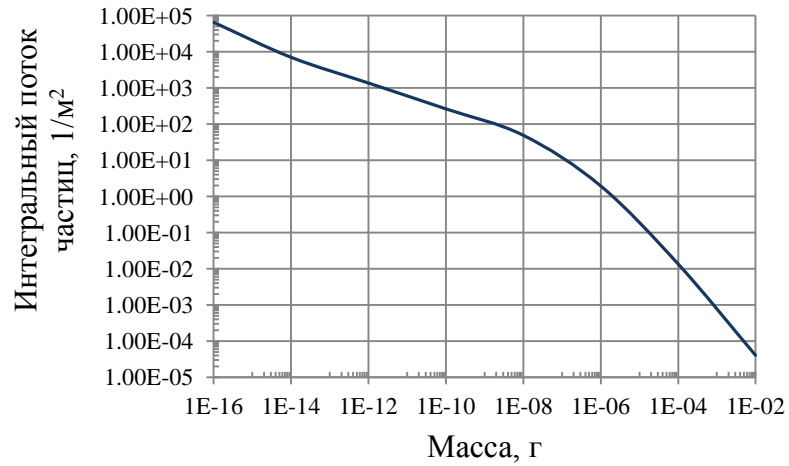


Рис. 1.5 – Интегральный поток частиц, воздействующий на КА, движущийся по орбите с параметрами радиус перигелия $9,736 R_s$, радиус афелия $0,763$ а.е. в течение периода $93,762$ суток

Диаметр кратера D_h , образующегося в материале преграды от столкновения с высокоскоростной частицей пыли, движущейся по нормали к поверхности преграды, можно оценить, используя соотношения [49]:

$$\frac{d_p}{f} = A \left(\frac{10}{9 + \exp \left[\frac{D_h}{B \cdot f} \right]} \right) + \frac{D_h}{f} \left[1 - \exp \left(-\frac{D_h}{B \cdot f} \right) \right], \quad (1.11)$$

$$A = 6,97 \left(\frac{\nu \rho_p}{\sqrt{\sigma_t \rho_t}} \right)^{-0,723} \left(\frac{\sigma_t}{\sigma_{Al}} \right)^{-0,217} f^{-0,053},$$

$$B = B_1 + B_2 \nu,$$

где d_p и ρ_p – диаметр и плотность частицы, f – толщина преграды, ρ_t – плотность материала преграды, B_1 и B_2 – параметры, зависящие от свойств материалов частицы и преграды, σ_t и σ_{Al} – пределы текучести материала преграды и алюминия, ν – скорость соударения.

При движении частицы под углом θ к нормали к поверхности преграды, максимальный и минимальный размеры образующихся кратеров можно оценить по формулам [49]:

$$D_h^{\max} = D_h e^{1,064 \theta},$$

$$D_h^{\min} = D_h (\cos \theta)^{0,283}.$$

Согласно оценкам, приведенным в [36], в результате удара каменной частицы диаметром 100 мкм (массой $\sim 1,3 \cdot 10^{-6}$ г), движущейся со скоростью 100 км/с, в материале теплозащитного экрана солнечного зонда образуется кратер диаметром $0,18$ см и

глубиной 0,22 см, заполненный парожидкостной смесью, отделенной от твердой фазы тонким слоем расплавленного вещества. В работе [36] предполагалось, что экран состоит из трех слоев Al_2O_3 , УУКМ и высокопористого ячеистого углеродного материала с толщинами 0,01 см, 0,083 см и 15 см соответственно; скорость частицы направлена по нормали к экрану.

Диаметры кратеров, образующихся в материале теплозащитного экрана при соударении с частицами с меньшей массой ($10^{-16} < m < 10^{-6}$ г), не превышают 2 мм.

Ввиду малого размера налетающей частицы время действия высокого давления оказывается ограниченным $10^{-11} - 10^{-13}$ с [46], поэтому ударная волна в материале быстро затухает и энергия, сообщаемая веществу, становится недостаточной для его испарения и плавления. На некотором удалении от места удара оказывается возможным только локальное повышение температуры до нескольких сотен К, не оказывающее заметного влияния на равновесную температуру экрана [36]. Обеспечение необходимой стойкости теплозащитного экрана КА к ударному воздействию высокоскоростных частиц может быть достигнуто за счет уменьшения площади поверхности экрана, а также применения материалов, устойчивых к ударным воздействиям.

Защита элементов конструкции и систем КА от ударного воздействия высокоскоростных частиц пыли может быть обеспечена с помощью многослойной экранно-вакуумной теплоизоляции, расположенной относительно защищаемых элементов с некоторым зазором [50, 51]. При столкновении с внешним слоем ЭВТИ произойдет разрушение пылевой частицы и части внешнего слоя в месте удара. Струя продуктов разрушения будет расширяться при движении в вакуумной промежутке между многослойным теплоизоляционным покрытием и элементом конструкции КА, благодаря чему её воздействие на конструкцию КА окажется не столь резко локализованным, как первоначальное.

Толщину фольги, пробиваемой пылевой частицей, можно оценить по формуле [52]:

$$T \approx ct^{0.4} v^{0.88} \rho^{0.33},$$

где T – толщина, см; c – коэффициент ~ 1.5 ; m , v , ρ – соответственно масса, скорость и плотность пылевой частицы.

Критический диаметр частицы, способной пробить многослойную теплоизоляцию, состоящую из 20 слоев металлизированной пленки оценивался в работе [51] и составляет 610 мкм и 500 мкм для скоростей 30 км/с и 150 км/с соответственно.

За счет выбора толщин и свойств материалов внешнего и промежуточных слоев ЭВТИ, расстояния между ЭВТИ и защищаемым элементом конструкции могут быть

обеспечены необходимые условия ослабления ударного воздействия на элементы конструкции КА.

Таким образом, ударное воздействие пылевых частиц не оказывает существенного влияния на тепловое состояние КА и разрушение его тепловой защиты [53 – 55].

1.3 Материалы для многослойного теплозащитного экрана солнечного зонда

Материалы, входящие в состав теплозащитного экрана солнечного зонда, должны обладать высокими удельными механическими свойствами – прочностью, жесткостью, стойкостью к вибрации и воздействию факторов космического пространства при рабочих температурах 120 – 2000 К, иметь высокую температуру плавления и низкий коэффициент термического расширения. К основным требованиям, определяющим возможность эксплуатации конструкции, относится низкая скорость сублимации материалов в вакууме, необходимая для минимизации плотности собственной внешней атмосферы КА и её влияния на работу научной и служебной аппаратуры.

Перспективными для использования в конструкции теплозащитного экрана солнечного зонда являются углерод-углеродные композиционные материалы («КМ-ВМ», «Десна Т-1», «Десна-4», «КМ-ВМ-4D», «Граурис», ИМТ, Aerolor-32, Sepcarb I, II и др. [9]), изготавливаемые на основе тканых углеродных наполнителей и углеродной матрицы. Данные материалы сохраняют стабильные свойства, структуру, форму и размеры изделий при нагревании в неокисляющей среде вплоть до 2000 К, легко поддаются механической обработке, обеспечивая возможность изготовления элементов конструкции практически любой формы и размеров, и обладают такими уникальными свойствами, как невысокая плотность, регулируемая пористость, высокий коэффициент черноты, стойкость к механическим и термическим ударным нагрузкам, повышение прочности при нагревании до 2500 К. Механические и теплофизические характеристики углерод-углеродных композиционных материалов определяются схемой армирования, видом матрицы и технологией изготовления. Плотность данных материалов составляет 1,3 – 2 г/см³; прочности при растяжении, сжатии и изгибе – 70 – 370 МПа; 110 – 200 МПа и 130 – 550 МПа соответственно; ударная вязкость – 50 – 100 КДж/м²; модуль упругости – 20 – 200 ГПа; теплопроводность – 3,2 – 150 Вт/(м·К) [9, 56]. Интегральная полусферическая степень черноты углеродных материалов лежит в пределах 0,502 – 0,904 [57].

Скорость испарения углеродных материалов в вакууме можно оценить по формуле [57]:

$$\lg \omega = A - B / T$$

где ω скорость испарения, $\text{г}/(\text{см}^2 \cdot \text{с})$; А и В – коэффициенты, $A = 9,072$; $B = 36650$; Т – температура. Скорость испарения графита при температуре 2273 К составляет $1,15 \cdot 10^{-8} \text{ г}/(\text{см}^2 \cdot \text{с})$ [57]. Повышению стойкости углеродных материалов и улучшению оптических характеристик их поверхности способствует нанесение защитных покрытий (Al_2O_3 ; ZrO_2 ; HfO_2 и т.д.) и объемная пропитка жидким кремнием или жидкими металлами (например, сплавами Zr-5%Nb или Hf-20%Ta) [58].

Дальнейшее улучшение механических и оптических свойств углерод-углеродных композиционных материалов связано с заменой углеродной матрицы на керамическую. Примером таких материалов являются углерод-карбидные материалы («Гравимол», «Карбосил», «Sercarbinox» [9] и др.), получаемые путем пропитки углеродного каркаса двух- или трехмерной структуры карбидами кремния, титана, циркония, ниобия, гафния или сложными карбидами. Плотность углерод-карбидных материалов составляет $1,7 - 2,8 \text{ г}/\text{см}^3$; прочности при растяжении, сжатии и сдвиге – 100 – 200 МПа; 90 – 300 МПа и 35 – 60 МПа соответственно; модуль упругости – 23 – 250 ГПа; коэффициент термического расширения $1 - 5 \cdot 10^{-6} \text{ К}^{-1}$; теплопроводность – 9,8 – 25 Вт/(м·К) [9].

Наряду с углерод-углеродными и углерод-карбидными композиционными материалами в конструкции теплозащитного экрана солнечного зонда могут быть использованы керамические теплозащитные материалы, которые успешно применялись для тепловой защиты пилотируемых космических кораблей многоразового использования. Примерами подобных материалов являются разработанные для воздушно-космической системы (ВКС) «Space Shuttle» анизотропные теплозащитные материалы:

1) LI-2200 (кажущаяся плотность – $352 \text{ кг}/\text{м}^3$, прочность при изгибе – 1300 кПа в поперечном и 500 кПа в продольном направлении, состав – волокна кварцевого стекла диаметром от 0,5 до 12,0 мкм [59]);

2) FRCI-12-22 (кажущаяся плотность – $228 \text{ кг}/\text{м}^3$, прочность при изгибе – 1800 кПа в поперечном и 650 кПа в продольном направлениях, состав – 22 % волокон алюмоборосиликатного стекла диаметром 12 мкм («Nextel 312») и 78 % волокон кварцевого стекла диаметром 1,4 мкм («Astroquartz») [59]);

3) НТР-6-22, НТР-12-22, НТР-12-35, НТР-16-22 (кажущаяся плотность – 70 – 270 $\text{кг}/\text{м}^3$, прочность при изгибе 800 – 2800 кПа, состав – волокна Al_2O_3 диаметром 3 мкм и волокна кварцевого стекла диаметром 1,4 мкм [59]);

4) АЕТВ-12-20, АЕТВ-15-30 (кажущаяся плотность – $170 \text{ кг}/\text{м}^3$, прочность при изгибе 1000 кПа, состав – волокна кварцевого стекла, боросиликатного стекла и Al_2O_3 [59]).

Для тепловой защиты ВКС «Буран» были созданы аналогичные материалы на основе сверхчистого аморфного кварцевого волокна ТЗМК-10, 25 с плотностями 140 кг/м^3 и 255 кг/м^3 соответственно (по данным производителя АО «ОНПП «Технология» им. А. Г. Ромашина»).

Применение кварцевых теплозащитных материалов ограничено температурой 1530 К; материалы, состоящие из волокон SiO_2 и Al_2O_3 , могут использоваться до температуры 1700 К [59].

На основе керамических материалов разрабатывается и более стойкая тепловая защита, температура применения может достигать 1970 К [59]. В её состав входит высокопористый слой волокнистой теплоизоляции или спеченной пенокерамики, защищенный слоем SiC или Si_3N_4 в виде облицовки, воспринимающей основную тепловую и механическую нагрузку. В качестве теплоизоляционного слоя могут использоваться пористые керамические материалы из Al_2O_3 и ZrO_2 , рабочие температуры которых могут достигать 2020 К и 2470 К в вакууме при отсутствии нагрузки и термических ударов.

Скорость испарения плотных керамических материалов в вакууме при 2273 К составляет $\sim 10^{-6} - 10^{-7} \text{ г/(\text{см}^2 \cdot \text{с})}$ [57].

Большими потенциальными возможностями для изготовления теплоизоляции обладают пористые композиционные материалы, в которых в качестве наполнителя используются заранее изготовленные пустотелые микросферы [60]. Такие материалы характеризуются малой теплопроводностью в сочетании с высокой удельной прочностью на сжатие, устойчивостью к деформации и низкой кажущейся плотностью. Весьма перспективны материалы на основе углеродных микросфер, связующим в которых служат пироуглерод или пенообразующие смолы. Карбонизированный пеноматериал на основе углеродных микросфер имеет плотность $0,05 - 1 \text{ г/см}^3$; прочность при сжатии $0,5 - 49,0 \text{ МПа}$; рабочую температуру в нейтральной и восстановительной среде – до 3273 К [60].

Перспективными для использования в конструкции теплозащитного экрана солнечного зонда являются высокопористые ячеистые материалы на основе стеклоглерода с пористостью $0,82 - 0,98$. Материалы обладают высокой жесткостью, достаточной прочностью при сжатии ($0,3-4,0 \text{ МПа}$) в диапазоне рабочих температур, малой плотностью ($50 - 400 \text{ кг/м}^3$), невысокой теплопроводностью ($0,06-0,60 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$) [9]. Теплоизоляционные свойства данных материалов значительно ухудшаются при высоких температурах в связи с существенным возрастанием в их пространственной сетчатой структуре доли радиационного теплопереноса. Указанный недостаток можно устранить, заполнив материал углеродным аэрогелем, обладающим высокой твердостью,

жаропрочностью, чрезвычайно низкими плотностью ($0,07 \text{ г/см}^3$) и теплопроводностью ($< 1 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ при 2173 К) [61].

1.4 Высокопористые ячеистые углеродные материалы

Высокопористые ячеистые материалы получают в результате нанесения слоя неорганического материала (металлов, оксидов, карбидов и т.д.) на поверхность высокопористой открытоячеистой органической матрицы, например, пенополиуретана (ППУ), и последующего удаления структурообразующей матрицы путем термодеструкции в специальной среде [9]. В основе технологии производства стеклоуглеродных ВПЯМ лежит процесс пиролиза ППУ, предварительно пропитанного фенолоформальдегидной смолой [9].

Полученные таким образом ВПЯМ характеризуются высокой однородностью структуры и малым отклонением размеров ячеек от среднего значения. Структура ВПЯМ представляет собой пространственный каркас, образованный стержнями (тяжами), соединяющимися в узлах. Элементарная ячейка структуры материала имеет форму, близкую к пентагондодекаэдру, состоящему из двенадцати пятиугольных граней, в вершинах которого располагаются узлы, а ребра образованы соединяющими узлы стержнями [9]. Разработаны и другие геометрические модели структуры ВПЯМ, в которых элементарная ячейка представляется в виде куба или усеченного октаэдра, имеющего 14 граней (рисунок 1.6). Реальные ячейки ВПЯМ несколько вытянуты в направлении вспенивания структурообразующего ППУ, причем соотношение средних размеров ячеек в направлении вспенивания ППУ и перпендикулярном ему направлению составляет, как правило, $1,1 - 1,3$ [9]. К особенностям структуры ВПЯМ относятся также наличие микро- и нанопористости стержней и узлов, различие в свойствах их поверхностей, форме и составе, зависящих от конкретной технологии изготовления ВПЯМ [9].

Основными параметрами ВПЯМ, описывающими структуру материала, являются средний размер ячейки и пористость, характеризующая пространство внутри ячеек (рисунок 1.7). Размер ячейки определяет длину и количество стержней в единице объема материала, а пористость – форму и размер поперечного сечения стержня (таблица 1.2).

Плотность высокопористого ячеистого материала определяется из соотношения:

$$\rho_n = (1 - \delta)\rho_{mв}, \quad (1.12)$$

где $\rho_{mв}$ – плотность материала, образующего структуру ВПЯМ, δ – пористость ВПЯМ.



Рис. 1.6 – Геометрические модели элементарной ячейки ВПЯМ

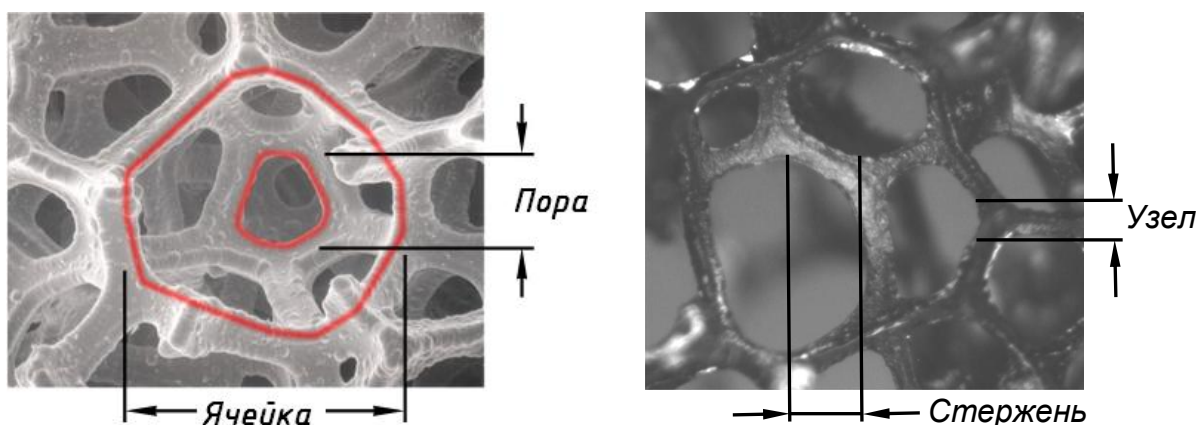


Рис. 1.7 – Параметры структуры ВПЯМ. Средний размер пор составляет 50 – 70 % от среднего размера ячеек

Таблица 1.2 – Форма поперечного сечения стержня в зависимости от пористости ВПЯМ [62]

| | | | | |
|-----------------------------------|--------|---------------|---------------|--------|
| Форма поперечного сечения стержня | | | | |
| Пористость | ~ 0,97 | ~ 0,94 – 0,92 | ~ 0,90 – 0,88 | ~ 0,85 |

Высокопористые ячеистые материалы могут служить основой для производства композиционных материалов с уникальными теплофизическими, механическими, спектральными и химическими свойствами, получаемых путем осаждения из газовой фазы графита, тугоплавких металлов (ниобия, тантала, вольфрама, молибдена, рения) или керамических соединений (оксидов, нитридов, карбидов, боридов и силицидов любого металла) [61] (рисунок 1.8).

Узлы и стержни, составляющие основу ячеистой структуры высокопористых углеродных материалов, могут состоять из стеклоуглерода или представлять собой композиции из разных углеродных материалов, связанных пиролитическим углеродом [63].

Стеклоуглерод является продуктом термической переработки сетчатых полимеров, которые при пиролизе, минуя жидкую фазу, превращаются в карбонизированные продукты [63]. Условия пиролиза, в особенности такие факторы, как скорость нагрева полимеров до максимальной температуры, выдержка при этой температуре существенно влияют на направленность и глубину термохимических превращений и на качественные характеристики образующегося материала [63]. В зависимости от режимов термообработки свойства стеклоуглерода изменяются в широких пределах, что позволяет получать материалы с различными физико-механическими характеристиками из одного и того же углеродсодержащего сырья.

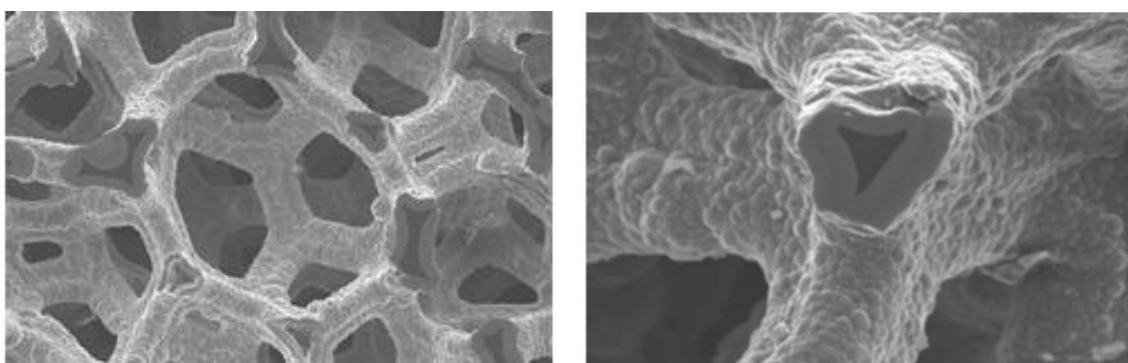


Рис. 1.8 – Структура высокопористого ячеистого углеродного материала (темно-серый), покрытого карбидом кремния (светло-серый) [64]

Кристаллическую структуру стеклоуглерода составляют кристаллы диаметром $\sim 0,01$ мкм не имеющие трехмерного упорядочения. Между кристаллитами находятся объемы и атомные цепочки без определенной ориентации. Модель структуры стеклоуглерода представляют в виде беспорядочно переплетенных углеродных лент, состоящих из микрокристаллов, между которыми располагаются поры игольчатой формы [63, 9]. В отличие от обычных углеграфитовых материалов, стеклоуглерод изотропен и имеет практически одинаковые свойства в разных направлениях. В стеклоуглероде имеются микро- и переходные поры, размеры которых определяют методом малоуглового рассеяния рентгеновских лучей по перепадам электронной плотности. Средний радиус пор сферической формы зависит от температуры обработки и составляет ~ 12 нм, $17,2$ нм и $30,8$ нм для значений температуры обработки 1000°C , 2000°C и 3000°C соответственно [65]. Соотношение открытой и недоступной пористости существенно меняется при термообработке стеклоуглерода. При температуре обработки выше 1000°C открытая пористость уменьшается, а общая и недоступная пористость увеличивается [65].

К характерным свойствам стеклоуглерода относятся низкая проницаемость для жидкостей и газов, большая термостойкость в инертной, восстановительной среде и в вакууме, коррозионная стойкость во многих средах, высокая чистота поверхности, механическая прочность, стойкость в агрессивных средах, газонепроницаемость [63]. На воздухе изделия из стеклоуглерода могут работать без окисления до 400 – 500°C [9]. Коэффициент теплопроводности при 20°C стеклоуглерода различных марок находится в диапазоне 1,63 – 7,44 Вт/(м К) [63-67].

Стеклоуглерод хорошо проводит электрический ток, однако удельное электросопротивление его выше по сравнению с обычными марками графита и приближается по значению к электросопротивлению сажевых сортов искусственного графита [63]. Основные свойства стеклоуглерода различных марок представлены в таблицах 1.3 и 1.4.

Таблица 1.3 – Свойства стеклоуглерода различных марок [9, 63, 67]

| Показатели | СУ-12 | СУ-20 | СУ-30 | Японский стеклоуглерод | | | Французский стеклоуглерод | |
|--|-----------|-----------|-----------|------------------------|-----------|-------------|---------------------------|-----------|
| | | | | GC-10 | GC-20 | GC-30 | V10 | V25 |
| Максимальная рабочая температура (в инертной, восстановительной среде и в вакууме), °С | 1200 | 2000 | 3000 | 1300 | 2000 | 3000 | 1000 | 2500 |
| Объемная (кажущаяся) плотность, кг/м ³ | 1470-1550 | 1380-1480 | 1060-1270 | 1470-1500 | 1460-1470 | 1430-1460 | 1500-1550 | 1500-1550 |
| Открытая (кажущаяся) пористость, % | 0,2-1,3 | 0,7-2,0 | 1,8-2,2 | 0,2-0,4 | 1-3 | 3-5 | 0 | 0 |
| Предел прочности при изгибе, МПа | 80-100 | 80-100 | 80-100 | 90-100 | 70-80 | 40-50 | 100 | 60-80 |
| Удельное электросопротивление, ом·мм ² /м | 45-54 | 45-54 | 45-54 | 45-50 | 40-45 | 30-35 | 55 | 45 |
| Зольность, % | 0,01-0,05 | 0,01-0,05 | 0,01-0,05 | 0,1-0,2 | 0,1-0,2 | < 0,05 | 0,02 | 0,005 |
| Коэффициент теплопроводности, Вт/(м К) при 20°C | 3,7-4,4 | 6,05-7,00 | 7,44 | 3,49-4,65 | 8,14-9,30 | 15,12-17,45 | - | - |
| Коэффициент термического расширения, (10 ⁻⁶ /град) | 4,6-5,8 | 4,6-5,8 | 3,7-5,7 | 3,2-2,2 | 2,0-2,2 | 2 – 2,2 | 3,2 | 3,2 |
| Модуль упругости, ГПа | 28-31 | 23-27 | 15-17 | 26-29 | 24-28 | 15-20 | 28 | 22 |

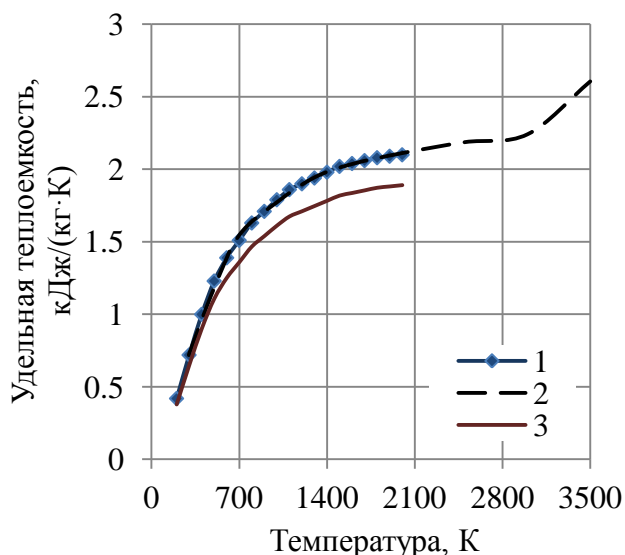
На рисунке 1.9 показаны зависимости теплоемкости графита ($\rho=1700$ кг/м³) и стеклоуглерода ($\rho=1520$ кг/м³) от температуры.

Таблица 1.4 – Свойства стеклоуглерода СУ-2000, СУ-2500 в зависимости от температуры [57]

| Показатель | Температура, °С | Значение |
|--|-----------------|----------------------|
| Предел прочности при растяжении/сжатии/изгибе, МПа | 20 | 52,0 / 260,0 / 83,5 |
| | 500 | 34,0 / – / 79,0 |
| | 1000 | 38,0 / 135,0 / 80,0 |
| | 1500 | 34,0 / 280,0 / 82,0 |
| | 2000 | 50,0 / 286,0 / 110,5 |
| | 2500 | 62,3 / 286,0 / – |
| Модуль упругости, ГПа | 100 | 32,23 |
| | 500 | 32,20 |
| | 1000 | 31,0 |
| | 1500 | 25,90 |
| | 2000 | 23,40 |
| | 2200 | 23,40 |
| Коэффициент термического расширения, 10^{-6} 1/К при нагреве от 20°С до различных температур, °С | 2500 | 15,80 |
| | 100 | 2,35 |
| | 500 | 2,80 |
| | 1000 | 3,50 |
| | 1500 | 4,05 |
| Удельное электросопротивление, мкОм·м | 2000 | 4,40 |
| | 2500 | 5,0 |
| | 20 | 44,0 |
| | 400 | 36,5 |
| | 700 | 29,0 |
| | 1200 | 26,6 |
| Коэффициент теплопроводности, Вт/(м К) | 1700 | 23,0 |
| | 2200 | 20,0 |
| | 20 | 7 |
| | 300 | 7,7 |
| | 600 | 8,5 |
| | 1000 | 9,5 |
| | 1200 | 10,0 |
| | 1600 | 10,5 |
| Интегральная полусферическая степень черноты | 2000 | 11,0 |
| | 2200 | 11,5 |
| | 900 | 0,583 |
| | 1300 | 0,623 |
| | 1700 | 0,663 |
| | 1900 | 0,683 |
| | 2100 | 0,703 |

Оптические характеристики углеродных материалов, в частности стеклоуглерода, во многом зависят от совершенства их кристаллической структуры. Чем ближе структура материала к структуре идеального графита, тем больше его отражательная способность. Наибольшее влияние на отражательную способность оказывает дефектность поверхности материала (количество и размеры дефектов на поверхности). Так как поры являются

поглотителями падающего излучения, увеличение количества дефектов (поверхностной пористости) ведет к уменьшению отражательной способности материала [68]. Для всех термообработанных углеродных материалов наблюдается общая тенденция увеличения коэффициента отражения с ростом длины волны [68] (рисунок 1.10).



1 – по источнику [67], 2 – по источнику [66],
3 – значения (1), умноженные на поправку,
учитывающую отличие плотностей графита
и стеклоуглерода $0,9=1520/1700$

Рис. 1.9 – Теплоемкость графита

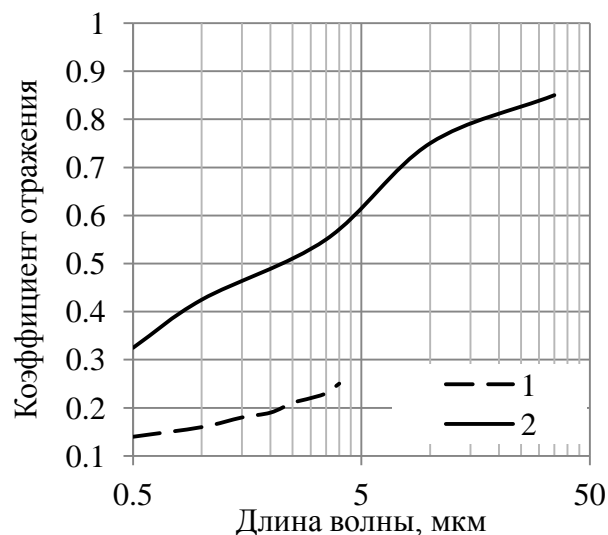


Рис. 1.10 – Спектральная отражательная способность углеродных материалов: 1 – углеграфита [69], 2 – графита [70]

Теплофизические характеристики высокопористых ячеистых материалов зависят от многих факторов: температуры, условий эксплуатации, свойств материала, образующего высокопористую структуру, геометрических параметров структуры, свойств исходного сырья, технологии производства материала.

Данное обстоятельство дает возможность в процессе производства управлять свойствами получаемых высокопористых ячеистых материалов в достаточно широком диапазоне, создавая материалы с заранее заданными свойствами, имеющие оптимальную для конкретных условий эксплуатации структуру [17].

1.5 Моделирование теплофизических свойств высокопористых ячеистых материалов

Теплообмен в ВПЯМ в общем случае описывается четырьмя процессами: кондуктивной теплопроводностью через твердый каркас, теплопроводностью через газовую фазу в ячейках, теплообменом за счет конвекции в газовой фазе и радиационным

теплообменом в пористой структуре. При невысоких температурах определяющими являются кондуктивная теплопроводность через твердый каркас и конвективный теплоперенос в ячейках [18].

Для расчета кондуктивной теплопроводности твердый каркас высокопористого ячеистого материала обычно представляется в виде совокупности термических сопротивлений образующих структуру материала стержней и узлов, имеющих различную геометрию [19]. В работе [10] для оценки кондуктивной составляющей теплопроводности λ_c используется соотношение:

$$\lambda_c = \delta\lambda_z + \frac{1}{3}(1 - \delta)\lambda_{me}, \quad (1.13)$$

где δ – пористость, λ_z - теплопроводность газовой фазы в ячейках, λ_{me} – теплопроводность твердого каркаса. Коэффициент 1/3 учитывает долю стержней, ориентированных в каждом из трех ортогональных направлений x, y, z.

Кондуктивная составляющая теплопроводности материалов, структура которых моделируется в виде совокупности стержней, находится в диапазоне [11]:

$$\delta\lambda_z + \frac{(1 - \delta)}{3}\lambda_{me} > \lambda_c > \delta\lambda_z + 0,8 \frac{(1 - \delta)}{3}\lambda_{me} \quad (1.14)$$

В работе [12] приведено соотношение для оценки кондуктивной теплопроводности высокопористых ячеистых материалов, учитывающее наличие в структуре материала узлов и стержней:

$$\lambda_c = \lambda_z + \alpha(1 - \delta)\lambda_{me} + \chi(1 - \delta)^2\lambda_{me}, \quad (1.15)$$

где α и χ – коэффициенты, зависящие от отношения диаметров узла D и стержня d (таблица 1.5).

Таблица 1.5 – Значения коэффициентов α и χ для расчета кондуктивной теплопроводности [12]

| D/d | α | χ |
|-----|--|--|
| 1 | 0,38 | 0,618 |
| 2 | 0,368 | 0,495 |
| 3 | $0,334 + 11,71 \left(\frac{\lambda_{me}}{\lambda_z} \right)^{-1,796}$ | $0,15 + 2,996 \left(\frac{\lambda_{me}}{\lambda_z} \right)^{-0,8937}$ |
| 4 | $0,26 + 1,467 \left(\frac{\lambda_{me}}{\lambda_z} \right)^{-0,94}$ | $0,14 + 2,404 \left(\frac{\lambda_{me}}{\lambda_z} \right)^{-0,9865}$ |

При высоких температурах доминирующим механизмом теплопереноса является излучение, и радиационная составляющая теплопроводности ВПЯМ значительно превышает кондуктивную. Существуют различные подходы к математическому

моделированию радиационной составляющей теплопроводности высокопористых ячеистых материалов. Широкое распространение получили модели, в которых высокопористый ячеистый материал, имеющий сложную структуру, состоящую из отдельных частиц – стержней и узлов, рассматривается как некоторая непрерывная полупрозрачная среда, испускающая, поглощающая и рассеивающая электромагнитное излучение [14]. Процесс теплообмена излучением в данной среде описывается интегро-дифференциальным уравнением переноса излучения с соответствующими граничными условиями. Для решения уравнения необходима информация о радиационных свойствах среды (спектральном коэффициенте рассеяния, спектральном альбедо и индикатрисе рассеяния), зависящих от параметров структуры высокопористого ячеистого материала. Определению радиационных свойств рассматриваемых материалов посвящено большое количество публикаций [12 – 16].

В работах [12, 13, 15] высокопористый ячеистый материал имитируется системой произвольно ориентированных независимых рассеивателей, имеющих простую форму (как правило, цилиндров для моделирования стержней и сфер или кубов для моделирования узлов). На основании принятой модели элементарной ячейки структуры материала рассчитывается количество частиц-рассеивателей в единице объема. Вклад отдельных частиц в процесс переноса излучения суммируется определенным образом.

В работах [14, 16] для исследования радиационных свойств высокопористых ячеистых материалов используются численные методы статистического моделирования, известные как методы Монте-Карло, имитирующие взаимодействие излучения с генерируемой на ЭВМ структурой материала, учитывающей его особенности, такие как форму поперечного сечения стержней, отношение диаметров стержней и узлов, отклонение размеров ячеек от среднего значения и т.д.

Приведенные в работах [12 – 16] соотношения для расчета коэффициента ослабления ВПЯМ в зависимости от структуры представлены в таблице 1.6.

В качестве проектных параметров, характеризующих структуру высокопористых ячеистых материалов, целесообразно выбрать такие параметры, которые:

- 1) оказывают большое влияние на радиационные свойства материала;
- 2) могут быть легко измерены с помощью доступных средств для обработки изображений микроструктуры образцов высокопористых ячеистых материалов;
- 3) могут легко контролироваться в процессе изготовления материала.

Полученные с помощью методов статистического моделирования теоретические результаты показывают, что наибольшее влияние на радиационные свойства ВПЯМ оказывают пористость и средний диаметр ячейки [16].

Таблица 1.6 – Соотношения для расчета коэффициента ослабления в зависимости от параметров структуры материала [12 – 16]

| № | Модель ячейки | Модель стержня | Коэффициент ослабления β |
|---|--|-------------------------------|--|
| 1 | 2 | 3 | 4 |
| 1 | Пентагондодекаэдр, образованный стержнями | Стержень переменного сечения | $\beta = 2 N_v \left(\bar{G}_1 + \frac{\bar{G}_2}{2} \right),$ <p>N_v – количество стержней в единице объема; \bar{G}_1 и \bar{G}_2 – средние площади поперечных сечений стержней и узлов</p> |
| 2 | | Правильная треугольная призма | $\beta = 4,09 \sqrt{\frac{1 - \varepsilon}{D^2}},$ <p>ε – пористость; D – диаметр ячейки</p> |
| 3 | | Правильная треугольная призма | $\beta = \frac{3}{4} \cdot 1,305 \cdot \frac{b}{a^2},$ <p>a – длина стержня; b – поперечный размер стержня</p> |
| 4 | | Цилиндр | $\beta = 0,621 \frac{b}{a^2},$ <p>a – длина стержня; b – диаметр стержня</p> |
| 5 | | Стержень переменного сечения | $\beta = \frac{3}{4} (a_s b_{min} + 2 a_p b_{min} + 2 a_p b_p) \frac{1,305}{a^3},$ <p>b_{min} – минимальный диаметр стержня; b_{max} – максимальный диаметр стержня; a_s – длина участка стержня, имеющего постоянный диаметр b_{min}; a_p – длина участка стержня, диаметр которого возрастает от b_{min} к b_{max}</p> |
| 6 | Пентагондодекаэдр, образованный стержнями и узлами | Стержень переменного сечения | $\beta = \frac{1,305}{a^3} \left[\frac{3}{4} (a_s b_{min} + 2 a_p b_{min} + 2 a_p b_p) + \frac{\sqrt{3}}{8} b_{max}^2 \right],$ <p>b_{min} – минимальный диаметр стержня; b_{max} – максимальный диаметр стержня; a_s – длина участка стержня, имеющего постоянный диаметр b_{min}; a_p – длина участка стержня, диаметр которого возрастает от b_{min} к b_{max}</p> |
| 7 | Усеченный октаэдр, образованный стержнями | Правильная треугольная призма | $\beta = \frac{3}{4} \cdot 1,061 \cdot \frac{b}{a^2},$ <p>a – длина стержня; b – поперечный размер стержня</p> |
| 8 | | Цилиндр | $\beta = 0,505 \frac{b}{a^2},$ <p>a – длина стержня; b – диаметр стержня</p> |

Продолжение таблицы 1.6.

| 1 | 2 | 3 | 4 |
|----|--|------------------------------|--|
| 9 | | Стержень переменного сечения | $\beta = \frac{3}{4} \left(a_s b_{min} + 2 a_p b_{min} + 2 a_p b_p \right) \frac{1,061}{a^3},$ b_{min} – минимальный диаметр стержня; b_{max} – максимальный диаметр стержня; a_s - длина участка стержня, имеющего постоянный диаметр b_{min} ; a_p – длина участка стержня, диаметр которого возрастает от b_{min} к b_{max} |
| 10 | Усеченный октаэдр, образованный стержнями и узлами | | $\beta = \frac{1,061}{a^3} \left[\frac{3}{4} \left(a_s b_{min} + 2 a_p b_{min} + 2 a_p b_p \right) + \frac{\sqrt{3}}{8} b_{max}^2 \right],$ b_{min} – минимальный диаметр стержня; b_{max} – максимальный диаметр стержня; a_s - длина участка стержня, имеющего постоянный диаметр b_{min} ; a_p – длина участка стержня, диаметр которого возрастает от b_{min} к b_{max} |
| 11 | - | Стержень переменного сечения | $\beta = \left(1 + 1,14 (1 - \varepsilon)^{0,765} \right) S_v / 4 ,$ ε – пористость материала; S_v – суммарная площадь поверхности стержней и узлов в единице объема |
| 12 | - | Стержень переменного сечения | $\beta = \frac{S_v}{4 \varepsilon^{1,76(1+0,4(1-k))}},$ ε – пористость; k – параметр, учитывающий форму поперечного сечения стержня |
| 13 | - | Стержень переменного сечения | $\beta = \frac{2,62 \sqrt{1-\varepsilon} \left[1 + 0,22 (1-k)^2 \right] \left[1 - 0,22 (1-t)^2 \right]}{a},$ a – диаметр ячейки; $t = b_{min} / b_{max}$ – отношение минимального и максимального диаметров стержня; k – параметр, учитывающий форму поперечного сечения стержня |

Второстепенными по значимости параметрами являются форма поперечного сечения стержня и отношение диаметров стержней и узлов [16]. Отклонение размеров ячеек от среднего значения не оказывает заметного влияния на радиационные характеристики материала [16].

Таким образом, в основу разрабатываемого метода проектирования структуры высокопористого ячеистого материала целесообразно положить физико-математическую модель теплообмена, в соответствии с которой радиационные свойства материала рассчитываются в зависимости от диаметра ячейки и пористости.

1.6 Постановка задачи проектирования теплозащитного экрана солнечного зонда

Постановка традиционной для теплового проектирования оптимизационной задачи подразумевает определение толщин слоев, обеспечивающих минимум удельной массы покрытия при соблюдении заданных ограничений на максимальные температуры в слоях. В данной работе наряду с толщинами слоев многослойной изоляции d_l в число проектных параметров включаются диаметр ячейки a и пористость δ , характеризующие структуру высокопористого ячеистого материала.

Искомый вектор проектных параметров \bar{p} должен обеспечить минимум массы единицы площади поверхности покрытия, которая определяется функцией:

$$J(\bar{p}) = \sum_{l=1}^L \rho_l d_l, \quad (1.16)$$

ρ_l – плотность, для пористого слоя $\rho_n = (1 - \delta)\rho_{me}$, ρ_{me} – плотность материала, образующего структуру ВПЯМ, δ – пористость ВПЯМ,

при ограничениях

$$d_l > 0, l = 1, 2, \dots, L, \quad (1.17)$$

$$a_{\min} \leq a \leq a_{\max}, \quad (1.18)$$

$$0,85 \leq \delta \leq \delta_{\max}, \quad (1.19)$$

$$T(X_l, \tau) \leq T_{lim}^l, l = 1, 2, \dots, L, \tau \in (\tau_{min}, \tau_{max}], \quad (1.20)$$

где T_{lim}^l – значения предельно допустимых температур на границах слоев $(X_l, l = 1, 2, \dots, L)$, a – диаметр ячейки ВПЯМ.

1.7 Методы проектирования тепловой защиты

Определение оптимальных проектных параметров многослойной теплоизоляции, удовлетворяющих заданному допустимому тепловому состоянию защищаемого объекта и минимизирующие критерий оптимальности, является типичной оптимизационной задачей теплообмена, возникающей при проектировании тепловой защиты. Решению данной проблемы посвящено значительное число публикаций [20 – 34].

В большинстве случаев постановка задачи подразумевает определение толщин слоев, обеспечивающих минимум удельной массы покрытия при соблюдении заданных ограничений на максимальные температуры в слоях [20 - 28].

Одним из наиболее популярных методов нелинейного программирования, широко применяемым для решения рассматриваемой задачи [20, 26, 33], является метод штрафных функций [71], позволяющий свести исходную задачу минимизации нелинейной функции при нелинейных ограничениях к последовательности задач безусловной минимизации.

В работе [20] представлена итерационная схема определения толщин слоев многослойной теплоизоляции минимальной массы с учетом ограничений на температуры в стыках между слоями. Задача безусловной оптимизации решается методом сопряженных градиентов при фиксированном значении параметра штрафа. При этом градиент функции штрафа вычисляется на основе решения краевой задачи, сопряженной к задаче прогрева, а для определения величины шага по выбранному направлению используется решение краевой задачи для вариаций температуры. Необходимость решения трех краевых задач на каждой итерации делает данный алгоритм достаточно трудоемким. В работе [26] для безусловной минимизации вспомогательной функции при фиксированном значении параметра штрафа используется метод Нелдера-Мида (Метод деформируемого многогранника), не требующий вычисления производных минимизируемой функции.

В работах [27 – 29] для решения оптимизационной задачи используются генетические алгоритмы, относящиеся к эволюционным методам поиска, в основе которых лежат принципы генетического наследования и естественного отбора, имитирующие процессы природного развития популяции особей [74]. Данные алгоритмы эффективны в тех случаях, когда целевая функция разрывна, недифференцируема или сильно нелинейна.

В работе [21] предложена двухконтурная итерационная схема определения толщин слоев теплозащитного пакета из условия обеспечения равенства температур на границах слоев заданным значениям. Во внутреннем контуре задача подбора толщин решается с использованием упрощенной математической модели теплопереноса с фиксированными значениями теплофизических свойств для каждого слоя пакета. Полученное решение уточняется во внешнем контуре, в котором упрощенная математическая модель корректируется таким образом, чтобы вычисленные с её помощью значения температуры в рассматриваемых точках при одинаковых толщинах слоев пакета совпадали с результатами решения краевой задачи, учитывающей зависимости теплофизических свойств материалов от температуры. Данный метод не предполагает использования трудоемких оптимизационных процедур, однако, лежащая в его основе постановка задачи, не являясь экстремальной, не гарантирует получение оптимального решения.

В работе [22] задача оптимизации многослойного теплозащитного покрытия сводится к последовательности задач безусловной минимизации. На каждом шаге итерационного процесса определяются такие толщины теплозащитного покрытия, при которых выполняются температурные ограничения на границах слоев и масса покрытия не превышает заданного значения, уменьшаемого при переходе к следующей итерации.

В работе [34] для решения задачи оптимизации теплозащитной конструкции используется метод скользящих асимптот [73], требующий вычисления градиентов целевой функции и функций ограничений.

В работе [25] задача проектирования многослойной теплоизоляции сводится к минимизации линейного функционала (массы единицы площади поверхности покрытия), с нелинейными ограничениями на температуру границ слоев. Предлагаемый подход к решению этой задачи основывается на методе спроектированного лагранжиана. Вектор толщин слоев находится как решение подзадачи с линейными ограничениями, целевая функция которой представляет собой квадратичную аппроксимацию функции Лагранжа, а линейные ограничения подбираются таким образом, чтобы минимизация происходила в нужном подпространстве, удовлетворяющем набору условий-равенств. При этом непосредственное «усечение» пространства минимизации избавляет от необходимости использовать штрафные функции.

Получивший широкое распространение метод штрафных функций обладает рядом преимуществ по сравнению с другими методами оптимизации. Область сходимости данного метода существенно превосходит области сходимости других методов, а реализующие его алгоритмы отличаются исключительной простотой [72]. Однако метод оказывается неприемлемым для решения задач оптимизации с высокой точностью, так как использование больших значений параметра штрафа приводит к минимизации функций резко выраженного овражного типа, существенно усложняя вычисления [75]. Метод штрафных функций незаменим для нахождения начальных, приближенных решений. Однако если задачу оптимизации необходимо решить с высокой точностью, то целесообразно обратиться к другим быстро сходящимся методам (например, к методу спроектированного лагранжиана, как в [25]), взяв результаты расчетов по методу штрафных функций в качестве начального приближения. Метод спроектированного лагранжиана обладает отличными свойствами локальной сходимости, однако его запуск в отсутствие хорошего начального приближения связан с большим риском аварийного останова или расходимости [72].

Анализируя сильные и слабые стороны данных методов, можно сделать вывод о целесообразности их объединения в «гибридную» вычислительную схему, в которой

метод штрафной функции будет применяться как средство поиска хорошего начального приближения для метода спроектированного лагранжиана.

1.8 Задачи исследования

1. Анализ факторов, воздействующих на материалы и конструкции солнечного зонда в ближайшей окрестности Солнца, и степени их влияния на тепловое состояние космического аппарата (раздел 1.2).
2. Разработка метода оптимального проектирования многослойного теплозащитного покрытия с учетом возможности выбора параметров структуры высокопористых ячеистых материалов.
3. Экспериментальное исследование процесса теплообмена в плоском слое высокопористого ячеистого материала методом обратных задач теплообмена.
4. Верификация используемой математической модели теплообмена в плоском слое высокопористого ячеистого материала, учитывающей его структуру, путем сравнения результатов математического моделирования с экспериментальными данными.
5. Разработка алгоритма оптимального проектирования многослойного теплозащитного экрана солнечного зонда с учетом параметров структуры высокопористых ячеистых материалов и реализация алгоритма в вычислительном комплексе.
6. Оценка корректности и эффективности разработанного алгоритма путем сравнения результатов вычислительных экспериментов с аналитическими решениями тестовых задач и экспериментальными данными.

Выводы по главе 1

Приведен краткий обзор разрабатываемых в настоящее время теплозащитных экранов солнечных зондов и высокотемпературных материалов, представляющих интерес для использования в конструкции экрана. Рассмотрены факторы, воздействующие на материалы теплозащитного экрана солнечного зонда в ближайшей окрестности Солнца. Показано, что существенное влияние на тепловое состояние космического аппарата оказывает только тепловое излучение Солнца; эффекты, обусловленные радиационным воздействием и ударным воздействием высокоскоростных частиц пылевого облака короны Солнца, не оказывают заметного влияния на процесс теплообмена в многослойном теплозащитном экране, и могут не учитываться при его проектировании. Проведен краткий анализ существующих математических моделей теплообмена в плоском слое высокопористого ячеистого материала, учитывающих зависимость плотности потока излучения от структуры материала. Рассмотрены существующие методы оптимизации многослойных теплозащитных покрытий. Обоснована вычислительная схема, сочетающая метод штрафной функции и метод спроектированного лагранжиана.

2. Метод проектирования тепловой защиты с учетом параметров структуры высокопористого ячеистого материала

2.1 Математическая модель теплообмена в многослойном теплозащитном покрытии

Рассматривается многослойное теплозащитное покрытие, состоящее из L слоев различных материалов толщиной d_l и плотностью ρ_l , $l = 1, 2, \dots, L$. Один из слоев изготовлен из высокопористого ячеистого материала. Предполагается, что процесс распространения тепла в покрытии является одномерным по пространственной координате и описывается уравнением теплопроводности. Коэффициенты уравнения C_l, λ_l , $l = 1, 2, \dots, L$ зависят от температуры. Тогда поле температуры $T_l(x, \tau)$ в l -ом слое, $l \neq n$, где n соответствует слою, изготовленному из высокопористого ячеистого материала, описывается следующей системой уравнений:

$$C_l(T_l) \frac{\partial T_l}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_l(T_l) \frac{\partial T_l}{\partial x} \right), \quad (2.1)$$

$$x \in (X_{l-1}, X_l), \quad l \neq n,$$

$$\tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}]$$

$$T_l(x, \tau_{\min}) = T_{0l}, \quad x \in [X_{l-1}, X_l], \quad l = 1, 2, \dots, L \quad (2.2)$$

На границах могут быть заданы граничные условия I, II или III рода:

$$-B_1 \lambda_1(T_1(X_0, \tau)) \frac{\partial T_1(X_0, \tau)}{\partial x} + E_1 T_1(X_0, \tau) = F_1(\tau), \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}], \quad (2.3)$$

$$-B_2 \lambda_L(T_L(X_L, \tau)) \frac{\partial T_L(X_L, \tau)}{\partial x} + E_2 T_L(X_L, \tau) = F_2(\tau), \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}], \quad (2.4)$$

где B, E, F – параметры, характеризующие граничные условия. Граничным условиям I рода соответствуют значения $B = 0, E = 1, F = T(\tau)$; граничным условиям II рода - $B = 1, E = 0, F = q(\tau)$; граничным условиям III рода - $B = 1, E = \alpha, F = \alpha \cdot T_e(\tau)$, где α – коэффициент теплоотдачи, T_e – температура восстановления набегающего потока.

Условие теплообмена на внешней границе, учитывающее тепловой поток, излучаемый нагретой поверхностью покрытия, представляется в виде:

$$-\lambda_L (T_L (X_L, \tau)) \frac{\partial T_L (X_L, \tau)}{\partial X} = -q_R (\tau) + q_{изл}, \quad \tau \in (\tau_{min}, \tau_{max}] , \quad (2.5)$$

где $q_R (\tau) = A_s q_s (\tau)$ - плотность радиационного теплового потока, A_s - поглощательная способность материала, $q_s = S_0 / L^2$ - плотность теплового потока солнечного излучения, $S_0 = 1398 \text{ Вт/м}^2$ – солнечная постоянная для Земли, L – расстояние от КА до Солнца в а.е., определяемое формой и размером орбиты, $q_{изл} = \varepsilon \bar{\sigma} T^4$ – тепловой поток, излучаемый нагретой поверхностью экрана, ε – интегральная полусферическая степень черноты, $\bar{\sigma} = 5,6699 \cdot 10^{-8} \text{ Вт / (м}^2 \cdot \text{К}^4)$ - постоянная Стефана – Больцмана.

Контактный теплообмен между слоями $l \neq n$ характеризуется контактными термическими сопротивлениями R_l , являющимися функциями температуры:

$$\lambda_l (T_l (X_l, \tau)) \frac{\partial T_l (X_l, \tau)}{\partial X} = \lambda_{l+1} (T_{l+1} (X_l, \tau)) \frac{\partial T_{l+1} (X_l, \tau)}{\partial X}, \quad (2.6)$$

$$l = 1, 2, \dots, L - 1, \quad \tau \in (\tau_{min}, \tau_{max}] ,$$

$$-\lambda_l (T_l (X_l, \tau)) R_l (T_l (X_l, \tau)) \frac{\partial T_l (X_l, \tau)}{\partial X} = T_l (X_l, \tau) - T_{l+1} (X_l, \tau), \quad (2.7)$$

$$l = 1, 2, \dots, L - 1, \quad \tau \in (\tau_{min}, \tau_{max}]$$

Предполагается, что проектируемое покрытие эксплуатируется в условиях вакуума. Тогда радиационно-кондуктивный теплообмен в n -ом слое покрытия, изготовленном из высокопористого ячеистого материала, описывается уравнением:

$$C_n \frac{\partial T_n}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial X} \left(\lambda_n \frac{\partial T_n}{\partial X} \right) - \frac{\partial q_R (x)}{\partial X}, \quad (2.8)$$

$$C_n = (1 - \delta) \rho c_{m\epsilon}, \quad (2.9)$$

$$\lambda_n = \frac{1}{3} (1 - \delta) \lambda_{m\epsilon} \quad (2.10)$$

где C_n – объемная теплоемкость, ρ – плотность, δ – пористость высокопористого ячеистого материала (ВПЯМ), $c_{\text{ТВ}}$ – удельная теплоемкость твердого каркаса ВПЯМ, $\lambda_{\text{ТВ}}$ – теплопроводность материала, образующего структуру ВПЯМ.

На границах слоя ВПЯМ выполняются условия:

$$-\lambda_{n-1} \left(T_{n-1} (X_{n-1}, \tau) \right) \frac{\partial T_{n-1} (X_{n-1}, \tau)}{\partial x} = -\lambda_n \left(T_n (X_n, \tau) \right) \frac{\partial T_n (X_n, \tau)}{\partial x} + q_R (T_n (X_n, \tau)), \quad (2.11)$$

$$T_{n-1} (X_{n-1}, \tau) = T_n (X_{n-1}, \tau)$$

$$-\lambda_n \left(T_n (X_n, \tau) \right) \frac{\partial T_n (X_n, \tau)}{\partial x} + q_R (T_n (X_n, \tau)) = -\lambda_{n+1} \left(T_{n+1} (X_{n+1}, \tau) \right) \frac{\partial T_{n+1} (X_{n+1}, \tau)}{\partial x},$$

$$T_n (X_n, \tau) = T_{n+1} (X_n, \tau) \quad (2.12)$$

Плотность радиационного теплового потока q_R в данном сечении слоя является функционалом температурного поля и определяется из выражения [76]:

$$q_R = \int_{\mu=-1}^1 I(x, \mu) \mu d\mu, \quad (2.13)$$

где $\mu = \cos\theta$, θ – угол между направлением распространения излучения Ω и осью x (рисунок 2.1).

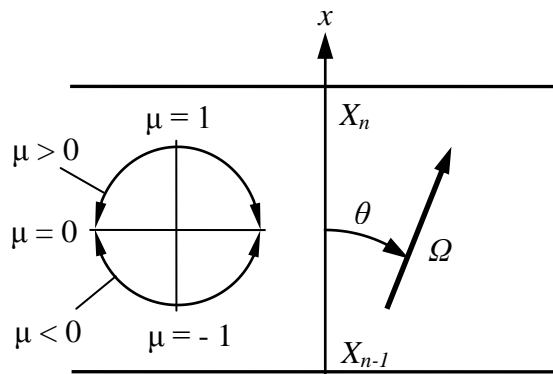


Рис. 2.1 – Система координат для плоского слоя

Пространственно-временное изменение интегральной интенсивности излучения I описывается уравнением переноса излучения [77], которое имеет вид:

$$\frac{\partial I(x, \theta)}{\partial x} = -\beta I(x, \theta) + \alpha I_b [T(x)] + \frac{\sigma}{4\pi} \int_{(4\pi)} \Phi(\theta' \rightarrow \theta) I(x, \theta') d\theta', \quad (2.14)$$

где β – коэффициент ослабления, α – коэффициент поглощения, σ – коэффициент рассеяния, $I_b(T) = n^2 \bar{\sigma} T^4 / \pi$ – интенсивность излучения абсолютно черного тела, n – показатель преломления среды, $\Phi(\theta' \rightarrow \theta)$ – индикатриса рассеяния.

Используя обозначения $\beta \equiv \alpha + \sigma$, $\omega = \sigma / \beta$, $1 - \omega = \alpha / \beta$, уравнение (2.14) можно переписать в следующем виде:

$$\frac{1}{\beta} \frac{\partial I(x, \theta)}{\partial x} + I(x, \theta) = (1 - \omega) \frac{n^2 \bar{\sigma} T^4}{\pi} + \frac{\omega}{4\pi} \int_{(4\pi)} \Phi(\theta' \rightarrow \theta) I(x, \theta') d\theta' \quad (2.15)$$

Граничные условия в случае непрозрачных диффузно излучающих и диффузно отражающих границ имеют вид:

$$I(X_{n-1}, \mu) = \varepsilon_{n-1} I_b(T_{n-1}) + 2(1 - \varepsilon_{n-1}) \int_0^1 I(X_{n-1}, -\mu') d\mu', \quad \mu > 0 \quad (2.16)$$

$$I(X_n, \mu) = \varepsilon_{n+1} I_b(T_n) + 2(1 - \varepsilon_{n+1}) \int_0^1 I(X_n, \mu') d\mu', \quad \mu < 0$$

где T_1 и T_2 – температуры, ε_{n-1} и ε_{n+1} – интегральные полусферические степени черноты поверхностей $x=X_{n-1}$ и $x=X_n$ соответственно.

Для расчета коэффициента ослабления среды целесообразно использовать выражение, предложенное в работе [16]:

$$\beta = \frac{2,62 \sqrt{1 - \delta} \left[1 + 0,22(1 - k)^2 \right] \left[1 - 0,22(1 - t)^2 \right]}{a}, \quad (2.17)$$

где δ – пористость, a – диаметр ячейки; $t = b_{min}/b_{max}$ – отношение минимального и максимального диаметров стержня (рисунок 2.2), k – параметр, учитывающий форму поперечного сечения стержня – отношение радиуса окружности, описанной вокруг равностороннего треугольника, моделирующего поперечное сечение стержня, и радиуса кривизны вогнутой боковой поверхности стержня (рисунок 2.3).

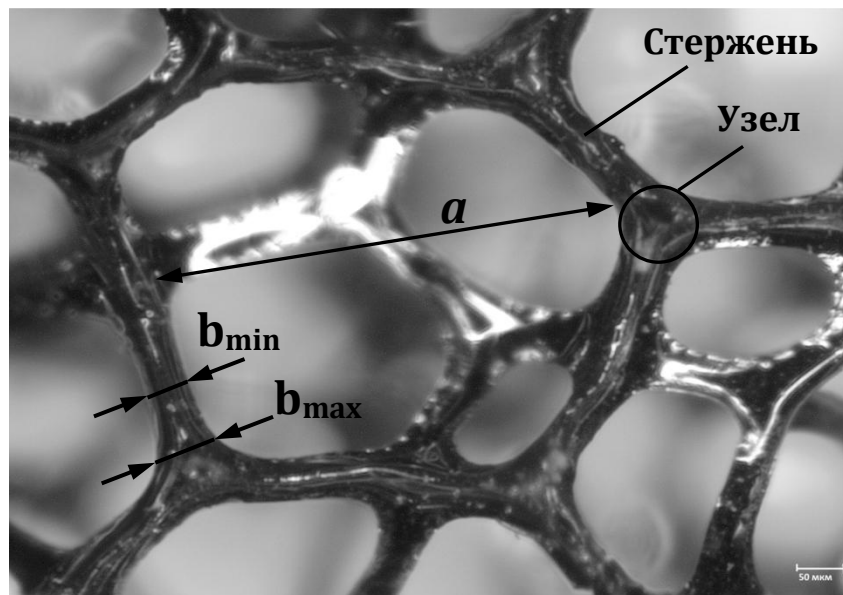


Рис. 2.2 – Параметры структуры высокопористого ячеистого материала

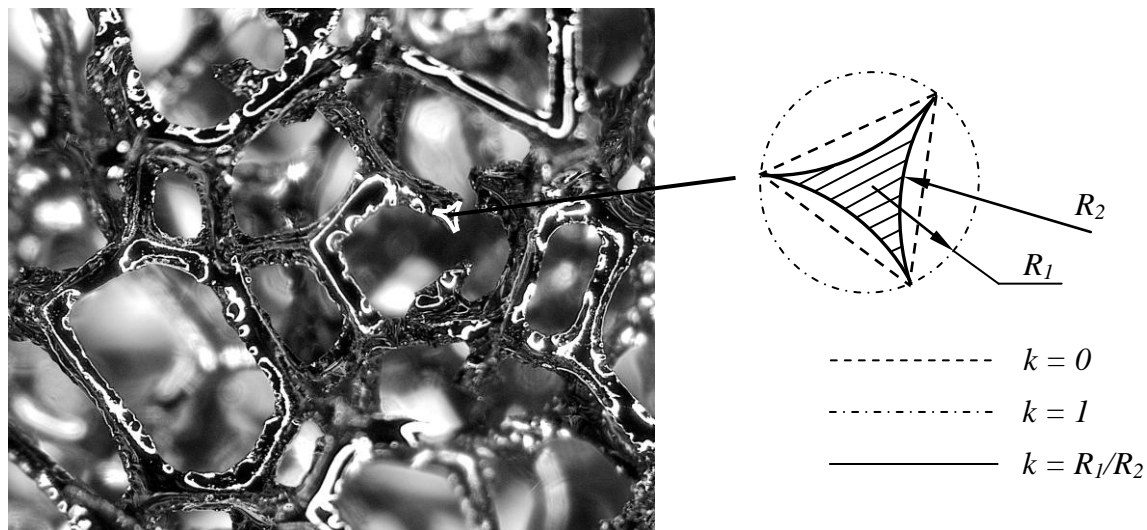


Рис. 2.3 – Форма поперечного сечения стержня

Плотность радиационного теплового потока может быть получена только путем численного решения уравнение переноса излучения (2.15), требующего, однако, больших вычислительных ресурсов. Поэтому в рассматриваемой задаче для определения плотности потока результирующего излучения в слое теплозащитного материала использовалось диффузионное приближение [77], применимое для сред с большой оптической толщиной, составляющей не менее нескольких длин свободного пробега фотонов [78]. Данное приближение приводит к заметным ошибкам при описании процесса вблизи границ, так как в нем не учитывается излучение от граничных поверхностей [77]. Однако внутри

оптически толстого слоя влияние граничных эффектов пренебрежимо мало, поскольку излучение от граничных поверхностей не достигает внутренних слоев [77].

Диффузионное приближение дает простое выражение для плотности потока результирующего излучения:

$$q_R = -\lambda_R \frac{dT}{dx}, \quad (2.18)$$

где λ_R – коэффициент лучистой теплопроводности, определяемый формулой:

$$\lambda_R = \frac{16 n^2 \bar{\sigma} T^3}{3 \beta_R} \quad (2.19)$$

Усредненный показатель преломления среды можно принять равным 1 ввиду высокой пористости рассматриваемого высокопористого ячеистого материала (~97 %) [13].

В данном приближении влияние поглощения и рассеяния среды на радиационный теплообмен учитывается только через средний по Росселанду коэффициент ослабления β_R , который может быть рассчитан с помощью функции излучения второго рода [79]:

$$\frac{1}{\beta_R} = \int_0^\infty \frac{1}{\beta_\lambda^*} \frac{\partial I_{\lambda b}(T)}{\partial I_b(T)} d\lambda, \quad \beta_\lambda^* = \alpha_\lambda + \sigma_\lambda^*. \quad (2.20)$$

В опубликованных работах [10, 13, 14, 16] отмечается, что для высокопористых ячеистых материалов на основе стеклоуглерода характерно анизотропное рассеяние излучения. Для учета данного обстоятельства вводится транспортный коэффициент [12]:

$$\sigma_\lambda^* = \sigma_\lambda \cdot (1 - \langle \cos \theta \rangle_\lambda) \quad (2.21)$$

Средний косинус угла рассеяния равен

$$\langle \cos \theta \rangle_\lambda = \frac{1}{2} \int_0^\pi \Phi(\theta) \cos \theta \sin \theta d\theta, \quad (2.22)$$

где $\Phi(\theta)$ - индикатриса рассеяния.

Согласно работе [16] индикатриса рассеяния открытоячеистой структуры, полученная с помощью численных методов статистического моделирования, близка индикатрисе рассеяния больших выпуклых белых (диффузно отражающих) частиц, ориентированных случайным образом. Диаграмма рассеяния, обусловленная отражением от таких частиц, тождественна с диаграммой рассеяния при отражении от больших сферических частиц из того же вещества с теми же свойствами поверхности [80]. Рассеяние света большими сферическими частицами, отражение излучения от

поверхности которых является полным и диффузным и подчиняется закону Ламберта, описывается следующим выражением [80]:

$$\Phi(\theta) = \frac{8}{3\pi}(\sin\theta - \theta \cos\theta) \quad (2.23)$$

Максимум интенсивности рассеянного света находится в направлении назад при $\theta = 180^\circ$ (рисунок 2.4). Формула (2.23) применима для частиц с диаметром d таким, что $x = \frac{\pi d}{\lambda} \gg 1$ и $x(n-1) \gg 1$, где λ – длина волны падающего излучения, n – показатель преломления вещества. Для рассматриваемых высокопористых ячеистых материалов данные условия выполняются в требуемом диапазоне температур 300 – 2000 К, в котором максимальная плотность излучения соответствует длинам волн 9,7 – 1,5 мкм.

Для функции (2.23) $\langle \cos\theta \rangle \approx -4/9$. Поскольку предполагается, что узлы и стержни, образующие структуру ВПЯМ, непрозрачны, рассеяние ограничивается диффузным отражением, спектральное альbedo ω_λ равно спектральной отражательной способности материала ρ_λ [12]:

$$\omega_\lambda = \rho_\lambda, \quad (2.24)$$

где ω_λ – спектральное альbedo, ρ_λ – спектральная отражательная способность материала.

$$\text{Тогда } \beta_\lambda^* = (1 - \rho_\lambda) \cdot \beta + \rho_\lambda \cdot \beta \cdot \left(1 + \frac{4}{9}\right). \quad (2.25)$$

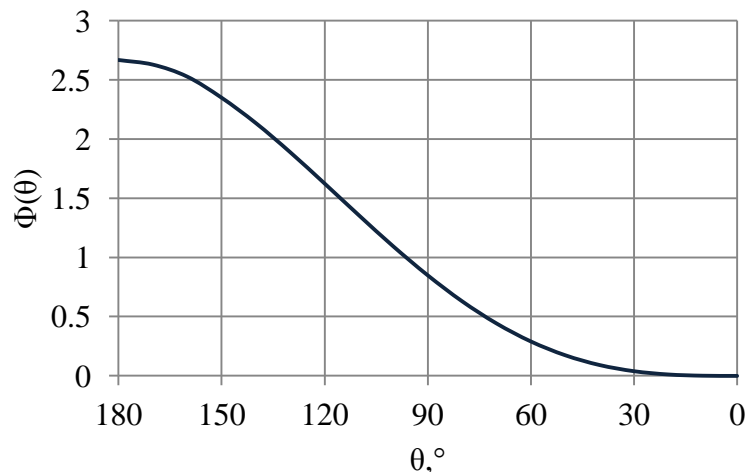


Рис. 2.4 – Рассеяние белой сферической частицей, диффузно отражающей по закону Ламберта

$$\frac{1}{\beta_R} = \frac{1}{\beta_0} \int_0^\infty \frac{1}{(1 + 0,4444 \rho_\lambda)} \frac{\partial I_{\lambda b}(T)}{\partial I_b(T)} d\lambda \quad (2.26)$$

Разбивая спектр на M интервалов, в пределах каждого из которых величину ρ_λ можно считать постоянной, перепишем выражение (2.26) в виде:

$$\begin{aligned} \frac{1}{\beta_R} &\approx \frac{1}{\beta} \sum_{m=1}^M \frac{1}{(1 + 0,4444 \rho_m)^{\lambda_{m-1}}} \int_{\lambda_{m-1}}^{\lambda_m} \frac{\partial I_{\lambda b}(T)}{\partial I_b(T)} d\lambda = \\ &= \frac{15 \cdot C_2^5}{4\pi^4 T^5 \beta} \sum_{m=1}^M \frac{1}{(1 + 0,4444 \rho_m)^{\lambda_{m-1}}} \int_{\lambda_{m-1}}^{\lambda_m} \frac{\exp\left\{\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right)\right\}}{\lambda^6 \left[\exp\left\{\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right)\right\} - 1\right]^2} d\lambda, \end{aligned}$$

где $C_2 = \frac{hc}{k} = 1,438 \text{ см}\cdot\text{К}$.

2.2 Алгоритм проектирования многослойного теплозащитного покрытия

Для определения проектных параметров многослойного теплозащитного покрытия в данной работе использовалась вычислительная схема [81 – 83], сочетающая в себе метод штрафных функций [71] и метод спроектированного лагранжиана [72]. Первый из них, характеризуемый большой областью сходимости, применяется в качестве средства поиска близкого к оптимальному начального приближения для метода спроектированного лагранжиана, обладающего высокой скоростью локальной сходимости [86, 87].

Учитывая, что к ограничениям (1.17) – (1.19) неприменимы функции внешней точки, в качестве штрафной функции удобно использовать обратную барьерную функцию [84], обеспечивающую приближенное решение задачи (1.16 – 1.20) внутри допустимой области. При этом вспомогательная функция, минимизируемая при фиксированном значении параметра штрафа, имеет вид:

$$P(\bar{p}, r) = J(\bar{p}) + r \sum_{k=1}^K \frac{1}{p_k} + r \sum_{i=1}^m \frac{1}{T_i(\bar{p})}, \quad (2.27)$$

где K – количество простых ограничений на переменные; T_i – ограничения на температуру границ слоев, которые в результате конечно-разностной аппроксимации краевой задачи (2.1)-(2.12) на сетке с N_j узлами по времени, представляются в виде:

$$T_i = T_{lim}^l - T(X_l, \tau_j), \quad l = 1, 2, \dots, L, \quad j = 1, 2, \dots, N_j \quad (2.28)$$

Локальный минимум вспомогательной функции $P(\bar{p}, r)$ при фиксированном значении параметра штрафа r ищется методом Дэвидона-Флетчера-Пауэлла [71], в

соответствии с которым очередное приближение искомого решения определяется по формуле:

$$\bar{p}^{-i+1} = \bar{p}^{-i} + \gamma^i \bar{s}^{-i}, \quad i = 0, 1, 2, \dots, \quad (2.29)$$

Направлением поиска на i -ом шаге является вектор

$$\bar{s}^{-i} = -H^i \nabla P(\bar{p}^{-i}), \quad (2.30)$$

где H^i – положительно определенная симметрическая матрица: в качестве H^0 может быть выбрана единичная матрица.

Начальное приближение \bar{p}^0 должно удовлетворять всем ограничениям. Отыскать допустимую начальную точку можно, минимизируя функцию $F(\bar{p}) = -\sum_{j \in \mathcal{J}} T_j(\bar{p})$ при ограничениях $T_j(\bar{p}), j \notin \mathcal{J}$, где \mathcal{J} – набор индексов ограничений, нарушенных в точке \bar{p} .

Положительное число γ^i выбирается так, чтобы $P(\bar{p}^{-i} + \gamma^i \bar{s}^{-i}) = \min \{ P(\bar{p}^{-i} + \gamma \bar{s}^{-i}) \mid \gamma \geq 0 \}$.

Очередное приближение обратной матрицы вторых частных производных функции P равно:

$$H^{i+1} = H^i + \frac{(\bar{z}^{-i})(\bar{z}^{-i})^T}{(\bar{z}^{-i})^T \bar{y}^{-i}} - \frac{H^i (\bar{y}^{-i})(\bar{y}^{-i})^T H^i}{(\bar{y}^{-i})^T H^i \bar{y}^{-i}}, \quad (2.31)$$

где $\bar{y}^{-i} = \nabla P(\bar{p}^{-i+1}) - \nabla P(\bar{p}^{-i})$, $\bar{z}^{-i} = \gamma^i \bar{s}^{-i}$.

Вспомогательная функция (2.27) минимизируется до тех пор, пока два последовательных значения P_k и P_{k+1} не станут такими, что $\left| \frac{P_k - P_{k+1}}{P_k} \right| < \varepsilon_o$ и $r_k P_k < \varepsilon_o$, где P_k – функция штрафа; ε_o – наперед заданное значение погрешности решения задачи. Найденное таким образом приближение оптимального решения задачи затем уточняется методом спроектированного лагранжиана с квадратичной подзадачей.

Согласно данному методу в искомой оптимальной точке \bar{p}^* достигается минимум функции Лагранжа $L(\bar{p}, \bar{\Psi}) = J(\bar{p}) - \bar{\Psi}^T \bar{T}$, ($\bar{\Psi}^T$ – вектор множителей Лагранжа; $\bar{T}(\bar{p})^T = \{ T_{lim}^1 - T(X_1, \tau_1), \dots, T_{lim}^l - T(X_l, \tau_{N_j}) \}$ – вектор ограничений) на множестве векторов, ортогональных градиентам активных в точке \bar{p}^* ограничений [72]. В

дальнейшем t -мерный вектор, составленный из значений функций активных в точке \bar{p}^* ограничений, обозначается \bar{T} , а матрица их градиентов – A .

Искомое решение должно удовлетворять условиям [72]:

$$1) T_{lim}^l - T(X_l, \tau_{N_j}) \geq 0, \quad l = 1, 2, \dots, L, \quad j = 1, 2, \dots, N_j; \quad \text{причем } \bar{T}(\bar{p}^*) = 0; \quad (2.32)$$

$$2) grad J(\bar{p}^*) = A(\bar{p}^*)^T \bar{\Psi}^*; \quad (2.33)$$

$$3) \bar{\Psi}_i^* \geq 0, \quad i = 1, 2, \dots, t; \quad (2.34)$$

$$4) \text{Матрица } Z(\bar{p}^*)^T H(\bar{p}^*, \bar{\psi}^*) Z(\bar{p}^*) \text{ положительно определена.} \quad (2.35)$$

$H(\bar{p}^*, \bar{\psi}^*)$ – матрица Гессе функции Лагранжа, $Z(\bar{p}^*)$ – матрица, столбцы которой формируют базис подпространства векторов, ортогональных строкам $A(\bar{p}^*)$.

Очередное приближение оптимального вектора проектных параметров вычисляется как

$$\bar{p}^{i+1} = \bar{p}^i + \gamma^i \bar{s}^i,$$

где γ^i – длина шага вдоль направления \bar{s}^i .

Направление \bar{s}^i определяется как решение подзадачи, целевая функция которой представляет собой квадратичную аппроксимацию функции Лагранжа, а система ограничений определяет множество точек, в которых равна нулю линейная аппроксимация нелинейных ограничений \bar{T} [72]. Квадратичная подзадача имеет вид:

$$\text{Найти } \min \Phi_L(\bar{p}) \quad (2.36)$$

$$\text{при ограничениях } A(\bar{p})\bar{s} \leq -\bar{T}, \quad (2.37)$$

где $\Phi_L = \bar{g}^T \bar{s} + \frac{1}{2} \bar{s}^T H \bar{s}$ – квадратичная аппроксимация функции Лагранжа;

$\bar{g} = grad J(\bar{p}) - A(\bar{p})^T \bar{\psi}$ – градиент функции Лагранжа; $A(\bar{p})$ – матрица градиентов активных в точке \bar{p} ограничений; H – приближение матрицы Гессе функции Лагранжа.

Система ограничений подзадачи (2.36 – 2.37) получена путем разложения функции \bar{T} в окрестности \bar{p} в ряд Тейлора:

$$\bar{T}(\bar{p}^*) = \bar{T}(\bar{p}, X_l, \tau_j) + A(\bar{p})(\bar{s}) + o(\|\bar{s}\|^2) = 0$$

где $\bar{s} = \bar{p}^* - \bar{p}$.

Пренебрегая нелинейным слагаемым, получаем систему ограничений (2.37).

Оптимальный для квадратичной подзадачи (2.36) – (2.37) вектор \bar{s} выражается через матрицы Y и Z , первая из которых состоит из векторов базиса ранг-пространства $A(\bar{p})$, а вторая – из базисных векторов его ортогонального дополнения:

$$\bar{s} = Y\bar{s}_y + Z\bar{s}_z.$$

Для допустимого вектора \bar{s} имеем

$$AY\bar{s}_y = -T \quad (2.38)$$

Составляющая \bar{s}_y , найденная из ограничений (2.38), будет одинаковой у всех допустимых векторов \bar{s} , отличаться они будут только составляющими \bar{s}_z , значения которых ничем не ограничены. Вектор \bar{s}_z должен доставлять безусловный минимум квадратичной аппроксимации функции Лагранжа Φ_L и может быть найден из системы:

$$Z^T H Z \bar{s}_z = -Z^T (\bar{g} + H Y \bar{s}_y) \quad (2.39)$$

Очередное приближение вектора множителей Лагранжа определяется из уравнения

$$H\bar{s} + \bar{g} = A^T \bar{\Psi} \quad (2.40)$$

В общем случае, когда заранее неизвестно, какие ограничения будут активны в решении, целесообразно использовать технику рабочего списка – перечня ограничений, интерпретируемых в процессе поиска минимума как равенства, и строить алгоритм решения квадратичной подзадачи по принципу генерирования последовательности допустимых точек с монотонно убывающими значениями целевой функции [72].

Имея текущее допустимое приближение \bar{p} , очередное вычисляют как

$$\tilde{p} = \bar{p} + \sigma \Delta \bar{p}, \quad (2.41)$$

где σ – длина шага вдоль направления $\Delta \bar{p}$. Направление поиска ищется среди векторов, ортогональных строкам A и удовлетворяющих условию:

$$A \Delta \bar{p} = 0 \quad \text{или} \quad \Delta \bar{p} = Z \Delta \bar{p}_z \quad (2.42)$$

Вектор $\Delta \bar{p}_z$ является решением линейной системы:

$$Z^T H Z \Delta \bar{p}_z = -Z^T \bar{g} \quad (2.43)$$

Чтобы очередное приближение \tilde{p} было допустимым, шаг σ не должен нарушать ограничений, не содержащихся в рабочем списке. Если точка $\tilde{p} + \Delta \bar{p}$ является допустимой, шаг σ принимается равным единице. В противном случае σ принимается равным шагу, при котором становится активным «ближайшее» ограничение, добавляемое в рабочий список [25, 85].

Затем оценивается вектор множителей Лагранжа, и ограничения, соответствующие его отрицательным компонентам, выводятся из рабочего списка.

Значение длины шага γ^j определяется как приближенное решение задачи одномерной безусловной минимизации модифицированной функции Лагранжа [72] вида:

$$L_A(\bar{p}, \bar{\Psi}, r) = J(\bar{p}) - \bar{\Psi}^T \bar{T}(\bar{p}) + \frac{r}{2} \bar{T}(\bar{p})^T \bar{T}(\bar{p}),$$

где r – параметр штрафа, обеспечивающий реализацию локального минимума в безусловно стационарной точке, найденной из достаточного условия оптимальности (2.32 – 2.35).

Матрица вторых производных функции Лагранжа вычисляется по формуле:

$$H(\tilde{\bar{p}}) = H(\bar{p}) - \frac{1}{\bar{s}^T H(\bar{p}) \bar{s}} H(\bar{p}) \bar{s} \bar{s}^T H(\bar{p}) + \frac{1}{\bar{y}^T \bar{s}} \bar{y} \bar{y}^T, \quad (2.44)$$

$$\text{где } \bar{y} = \bar{g}(\tilde{\bar{p}}) - A(\tilde{\bar{p}})^T \bar{\Psi}^* - \bar{g}(\bar{p})^T + A(\bar{p})^T \bar{\Psi}^*,$$

$$\bar{s} = \tilde{\bar{p}} - \bar{p}.$$

Найденная точка считается оптимальной, если выполнены следующие условия:

$$\frac{\gamma \|\bar{s}\|}{(1 + \|\bar{p}\|)} \leq \varepsilon_o \quad (2.45)$$

$$\frac{\|Z^T \bar{g}\|}{(1 + \max(1 + |J(\bar{p})|, \|\bar{g}_F(\bar{p})\|))} \leq \varepsilon_o \quad (2.46)$$

$$|T_j| \leq \varepsilon_c \quad (2.47)$$

где ε_o – наперед заданное значение погрешности решения задачи оптимизации, ε_c – заданное значение погрешности выполнения ограничений, $\bar{g}_F(\bar{p})$ – вектор, составленный из компонент градиента функции Лагранжа, соответствующих свободным переменным.

2.3 Краевая задача для вариаций температуры

Матрица градиентов ограничений $A(\bar{p})$ (формула 2.37) может быть получена на основе решения краевой задачи для вариаций температуры.

Для получения явной зависимости уравнений (2.1) – (2.12) от искомым параметров целесообразно ввести для каждого слоя безразмерную переменную

$$x' = (x - X_{l-1}) / d_l, \quad x' \in (0,1), \quad x \in (X_{l-1}, X_l) \text{ или } x = x' d_l + X_{l-1}.$$

Тогда система уравнений (2.1)-(2.12) будет иметь вид:

$$d_l^2 C_l(T_l) \frac{\partial T_l}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x'} \left(\lambda_l(T_l) \frac{\partial T_l}{\partial x'} \right), \quad (2.48)$$

$$x' \in (0, 1), l \neq n, \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}]$$

$$T_l(x', \tau_{\min}) = T_{0l}(x'), \quad x' \in [0, 1], \quad l = 1, 2, \dots, L. \quad (2.49)$$

$$-B_1 \lambda_1(T_1(0, \tau)) \frac{\partial T_1(0, \tau)}{\partial x'} + d_1 E_1 T_1(0, \tau) = d_1 F_1(\tau), \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}] \quad (2.50)$$

$$-B_2 \lambda_L(T_L(1, \tau)) \frac{\partial T_L(1, \tau)}{\partial x'} + d_L E_2 T_L(1, \tau) = d_L F_2(\tau), \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}] \quad (2.51)$$

$$-\lambda_L(T_L(1, \tau)) \frac{\partial T_L(1, \tau)}{\partial x'} = -d_L q_R(\tau) + d_L q_{\text{взл}}, \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}], \quad (2.52)$$

$$d_{l+1} \lambda_l(T_l(1, \tau)) \frac{\partial T_l(1, \tau)}{\partial x'} = d_l \lambda_{l+1}(T_{l+1}(0, \tau)) \frac{\partial T_{l+1}(0, \tau)}{\partial x'}, \quad (2.53)$$

$$l = 1, 2, \dots, L-1, \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}],$$

$$-\lambda_l(T_l(1, \tau)) R_l(T_l(1, \tau)) \frac{\partial T_l(1, \tau)}{\partial x'} = d_l (T_l(1, \tau) - T_{l+1}(0, \tau)), \quad (2.54)$$

$$l = 1, 2, \dots, L-1, \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}]$$

$$d_n^2 C_n(T_n, \delta) \frac{\partial T_n}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x'} \left(\left(\lambda_n(T_n, \delta) + \lambda_R(T_n, \delta, a) \right) \frac{\partial T_n}{\partial x'} \right); \quad (2.55)$$

$$-\frac{\lambda_{n-1}(T_{n-1}(1, \tau)) \partial T_{n-1}(1, \tau)}{d_{n-1} \partial x'} = -\frac{\lambda_n(T_n(0, \tau), \delta) \partial T_n(0, \tau)}{d_n \partial x'} + q_R(T_n(0, \tau), \delta, a); \quad (2.56)$$

$$T_{n-1}(1, \tau) = T_n(0, \tau); \quad (2.57)$$

$$-\frac{\lambda_n(T_n(1, \tau), \delta) \partial T_n(1, \tau)}{d_n \partial x'} + q_R(T_n(1, \tau), \delta, a) = -\frac{\lambda_{n+1}(T_{n+1}(0, \tau)) \partial T_{n+1}(0, \tau)}{d_{n+1} \partial x}; \quad (2.58)$$

$$T_n(1, \tau) = T_{n+1}(0, \tau) \quad (2.59)$$

Функции $\theta_{kl}(x, \tau) = \frac{\partial T(X_m, \tau_j)}{\partial d_{lk}}$, $k = 1, 2, \dots, N_p$ удовлетворяют следующей краевой

задаче (опуская в (2.48) – (2.59) знак «'»):

$$d_l^2 C_l(T) \frac{\partial \theta_{kl}}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_l(T) \frac{\partial \theta_{kl}}{\partial x} \right) + \frac{\partial \lambda_l}{\partial T} \frac{\partial T_l}{\partial x} \frac{\partial \theta_{kl}}{\partial x} +$$

$$+ \left(\frac{\partial^2 \lambda_l}{\partial T^2} \left(\frac{\partial T_l}{\partial x} \right)^2 + \frac{\partial \lambda_l}{\partial T} \frac{\partial^2 T_l}{\partial x^2} - d_l^2 \frac{\partial C_l}{\partial T} \frac{\partial T_l}{\partial \tau} \right) \theta_{kl} - 2 \delta_k^l d_l C_l(T) \frac{\partial T_l}{\partial \tau} ;$$

$$x \in (0, 1), l \neq n, \tau \in (\tau_{min}, \tau_{max}] ,$$

$$\delta_l^k - \text{символ Кронекера, } \delta_l^k = \begin{cases} 1, & \text{если } l = k, \\ 0, & \text{если } l \neq k. \end{cases}$$

Функции $\frac{\partial T}{\partial d_n}$, $\frac{\partial T}{\partial \delta}$, $\frac{\partial T}{\partial a}$ определяются из уравнений (2.61) – (2.63) и (2.70) – (2.77),

полученных путем дифференцирования уравнений (2.55) – (2.59) по параметрам: толщина слоя из ВПЯМ d_n , пористость δ и диаметр ячейки a ВПЯМ соответственно:

$$d_n^2 C_n(T) \frac{\partial \theta_{kn}}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left((\lambda_n(T) + \lambda_R(T, \delta, a)) \frac{\partial \theta_{kn}}{\partial x} \right) + \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial T} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial T} \right) \frac{\partial T_n}{\partial x} \frac{\partial \theta_{kn}}{\partial x} +$$

$$+ \left(\left(\frac{\partial^2 \lambda_n}{\partial T^2} + \frac{\partial^2 \lambda_R}{\partial T^2} \right) \left(\frac{\partial T_n}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial T} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial T} \right) \frac{\partial^2 T_n}{\partial x^2} - d_n^2 \frac{\partial C_n}{\partial T} \frac{\partial T_n}{\partial \tau} \right) \theta_{kn} - 2 \delta_k^n d_n C_n(T, \delta) \frac{\partial T_n}{\partial \tau}$$

$$d_n^2 C_n(T, \delta) \frac{\partial \theta_{kn}}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left((\lambda_n(T, \delta) + \lambda_R(T, \delta, a)) \frac{\partial \theta_{kn}}{\partial x} \right) + \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial T} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial T} \right) \frac{\partial T_n}{\partial x} \frac{\partial \theta_{kn}}{\partial x} +$$

$$+ \left(\left(\frac{\partial^2 \lambda_n}{\partial T^2} + \frac{\partial^2 \lambda_R}{\partial T^2} \right) \left(\frac{\partial T_n}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial T} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial T} \right) \frac{\partial^2 T_n}{\partial x^2} - d_n^2 \frac{\partial C_n}{\partial T} \frac{\partial T_n}{\partial \tau} \right) \theta_{kn} +$$

$$+ \left(\frac{\partial^2 \lambda_n}{\partial \delta \partial T} + \frac{\partial^2 \lambda_R}{\partial \delta \partial T} \right) \left(\frac{\partial T_n}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial \delta} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial \delta} \right) \frac{\partial^2 T_n}{\partial x^2} - d_n^2 \frac{\partial C_n}{\partial \delta} \frac{\partial T_n}{\partial \tau}$$

$$d_n^2 C_n(T, \delta) \frac{\partial \theta_{kn}}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left((\lambda_n(T, \delta) + \lambda_R(T, \delta, a)) \frac{\partial \theta_{kn}}{\partial x} \right) + \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial T} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial T} \right) \frac{\partial T_n}{\partial x} \frac{\partial \theta_{kn}}{\partial x} +$$

$$+ \left(\left(\frac{\partial^2 \lambda_n}{\partial T^2} + \frac{\partial^2 \lambda_R}{\partial T^2} \right) \left(\frac{\partial T_n}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial T} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial T} \right) \frac{\partial^2 T_n}{\partial x^2} - d_n^2 \frac{\partial C_n}{\partial T} \frac{\partial T_n}{\partial \tau} \right) \theta_{kn} +$$

$$+ \frac{\partial^2 \lambda_R}{\partial a \partial T} \left(\frac{\partial T_n}{\partial x} \right)^2 + \frac{\partial \lambda_R}{\partial a} \frac{\partial^2 T_n}{\partial x^2}$$

$$\frac{\partial C_n}{\partial T} = (1 - \delta) \rho \frac{\partial c_{m\epsilon}(T)}{\partial T} ;$$

$$\frac{\partial C_n}{\partial \delta} = -\rho c_{m\epsilon}$$

$$\frac{\partial \lambda_n}{\partial T} = \frac{1}{3} (1 - \delta) \frac{\partial \lambda_{m\epsilon}(T)}{\partial T} ;$$

$$\frac{\partial^2 \lambda_n}{\partial T^2} = \frac{1}{3}(1-\delta) \frac{\partial^2 \lambda_{m\epsilon}(T)}{\partial T^2};$$

$$\frac{\partial^2 \lambda_n}{\partial \delta \partial T} = -\frac{1}{3} \frac{\partial \lambda_{m\epsilon}(T)}{\partial T};$$

$$\frac{\partial \lambda_n}{\partial \delta} = -\frac{1}{3} \lambda_{m\epsilon}$$

$$\begin{aligned} \lambda_R &= \frac{16\bar{\sigma}T^3}{3\beta} \int_0^\infty \frac{1}{(1+0,4444\rho_\lambda)} \frac{\partial I_{\lambda b}(T)}{\partial I_b(T)} d\lambda = \\ &= \frac{16\bar{\sigma}T^3 a}{3 \cdot 2,62 \sqrt{1-\delta} \left[1+0,22(1-k)^2 \right] \left[1-0,22(1-t)^2 \right]} \int_0^\infty \frac{1}{(1+0,4444\rho_\lambda)} \frac{\partial I_{\lambda b}(T)}{\partial I_b(T)} d\lambda \end{aligned}$$

Обозначим

$$C_1 = \frac{16\bar{\sigma}}{2,62 \cdot \left[1+0,22(1-k)^2 \right] \left[1-0,22(1-t)^2 \right]};$$

$$I_1(T) = \int_0^\infty \frac{1}{(1+0,4444\rho_\lambda)} \frac{\partial I_{\lambda b}(T)}{\partial I_b(T)} d\lambda.$$

$$\frac{\partial \lambda_R}{\partial T} = C_1 \frac{T^2 a}{\sqrt{1-\delta}} \left(I_1(T) + \frac{T}{3} \frac{\partial I_1(T)}{\partial T} \right);$$

$$\frac{\partial^2 \lambda_R}{\partial T^2} = \frac{C_1 T a}{\sqrt{1-\delta}} \left(2I_1(T) + 4T \frac{\partial I_1(T)}{\partial T} + \frac{T^2}{3} \frac{\partial^2 I_1(T)}{\partial T^2} \right);$$

$$\frac{\partial \lambda_R}{\partial \delta} = \frac{C_1 T^3 a}{6\sqrt{1-\delta}(1-\delta)} I_1(T);$$

$$\frac{\partial \lambda_R}{\partial a} = \frac{C_1 T^3}{3\sqrt{1-\delta}} I_1(T);$$

$$\frac{\partial \lambda_R}{\partial \delta \partial T} = \frac{C_1 T^2 a}{2\sqrt{1-\delta}(1-\delta)} \left(I_1(T) + \frac{T}{3} \frac{\partial I_1(T)}{\partial T} \right);$$

$$\frac{\partial \lambda_R}{\partial a \partial T} = \frac{C_1 T^2}{\sqrt{1-\delta}} \left(I_1(T) + \frac{T}{3} \frac{\partial I_1(T)}{\partial T} \right);$$

$$\frac{\partial I_1(T)}{\partial T} = \frac{15C_2^5}{4\pi^4 T^6} \int_0^\infty \frac{1}{(1+0,4444\rho_\lambda)\lambda^6} \frac{\exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right)}{\left[\exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]^2} \left(\frac{C_2}{\lambda T} \frac{\left[\exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right) + 1 \right]}{\left[\exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]} - 5 \right) d\lambda;$$

$$\frac{\partial^2 I_1(T)}{\partial T^2} = \frac{15C_2^5}{4\pi^4 T^7} \int_0^\infty \frac{1}{(1 + 0,4444\rho_\lambda)\lambda^6} \frac{\exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right)}{\left[\exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right) - 1\right]^2} \times$$

$$\times \left(\frac{C_2^2}{\lambda^2 T^2} \frac{\left[4\exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right) + \exp\left(\frac{2C_2}{\lambda T}\right) + 1\right]}{\left[\exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right) - 1\right]^2} - \frac{12C_2}{\lambda T} \frac{\left[\exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right) + 1\right]}{\left[\exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right) - 1\right]} + 30 \right) d\lambda$$

$$\theta_{kl}(x, \tau_{min}) = 0, x \in [0, 1], l = 1, 2, \dots, L, \quad (2.64)$$

$$-B_1 \lambda_1(T_1(0, \tau)) \frac{\partial \theta_{kl}(0, \tau)}{\partial x} + \left(d_1 E_1 + d_1 \frac{\partial E_1}{\partial T} T_1(0, \tau) - B_1 \frac{\partial \lambda_1}{\partial T} \frac{\partial T_1}{\partial x} \right) \theta_{kl}(0, \tau) =$$

$$= \delta_k^l (F_1(\tau) - E_1 T_1(0, \tau)) \quad (2.65)$$

$$\tau \in (\tau_{min}, \tau_{max}],$$

$$-B_2 \lambda_L(T_L(1, \tau)) \frac{\partial \theta_{kl}(1, \tau)}{\partial x} + \left(d_L E_2 + d_L \frac{\partial E_2}{\partial T} T_L(1, \tau) - B_2 \frac{\partial \lambda_L}{\partial T} \frac{\partial T_L}{\partial x} \right) \theta_{kl}(1, \tau) =$$

$$= \delta_k^l (F_2(\tau) - E_2 T_L(1, \tau)) \quad (2.66)$$

$$\tau \in (\tau_{min}, \tau_{max}],$$

$$-\lambda_L(T_L(1, \tau)) \frac{\partial \theta_{kl}(1, \tau)}{\partial x} +$$

$$+ \left(d_L \frac{\partial A_s}{\partial T} q_s - d_L \frac{\partial \varepsilon}{\partial T} \bar{\sigma} T_L^4(1, \tau) - 4d_L \varepsilon \bar{\sigma} T_L^3(1, \tau) - \frac{\partial \lambda_L}{\partial T} \frac{\partial T_L}{\partial x} \right) \theta_{kl}(1, \tau) =$$

$$= \delta_k^l (\varepsilon \bar{\sigma} T_L^4(1, \tau) - A_s q_s(\tau)) \quad (2.67)$$

$$\tau \in (\tau_{min}, \tau_{max}],$$

$$d_{l+1} \lambda_l(T_l(1, \tau)) \frac{\partial \theta_{kl}(1, \tau)}{\partial x} + d_{l+1} \frac{\partial \lambda_l}{\partial T} \frac{\partial T_l}{\partial x} \theta_{kl}(1, \tau) + \delta_k^{l+1} \lambda_l(T_l(1, \tau)) \frac{\partial T_l(1, \tau)}{\partial x} =$$

$$= d_l \lambda_{l+1}(T_{l+1}(0, \tau)) \frac{\partial \theta_{kl+1}(0, \tau)}{\partial x} + d_l \frac{\partial \lambda_{l+1}}{\partial T} \frac{\partial T_{l+1}}{\partial x} \theta_{kl+1}(0, \tau) + \delta_k^l \lambda_{l+1}(T_{l+1}(0, \tau)) \frac{\partial T_{l+1}(0, \tau)}{\partial x} ; \quad (2.68)$$

$$l \neq n, \tau \in (\tau_{min}, \tau_{max}],$$

$$\begin{aligned}
& -\lambda_l(T_l(1, \tau)) R_l(T_l(1, \tau)) \frac{\partial \theta_{kl}(1, \tau)}{\partial x} - \\
& - \left[\frac{\partial \lambda_l}{\partial T} R_l(T_l(1, \tau)) \frac{\partial T_l(1, \tau)}{\partial x} + \lambda_l(T_l(1, \tau)) \frac{\partial R_l}{\partial T} \frac{\partial T_l}{\partial x} \right] \theta_{kl}(1, \tau) = \\
& = \delta_k^l (T_l(1, \tau) - T_{l+1}(0, \tau)) + d_l (\theta_{kl}(1, \tau) - \theta_{kl+1}(0, \tau))
\end{aligned} \tag{2.69}$$

$$l \neq n, \tau \in (\tau_{min}, \tau_{max}],$$

$$\begin{aligned}
& d_n \lambda_{n-1}(T_{n-1}(1, \tau)) \frac{\partial \theta_{kn-1}(1, \tau)}{\partial x} + d_n \frac{\partial \lambda_{n-1}}{\partial T} \frac{\partial T_{n-1}}{\partial x} \theta_{kn-1}(1, \tau) + \delta_k^n \lambda_{n-1}(T_{n-1}(1, \tau)) \frac{\partial T_{n-1}(1, \tau)}{\partial x} = \\
& = d_{n-1} (\lambda_n(T_n(0, \tau), \delta) + \lambda_R(T_n(0, \tau), \delta, a)) \frac{\partial \theta_{kn}(0, \tau)}{\partial x} + \\
& + d_{n-1} \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial T} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial T} \right) \frac{\partial T_n}{\partial x} \theta_{kn}(0, \tau) + \delta_k^{n-1} (\lambda_n(T_n(0, \tau)) + \lambda_R(T_n(0, \tau), \delta, a)) \frac{\partial T_n(0, \tau)}{\partial x}
\end{aligned} \tag{2.70}$$

$$\begin{aligned}
& d_n \lambda_{n-1}(T_{n-1}(1, \tau)) \frac{\partial \theta_{kn-1}(1, \tau)}{\partial x} + d_n \frac{\partial \lambda_{n-1}}{\partial T} \frac{\partial T_{n-1}}{\partial x} \theta_{kn-1}(1, \tau) = \\
& = d_{n-1} (\lambda_n(T_n(0, \tau), \delta) + \lambda_R(T_n(0, \tau), \delta, a)) \frac{\partial \theta_{kn}(0, \tau)}{\partial x} + \quad ; \\
& + d_{n-1} \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial T} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial T} \right) \frac{\partial T_n}{\partial x} \theta_{kn}(0, \tau) + d_{n-1} \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial \delta} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial \delta} \right) \frac{\partial T_n(0, \tau)}{\partial x}
\end{aligned} \tag{2.71}$$

$$\begin{aligned}
& d_n \lambda_{n-1}(T_{n-1}(1, \tau)) \frac{\partial \theta_{kn-1}(1, \tau)}{\partial x} + d_n \frac{\partial \lambda_{n-1}}{\partial T} \frac{\partial T_{n-1}}{\partial x} \theta_{kn-1}(1, \tau) = \\
& = d_{n-1} (\lambda_n(T_n(0, \tau), \delta) + \lambda_R(T_n(0, \tau), \delta, a)) \frac{\partial \theta_{kn}(0, \tau)}{\partial x} + \quad ; \\
& + d_{n-1} \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial T} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial T} \right) \frac{\partial T_n}{\partial x} \theta_{kn}(0, \tau) + d_{n-1} \frac{\partial \lambda_R}{\partial a} \frac{\partial T_n(0, \tau)}{\partial x}
\end{aligned} \tag{2.72}$$

$$\theta_{kn-1}(1, \tau) = \theta_{kn}(0, \tau); \tag{2.73}$$

$$\begin{aligned}
& d_{n+1} (\lambda_n(T_n(1, \tau), \delta) + \lambda_R(T_n(1, \tau), \delta, a)) \frac{\partial \theta_{kn}(1, \tau)}{\partial x} + \\
& + d_{n+1} \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial T} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial T} \right) \frac{\partial T_n}{\partial x} \theta_{kn}(1, \tau) + \delta_k^{n+1} (\lambda_n(T_n(1, \tau)) + \lambda_R(T_n(1, \tau), \delta, a)) \frac{\partial T_n(1, \tau)}{\partial x} = \quad ; \\
& = d_n \lambda_{n+1}(T_{n+1}(0, \tau)) \frac{\partial \theta_{kn+1}(0, \tau)}{\partial x} + d_n \frac{\partial \lambda_{n+1}}{\partial T} \frac{\partial T_{n+1}}{\partial x} \theta_{kn+1}(0, \tau) + \delta_k^n \lambda_{n+1}(T_{n+1}(0, \tau)) \frac{\partial T_{n+1}(0, \tau)}{\partial x}
\end{aligned} \tag{2.74}$$

$$\begin{aligned}
& d_{n+1} \left(\lambda_n (T_n (1, \tau), \delta) + \lambda_R (T_n (1, \tau), \delta, a) \right) \frac{\partial \theta_{kn} (1, \tau)}{\partial x} + \\
& + d_{n+1} \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial T} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial T} \right) \frac{\partial T_n}{\partial x} \theta_{kn} (1, \tau) + d_{n+1} \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial \delta} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial \delta} \right) \frac{\partial T_n (1, \tau)}{\partial x} = ; \\
& = d_n \lambda_{n+1} (T_{n+1} (0, \tau)) \frac{\partial \theta_{kn+1} (0, \tau)}{\partial x} + d_n \frac{\partial \lambda_{n+1}}{\partial T} \frac{\partial T_{n+1}}{\partial x} \theta_{kn+1} (0, \tau)
\end{aligned} \tag{2.75}$$

$$\begin{aligned}
& d_{n+1} \left(\lambda_n (T_n (1, \tau), \delta) + \lambda_R (T_n (1, \tau), \delta, a) \right) \frac{\partial \theta_{kn} (1, \tau)}{\partial x} + \\
& + d_{n+1} \left(\frac{\partial \lambda_n}{\partial T} + \frac{\partial \lambda_R}{\partial T} \right) \frac{\partial T_n}{\partial x} \theta_{kn} (1, \tau) + d_{n+1} \frac{\partial \lambda_R}{\partial a} \frac{\partial T_n (1, \tau)}{\partial x} = ; \\
& = d_n \lambda_{n+1} (T_{n+1} (0, \tau)) \frac{\partial \theta_{kn+1} (0, \tau)}{\partial x} + d_n \frac{\partial \lambda_{n+1}}{\partial T} \frac{\partial T_{n+1}}{\partial x} \theta_{kn+1} (0, \tau)
\end{aligned} \tag{2.76}$$

$$\theta_{kn} (1, \tau) = \theta_{kn+1} (0, \tau) . \tag{2.77}$$

2.4 Алгоритм итерационного решения краевой задачи для уравнения теплопроводности

При реализации описанного выше алгоритма проектирования многослойной теплоизоляции на каждой итерации возникает необходимость решения численными методами прямой краевой задачи и краевой задачи для приращений температуры. В основу алгоритма решения краевых задач (2.1)-(2.12) и (2.60)-(2.77) положена конечно-разностная схема Самарского [88], аппроксимирующая исходное нелинейное параболическое уравнение второго порядка в одномерной по пространственной переменной многослойной области разностными аналогами со вторым порядком точности по пространственной координате. Схема относится к классу монотонных и абсолютно устойчивых, что предопределяет целесообразность её использования.

Итерационный алгоритм решения краевых задач строится по единой схеме, состоящей из нескольких последовательно выполняемых на каждой итерации вычислительных процедур, включающих:

- 1) вычисление коэффициентов параболического уравнения;
- 2) вычисление коэффициентов граничных условий;
- 3) вычисление коэффициентов условий энергетического сопряжения между слоями;
- 4) решение краевой задачи для параболического уравнения.

2.4.1 Аппроксимация коэффициентов дифференциального уравнения

Рассматриваемое дифференциальное уравнение является нелинейным, поэтому его коэффициенты вычисляются в узлах разностной сетки параллельно с решением краевой задачи.

Для вычисления теплофизических характеристик, зависящих от температуры (например, C_l и λ_l), используется следующий подход [89]:

а) на априорно заданной области определения функции C_l вводится разностная сетка

$$w_l = \{T_s = T_l^{min} + s \Delta T_l, s = 0, \dots, s_l, \Delta T_l = (T_l^{max} - T_l^{min}) / s_l\},$$

выбирается с учетом характера поведения функции $C_l(T)$ (монотонности, гладкости, темпов роста и т.д.);

б) в узлах $T_s, s = 0, \dots, s_l$ вычисляются значения теплофизической характеристики с использованием интерполяционных зависимостей (например, кубическими сплайнами);

в) при решении краевой задачи на каждой итерации значения коэффициентов C_l вычисляются в каждом узле разностной сетки, для которого известно значение T_i^j , при помощи линейной интерполяции: если $T_i^j \in [T_{s1}, T_{s2}]$, то

$$C_l(T_i^j) = C_l(T_{s1}) + \frac{C_l(T_{s2}) - C_l(T_{s1})}{T_{s2} - T_{s1}} (T_i^j - T_{s1})$$

Построение конечно-разностного аналога дифференциального уравнения осуществляется по отдельным слоям, а сопряжение решений на границах слоев производится с использованием конечно-разностного представления условий энергетического сопряжения.

Разностная сетка имеет постоянный шаг по пространственной переменной внутри каждого слоя и постоянный шаг по времени.

После преобразования координат

$$\tau' = \tau, \quad x' = (x - X_{l-1}) / (X_l - X_{l-1})$$

разностная сетка в слое $[X_{l-1}, X_l], l = 1, \dots, L$ примет вид:

$$w'_l = \left\{ x_i = (i-1) \Delta x_l, i = 1, \dots, n_l + 1, \Delta x_l = \frac{1}{n_l}, \tau_j = j \Delta \tau, j = 0, \dots, n_\tau, \Delta \tau = \tau_m / n_\tau \right\}.$$

Решаемые на каждой итерации краевые задачи параболического типа в многослойной области различаются лишь коэффициентами параболических уравнений и граничных условий. Благодаря этому обстоятельству в основу вычислительного алгоритма может быть положено численное решение обобщенной краевой задачи,

описывающей все решаемые краевые задачи. Данный подход позволяет формально рассматривать общую последовательность вычислительных операций, проводимых на каждой итерации последовательных приближений, оперируя только с коэффициентами обобщенной модели.

В данном случае рассматривается обобщенное уравнение теплопроводности вида:

$$C_l(T) \frac{\partial T_l}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_l(T) \frac{\partial T_l}{\partial x} \right) + Q_l(T) \frac{\partial T_l}{\partial x} + P_l(T) T_l + S_l(T) \quad (2.78)$$

Используя монотонную при любом шаге Δx четырехточечную неявную схему 2-го порядка точности, содержащую односторонние производные, учитывающие знак $Q_l(T)$, конечно-разностный аналог уравнения (2.78) можно представить в виде (опуская индекс l):

$$C_i^j \frac{T_i^j - T_{i-1}^{j-1}}{\Delta \tau} = \frac{k_i^j}{\Delta x} \left[\frac{\lambda_{i+1}^j + \lambda_i^j}{2} \cdot \frac{T_{i+1}^j - T_i^j}{\Delta x} - \frac{\lambda_i^j + \lambda_{i-1}^j}{2} \cdot \frac{T_i^j - T_{i-1}^j}{x} \right] + \frac{Q_i^j + |Q_i^j|}{2\lambda_i^j} \cdot \frac{\lambda_{i+1}^j + \lambda_i^j}{2} \cdot \frac{T_{i+1}^j - T_i^j}{\Delta x} + \frac{Q_i^j - |Q_i^j|}{2\lambda_i^j} \cdot \frac{\lambda_i^j + \lambda_{i-1}^j}{2} \cdot \frac{T_i^j - T_{i-1}^j}{\Delta x} + P_i^j T_i^j + S_i^j$$

где $k_i^j = \frac{1}{1 + R_i^j}$, $R_i^j = \frac{|Q_i^j| \Delta x}{2\lambda_i^j}$ – «разностное число Рейнольдса» [88].

После преобразований получим:

$$T_{i-1}^j \left[\frac{k_i^j \Delta \tau}{\Delta x^2 C_i^j} L_i^j - \frac{J_i^{j(-)} L_i^j \Delta \tau}{\Delta x C_i^j} \right] - T_i^j \left[1 + \frac{k_i^j \Delta \tau}{\Delta x^2 C_i^j} [L_{i+1}^j + L_i^j] + \frac{J_i^{j(+)} L_{i+1}^j \Delta \tau}{\Delta x C_i^j} - \frac{J_i^{j(-)} L_i^j \Delta \tau}{\Delta x C_i^j} - \frac{P_i^j \Delta \tau}{C_i^j} \right] + T_{i+1}^j \left[\frac{k_i^j \Delta \tau}{\Delta x^2 C_i^j} L_{i+1}^j + \frac{J_i^{j(+)} L_{i+1}^j \Delta \tau}{\Delta x C_i^j} \right] = -T_i^{j-1} - \frac{S_i^j \Delta \tau}{C_i^j}$$

или

$$A_i^j T_{i-1}^j - D_i^j T_i^j + B_i^j T_{i+1}^j = -F_i^j, \quad (2.79)$$

где

$$A_i^j = \frac{\Delta \tau L_i^j}{\Delta x^2 C_i^j} \left[k_i^j - \Delta x J_i^{j(-)} \right];$$

$$D_i^j = 1 + \frac{\Delta \tau}{\Delta x^2 C_i^j} \left[k_i^j (L_{i+1}^j + L_i^j) + \Delta x J_i^{j(+)} L_{i+1}^j - \Delta x J_i^{j(-)} L_i^j - \Delta x^2 P_i^j \right];$$

$$B_i^j = \frac{\Delta \tau L_{i+1}^j}{\Delta x^2 C_i^j} \left[k_i^j + \Delta x J_i^{j(+)} \right];$$

$$F_i^j = T_i^{j-1} + \frac{S_i^j \Delta \tau}{C_i^j};$$

$$L_i^j = \frac{\lambda_i^j + \lambda_{i-1}^j}{2}, \quad L_{i+1}^j = \frac{\lambda_{i+1}^j + \lambda_i^j}{2}, \quad J_i^{j(-)} = \frac{Q_i^j - |Q_i^j|}{2\lambda_i^j}, \quad J_i^{j(+)} = \frac{Q_i^j + |Q_i^j|}{2\lambda_i^j}.$$

2.4.2 Аппроксимация граничных условий

Коэффициенты граничных условий, зависящие только от времени, вычисляются при значениях аргументов, соответствующих предварительно зафиксированным узлам разностной сетки, независимо от решения краевой задачи.

Для конечно-разностной аппроксимации граничных условий используется разностное представление первой производной функции $T(x, \tau)$ по пространственной переменной на трехточечном шаблоне:

$$\left(\frac{\partial T}{\partial x} \right) \Big|_{0+0} = \frac{-T_3^j + 4T_2^j - 3T_1^j}{2\Delta x_1} \quad (2.80)$$

Используя (2.80), разностный аналог граничного условия (2.3) – (2.4) записываем в виде:

$$-\lambda_1^j \beta_1 \frac{-T_3^j + 4T_2^j - 3T_1^j}{2\Delta x_1} + d_1 \alpha_1 T_1^j = d_1 q_1^j$$

С учетом (2.79) для $i=2$:

$$\begin{aligned} & \frac{\lambda_1^j \beta_1}{d_1} \left(\frac{F_2^j}{B_2^j} - \frac{D_2^j}{B_2^j} T_2^j + \frac{A_2^j}{B_2^j} T_1^j + 4T_2^j - 3T_1^j \right) - 2\Delta x_1 \alpha_1 T_1^j = -2\Delta x_1 q_1^j; \\ & -T_1^j \left(\frac{\lambda_1^j \beta_1}{d_1} \left[3 - \frac{A_2^j}{B_2^j} \right] + 2\Delta x_1 \alpha_1 \right) + T_2^j \frac{\lambda_1^j \beta_1}{d_1} \left[4 - \frac{D_2^j}{B_2^j} \right] = - \left[\frac{\lambda_1^j \beta_1}{d_1} \frac{F_2^j}{B_2^j} + 2\Delta x_1 q_1^j \right]; \\ & -D_1^j T_1^j + B_1^j T_2^j = -F_1^j; \end{aligned}$$

где

$$D_1^j = \frac{\lambda_1^j \beta_1}{d_1} \left[3 - \frac{A_2^j}{B_2^j} \right] + 2\Delta x_1 \alpha_1;$$

$$B_1^j = \frac{\lambda_1^j \beta_1}{d_1} \left[4 - \frac{D_2^j}{B_2^j} \right];$$

$$F_1^j = \frac{\lambda_1^j \beta_1}{d_1} \frac{F_2^j}{B_2^j} + 2 \Delta x_1 q_1^j .$$

Аналогично условие на правой границе представляется в виде:

$$A_N^j T_{N-1}^j - D_N^j T_N^j = -F_N^j ;$$

учитывая, что

$$\left(\frac{\partial T_L}{\partial x} \right) \Big|_{x=0} = \frac{T_{N-2}^j - 4T_{N-1}^j + 3T_N^j}{2 \Delta x_L} ;$$

$$\frac{\lambda_L^j \beta_2}{d_L} \left(-\frac{F_{N-1}^j}{A_{N-1}^j} + \frac{D_{N-1}^j}{A_{N-1}^j} T_{N-1}^j - \frac{B_{N-1}^j}{A_{N-1}^j} T_N^j - 4T_{N-1}^j + 3T_N^j \right) - 2 \Delta x_L \alpha_2 T_N^j = -2 \Delta x_L q_L^j ;$$

$$T_{N-1}^j \frac{\lambda_L^j \beta_2}{d_L} \left[\frac{D_{N-1}^j}{A_{N-1}^j} - 4 \right] - T_N^j \left[\frac{\lambda_L^j \beta_2}{d_L} \left(\frac{B_{N-1}^j}{A_{N-1}^j} - 3 \right) + 2 \Delta x_L \alpha_2 \right] = - \left[2 \Delta x_L q_L^j - \frac{\lambda_L^j \beta_2}{d_L} \frac{F_{N-1}^j}{A_{N-1}^j} \right] ;$$

$$A_N^j = \frac{\lambda_L^j \beta_2}{d_L} \left[\frac{D_{N-1}^j}{A_{N-1}^j} - 4 \right] ;$$

$$D_N^j = \frac{\lambda_L^j \beta_2}{d_L} \left(\frac{B_{N-1}^j}{A_{N-1}^j} - 3 \right) + 2 \Delta x_L \alpha_2 ;$$

$$F_N^j = 2 \Delta x_L q_L^j - \frac{\lambda_L^j \beta_2}{d_L} \frac{F_{N-1}^j}{A_{N-1}^j} .$$

2.4.3 Аппроксимация условий сопряжения на внутренних границах

Для построения итерационного алгоритма решения прямой задачи и задачи для приращений температуры по единой схеме, условия энергетического сопряжения представляются в виде:

$$a_l(T_l(1, \tau), \tau) \frac{\partial T_l(1, \tau)}{\partial x} + b_l(T_l(1, \tau), \tau) T_l(1, \tau) + e_l(T_{l+1}(0, \tau), \tau) \frac{\partial T_{l+1}(0, \tau)}{\partial x} + f_l(T_{l+1}(0, \tau), \tau) T_{l+1}(0, \tau) = w_l(\tau), l = 1, 2, \dots, L-1, \tau \in (\tau_{min}, \tau_{max}) \quad (2.81)$$

$$g_l(T_l(1, \tau), \tau) \frac{\partial T_l(1, \tau)}{\partial x} + h_l(T_l(1, \tau), \tau) T_l(1, \tau) + m_l(T_{l+1}(0, \tau), \tau) T_{l+1}(0, \tau) = v_l(\tau) \quad (2.82)$$

Для получения конечно-разностного аналога условий (2.6)-(2.7) используется аппроксимация первых производных в виде:

$$\left. \frac{\partial T}{\partial x}(1, \tau) \right|_{1-0} = \frac{T_{N_i-2}^j - 4T_{N_i-1}^j + 3T_{N_i}^j}{2\Delta x_l}; \quad (2.83)$$

$$\left. \frac{\partial T}{\partial x}(0, \tau) \right|_{0+0} = \frac{-T_{N_i+3}^j + 4T_{N_i+2}^j - 3T_{N_i+1}^j}{2\Delta x_{l+1}}; \quad (2.84)$$

Из соотношений (2.79) следует, что

$$T_{N_i-2}^j = -\frac{F_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} + \frac{D_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} T_{N_i-1}^j - \frac{B_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} T_{N_i}^j; \quad (2.85)$$

$$T_{N_i+3}^j = -\frac{F_{N_i+2}^j}{B_{N_i+2}^j} - \frac{A_{N_i+2}^j}{B_{N_i+2}^j} T_{N_i+1}^j + \frac{D_{N_i+2}^j}{B_{N_i+2}^j} T_{N_i+2}^j. \quad (2.86)$$

Подставляя равенства (2.83) в условия (2.82) получаем:

$$\frac{g_l^j}{2\Delta x_l} \left[-\frac{F_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} + \frac{D_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} T_{N_i-1}^j - \frac{B_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} T_{N_i}^j - 4T_{N_i-1}^j + 3T_{N_i}^j \right] + h_l^j T_{N_i}^j + m_l^j T_{N_i+1}^j = v_l^j; \quad (2.87)$$

$$\frac{g_l^j}{2\Delta x_l} \left(\frac{D_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} - 4 \right) T_{N_i-1}^j - \left[\frac{g_l^j}{2\Delta x_l} \left(\frac{B_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} - 3 \right) - h_l^j \right] T_{N_i}^j + m_l^j T_{N_i+1}^j = \frac{g_l^j}{2\Delta x_l} \frac{F_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} + v_l^j;$$

После преобразований уравнение (2.87) приобретает вид:

$$A_{N_i}^j T_{N_i-1}^j - D_{N_i}^j T_{N_i}^j + B_{N_i}^j T_{N_i+1}^j = -F_{N_i}^j,$$

где

$$A_{N_i}^j = \frac{g_l^j}{2\Delta x_l} \left(\frac{D_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} - 4 \right);$$

$$D_{N_i}^j = \frac{g_l^j}{2\Delta x_l} \left(\frac{B_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} - 3 \right) - h_l^j;$$

$$B_{N_i}^j = m_l^j;$$

$$F_{N_i}^j = -\frac{g_l^j}{2\Delta x_l} \frac{F_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} - v_l^j.$$

Для вывода уравнения

$$A_{N_i+1}^j T_{N_i}^j - D_{N_i+1}^j T_{N_i+1}^j + B_{N_i+1}^j T_{N_i+2}^j = -F_{N_i+1}^j,$$

$T_{N_i-2}^j$ представим в виде:

$$T_{N_i-2}^j = -\frac{F_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} + \frac{D_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} \left(\alpha_{N_i-1}^j T_{N_i}^j + \beta_{N_i-1}^j \right) - \frac{B_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} T_{N_i}^j,$$

где $\alpha_{N_i-1}^j$ и $\beta_{N_i-1}^j$ - прогоночные коэффициенты.

С учетом условия (2.81) можно записать:

$$\begin{aligned} & \frac{a_l^j}{2\Delta x_l} \left[T_{N_i}^j \left(\frac{D_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} \alpha_{N_i-1}^j - \frac{B_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} - 4\alpha_{N_i-1}^j + 3 \right) - \frac{F_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} + \frac{D_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} \beta_{N_i-1}^j - 4\beta_{N_i-1}^j \right] + b_l^j T_{N_i}^j + \\ & + \frac{e_l^j}{2\Delta x_{l+1}} \left[\frac{F_{N_i+2}^j}{B_{N_i+2}^j} + \frac{A_{N_i+2}^j}{B_{N_i+2}^j} T_{N_i+1}^j - \frac{D_{N_i+2}^j}{B_{N_i+2}^j} T_{N_i+2}^j + 4T_{N_i+2}^j - 3T_{N_i+1}^j \right] + f_l^j T_{N_i+1}^j = w_l^j \end{aligned}$$

ИЛИ

$$\begin{aligned} & T_{N_i}^j \left[\frac{a_l^j}{2\Delta x_l} \left(\alpha_{N_i-1}^j \left[\frac{D_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} - 4 \right] - \frac{B_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} + 3 \right) + b_l^j \right] - T_{N_i+1}^j \left[\left(3 - \frac{A_{N_i+2}^j}{B_{N_i+2}^j} \right) \frac{e_l^j}{2\Delta x_{l+1}} - f_l^j \right] + \\ & + T_{N_i+2}^j \left[4 - \frac{D_{N_i+2}^j}{B_{N_i+2}^j} \right] \frac{e_l^j}{2\Delta x_{l+1}} = w_l^j + \frac{a_l^j}{2\Delta x_l} \left[\frac{F_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} + \beta_{N_i-1}^j \left(4 - \frac{D_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} \right) \right] - \frac{e_l^j}{2\Delta x_{l+1}} \frac{F_{N_i+2}^j}{B_{N_i+2}^j} \\ & A_{N_i+1}^j = \frac{a_l^j}{2\Delta x_l} \left(\alpha_{N_i-1}^j \left[\frac{D_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} - 4 \right] - \frac{B_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} + 3 \right) + b_l^j = \alpha_{N_i-1}^j A l_{N_i} + \frac{a_l^j}{2\Delta x_l} \left[3 - \frac{B_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} \right] + b_l^j; \end{aligned}$$

где

$$A l_{N_i} = \frac{a_l^j}{2\Delta x_l} \left[\frac{D_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} - 4 \right];$$

$$D_{N_i+1}^j = \frac{e_l^j}{2\Delta x_{l+1}} \left(3 - \frac{A_{N_i+2}^j}{B_{N_i+2}^j} \right) - f_l^j;$$

$$B_{N_i+1}^j = \frac{e_l^j}{2\Delta x_{l+1}} \left[4 - \frac{D_{N_i+2}^j}{B_{N_i+2}^j} \right];$$

$$\begin{aligned} F_{N_i+1}^j &= -w_l^j - \frac{a_l^j}{2\Delta x_l} \frac{F_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} + \beta_{N_i-1}^j \left(\frac{D_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} - 4 \right) \frac{a_l^j}{2\Delta x_l} + \frac{e_l^j}{2\Delta x_{l+1}} \frac{F_{N_i+2}^j}{B_{N_i+2}^j} = \\ &= -w_l^j - \frac{a_l^j}{2\Delta x_l} \frac{F_{N_i-1}^j}{A_{N_i-1}^j} + \frac{e_l^j}{2\Delta x_{l+1}} \frac{F_{N_i+2}^j}{B_{N_i+2}^j} + \beta_{N_i-1}^j A l_{N_i} \end{aligned}$$

В результате конечно-разностной аппроксимации дифференциального оператора (2.1)-(2.7) решение исходной краевой задачи может быть получено путем решения на каждом шаге интегрирования по времени следующей системы алгебраических уравнений:

$$\begin{cases} -D_1^j T_1^j + B_1^j T_2^j = -F_1^j \\ A_i^j T_{i-1}^j - D_i^j T_i^j + B_i^j T_{i+1}^j = -F_i^j; \\ A_N^j T_{N-1}^j - D_N^j T_N^j = -F_N^j \end{cases}$$

Данная система алгебраических уравнений решается методом прогонки [88].

Решение ищется в виде:

$$T_i^j = \alpha_i^j T_{i+1}^j + \beta_i^j,$$

где α_i^j и β_i^j прогоночные коэффициенты, вычисляемые по следующим рекуррентным соотношениям:

$$\alpha_1^j = \frac{B_1^j}{D_1^j}; \beta_1^j = \frac{F_1^j}{D_1^j};$$

$$\alpha_i^j = \frac{B_i^j}{D_i^j - \alpha_{i-1}^j A_i^j}; \beta_i^j = \frac{F_i^j + A_i^j \beta_{i-1}^j}{D_i^j - \alpha_{i-1}^j A_i^j};$$

$$T_N^j = \frac{-A_N^j \beta_{N-1}^j - F_N^j}{\alpha_{N-1}^j A_N^j - D_N^j}.$$

2.4.4 Аппроксимация условия теплообмена на внешней границе с учетом излучаемого теплового потока

Условие теплообмена на внешней границе, учитывающее излучаемый тепловой поток, представляется в виде алгебраического уравнения

$$f(T_w^j) = 0 \quad (2.88)$$

Первые производные от температуры на правой границе по пространственной координате аппроксимируются в виде:

$$\left. \frac{\partial T}{\partial x}(1, \tau) \right|_{1-0} = \frac{T_{N_i-2}^j - 4T_{N_i-1}^j + 3T_{N_i}^j}{2\Delta x_l}$$

Учитывая, что

$$T_{N_i-1}^j = \alpha_{N_i-1}^j T_{N_i}^j + \beta_{N_i-1}^j,$$

$$T_{N_i-2}^j = \alpha_{N_i-2}^j T_{N_i-1}^j + \beta_{N_i-2}^j = \alpha_{N_i-2}^j (\alpha_{N_i-1}^j T_{N_i}^j + \beta_{N_i-1}^j) + \beta_{N_i-2}^j,$$

$$\left. \frac{\partial T}{\partial x}(1, \tau) \right|_{1-0} = \frac{\alpha_{N_i-2}^j \alpha_{N_i-1}^j - 4\alpha_{N_i-1}^j + 3}{2\Delta x_l} T_{N_i}^j + \frac{\alpha_{N_i-2}^j \beta_{N_i-1}^j + \beta_{N_i-2}^j - 4\beta_{N_i-1}^j}{2\Delta x_l} = A_w^j T_{N_i}^j + B_w^j,$$

где

$$A_w^j = \frac{\alpha_{N_i-2}^j \alpha_{N_i-1}^j - 4\alpha_{N_i-1}^j + 3}{2\Delta x_l},$$

$$B_w^j = \frac{\alpha_{N_l-2}^j \beta_{N_l-1}^j + \beta_{N_l-2}^j - 4\beta_{N_l-1}^j}{2\Delta x_l}.$$

На левой границе:

$$\begin{aligned} \left. \frac{\partial T}{\partial x}(0, \tau) \right|_{0+0} &= \frac{-T_3^j + 4T_2^j - 3T_1^j}{2\Delta x_1} = \frac{1}{2\Delta x_1} \left(\frac{A_2^j}{B_2^j} - 3 \right) T_1^j + \\ &+ \frac{1}{2\Delta x_1} \left(\frac{F_2^j}{B_2^j} + T_2^j \left(4 - \frac{D_2^j}{B_2^j} \right) \right) = C_w^j T_1^j + D_w^j \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned} C_w^j &= \frac{1}{2\Delta x_1} \left(\frac{A_2^j}{B_2^j} - 3 \right), \\ D_w^j &= \frac{1}{2\Delta x_1} \left(\frac{F_2^j}{B_2^j} + T_2^j \left(4 - \frac{D_2^j}{B_2^j} \right) \right). \end{aligned}$$

Тогда для правой границы уравнение (2.88) будет иметь вид:

$$-q_R(\tau) + q_{изл} + \lambda_L(T_L(X_L, \tau))(A_w^j T_{N_l}^j + B_w^j) = 0$$

Для левой границы:

$$q_R(\tau) - q_{изл} + \lambda_1(T_1(X_1, \tau))(C_w^j T_1^j + D_w^j) = 0$$

Уравнение (2.88) решается методом секущих [90], в соответствии с которым очередное приближение корня уравнения определяется по формуле:

$$T_w^{k+1} = T_w^k - \frac{T_w^k - T_w^{k-1}}{f(T_w^k) - f(T_w^{k-1})} f(T_w^k), \quad k=1, 2, \dots$$

В качестве нового интервала, содержащего корень уравнения, в итерационном процессе выбирается один из двух: $[T_w^k, T_w^{k+1}]$ или $[T_w^{k+1}, T_w^{k-1}]$, на концах которого функция $f(T_w)$ принимает значения разных знаков.

В качестве критерия останова используется условие:

$$\left| T_w^k - T_w^{k-1} \right| < \varepsilon T_w^{k-1},$$

где ε – заданное значение погрешности решения задачи.

Начальные приближения принимаются равными:

$$T_w^1 = T_w^0 - f(T_w^0) / f'(T_w^0),$$

$T_w^0 = (T_{N_l}^j)^{s-1}$ для правой границы и $T_w^0 = (T_1^j)^{s-1}$ для левой границы, s – номер

текущей итерации по коэффициентам.

Выводы по главе 2

Рассмотрен метод математического моделирования радиационно-кондуктивного теплообмена в плоском слое высокопористого ячеистого материала.

Представлен алгоритм оптимального проектирования многослойного теплозащитного покрытия с учетом структуры высокопористых ячеистых материалов.

Разработан и реализован в виде кода для ЭВМ численный метод решения задачи оптимального выбора толщин слоев многослойного теплозащитного покрытия совместно с параметрами структуры высокопористого ячеистого теплозащитного материала.

3. Оптимальное проектирование многослойного теплозащитного покрытия

3.1 Структура вычислительного комплекса

Описанный в главе 2 алгоритм реализован в программном комплексе, предназначенном для численного решения задачи оптимального выбора параметров структуры высокопористого ячеистого материала совместно с толщинами слоев многослойной теплоизоляции. Структурная схема вычислительного комплекса приведена на рисунке 3.1.



Рис. 3.1 – Схема вычислительного комплекса

Блок ввода и преобразования исходных данных (препроцессор) осуществляет считывание исходных данных, записанных в текстовом виде, и их преобразование во внутреннее представление вычислительного комплекса.

Блок оптимизации обеспечивает численное решение задачи минимизации целевой функции при наличии нелинейных ограничений и ограничений на определяемые характеристики.

Блок преобразования и вывода результатов расчета предназначен для записи текстового файла, содержащего найденные значения параметров и целевой функции, а также информацию об итерационном процессе решения задачи.

В состав блока ввода и преобразования исходных данных входят подпрограммы, выполняющие ввод, проверку, преобразование и вывод на печать исходных данных, определяющих математическую модель теплопереноса и итерационный процесс решения рассматриваемой оптимизационной задачи.

Блок оптимизации включает в себя блоки вычисления целевой функции и ограничений/градиентов ограничений. Краткое описание вычислительной схемы, составляющей основу этого блока, и особенностей её численной реализации дано в разделе 2.

Подпрограммы блока решения краевой задачи для параболического уравнения реализуют следующие функции:

- 1) вычисление коэффициентов параболического уравнения;
- 2) вычисление коэффициентов граничных условий;
- 3) вычисление коэффициентов условий энергетического сопряжения между пространственными слоями.

Подпрограммы блока делятся на две группы:

- 1) подпрограммы вычисления коэффициентов прямой задачи теплообмена;
- 2) подпрограммы вычисления коэффициентов задачи для вариаций температуры.

Целесообразность выделения данных групп обусловлена тем, что при решении оптимизационной задачи на каждой итерации процесса последовательных приближений возникает необходимость решения краевых задач двух видов: прямой задачи и задачи для вариаций поля температуры, которые можно рассматривать как частные случаи обобщенной математической модели теплообмена, различающиеся только выражениями для вычисления коэффициентов параболического уравнения и условий однозначности. Благодаря данному обстоятельству появляется возможность использовать единую вычислительную схему для численного решения указанных задач, отдельно рассматривая вычисление их коэффициентов.

В состав блока вычисления коэффициентов параболического уравнения входят подпрограммы, обеспечивающие расчет кондуктивной и радиационной составляющих теплопроводности высокопористого ячеистого материала в зависимости от параметров структуры.

Рассмотренные блоки ввода и преобразования исходных данных и решения краевой задачи для параболического уравнения обращаются к подпрограммам,

реализующим математические операции, включая интерполяцию и аппроксимацию функций, решение систем алгебраических уравнений, поиск минимального и максимального элементов массива и т.д.

Обмен данными между подпрограммами осуществляется как через формальные параметры, так и за счет использования глобальных данных, доступ к которым в программных единицах осуществляется посредством use-ассоциирования.

Обмен данными с подпрограммами, выполняющими математические операции, осуществляется только через формальные параметры, что делает их полностью универсальными.

3.2 Организация данных

Используемые в программном комплексе данные можно разделить на три категории:

- 1) исходные данные, характеризующие конкретную задачу и задаваемые пользователем;
- 2) внутренние данные (локальные или глобальные);
- 3) выходные данные программы.

Исходные данные включают:

- 1) характеристики процесса теплообмена, к которым относятся теплофизические характеристики материалов, граничные условия, условия энергетического сопряжения между пространственными слоями, начальное распределение температуры, геометрические и временные характеристики;
- 2) параметры, характеризующие конечно-разностную сетку и область интегрирования;
- 3) параметры, устанавливающие связь характеристик процесса теплообмена с областью интегрирования;
- 4) параметры, определяющие погрешность решения оптимизационной задачи;
- 5) начальные значения определяемых характеристик;
- 6) значения ограничений.

Характеристики процесса теплообмена могут быть заданы постоянными (константами) или функциями одного аргумента, определяемыми аналитическими выражениями или табличными функциональными зависимостями на равномерных или неравномерных сетках.

По окончании итерационного процесса могут быть получены выходные данные, включающие:

- 1) значения определяемых характеристик;
- 2) значение целевой функции;
- 3) значения температуры в заданных точках;
- 4) погрешность решения оптимизационной задачи;
- 5) информацию об итерационном процессе решения оптимизационной задачи;
- 6) расчетное поле температуры.

3.3 Средства разработки программного обеспечения

Программный комплекс реализован на алгоритмическом языке Фортран 90 и предназначен для использования на персональной вычислительной технике. В состав комплекса вошли как уже имевшиеся программные единицы, существенно доработанные с учетом поставленных целей, так и вновь написанные.

Требуемый объем памяти для размещения программного комплекса составляет 2,42 Мб. Время выполнения расчетов во многом зависит от заданных погрешностей решения оптимизационной задачи и краевых задач, математической модели теплопереноса и производительности используемой ЭВМ.

Разработка программного комплекса выполнялась с использованием компилятора Intel Visual Fortran Compiler Professional Edition, интегрированным с Microsoft Visual Studio 2008. Данное средство разработки программного обеспечения включает мощные средства оптимизации кода, позволяя уменьшить объем и улучшить производительность исполняемого кода приложений на 32- и 64-разрядных платформах Intel.

3.4 Тестирование вычислительного комплекса

Приведенный выше вычислительный комплекс был опробован при решении разнообразных тестовых и практических задач. Основные блоки, входящие в состав комплекса, тестировались независимо друг от друга.

Работоспособность и надежность алгоритмов, лежащих в основе блока решения краевой задачи для параболического уравнения, подтверждались путем сравнения результатов расчетов с аналитическими решениями одномерных краевых задач.

Задача № 1. Моделирование распределения температуры по толщине пластины из материала с постоянными теплофизическими характеристиками, нагреваемой постоянным тепловым потоком.

$$C \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right), \quad 0 < x < l, \quad 0 < \tau \leq \tau_{max}; \quad (3.1)$$

$$T(x, 0) = T_0, \quad 0 < x < l; \quad (3.2)$$

$$\left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{x=0} = 0; \quad (3.3)$$

$$-\lambda \left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{x=l} = -q_c. \quad (3.4)$$

Решение задачи представляется в виде [91]:

$$T_{точн}(x, \tau) - T_0 = \frac{q_c}{\lambda} \left[\frac{a\tau}{l} - \frac{l^2 - 3x^2}{6l} + l \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^{n+1} \frac{2}{\mu_n^2} \cos \frac{\mu_n x}{l} \exp(-\mu_n^2 Fo) \right], \quad (3.5)$$

$$\mu_n = n\pi, \quad a = \lambda / C, \quad Fo = \frac{a\tau}{l^2}$$

Зависимость температуры нагреваемой поверхности пластины, полученная с помощью аналитического решения при условии, что $\lambda = 7$ Вт/(м К), $C = 756$ кДж/(м³ К), $\tau_{max} = 100$ с, $T_0 = 300$ К, $l = 0,01$ м, $q = 10\,000$ Вт/м², представлена на рисунке 3.2.

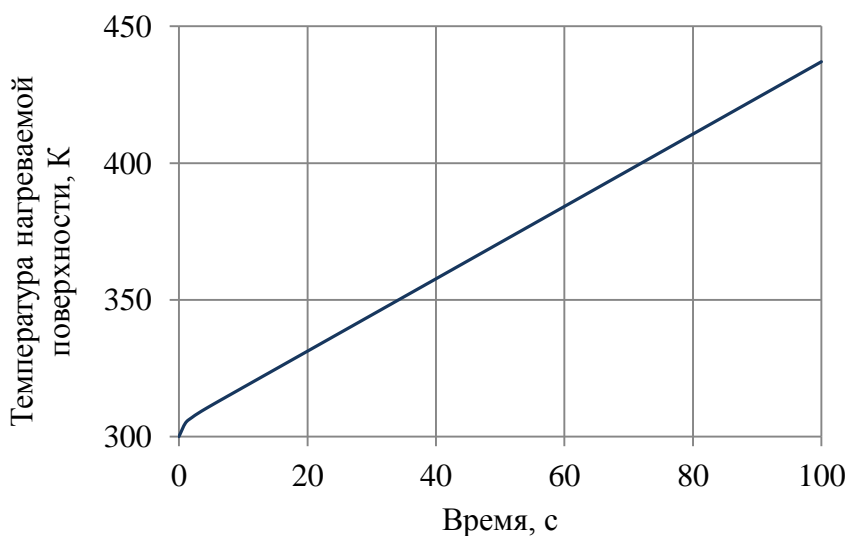


Рис. 3.2 – Аналитическое решение краевой задачи (3.1) – (3.4)

На рисунке 3.3 представлена зависимость среднего значения относительной погрешности

$$\delta_r = \frac{|T - T_{точн}|}{T} \cdot 100\%$$

численного решения краевой задачи (3.1) – (3.4) от количества шагов разностной сетки по пространственной переменной и по времени, при условии, что $\lambda = 7$ Вт/(м К), $C = 756$ кДж/(м³ К), $\tau_{max} = 100$ с, $T_0 = 300$ К, $l = 0,01$ м, $q = 10\,000$ Вт/м².

Максимальное значение относительной погрешности вычисления температуры в данной задаче не превышает 0,18 %.

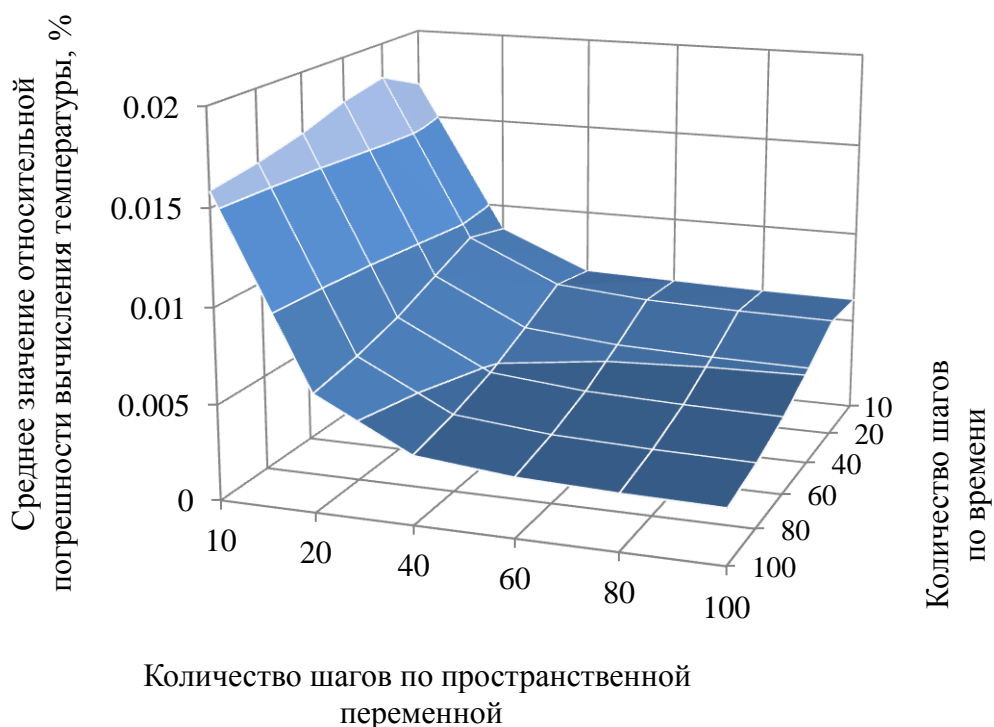


Рис. 3.3 – Погрешность численного решения краевой задачи (3.1) – (3.4)

Для материалов, входящих в состав систем тепловой защиты, характерны высокие рабочие температуры, оказывающие значительное влияние на их теплофизические свойства. В алгоритмах, лежащих в основе блоков вычисления коэффициентов параболического уравнения и решения краевой задачи для параболического уравнения, предусмотрена возможность учета зависимости теплофизических свойств теплозащитных материалов от температуры. Ниже приводится аналитическое решение нелинейной краевой задачи, полученное для подтверждения корректности работы данных блоков.

Задача № 2 Моделирование распределения температуры по толщине пластины, нагреваемой переменным тепловым потоком, при условии, что теплофизические характеристики материала зависят от температуры.

$$C(T) \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda(T) \frac{\partial T}{\partial x} \right), \quad 0 < x < l, \quad 0 < t \leq t_{max}; \quad (3.6)$$

$$T(x, 0) = T_0, \quad 0 < x < l; \quad (3.7)$$

$$-\lambda(T) \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=0} = q(t); \quad (3.8)$$

$$\frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=l} = 0. \quad (3.9)$$

Предполагается, что $C(T)$ и $\lambda(T)$ являются линейными функциями температуры:

$$\lambda(T) = \lambda_0(1 + \gamma T),$$

$$C(T) = C_0(1 + \gamma T),$$

где λ_0 и C_0 – соответствующие постоянные теплофизические характеристики; а плотность теплового потока $q(t)$ является функцией времени:

$$q(t) = A - Bt$$

Используя безразмерные переменные $\varepsilon = \frac{x}{l}$ и $\tau = \frac{\lambda_0 t}{C_0 l^2}$ краевую задачу (3.6) – (3.9)

можно преобразовать к виду:

$$(1 + \gamma T) \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial \varepsilon} \left[(1 + \gamma T) \frac{\partial T}{\partial \varepsilon} \right], \quad 0 < \varepsilon < 1, \quad 0 < \tau \leq \tau_{max};$$

$$T(\varepsilon, 0) = T_0;$$

$$(1 + \gamma T) \frac{\partial T}{\partial \varepsilon} \Big|_{\varepsilon=0} = \alpha - \beta \tau = g(\tau);$$

$$\frac{\partial T}{\partial \varepsilon} \Big|_{\varepsilon=1} = 0;$$

$$\alpha = -\frac{A \cdot l}{\lambda_0}, \quad \beta = -\frac{B l^3 C_0}{\lambda_0^2}.$$

Замена переменной [92] $\theta = T + \frac{\gamma}{2} T^2$ позволяет вместо исходной нелинейной краевой задачи (3.6) – (3.9) получить линейную краевую задачу, аналитическое решение которой известно:

$$\frac{\partial \theta}{\partial \tau} = \frac{\partial^2 \theta}{\partial \varepsilon^2};$$

$$\theta(\varepsilon, 0) = T_0 + \frac{\gamma}{2} T_0^2 = \theta_0;$$

$$\frac{\partial \theta}{\partial \varepsilon} \Big|_{\varepsilon=0} = \alpha - \beta \tau = g(\tau);$$

$$\frac{\partial \theta}{\partial \varepsilon} \Big|_{\varepsilon=1} = 0.$$

Решение данной краевой задачи представляется в виде [93]:

$$\theta(x, t) = \int_0^1 \theta_0 G(x, \xi, t) d\xi - \int_0^t g(\tau) G(x, 0, t - \tau) d\tau,$$

где

$$G(x, \xi, t) = 1 + 2 \sum_{n=1}^{\infty} \cos(n\pi\xi) \cos(n\pi x) \exp(-n^2 \pi^2 t).$$

$$\theta(x, t) = \theta_0 - I_2(x, t),$$

где

$$\begin{aligned} I_2(x, t) &= \int_0^t g(\tau) G(x, 0, t - \tau) d\tau = \\ &= \int_0^t (\alpha - \beta\tau) \left[1 + 2 \sum_{n=1}^{\infty} \cos(n\pi x) \cos(n\pi \cdot 0) \exp(-n^2 \pi^2 (t - \tau)) \right] d\tau = \alpha t - \frac{1}{2} \beta t^2 + \\ &+ 2 \sum_{n=1}^{\infty} \cos(n\pi x) \left[\frac{\alpha}{n^2 \pi^2} (1 - \exp(-n^2 \pi^2 t)) - \beta \left(\frac{t}{n^2 \pi^2} - \frac{1}{n^4 \pi^4} + \frac{1}{n^4 \pi^4} \exp(-n^2 \pi^2 t) \right) \right] \end{aligned}$$

Используя соотношения для сумм бесконечных рядов [94], окончательно получаем:

$$\begin{aligned} I_2(x, t) &= \alpha t - \frac{1}{2} \beta t^2 + (\alpha - \beta t) \left(\frac{x^2}{2} - x + \frac{1}{3} \right) - \frac{\beta}{3} \left(\frac{x^4}{8} - \frac{x^3}{2} + \frac{x^2}{2} - \frac{1}{15} \right) - \\ &- 2 \sum_{n=1}^{\infty} \left[\cos(n\pi x) \exp(-n^2 \pi^2 t) \left(\frac{\alpha}{n^2 \pi^2} - \frac{\beta}{n^4 \pi^4} \right) \right] \end{aligned}$$

Тогда

$$T_{\text{мочи}}(\varepsilon, \tau) = -\frac{1}{\gamma} + \frac{1}{\gamma} \left[1 + 2\gamma\theta(\varepsilon, \tau) \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (3.10)$$

Зависимость температуры нагреваемой поверхности пластины, полученная с помощью аналитического решения для следующих исходных данных: $\lambda_0 = 4,7$ Вт/(м К), $C_0 = 575$ кДж/(м³ К), $\gamma = 0,001$ К⁻¹, $t_{\text{max}} = 1000$ с, $T_0 = 300$ К, $l = 0,01$ м, $A = 2000$ Вт/м², $B = -10$ Вт/(м² с), представлена на рисунке 3.4.

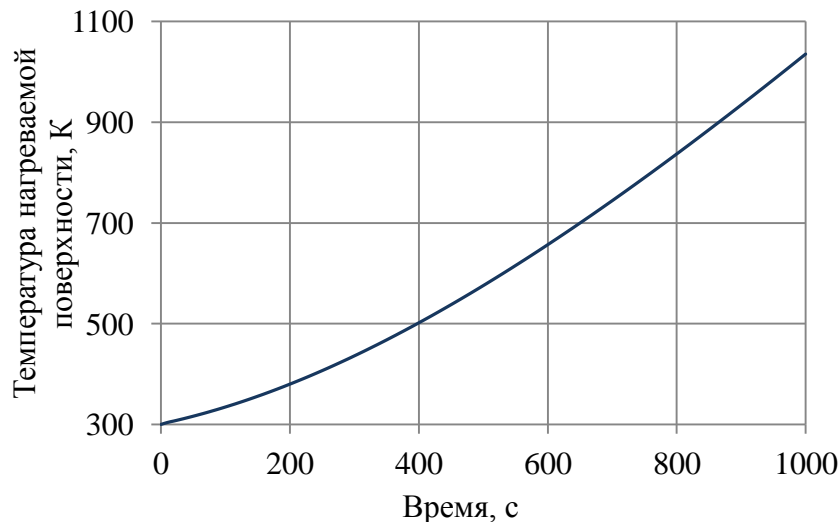


Рис. 3.4 – Аналитическое решение краевой задачи (3.6) – (3.9)

Рисунок 3.5 иллюстрирует зависимость среднего значения относительной погрешности численного решения краевой задачи (3.6) – (3.9) от количества шагов разностной сетки по пространственной переменной и по времени.

Максимальное значение относительной погрешности вычисления температуры в данной задаче не превышает 6 %.

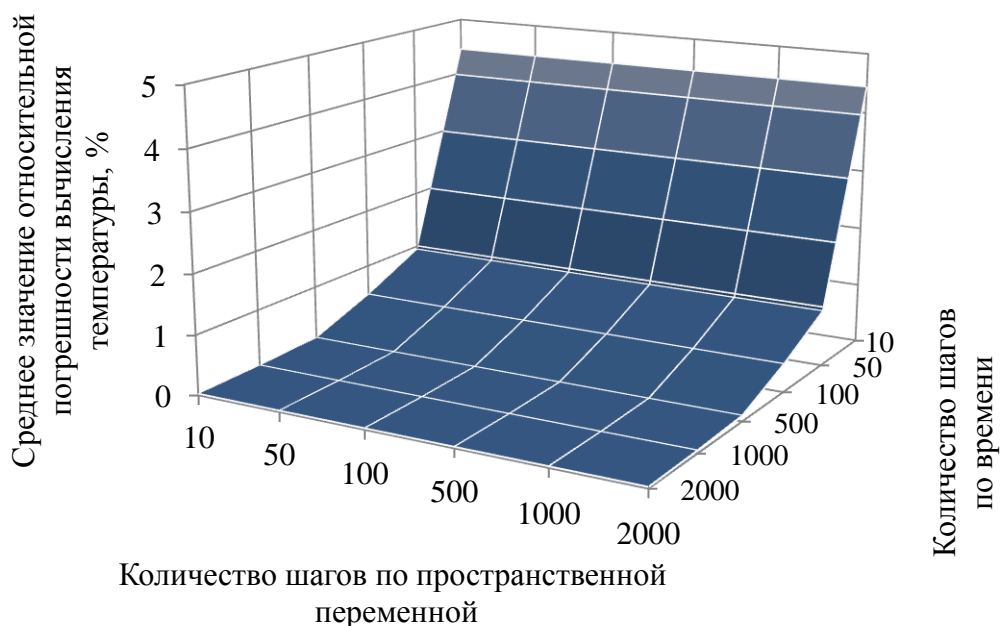


Рис. 3.5 – Погрешность численного решения краевой задачи (3.6) – (3.9)

Наибольшее влияние на погрешность численного решения нелинейной краевой задачи (3.6) – (3.9) оказывает количество шагов разностной сетки по времени, в отличие от линейной краевой задачи (3.1) – (3.4), точность решения которой в первую очередь зависит от количества шагов по пространственной переменной.

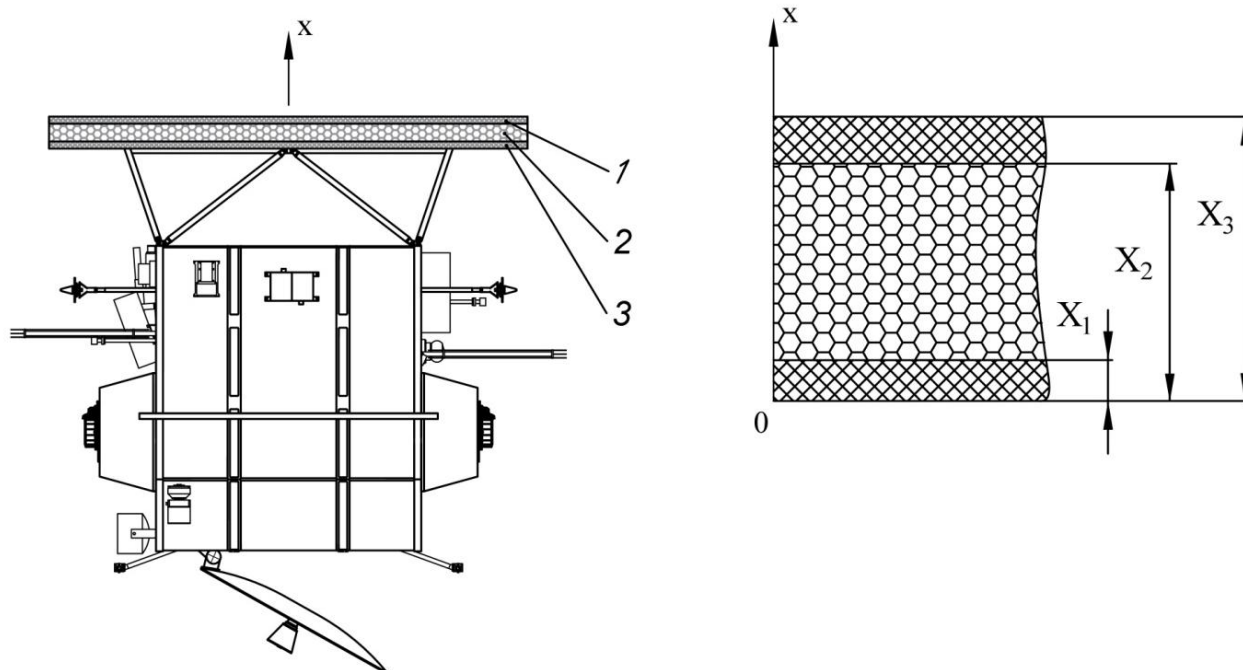
Полученные результаты решения тестовых задач подтверждают надежность и высокую точность численного метода решения краевой задачи для параболического уравнения теплопроводности (2.1) – (2.4).

Работоспособность и эффективность алгоритма, составляющего основу блока оптимизации, подтверждалась путем сравнения результатов математического моделирования с доступными решениями задач нелинейного программирования, заимствованными в [95].

3.5 Проектирование тепловой защиты солнечного зонда с учетом структуры высокопористого ячеистого материала

Рассматривается задача выбора толщин плоского трехслойного теплозащитного экрана (рисунок 3.6), схема которого аналогична схеме экрана солнечного зонда «Parker

Solar Probe». Внешние слои экрана 1 и 3 изготовлены из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ), а промежуточный слой 2 – из высокопористого ячеистого углеродного материала (ВПЯМ).



1 – УУКМ; 2 – ВПЯМ; 3 - УУКМ

Рис. 3.6 – Схема теплозащитного экрана солнечного зонда

Предполагается, что КА ориентирован осью «+X» в направлении на Солнце. Внешнее тепловое воздействие определяется минимальной высотой перигелия орбиты КА. Собственные тепловыделения КА пренебрежимо малы и в расчетах не учитываются.

Оптические характеристики покрытия внешней обращенной к Солнцу поверхности принимаются равными $A_s = 0,33$, $\varepsilon = 0,47$. Интегральная полусферическая степень черноты тыльной поверхности экрана составляет 0,837.

Теплофизические и оптические характеристики стеклоуглерода, составляющего основу ячеистой структуры высокопористого углеродного материала, приведены в таблице 1.4 и на рисунках 1.8 и 1.9. Теплофизические характеристики УУКМ, используемые в расчетах, представлены в таблице 3.1 [96].

Таблица 3.1 – Теплофизические характеристики УУКМ, плотность 1440 кг/м³

| | | | | | | | | |
|--|------|------|------|------|------|------|------|------|
| Температура, К | 300 | 500 | 700 | 900 | 1100 | 1300 | 1500 | 1700 |
| Коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К) | 4,91 | 6,96 | 7,22 | 7,24 | 7,37 | 7,45 | 7,66 | 7,92 |
| Объемная теплоемкость, кДж/(м ³ ·К) | 981 | 1771 | 2184 | 2440 | 2592 | 2683 | 2757 | 2821 |

При решении задачи проектирования теплозащитного экрана солнечного зонда с помощью разработанного в главе 2 алгоритма в общем случае могут быть выбраны оптимальные толщины трех слоев совместно с пористостью и диаметром ячейки, характеризующими структуру высокопористого ячеистого материала слоя 2. Очевидно, что тепловое состояние рассматриваемой системы в разной степени зависит от данных параметров. Для оценки влияния толщин слоев, пористости и диаметра ячейки ВПЯМ на результаты расчета поля температуры в трехслойном экране проводились предварительные исследования. Предполагалось, что на экран воздействует внешний радиационный тепловой поток плотностью 670 кВт/м^2 , соответствующий минимальному расстоянию от Солнца 9,5 солнечных радиусов. Влияние каждого параметра определялось путем его варьирования в некотором диапазоне при номинальных значениях остальных параметров, которые принимались следующими: толщины слоев $d_1 = 0,001 \text{ м}$, $d_2 = 0,12 \text{ м}$, $d_3 = 0,001 \text{ м}$, пористость ВПЯМ $\delta = 0,965$ и диаметр ячейки ВПЯМ $a = 0,56 \text{ мм}$.

Результаты решения данной задачи представлены на рисунках 3.7 – 3.13. Наибольшее влияние на тепловое состояние экрана оказывают параметры, характеризующие слой, изготовленный из высокопористого ячеистого материала: толщина слоя, пористость и диаметр ячейки ВПЯМ. Температура нагреваемой поверхности экрана $T(X_3)$ близка к равновесной для данного расстояния от Солнца, определяется, в основном, оптическими характеристиками поверхности (рисунок 3.13) и слабо зависит от рассматриваемых параметров. На температуру тыльной поверхности экрана $T(0)$ сильное влияние оказывают интегральная степень черноты поверхности (рисунок 3.12), толщина слоя 2, пористость и диаметр ячейки ВПЯМ.

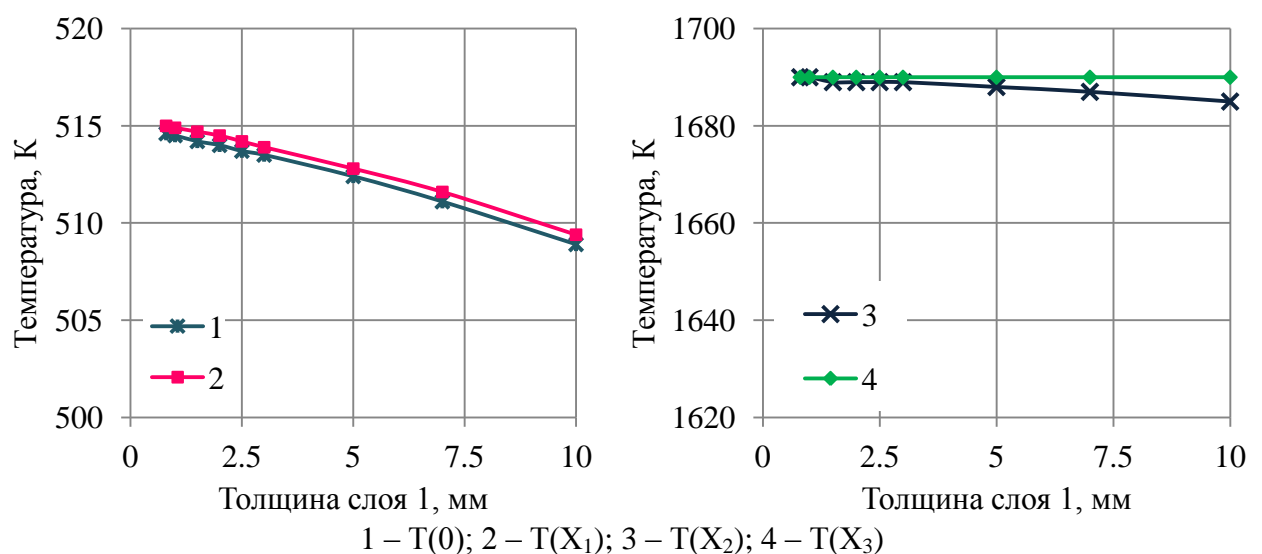


Рис. 3.7 – Зависимость температуры на границах слоев теплозащитного экрана от толщины слоя 1

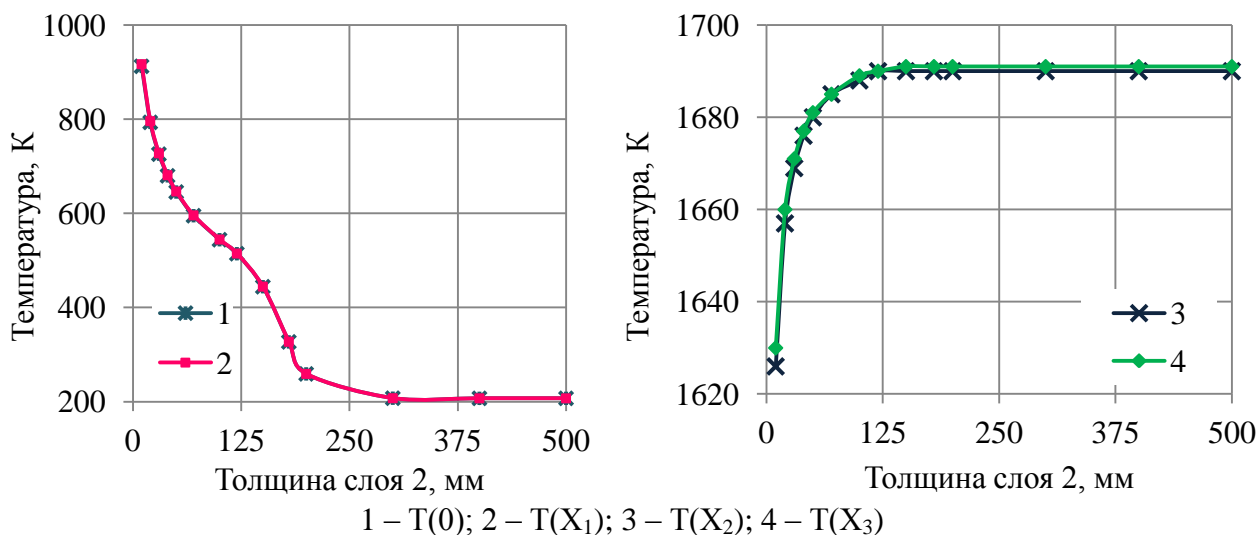


Рис. 3.8 – Зависимость температуры на границах слоев теплозащитного экрана от толщины слоя 2

Таким образом, результаты предварительного анализа позволяют упростить задачу проектирования теплозащитного экрана солнечного зонда за счет исключения параметров, не оказывающих значительного влияния на процесс теплообмена в системе. В качестве определяемых параметров целесообразно выбрать толщину слоя высокопористого ячеистого материала, а также характеризующие его структуру пористость и диаметр ячейки, оказывающих наибольшее влияние на тепловое состояние экрана, а толщины слоев УУКМ 1 и 3 могут быть заданы, исходя из прочностных или технологических требований.

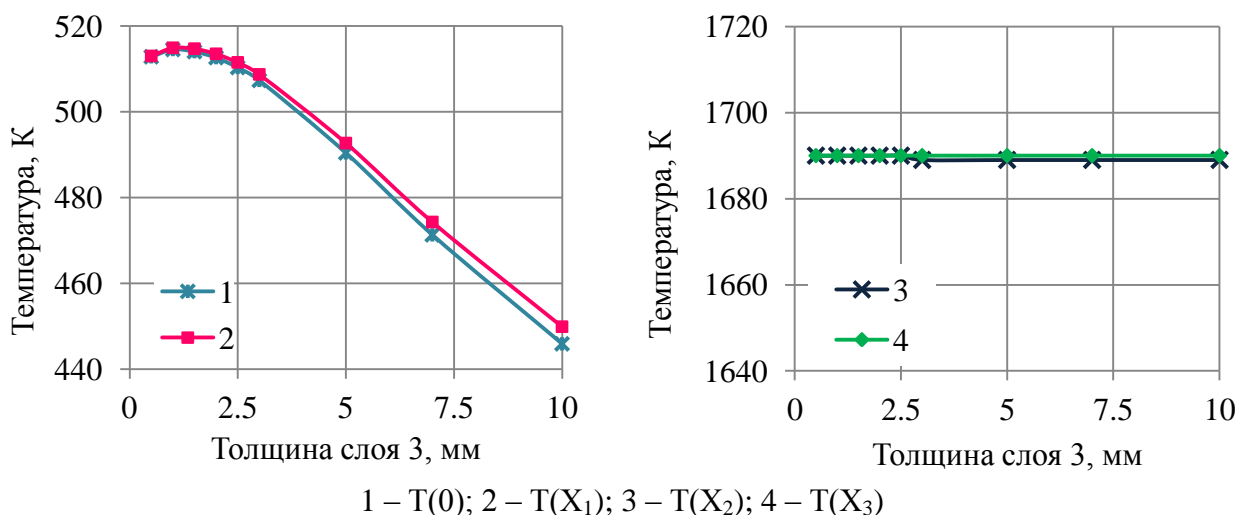


Рис. 3.9 – Зависимость температуры на границах слоев теплозащитного экрана от толщины слоя 3

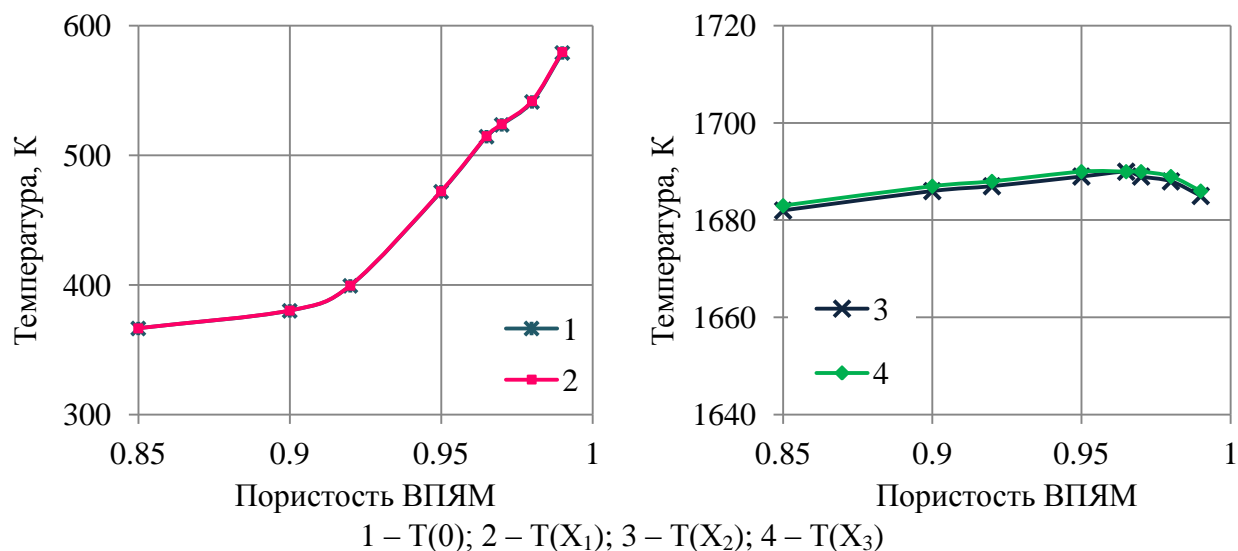


Рис. 3.10 – Зависимость температуры на границах слоев теплозащитного экрана от пористости слоя ВПЯМ

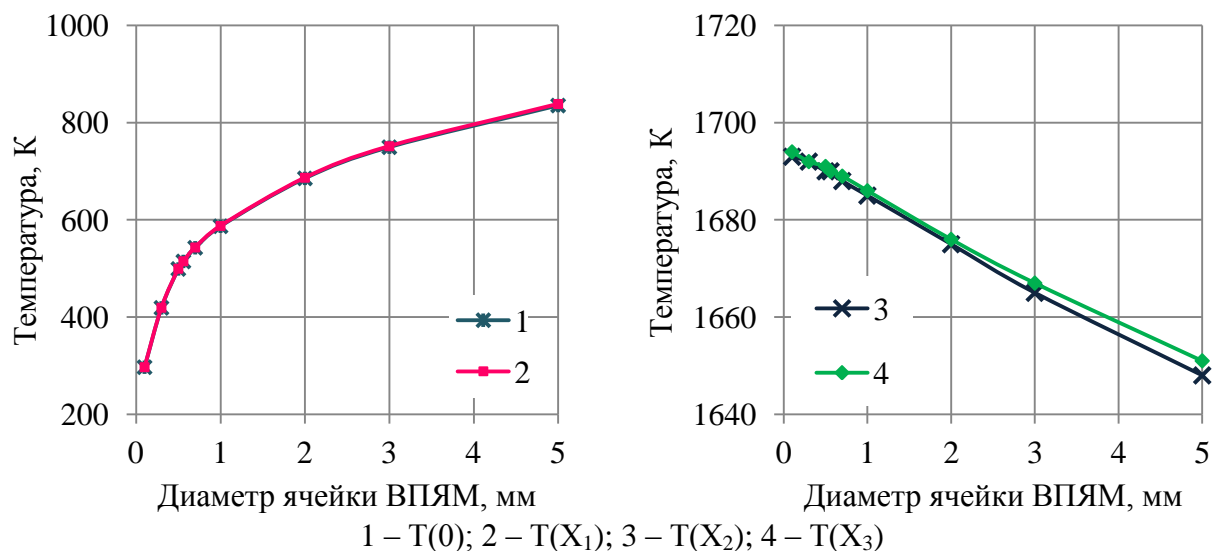


Рис. 3.11 – Зависимость температуры на границах слоев теплозащитного экрана от диаметра ячейки слоя ВПЯМ

Учитывая, что разности температур на границах слоев $T(X_1) - T(0)$ и $T(X_3) - T(X_4)$ малы при любых значениях параметров, в качестве ограничения в задаче оптимизации (1.20) может быть задано значение максимально допустимой температуры тыльной поверхности экрана.

Оптимальные значения параметров, характеризующих слой высокопористого ячеистого материала (толщина слоя, пористость и диаметр ячейки материала) определялись для диапазона плотностей теплового потока солнечного излучения 10 – 1800 кВт/м², соответствующих орбитам КА с радиусами перигелия 0,374 – 0,084 а.е. Допустимая температура тыльной поверхности экрана ограничивалась значением 350 К. Ограничения на переменные, характеризующие структуру материала, задавались с учетом информации о выпускаемых промышленностью высокопористых ячеистых материалах на основе стеклоглерида. По данным производителей [64] пористость таких материалов

может достигать значений 0,85 – 0,98, а средний размер ячеек может лежать в диапазоне 0,36 – 5,08 мм, который соответствует материалам с количеством пор на линейный сантиметр 40 – 4.

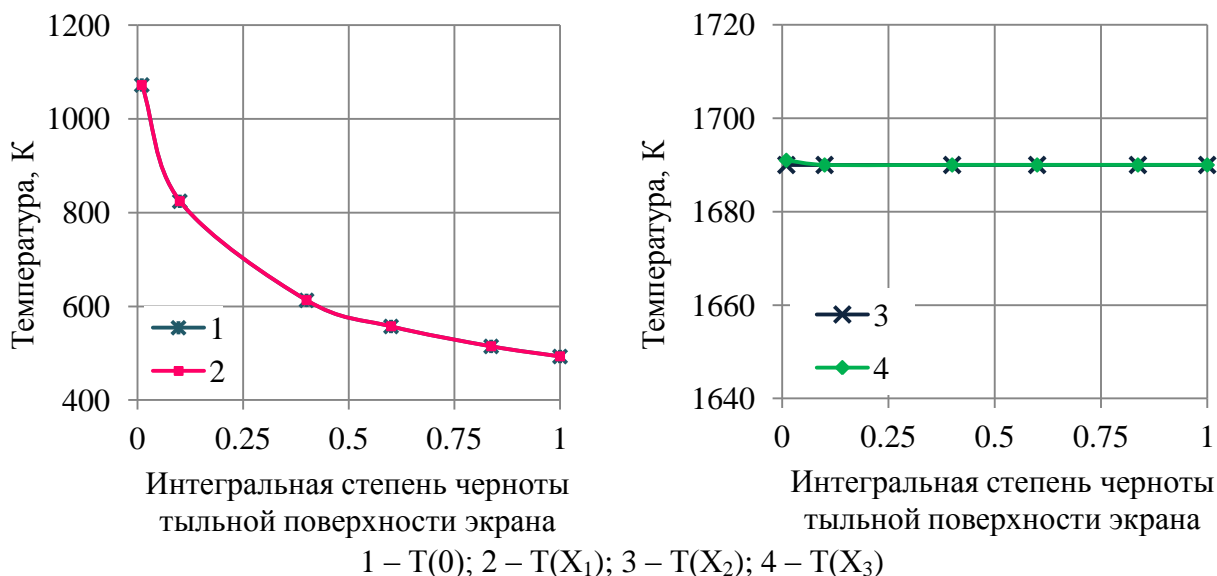


Рис. 3.12 – Зависимость температуры на границах слоев экрана от интегральной степени черноты тыльной поверхности экрана

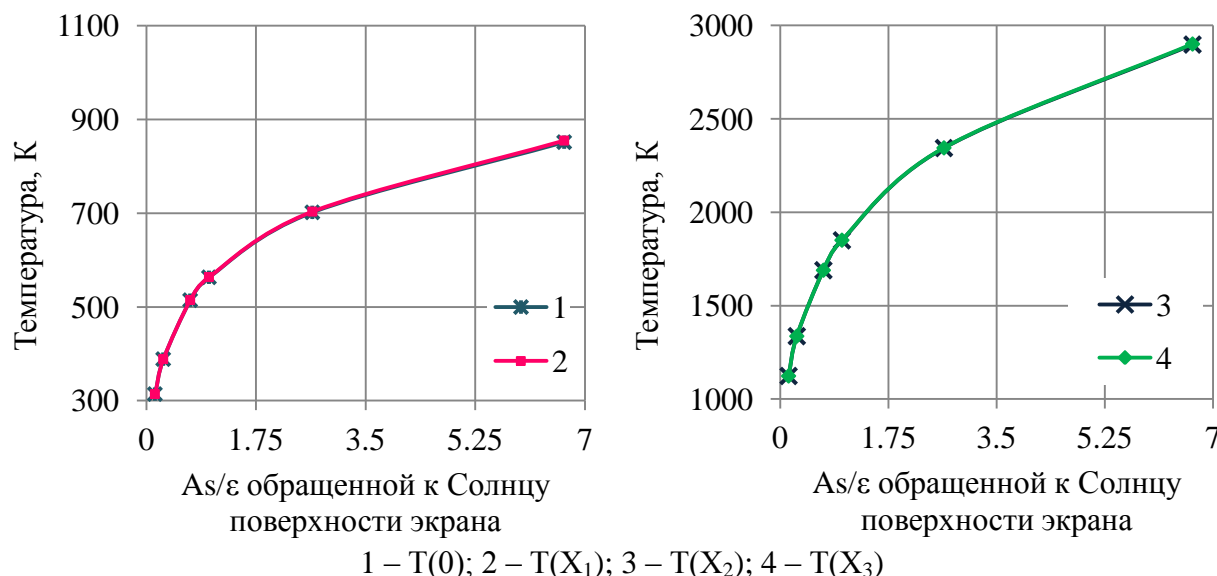


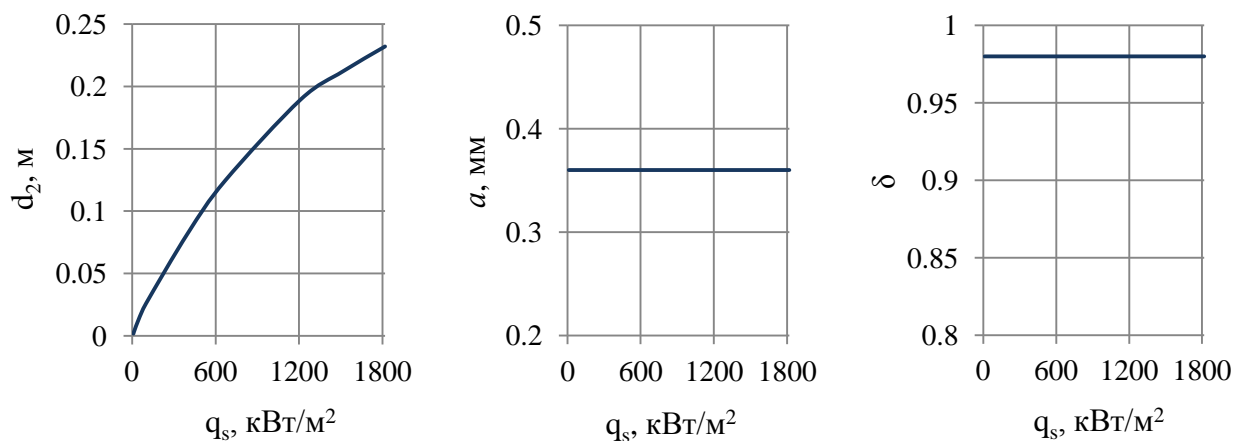
Рис. 3.13 – Зависимость температуры на границах слоев экрана от характеристик обращенной к Солнцу поверхности экрана

Так как движение КА в окрестности перигелия орбиты происходит в течение длительного промежутка времени, за который процесс теплообмена в многослойном покрытии становится стационарным, в качестве внешнего теплового воздействия на КА рассматривался тепловой поток постоянной плотности, рассчитанной для минимального радиуса перигелия орбиты. Продолжительность процесса теплообмена для решения краевой задачи (2.1) – (2.17) ограничивалась значением 3000 с.

Количество шагов разностной сетки по времени составляло 5000; по пространственной переменной принималось равным 100 – в слоях 1 и 3 и 500 в слое 2.

Погрешности решения краевой задачи (2.1) – (2.17), выполнения ограничений и решения задачи оптимизации (2.45) – (2.47) задавались равными 10^{-5} . Начальные приближения искомых параметров принимались следующими: толщина пористого слоя 0,1 м, пористость и диаметр ячейки ВПЯМ 0,965 и 0,56 мм соответственно.

Результаты решения задачи оптимизации представлены на рисунке 3.14.



d_2 - толщина слоя высокопористого ячеистого материала; a - диаметр ячейки; δ - пористость

Рис. 3.14 – Оптимальные значения параметров в зависимости от плотности теплового потока солнечного излучения q_s

На рисунке 3.15 показаны температуры нагреваемой и тыльной поверхностей экрана в зависимости от плотности теплового потока солнечного излучения, воздействующего на КА в перигелии орбиты. На рисунке 3.16 приведена зависимость массы единицы площади поверхности покрытия, являющейся в данной задаче целевой функцией, от плотности теплового потока солнечного излучения.

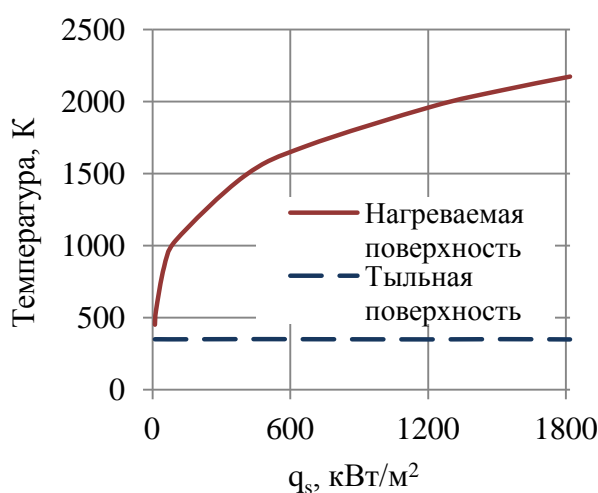


Рис. 3.15 – Температура нагреваемой и тыльной поверхности экрана в зависимости от плотности теплового потока солнечного излучения q_s

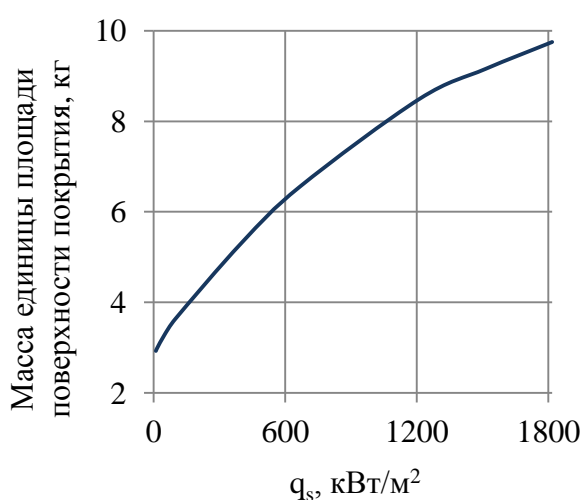


Рис. 3.16 – Масса единицы площади поверхности покрытия в зависимости от плотности теплового потока солнечного излучения q_s

Для любого значения плотности потока солнечного излучения из рассматриваемого диапазона оптимальная пористость равна верхней границе, а оптимальный диаметр ячейки – нижней границе, заданных для данных переменных. Полученный результат хорошо согласуется с теоретической моделью теплообмена в пористом слое, лежащей в основе разработанного алгоритма. Зависимости радиационной составляющей теплопроводности от определяемых параметров – пористости и диаметра ячейки ВПЯМ и температуры представлены на рисунках 3.17 – 3.19.

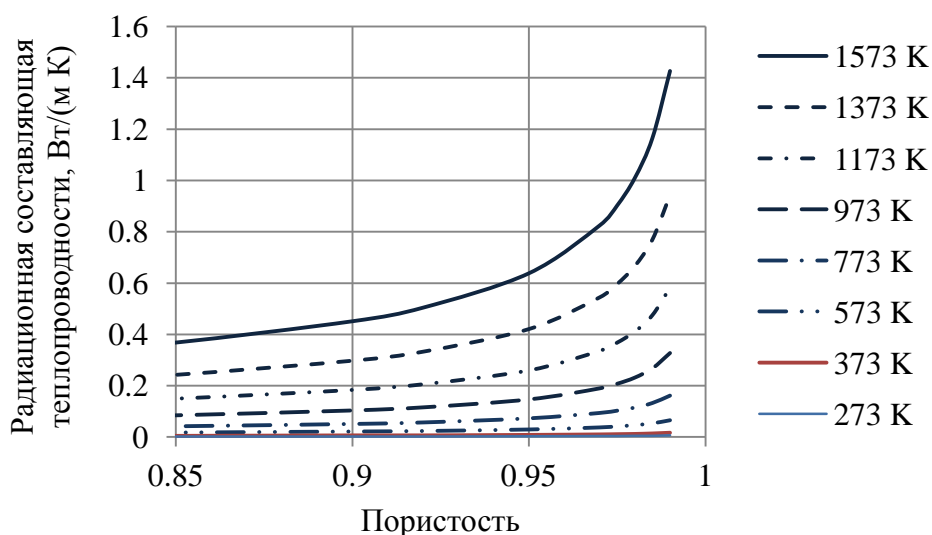


Рис. 3.17 – Зависимость радиационной составляющей теплопроводности ВПЯМ от пористости для разных значений температуры

Согласно используемым для расчета радиационной составляющей теплопроводности соотношениям (2.17), (2.19), (2.26) наилучшими теплоизоляционными свойствами обладают материалы с минимальным диаметром ячейки [97 – 101].

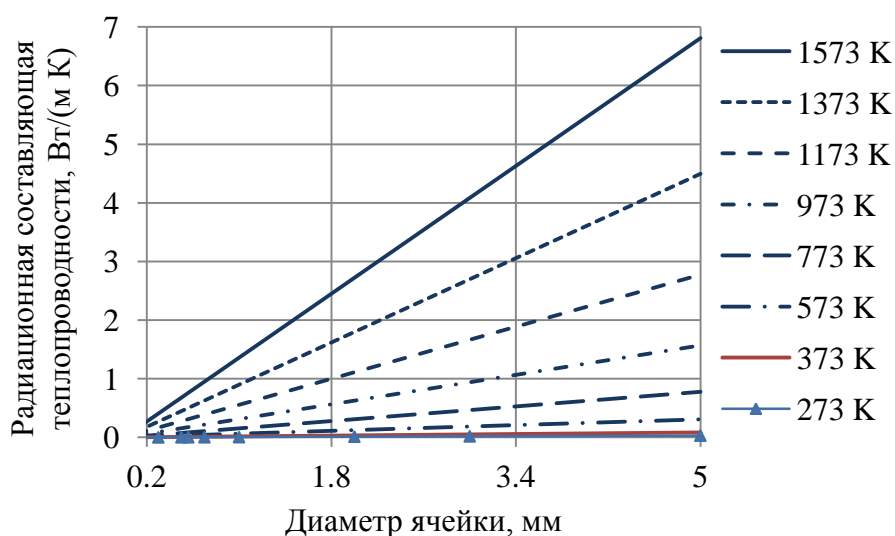


Рис. 3.18 – Зависимость радиационной составляющей теплопроводности ВПЯМ от диаметра ячейки для разных значений температуры

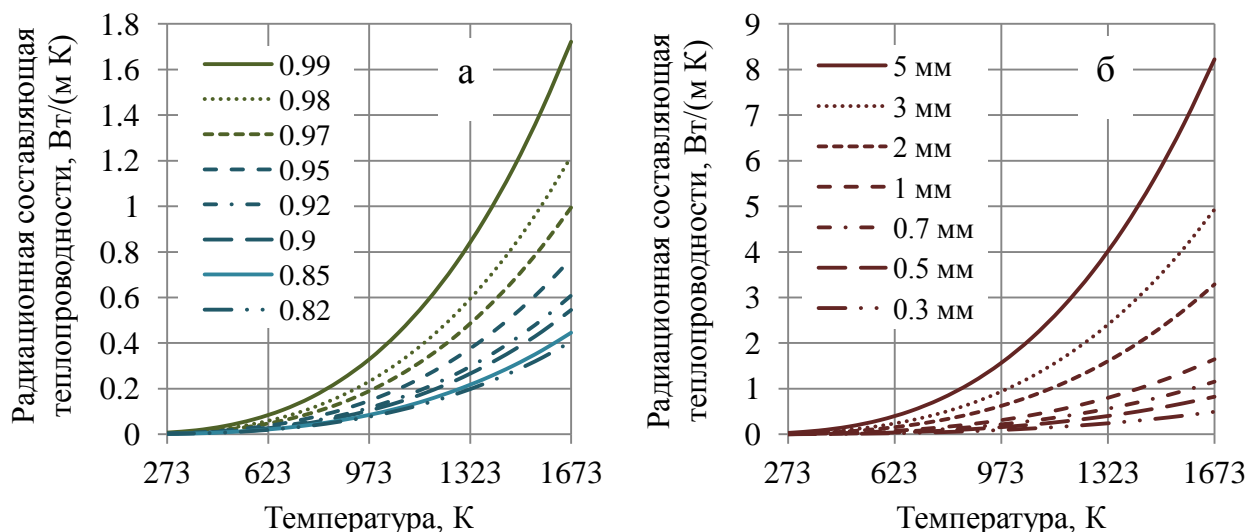
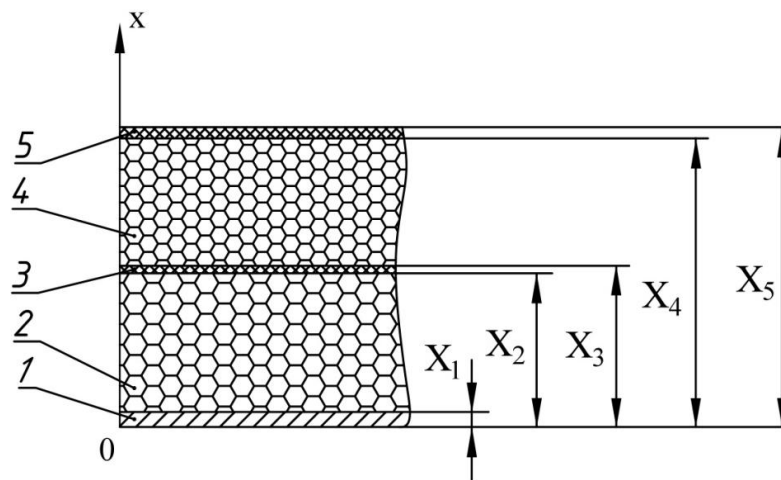


Рис. 3.19 – Зависимость радиационной составляющей теплопроводности ВПЯМ от температуры, соответствующая разным значениям пористости (а) и диаметра ячейки (б)

3.6 Проектирование многослойного теплозащитного покрытия ЛА

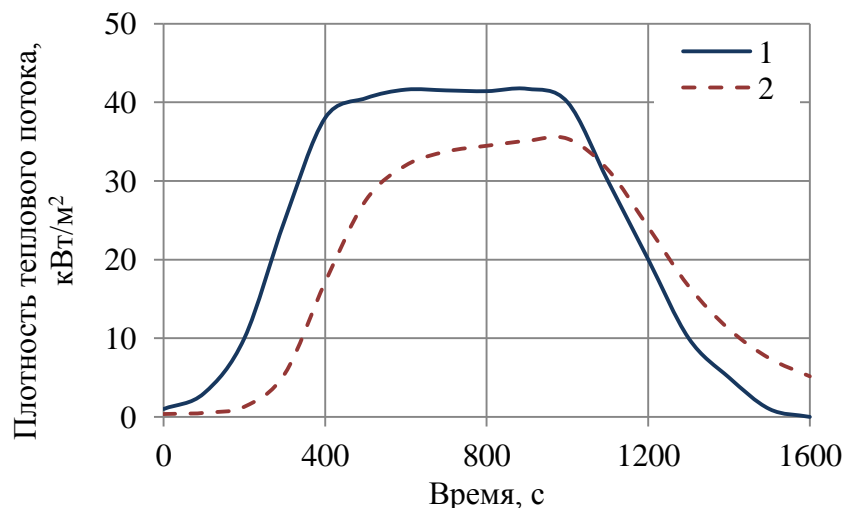
Для проверки работоспособности разработанного алгоритма и иллюстрации его возможностей рассматривается задача проектирования многослойного теплозащитного покрытия ЛА, осуществляющего спуск в атмосфере Земли. Покрытие, состоящее из 4 слоев различных материалов (рисунок 3.20), расположено на оболочке корпуса ЛА, выполненной из алюминиевого сплава ($\lambda = 92,6$ Вт/(м К), $c = 1,006$ кДж/(кг К), $\rho = 2640$ кг/м³ [102]) и имеющей толщину $d_1 = 2,5$ мм. На обшивке аппарата располагается слой 2 высокопористого ячеистого материала на основе стеклоглелерода, покрытый слоем 3 УУКМ толщиной $d_3 = 1$ мм. Слой 4 изготовлен из высокопористого ячеистого материала на основе карбида кремния, слой 5 – из карбида кремния ($d_5 = 2$ мм).



1 – обшивка аппарата; 2 – ВПЯМ на основе стеклоглелерода; 3 – УУКМ; 4 – ВПЯМ на основе карбида кремния; 5 – карбид кремния

Рис. 3.20 – Схема многослойного теплозащитного покрытия ЛА

Предполагается, что толщины слоев 1, 3 и 5 заданы, исходя из прочностных или технологических требований. Плотность теплового потока, действующего на защищаемый элемент конструкции ЛА, меняется в соответствии с зависимостью [103], представленной на рисунке 3.21.



1 – плотность конвективного теплового потока, поступающего из пограничного слоя;
 2 – плотность теплового потока, излучаемого нагретой поверхностью

Рис. 3.21 – Тепловое воздействие на ЛА

Интегральная полусферическая степень черноты внешней поверхности покрытия принимается равной 0,92. Внутренняя поверхность обшивки ЛА предполагается теплоизолированной.

Теплофизические характеристики УУКМ, используемые в расчетах, представлены в таблице 3.1. Теплофизические и оптические характеристики стеклоглера, составляющего основу ячеистой структуры высокопористого углеродного материала, приведены в таблице 1.4 и на рисунках 1.8 и 1.9. Теплофизические и оптические свойства карбида кремния, представлены на рисунках 3.22 – 3.23 [67, 104].

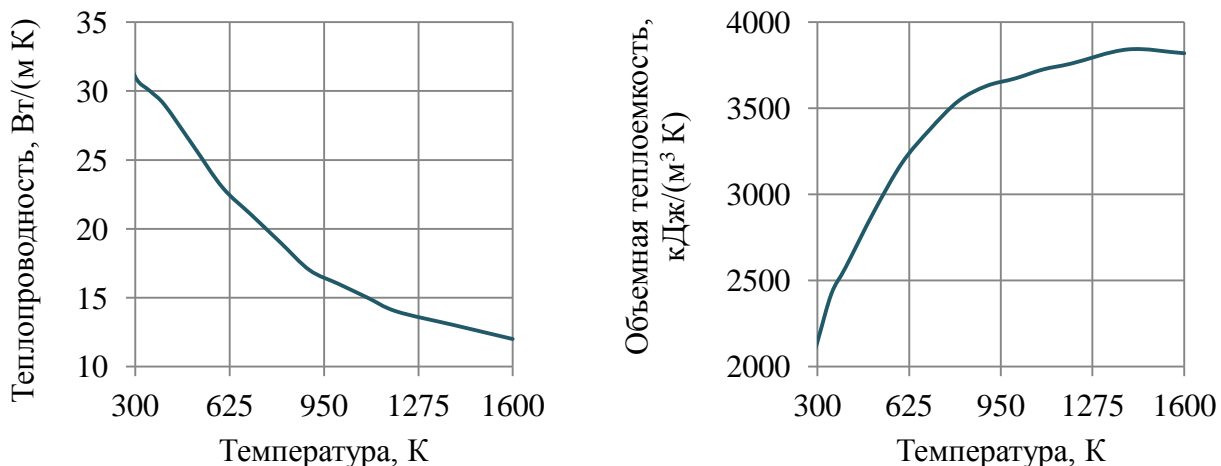


Рис. 3.22 – Теплофизические свойства карбида кремния [67], плотность 3200 кг/м³

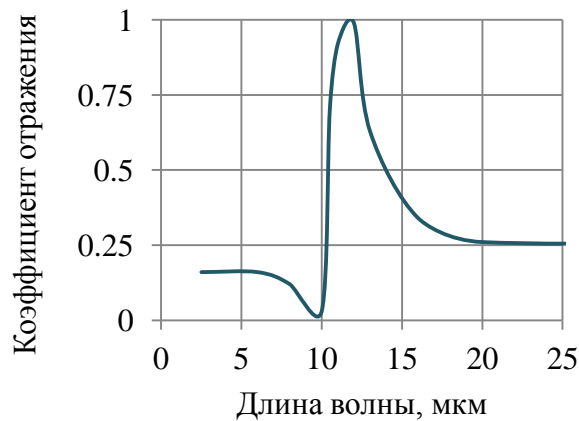


Рис. 3.23 – Спектральная отражательная способность карбида кремния [104]

Высокопористый ячеистый карбид кремния получают путем осаждения из газовой фазы карбида кремния на поверхность открытоячеистой матрицы на основе стеклоуглерода, таким образом, получаемый материал имеет структуру, аналогичную структуре высокопористого ячеистого углеродного материала. В качестве допущения, предполагается, что стержни, составляющие основу ячеистой структуры высокопористого ячеистого карбида кремния, однородны по своему составу и образованы карбидом кремния. Наличие в центре стержня стеклоуглерода, присутствующего в реальном материале, в расчетах не учитывается. При расчете поля температуры в ВПЯМ учитываются только кондуктивная теплопроводность через твердый каркас и радиационный теплообмен в пористой структуре; теплопроводность через газовую фазу в ячейках и теплообмен за счет конвекции в газовой фазе не принимаются во внимание.

Диаметр ячейки высокопористых ячеистых материалов на основе стеклоуглерода и карбида кремния, образующих слои 2 и 4 соответственно, принимается равным 0,36 мм.

Определяемыми параметрами в данной задаче являются толщины слоев 2 (d_2) и 4 (d_4) и значения пористости, характеризующие структуру материалов, образующих слои 2 и 4 (δ_2 и δ_4).

Максимальная рабочая температура на воздухе для стеклоуглерода составляет 623 К, а для карбида кремния – 1943 К [64]. Таким образом, в качестве ограничений целесообразно задать максимальные температуры на границах слоя ВПЯМ на основе стеклоуглерода: 300 К – на внутренней и 623 К – на внешней границах с координатами X_1 и X_2 соответственно.

Максимальная пористость ВПЯМ на основе стеклоуглерода ограничивалась значением 0,98, а для ВПЯМ на основе карбида кремния – значением 0,95, что соответствует максимальным значениям пористости производимых материалов данного состава [64].

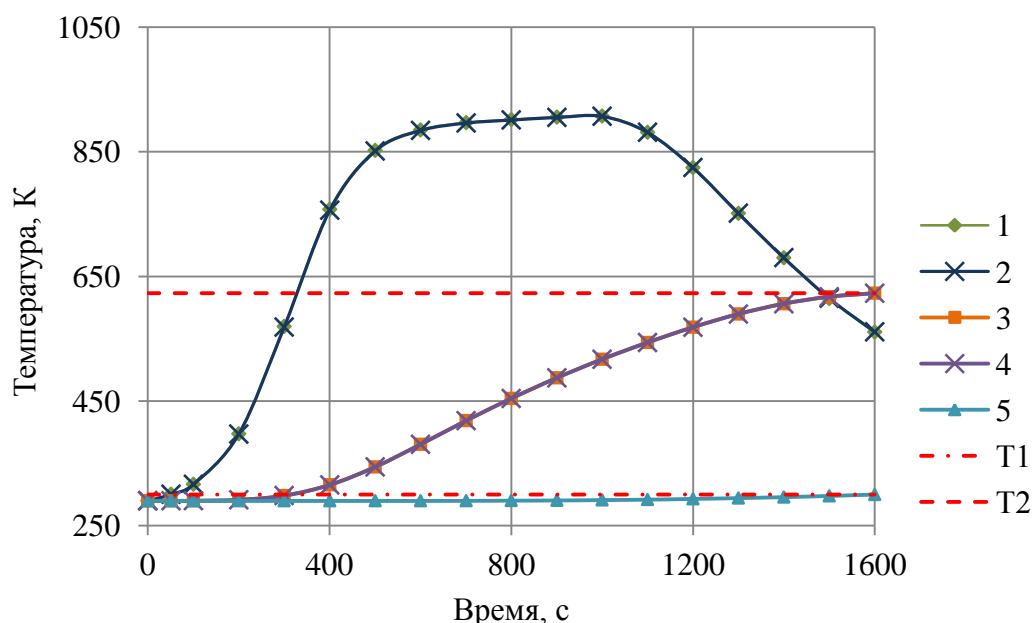
Начальное распределение температуры по толщине покрытия предполагалось постоянным, значение температуры принималось равным 290 К.

Продолжительность процесса теплообмена для решения краевой задачи (2.1) – (2.12) – 1600 с. Количество шагов разностной сетки по времени составляло 2500; по пространственной переменной в слоях 1 – 5 принималось равным 20, 100, 20, 100, 50.

Погрешности решения краевой задачи (2.1) – (2.12), выполнения ограничений и решения задачи оптимизации (2.45) – (2.47) задавались равными 10^{-5} . Начальные приближения искомых параметров принимались следующими: толщины пористых слоев $d_2 = 0,1$ м и $d_4 = 0,1$ м, пористость ВПЯМ $\delta_2 = 0,95$ и $\delta_4 = 0,9$. Начальное значение массы единицы площади поверхности покрытия составляло 47,89 кг.

В результате решения задачи получены следующие значения определяемых характеристик: $d_2 = 0,061$ м и $d_4 = 0,0765$ м, пористость ВПЯМ $\delta_2 = 0,98$ и $\delta_4 = 0,95$. Оптимальные значения пористости высокопористых ячеистых материалов на основе стеклоглерида и на основе карбида кремния оказываются равными верхним границам, заданным для этих переменных.

При этом масса единицы площади поверхности покрытия равна 22,046 кг. На рисунке 3.24 представлены зависимости температур на границах слоев от времени. Красными линиями показаны заданные значения предельно допустимых температур на границах слоев.



1 – $T(X_5)$; 2 – $T(X_4)$; 3 – $T(X_3)$; 4 – $T(X_2)$; 5 – $T(X_1)$; T1 – допустимая температура на границе с координатой X_1 ; T2 – допустимая температура на границе с координатой X_2

Рис. 3.24 – Зависимость температуры на границах слоев от времени

Трудоёмкость расчетов определяется количеством обращений к вычислению целевой функции, которое в данной задаче составило 4106.

В рассмотренных задачах критерием оптимальности является масса единицы площади поверхности покрытия, а в качестве ограничений задаются только значения предельно допустимых температур на границах слоев. При такой постановке задачи оптимизации оптимальными оказываются материалы, имеющие минимальные значения коэффициента теплопроводности и плотности. Такими свойствами обладают материалы с минимальным диаметром ячейки и максимальной пористостью. Результат может оказаться иным, если помимо ограничений на максимальные температуры на границах слоев будут заданы ограничения на прочность материалов слоев или другие требования.

Приведенные выше примеры не исчерпывают возможностей разработанного алгоритма. С его помощью можно решать широкий круг задач, связанных с проектированием многослойной тепловой защиты, включающей слои из высокопористых ячеистых материалов.

Выводы по главе 3

Разработан общий подход к проектированию многослойного теплозащитного экрана солнечного зонда с учетом структуры высокопористых ячеистых материалов.

Разработаны структура программного комплекса и взаимосвязи составляющих его вычислительных блоков.

Проверена корректность численного метода и вычислительного кода на тестовых задачах, имеющих аналитическое решение.

Для демонстрации работоспособности и возможностей программного комплекса проведены расчеты оптимальных параметров тепловой защиты, включающей слои высокопористых ячеистых материалов.

4. Экспериментальное исследование теплофизических характеристик образцов высокопористого ячеистого материала

4.1 Цели и задачи тепловых испытаний

Тепловые испытания образцов ВПЯМ проводились с целью верификации рассмотренной в главе 2 математической модели радиационно-кондуктивного теплообмена. Полученные экспериментальные зависимости температуры от времени в заданных точках исследуемых образцов использовались для определения комплекса теплофизических характеристик ВПЯМ, представляющих теоретический и практический интерес для расчета оптимальных параметров многослойной тепловой защиты.

Большими потенциальными возможностями для определения эффективных теплофизических характеристик ВПЯМ обладает комплексная расчетно-экспериментальная методология идентификации тепловых процессов, основанная на решении обратных задач теплообмена (ОЗТ) [105]. Данный подход обладает высокой информативностью, позволяет проводить исследования образцов материала в условиях нестационарности температурного поля, в широких диапазонах температур, реализовывать схему испытаний, не нарушающую целостность образца [106].

Полученные в процессе тепловых испытаний исходные данные для определения ТФХ исследуемого материала должны обеспечивать единственность решения соответствующей обратной задачи [106]. Для одновременного определения коэффициента теплопроводности и объемной теплоемкости ВПЯМ, механические и электрические свойства которых не позволяют надежно установить термодпары во внутренних точках экспериментальных образцов, необходимы следующие характеристики [107]:

- нестационарные температуры $T_i(\tau)$, $0 \leq \tau \leq \tau_e$ на нагреваемой и обратной поверхностях образца;
- плотность теплового потока $q_{HЭ}(\tau)$, $0 \leq \tau \leq \tau_e$ на нагреваемой поверхности образца;
- плотность теплового потока на обратной поверхности образца $q_2(\tau)$, $0 \leq \tau \leq \tau_e$.

Плотность теплового потока $q_2(\tau)$ определяется из решения граничной ОЗТ, исходными данными для которой являются температурные измерения в чувствительных элементах датчика тепловых потоков из термостойкой керамики с известными ТФХ, установленного на обратной поверхности экспериментального образца.

В процессе подготовки и проведения тепловых испытаний были решены следующие задачи:

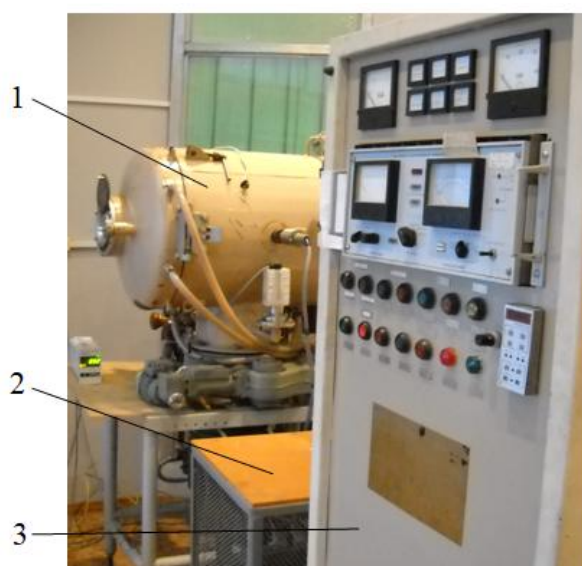
- 1) Разработана методика подготовки и проведения тепловых испытаний;
- 2) Изготовлены экспериментальные образцы, термодатчики, датчики тепловых потоков и элементы экспериментального модуля (ЭМ) в соответствии с предъявляемыми к ним требованиями;
- 3) Определены геометрические параметры и кажущаяся плотность исследуемого материала;
- 4) Проверены и подготовлены к проведению тепловых испытаний управляющие и измерительные линии автоматизированной системы научных исследований (АСНИ) теплофизических процессов (ТФП) и системы тепловакуумного стенда ТВС-1М;
- 5) Собран и установлен в вакуумную камеру стенда экспериментальный модуль ЭМ-2В;
- 6) Проведены пробные тепловые испытания с целью комплексной проверки работоспособности систем стенда, подбора режима и отладки программы нагрева экспериментальных образцов;
- 7) Проведены штатные испытания, в процессе которых определены температуры на поверхности нагревательного элемента, в заданных точках датчиков тепловых потоков и образцов исследуемого материала в условиях нестационарного радиационно-кондуктивного нагрева в вакууме при давлении 0,1 – 0,01 Па в диапазоне температур от комнатной до 1273 К;
- 8) Проведены дополнительные тепловые испытания датчиков теплового потока, установленных на обратных поверхностях образцов, с целью оценки адекватности и точности их работы;
- 9) Результаты тепловых испытаний обработаны и проанализированы.

Работы по проведению тепловых испытаний выполнялись сотрудниками НИО-601 МАИ Н.А. Ивановым, Б.М. Клименко, А.Г. Медновым, А.С. Охупкиным, В.В. Самариним, В.Н. Яроцким под руководством С.А. Будника.

4.2 Экспериментальное оборудование

Тепловые испытания проводились на тепловакуумном стенде ТВС-1М (рисунок 4.1), входящим в состав автоматизированного экспериментально-вычислительного комплекса ВТС-ОЗТ. Стенд ТВС-1М состоит из горизонтальной вакуумной камеры

(рисунок 4.2), систем вакуумирования, водяного охлаждения, электропитания, контроля и управления. Основные характеристики стенда приведены в таблице 4.1 [108].



1 – вакуумная камера; 2 – силовой трансформатор; 3 – стойка системы управления и контроля
Рис. 4.1 – Общий вид стенда ТВС-1М

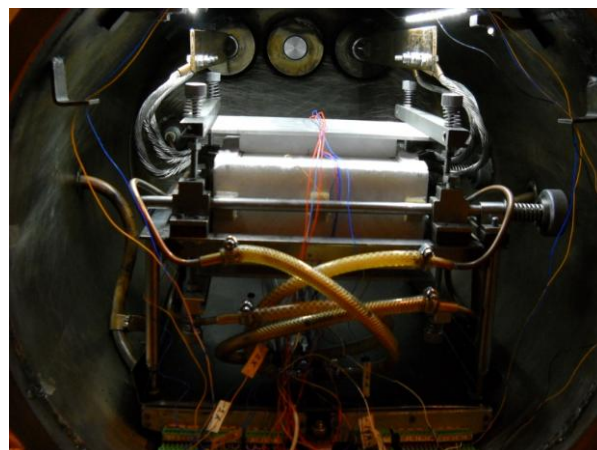
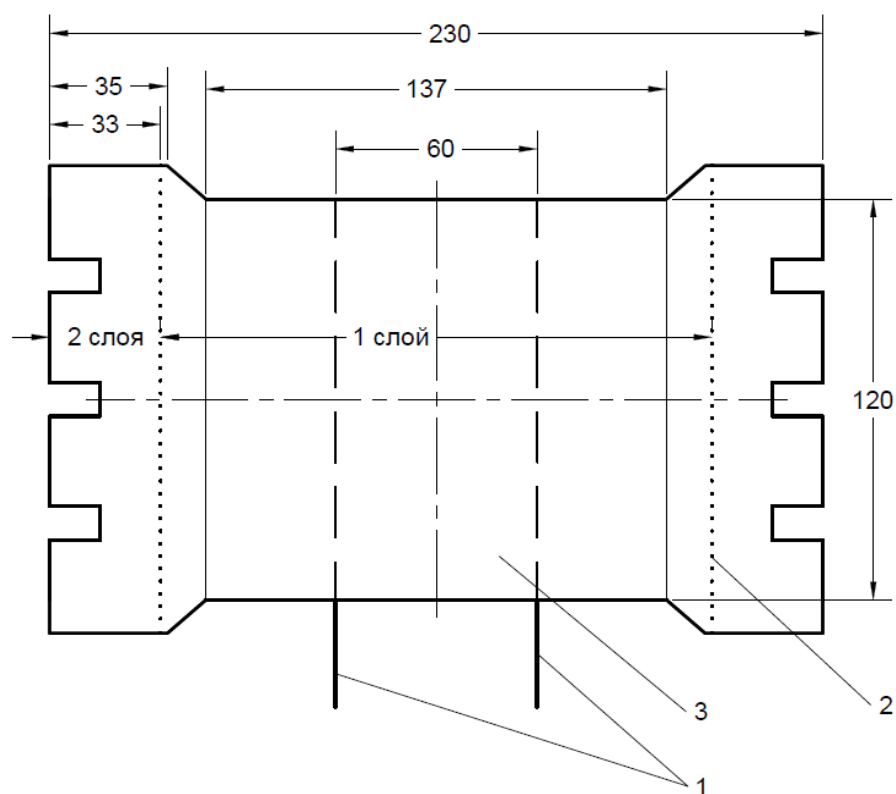


Рис. 4.2 – Вакуумная камера стенда ТВС-1М с экспериментальным модулем ЭМ-2В

Таблица 4.1 – Основные характеристики стенда ТВС-1М

| | |
|---|---------------------------------|
| Объем вакуумной камеры, м ³ | 0,1 |
| Мощность источников нагрева, кВт | до 40 |
| Максимальная температура поверхности исследуемых образцов, °С | до 1650 |
| Темп нагрева, °С/с | до 100 |
| Давление среды в вакуумных камерах, Па: - вакуум (в холодном состоянии) - воздух, азот, инертные газы | до 0,01 до 160 000 |
| Размеры исследуемых образцов (длина × ширина × толщина), м - минимальные - максимальные | 0,01×0,01×(≈0) 0,15×0,15×0,1 |
| Количество одновременно испытываемых образцов | 1 или 2 |
| Общее число каналов измерения и управления АСНИ (в том числе высокоточных каналов измерения температуры) | 240 112 |
| Точность измерения температуры, °С | 0,5 |

Заданная модель теплообмена в исследуемом образце реализуется с помощью экспериментального модуля ЭМ-2В (рисунок 4.2), оборудованного системой водяного охлаждения теплонагруженных элементов конструкции. В экспериментальном модуле используется малоинерционный плоский нагревательный элемент (рисунок 4.3) из ленты термостойкой нержавеющей стали X18Н9Т толщиной 0,1 мм.



1 – Съемники напряжения, 2 – Сварка, 3 – Рабочая зона
Рис. 4.3 – Нагревательный элемент

Теплоизолирующие оправки образцов и прижимные пластины изготавливаются из высокотемпературного керамического теплоизоляционного материала ТЗМК-10 с рабочей температурой до 1523 К.

Датчики теплового потока, устанавливаемые на обратных поверхностях образцов, представляют собой плоские пластины из материала ТЗМК-10. В цилиндрических чувствительных элементах (ЧЭ) датчиков устанавливаются термопары типа Хромель-Алюмель с диаметром термоэлектродов 0,1 мм, сваренные способом «в стык» (рисунок 4.4) в среде аргона. Геометрические и массовые характеристики чувствительных элементов датчиков теплового потока представлены в таблице 4.2.

Управление нагревом, регистрация, сбор, хранение и первичная обработка экспериментальных данных осуществляется при помощи автоматизированной системы научных исследований теплофизических процессов комплекса ВТС-ОЗТ. Система построена на основе модульных приборов измерения и контроля в стандартах PXI компании National Instruments (США) и LXI-VXI компании VXI Technology (США).

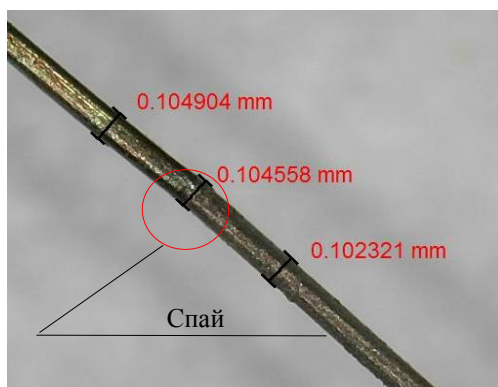


Рис. 4.4 – Микротермопара с проводами диаметром 0,1 мм, сваренная способом «встык»

Таблица 4.2 – Геометрические и массовые характеристики чувствительных элементов датчиков теплового потока D_A и D_B

| Датчик | Высота ЧЭ, толщина теплоизоляционной пластины, мм | Диаметр ЧЭ, мм | Плотность материала, кг/м ³ |
|--------|---|----------------|--|
| D_A | 25,7 | 22,5 | 143,6 |
| D_B | 25,7 | 22,5 | 143,6 |

4.3 Экспериментальные образцы

Экспериментальные образцы изготовлены из высокопористого ячеистого материала на основе стеклоуглерода RVC foam производства компании ERG Aerospace Corporation, США. Размеры образцов (таблица 4.3) выбраны таким образом, чтобы обеспечить в процессе тепловых испытаний реализацию одномерного поля температуры.

Высокая электропроводность исследуемого материала приводит к необходимости обеспечения электрической изоляции образцов от нагревательного элемента и термопарных проводов. Данная проблема решается за счет нанесения высокотемпературного электроизоляционного покрытия на нагревательный элемент и размещения термопарных проводов в тонкой одноканальной керамической «соломке» с внешним диаметром 1 мм. Вне образцов термопарные провода электроизолируются с помощью фторопластовых кембриков.

Таблица 4.3 – Геометрические и массовые характеристики экспериментальных образцов

| Образец | Длина, мм | Ширина, мм | Толщина*, мм | Плотность, кг/м ³ |
|---------|-----------|------------|--------------|------------------------------|
| A | 137,7 | 120,8 | 18,2 | 51,48 |
| B | 136,8 | 121,2 | 18,2 | 52,50 |

Термопары устанавливаются на нагреваемых и обратных поверхностях экспериментальных образцов в специальные бороздки (рисунок 4.5). Для фиксации термопар на образцах используется огнеупорный клей с рабочей температурой до 1573 К.

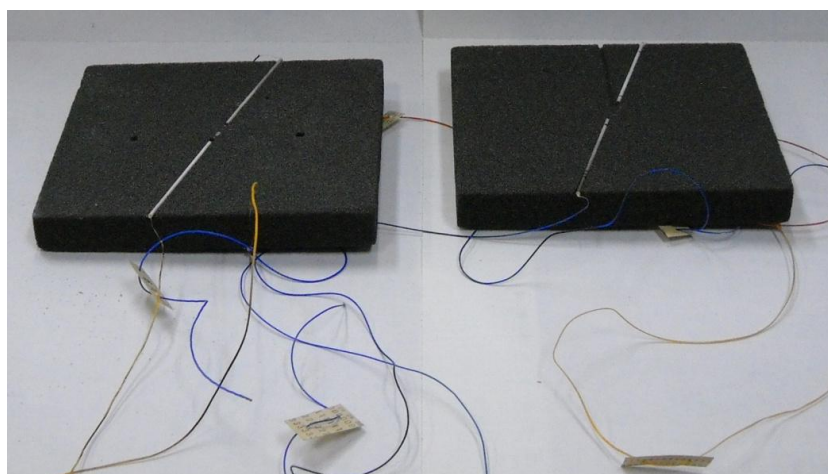


Рис. 4.5 – Экспериментальные образцы В и А материала RVC foam с установленными термопарами

Так как исследуемый материал является термостабильным в рассматриваемом диапазоне температур и давлений, предполагается, что его теплофизические характеристики не зависят от темпа нагрева.

4.4 Схема температурных измерений

В процессе проведения тепловых испытаний реализуется симметричная схема нагрева (рисунок 4.8) двух одинаковых экспериментальных образцов А (поз. 4) и В (поз. 7). Образцы А (верхний) и В (нижний) с установленными на них термопарами T_1 , T_2 и T_7 , T_8 расположены на нагревательном элементе экспериментального модуля ЭМ-2В (рисунки 4.6 – 4.7). Координаты установки термопар T_1 , T_2 (образец А) и T_7 , T_8 (образец В) представлены в таблице 4.4.

Таблица 4.4 – Схема температурных измерений в образцах А и В

| Координата*, мм Термопара | Образец А | Образец В |
|------------------------------|--------------------|--------------------|
| $\frac{X_1}{T_1}$ | $\frac{0,0}{T_1}$ | $\frac{0,0}{T_7}$ |
| $\frac{X_2}{T_1}$ | $\frac{18,2}{T_2}$ | $\frac{18,2}{T_8}$ |

* координаты отсчитываются от нагреваемой поверхности соответствующего образца

Симметричная схема нагрева позволяет рассчитать плотность теплового потока от поверхности нагревательного элемента (НЭ) по электрической мощности, подводимой к рабочей зоне НЭ, из следующего соотношения:

$$q_{нэ}(\tau) = \frac{I(\tau) \cdot U(\tau)}{2 \cdot S} - \left(\frac{\rho_{нэ} \cdot \delta_{нэ} \cdot c_{нэ}}{2} \cdot \frac{\partial T_{нэ}(\tau)}{\partial \tau} \right), \quad \tau \in (0, \tau_e], \quad (4.1)$$

где $I(\tau)$ - действующая сила тока в цепи НЭ; $U(\tau)$ - действующее напряжение на границах рабочей зоны НЭ; S - площадь рабочей зоны НЭ; $\rho_{нэ}$ и $c_{нэ}$ - плотность и теплоемкость материала НЭ; $\delta_{нэ}$ - толщина НЭ; $T_{нэ}(\tau)$ - температура НЭ; τ - время; τ_e - время окончания измерений (испытаний). Для НЭ из термостойкой нержавеющей стали Х18Н9Т принимались следующие значения:

$$S=0,0072 \text{ м}^2; \delta_{нэ}=0,0001 \text{ мм}; \rho_{нэ}=(7902-0,0584 \times T_{нэ}) \text{ кг/м}^3;$$

$$c_{нэ}(T) = (500 + 0,1744 \cdot T_{нэ}) \text{ Дж/(кг} \times \text{°C)}.$$

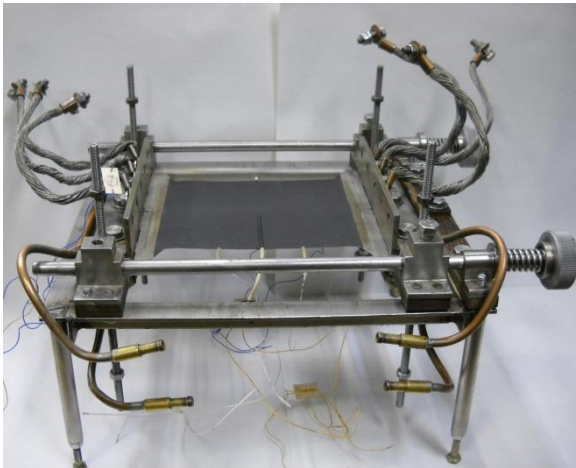


Рис. 4.6 – Модуль ЭМ-2В с установленным НЭ

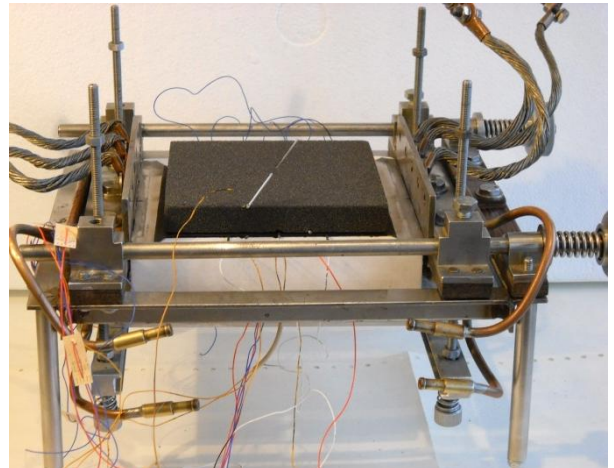
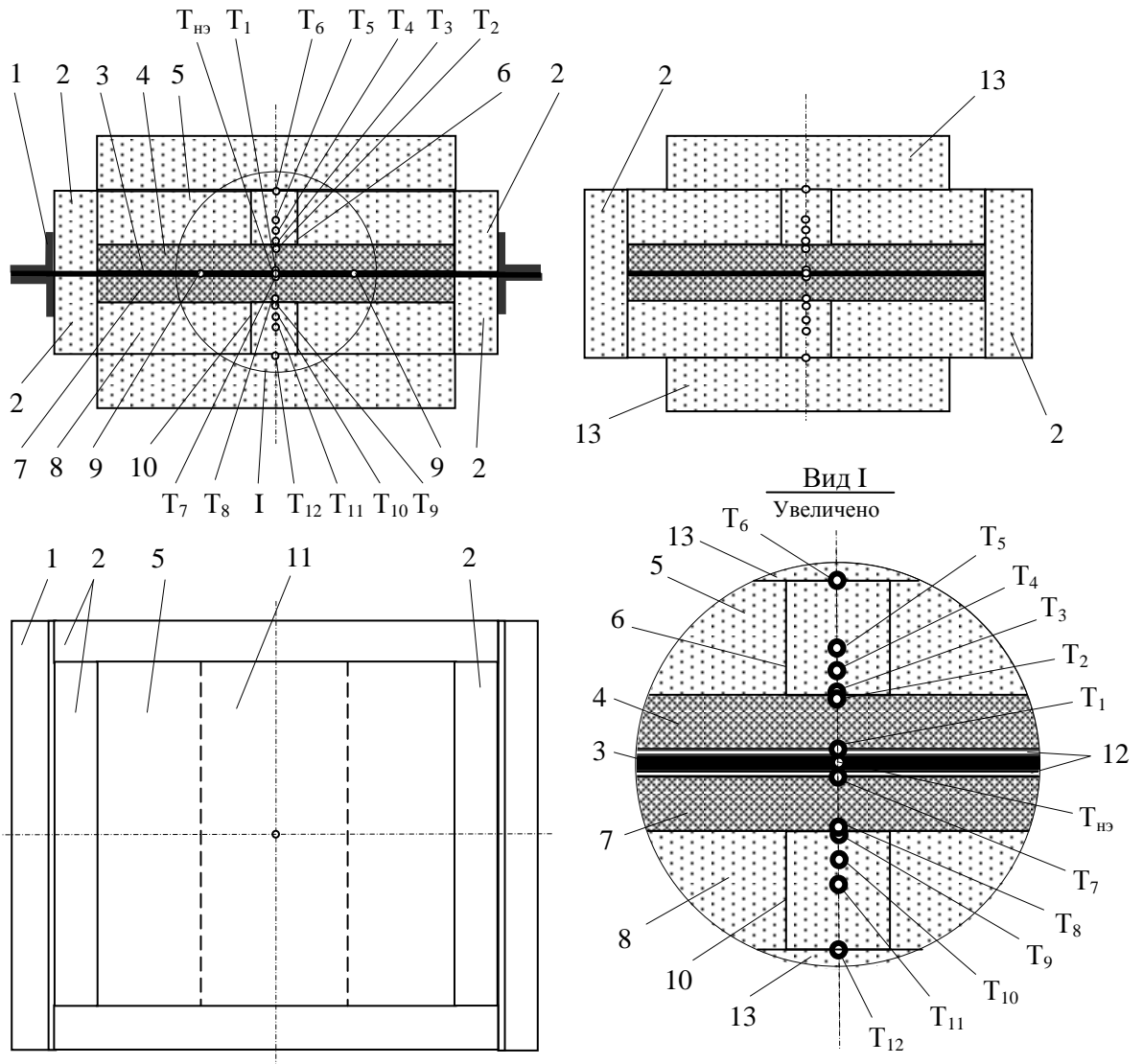


Рис. 4.7 – Образец А установлен на НЭ

На поперечных границах «рабочей зоны» (поз. 11) НЭ приварены провода поз. 9 для измерения напряжения. В центре НЭ находится управляющая термопара $T_{нэ}$. Нагревательный элемент с двух сторон покрыт тонким электроизолирующим слоем высокотемпературной эмали 12.

Для определения плотности тепловых потоков на обратных поверхностях образцов используются датчики теплового потока D_A и D_B (5 и 8 на рисунке 4.8) с термопарами T_3 , T_4 , T_5 , T_6 (датчик D_A) и T_9 , T_{10} , T_{11} , T_{12} (датчик D_B).



1 – прижимная планка НЭ, 2 – элементы теплоизолирующей оправки, 3 – нагревательный элемент (НЭ), 4 – образец А, 5 – верхняя теплоизолирующая пластина (датчик теплового потока D_A на образце А), 6 – чувствительный элемент датчика D_A , 7 – образец В, 8 – нижняя теплоизолирующая пластина (датчик теплового потока D_B на образце В), 10 – чувствительный элемент датчика D_B , 11 – рабочая зона НЭ, 12 – электроизолирующее покрытие НЭ. 13 – прижимная пластина. На виде сверху верхняя прижимная пластина 13 условно снята.

Термопары: $T_{НЭ}$ – «управляющая» термопара на НЭ,
 T_1 – на нагреваемой поверхности образца А,
 T_2 – на обратной поверхности образца А,
 T_3 – на нагреваемой поверхности датчика теплового потока D_A ,
 T_4, T_5 – внутренние термопары в чувствительном элементе датчика теплового потока D_A ,
 T_6 – на обратной поверхности датчика теплового потока D_A ,
 T_7 – на нагреваемой поверхности образца В,
 T_8 – на обратной поверхности образца В,
 T_9 – на нагреваемой поверхности датчика теплового потока D_B ,
 T_{10}, T_{11} – внутренние термопары в чувствительном элементе датчика теплового потока D_B ,
 T_{12} – на обратной поверхности датчика теплового потока D_B ,

Рис. 4.8 – Схема тепловых испытаний с симметричным нагревом двух образцов

Потребные толщины теплоизолирующих пластин, выполняющих роль датчиков тепловых потоков, определялись в результате математического моделирования одномерного прогрева экспериментальной сборки (образец А + датчик теплового потока + прижимная пластина) и составляют 25,70 мм. Чувствительные элементы датчиков 6 и 10 устанавливались с плотной посадкой в цилиндрические отверстия в пластинах 5 и 8 (рисунок 4.9). Схема температурных измерений в чувствительных элементах датчиков тепловых потоков D_A и D_B представлена в таблице 4.5.

Таблица 4.5 – Схема температурных измерений в датчиках теплового потока D_A и D_B

| Координата*, мм Термопара | Датчик D_A | Датчик D_B |
|------------------------------|----------------------|-------------------------|
| $\frac{X_1}{T_i}$ | <u>0,0</u> T_3 | <u>0,0</u> T_9 |
| $\frac{X_2}{T_i}$ | <u>3,0</u> T_4 | <u>3,0</u> T_{10} |
| $\frac{X_3}{T_i}$ | <u>9,5</u> T_5 | <u>9,5</u> T_{11} |
| $\frac{X_4}{T_i}$ | <u>25,7</u> T_6 | <u>25,7</u> T_{12} |

* координаты отсчитываются от нагреваемой поверхности соответствующего датчика

Боковые поверхности НЭ 3, образцов 4, 7 и теплоизолирующих пластин 5, 8 закрываются элементами теплоизолирующих оправок 2. На обратных поверхностях датчиков теплового потока размещаются верхняя и нижняя прижимные пластины 13 толщиной 20 мм.

Термопарные провода выводятся из экспериментальной сборки через стыки элементов теплоизолирующих оправок. Вся экспериментальная сборка плотно прижимается к НЭ с помощью специальных пружин с регулируемым усилием, установленных на узлах подвеса модуля ЭМ-2В (рисунок 4.11), с целью минимизации величины контактного термического сопротивления. Модуль ЭМ-2В устанавливается на рабочий стол вакуумной камеры тепловвакуумного стенда ТВС-2М. Гибкие тоководы модуля подключаются к водоохлаждаемым тоководам вакуумной камеры, а провода термопар – к клеммам соединительной планки вакуумной камеры, которая посредством герморазъема и соединительных проводов связана с изотермическим коннекторным блоком ТВХ-68Т линий измерительного и управляющего узла РХИ-LXI АСНИ ТФП. Перед испытаниями осуществляется контроль термопар и измерительных линий АСНИ.

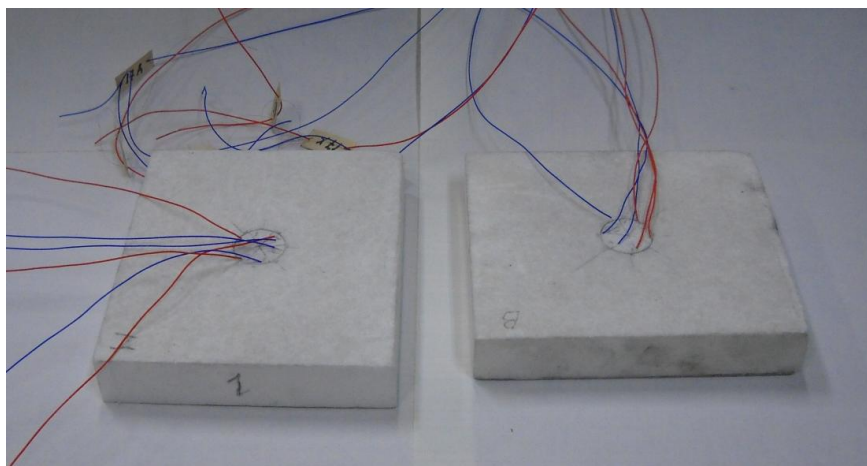


Рис. 4.9 – Датчики теплового потока D_A и D_B

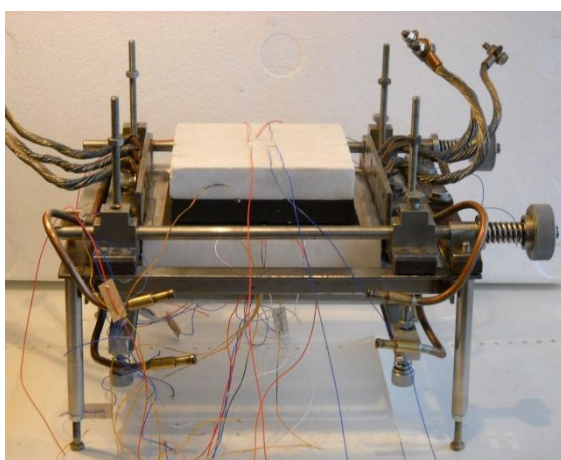


Рис. 4.10 – Датчик теплового потока D_A на образце А

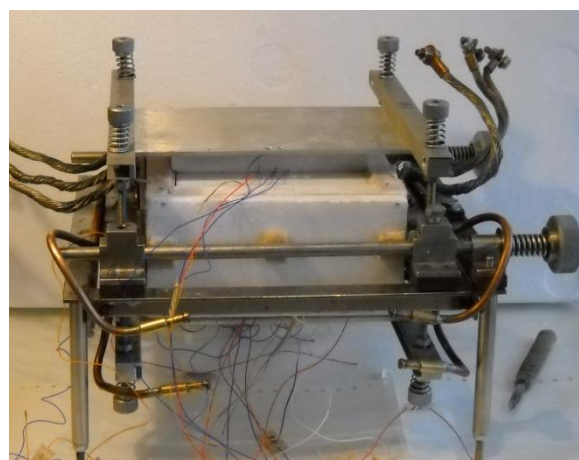


Рис. 4.11 – Образец А в теплоизолирующей оправке в верхнем узле подвеса модуля ЭМ-2В

4.5 Методика проведения тепловых испытаний

4.5.1 Этапы тепловых испытаний

Тепловые испытания проводились в два последовательных этапа:

- 1) Пробные (отладочные) испытания, в процессе которых проверялось и настраивалось экспериментальное оборудование стенда, подбирались и отлаживались режимы нагрева образцов;
- 2) Штатные (зачетные) испытания.

4.5.2 Программы нагрева

Программы изменения температуры нагревательного элемента выбирались с учетом требований к исходным данным для рассматриваемых обратных задач

теплообмена (коэффициентной и граничной), а также результатов предыдущих испытаний материала ERG RVC foam [109].

В процессе испытаний реализовывались 2 режима нагрева: до максимальной температуры 1273 К (режим № 1) и 1573 К (режим № 2) с темпом нагрева ~8 К/с. Выбранные программы нагрева для режимов № 1 и № 2 представлены в таблице 4.6 и на рисунке 4.12.

Таблица 4.6 – Программы нагрева $T_{pr}(\tau)$ в режимах № 1 и № 2

| | | | | | | |
|-----------|--------------|---------|------------|------|------|-------|
| Режим № 1 | τ , с | 0 | 30 | 152 | 1352 | 1474 |
| | T_{pr} , К | T_R^* | T_R^{**} | 1273 | 1273 | T_R |
| Режим № 2 | τ , с | 0 | 30 | 189 | 1312 | 1474 |
| | T_{pr} , К | T_R | T_R | 1573 | 1573 | T_R |

* T_R – температура в вакуумной камере стенда в начальный момент времени испытаний;

**Участок от 0 с до 30 с – технологический, необходимый для выхода системы управления нагревом на заданный режим.

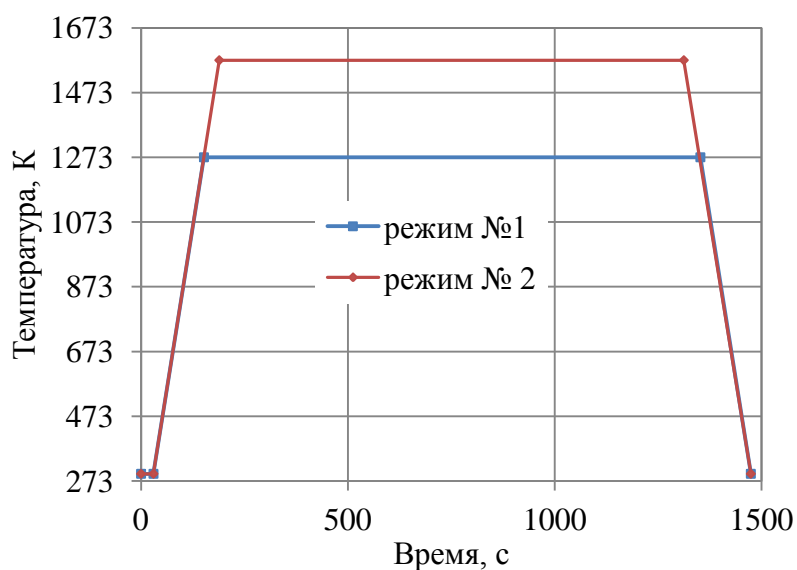


Рис. 4.12 – Программы нагрева НЭ на режимах №1 и №2

Управление нагревом НЭ осуществляется АСНИ стенда по программе $T_{pr}(\tau)$. В качестве обратной связи при управлении нагревом используется значение температуры нагревательного элемента $T_{нэ}(\tau)$, которая измеряется установленной на нагревательном элементе термопарой. Программа управления нагревом корректируется в процессе пробных испытаний. Критерием выбора подходящего режима нагрева является получение требуемого уровня максимальной температуры нагреваемой поверхности образца.

4.5.3 Измерения тепловых и экспериментальных параметров

Основные (целевые) измерения тепловых и экспериментальных параметров, проводимых в процессе тепловых испытаний исследуемых образцов ВПЯМ RVC foam, ERG Aerospace Corporation, представлены в таблице 4.7.

Таблица 4.7 – Основные измерения тепловых и экспериментальных параметров

| № | Наименование | Назначение |
|---|---|---|
| 1 | Нестационарные температуры $T_i(\tau)$, $0 \leq \tau \leq \tau_e$ в заданных точках x_i , $i = 1, 2$ схемы измерений в образцах А и В | Определение ТФХ исследуемого материала из решения коэффициентной ОЗТ |
| 2 | Нестационарные температуры $T_i(\tau)$, $0 \leq \tau \leq \tau_e$ в заданных точках x_i , $i = 1, 2, 3, 4$ схемы измерений в датчиках теплового потока D_A и D_B | Определение тепловых потоков на обратных поверхностях образцов А и В из решения граничных ОЗТ |
| 3 | Нестационарная температура нагревательного элемента (НЭ) $T_{НЭ}(\tau)$, $0 \leq \tau \leq \tau_e$ | Использование в системе управления нагревом образцов в качестве обратной связи; Определение плотности теплового потока на НЭ |
| 4 | Действующая сила тока в цепи НЭ $I(\tau)$, $0 \leq \tau \leq \tau_e$ | Расчет электрической мощности, выделяемой в рабочей зоне НЭ, при определении плотности теплового потока на НЭ |
| 5 | Действующее напряжение на границах рабочей зоны НЭ $U(\tau)$, $0 \leq \tau \leq \tau_e$ | |

Кроме того, в процессе подготовки испытаний измерялись:

- Геометрические размеры и масса исследуемых образцов А и В;
- Геометрические и массовые характеристики материала датчиков теплового потока;
- Контрольные значения давления в вакуумной камере стенда;
- Реализованные при испытаниях характеристики и параметры АСНИ в части управления, регистрации и сбора экспериментальной информации.

4.6 Тепловые испытания

4.6.1 Пробные тепловые испытания

Целями пробных тепловых испытаний являлись проверка работы электромеханических систем стенда ТВС-1М и АСНИ, а также подбор и отладка режима нагрева в условиях реального теплового испытания.

В связи с ограниченным количеством исследуемого материала пробные испытания проводились с использованием штатных образцов на менее напряженных режимах нагрева.

Пробные испытания проводились в два этапа: на первом осуществлялись сушка и прожиг образцов, датчиков теплового потока и элементов теплоизолирующих оправок в вакууме при температуре ~ 873 К с целью удаления адсорбированной влаги из пористых материалов и летучих компонентов из используемых электроизоляционных материалов и высокотемпературных герметиков (испытание №1П). После данного этапа ЭМ с образцами оставался в ВК стенда при давлении ~ 100 Па.

На втором этапе подбиралась программа управления нагревом НЭ, обеспечивающая требуемый уровень максимальной температуры нагреваемой поверхности образцов в соответствии с выбранными режимами нагрева. Испытания проводились в вакууме при давлении $\sim 0,1$ Па.

На рисунке 4.13 представлены результаты температурных измерений в образцах А и В и в датчиках тепловых потоков D_A и D_B , полученные в заключительном пробном испытании второго этапа (№2П). На рисунке 4.14 показана плотность теплового потока на НЭ $q_{HD}(\tau)$, $0 \leq \tau \leq \tau_e$. В данном испытании была реализована программа нагрева с максимальным уровнем температуры, соответствующим режиму нагрева №1. Продолжительность начального технологического участка с $T_0=297$ К составляла 10 с. Нагрев был выключен на 1170 с, после чего происходило охлаждение экспериментальной сборки в условиях работы системы охлаждения ЭМ и ВК. На 1195 с фиксация и запись результатов измерений была прекращена.

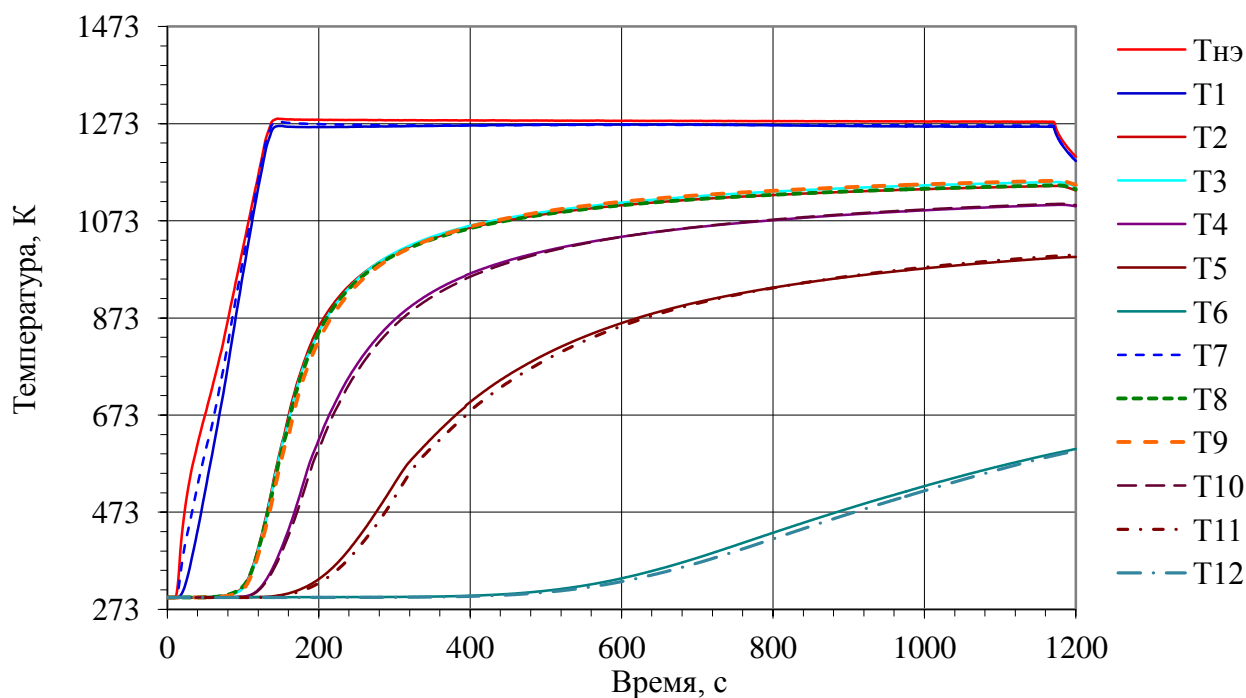


Рис. 4.13 – Результаты температурных измерений в пробном испытании №2П

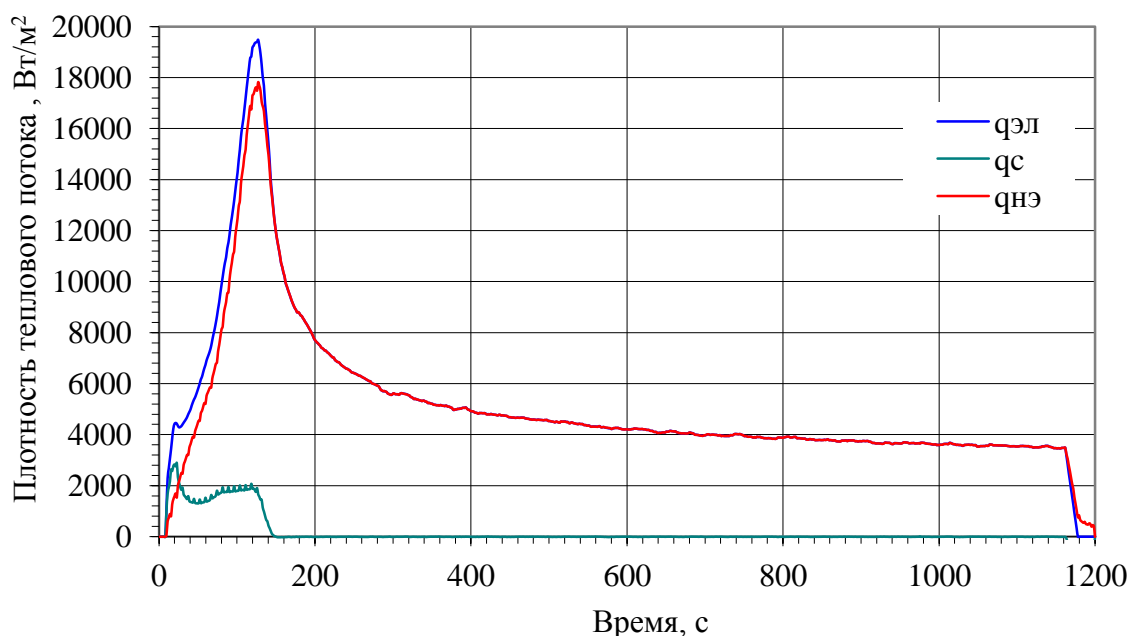


Рис. 4.14 – Плотность теплового потока на НЭ в пробном испытании №2П

4.6.2 Штатные тепловые испытания

Штатные тепловые испытания проводились в вакууме при давлении 0,2 – 0,3 Па в режимах нагрева №1 и №2, скорректированных в процессе пробных испытаний.

В штатных испытаниях №1Ш и №2Ш были реализованы программы нагрева НЭ с максимальным уровнем температуры ~1277 К (рисунок 4.15) и ~1538 К (рисунок 4.17) соответственно. Продолжительность начального технологического участка с $T_0=295$ К составляла 10 с. В испытании №1Ш нагрев был выключен на 1335 с, а в испытании №2Ш – на 1338 с, после чего происходило охлаждение экспериментальной сборки в условиях работы системы охлаждения ЭМ и ВК. Фиксация и запись результатов измерений была прекращена на 1755 с в испытании №1Ш и на 1627 с в испытании №2Ш. Зависимости плотности теплового потока на НЭ от времени в штатных испытаниях №1Ш и №2Ш приведены на рисунках 4.16 и 4.18.

Результаты штатных тепловых испытаний показали, что:

- 1) Заданные программы изменения температуры нагревательного элемента $T_{нэ}$ удалось реализовать в диапазонах температур от комнатной до ~1273 К (испытание №1Ш) и до ~1538 К (испытание №2Ш);
- 2) Температуры в симметричных точках образцов А и В и датчиков теплового потока D_A и D_B имели близкие значения, свидетельствуя о хорошей реализации симметричной схемы нагрева образцов;
- 3) Образцы не имеют заметных следов разрушения после многократного нагрева;

4) На внутренних поверхностях элементов теплоизолирующих оправок и на обратных поверхностях датчиков тепловых потоков имеются следы разложения материала фторопластового кембрика, электроизолирующего термодатчики провода (рисунок 4.19);

5) Наблюдается изменение цвета нагреваемой поверхности датчиков теплового потока, связанное с осаждением продуктов разложения высокотемпературной эмали, нанесенной на НЭ в качестве электроизоляционного покрытия (рисунок 4.20);

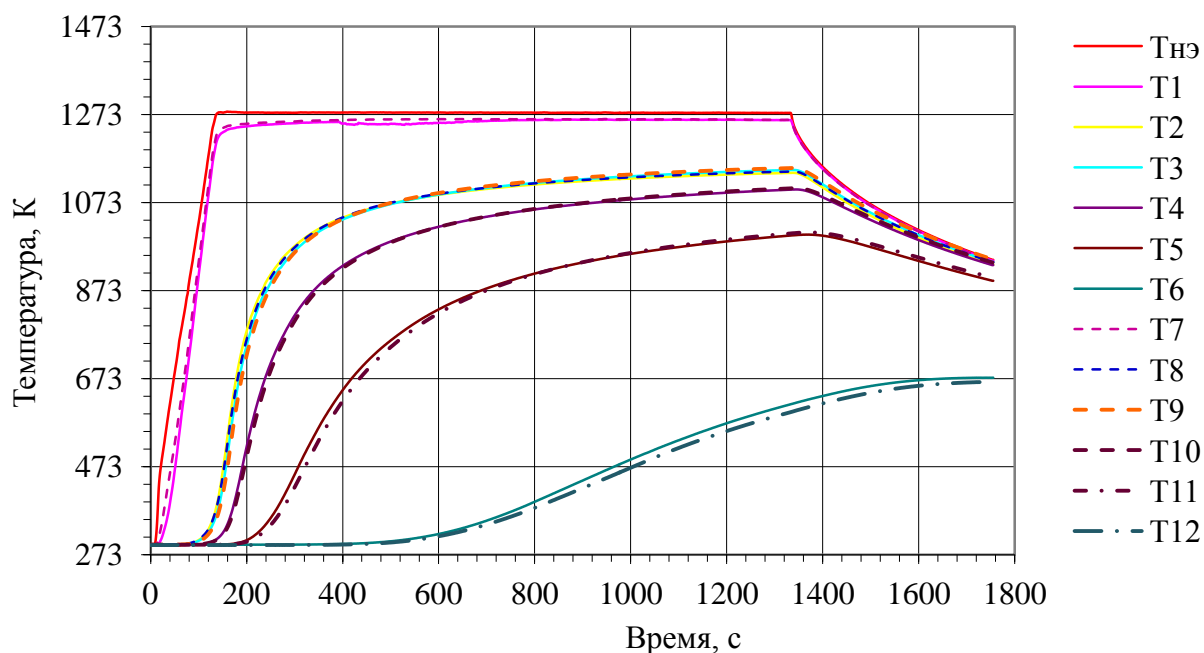


Рис. 4.15 – Результаты температурных измерений в образцах А и В в штатном испытании №1Ш

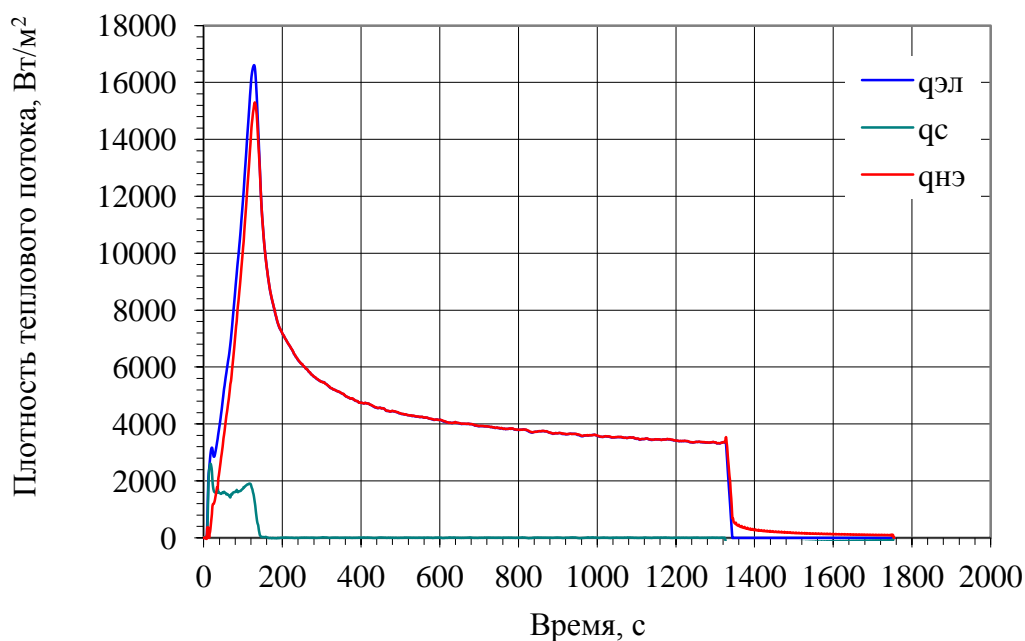


Рис. 4.16 – Плотность теплового потока на НЭ в штатном испытании №1Ш

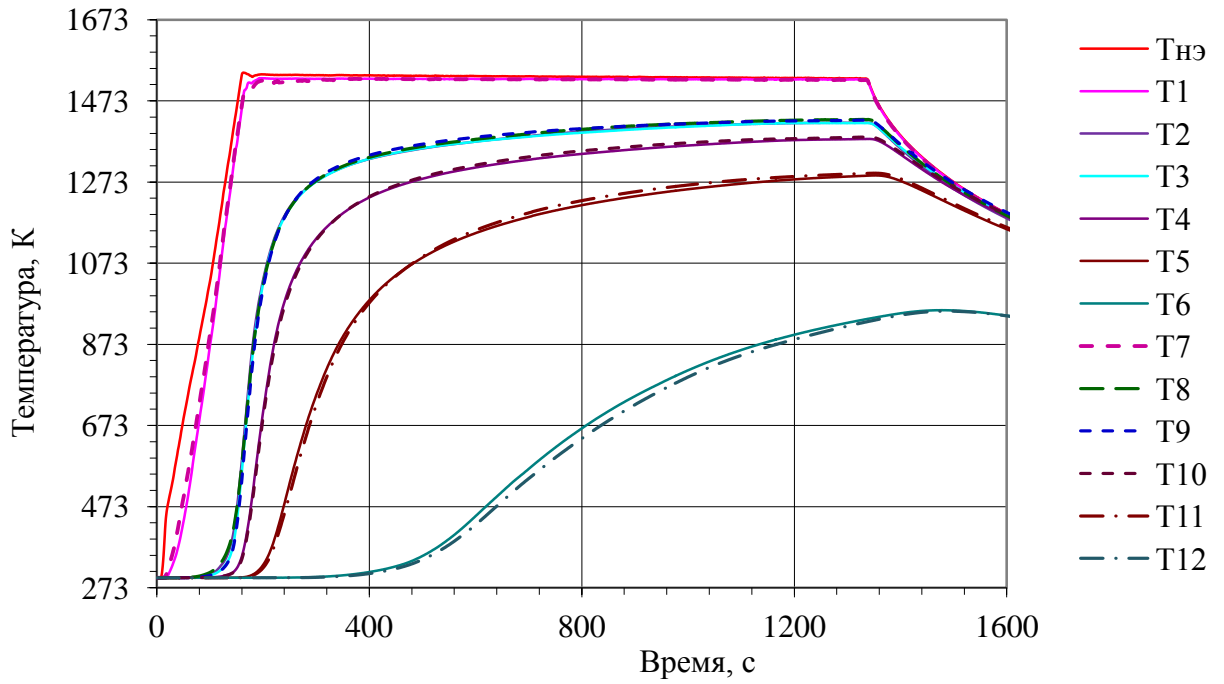


Рис. 4.17 – Результаты температурных измерений в образцах А и В в штатном испытании №2Ш

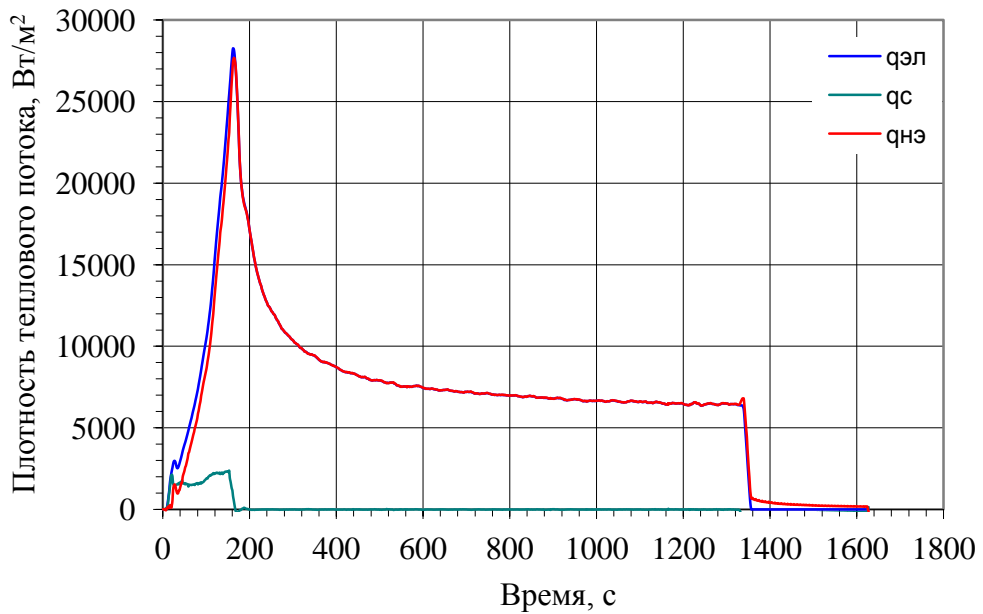


Рис. 4.18 – Плотность теплового потока на НЭ в штатном испытании №2Ш

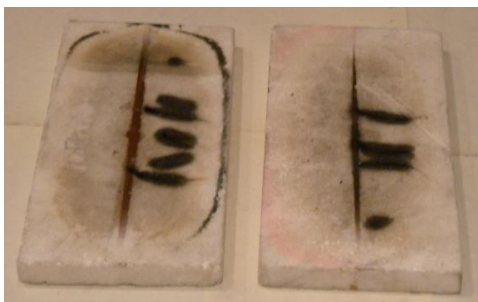


Рис. 4.19 – Боковые элементы теплоизолирующих оправок

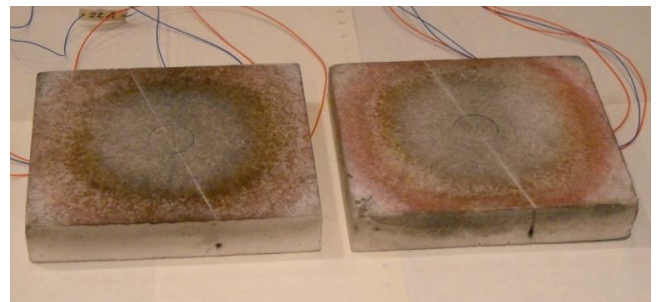


Рис. 4.20 – Нагреваемая поверхность датчиков теплового потока D_A и D_B

Результаты штатных (зачетных) испытаний являются исходными данными для решения ОЗТ по определению ТФХ ВПЯМ.

4.7 Определение теплофизических характеристик высокопористого углеродного материала

Постановка рассматриваемой ОЗТ подразумевает определение теплофизических характеристик исследуемого материала $C(T)$ и $\lambda(T)$ в диапазоне температур от комнатной до 1273 К.

Процесс теплообмена в экспериментальном образце описывается следующей системой уравнений [109]:

$$C(T) \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda(T) \frac{\partial T}{\partial x} \right), \quad x \in (X_0, X_1), \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}] \quad (4.2)$$

$$T_l(x, \tau_{\min}) = T_0(x), \quad x \in [X_0, X_1], \quad (4.3)$$

$$-\lambda(T) \frac{\partial T(X_0, \tau)}{\partial x} = q_1(\tau), \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}] \quad (4.4)$$

$$-\lambda(T) \frac{\partial T(X_1, \tau)}{\partial x} = q_2(\tau), \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}] \quad (4.5)$$

Начальное распределение температуры по толщине образца $T_0(x) = T_R(x)$ соответствует значениям температуры в точках измерений в начальный момент времени $\tau = 0$. Плотность теплового потока $q_1(\tau)$, $\tau_{\min} \leq \tau \leq \tau_{\max}$ определяется по электрическим параметрам НЭ. Плотность теплового потока $q_2(\tau)$, $\tau_{\min} \leq \tau \leq \tau_{\max}$ определяется из решения граничной ОЗТ по результатам температурных измерений в чувствительном элементе датчика теплового потока, установленного на обратной поверхности экспериментального образца.

В качестве дополнительной информации, необходимой для решения ОЗТ, используются показания установленных на нагреваемой и обратной поверхностях образца датчиков температуры $T_1(\tau)$ и $T_2(\tau)$, $\tau_{\min} \leq \tau \leq \tau_{\max}$.

Неизвестные функции $C(T)$ и $\lambda(T)$ представляются в виде линейной комбинации кубических В-сплайнов [109]

$$C(T) = \sum_{k=1}^{N_1} C_k \varphi_k^1(T), \quad \lambda(T) = \sum_{k=1}^{N_2} \lambda_k \varphi_k^2(T)$$

на заданных в интервале $[T_{\min}, T_{\max}]$ однородных сетках

$$\omega_i = \{T_k = T_{\min} + (k-1)\Delta T, k = 1, \dots, N_i\}, i = 1, 2$$

с различным числом узлов $N_i, i=1, 2$.

В результате исходная функциональная обратная задача сводится к менее трудоемкой параметрической, заключающейся в нахождении вектора неизвестных параметров $\bar{p} = \{p_k\}, k = 1, N_p$, имеющего размерность $N_p = N_1 + N_2$ и состоящего из коэффициентов $C_k, k = 1, N_1$ и $\lambda_k, k = 1, N_2$.

Искомый вектор определяется в результате минимизации положительно определенного функционала среднеквадратической невязки рассчитанных и экспериментальных значений температуры в точках установки термодатчиков [109]:

$$J(C(T), \lambda(T)) = \sum_{m=1}^2 \int_{\tau_{\min}}^{\tau_{\max}} (T^{pacu}(x_m, \tau) - T^{эксн}(x_m, \tau))^2 d\tau, \quad (4.6)$$

где $T^{pacu}(x_m, \tau)$ – зависимости температуры от времени в точках установки термодатчиков, найденные из решения краевой задачи (4.2) – (4.5), $T^{эксн}(x_m, \tau)$ – экспериментальные значения температуры.

Для поиска минимума функционала (4.6) используется метод сопряженных градиентов, в соответствии с которым очередное приближение вектора \bar{p} вычисляется по формулам:

$$\begin{aligned} \bar{p}^{s+1} &= \bar{p}^s + \gamma^s \bar{g}^s \\ \bar{g}^s &= -\bar{J}'^s + \beta^s \bar{g}^{s-1} \\ \beta^0 &= 0, \beta^s = \left\langle (\bar{J}'^s - \bar{J}'^{(s-1)}), \bar{J}'^s \right\rangle_{R^{N_p}} / \|\bar{J}'^s\|_{R^{N_p}}, \end{aligned}$$

где \bar{J}'^s – градиент функционала на текущем шаге s.

Компоненты градиента функционала имеют вид [109]:

$$\begin{aligned} J'_{Ck}^{(s)} &= - \int_{\tau_{\min}}^{\tau_{\max}} \int_{x_0}^{x_1} \psi(x, \tau) \cdot \varphi_k^1(T) \frac{\partial T}{\partial \tau} dx d\tau; \\ J'_{\lambda k}^{(s)} &= - \int_{\tau_{\min}}^{\tau_{\max}} \int_{x_0}^{x_1} \psi(x, \tau) \cdot \left[\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \varphi_k^2(T) + \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)^2 \frac{\partial \varphi_k^2}{\partial T} \right] dx d\tau - \\ &- \int_{\tau_{\min}}^{\tau_{\max}} \psi(X_0, \tau) \frac{\partial T}{\partial x}(X_0, \tau) \varphi_k^2(T(X_0, \tau)) d\tau + \\ &+ \int_{\tau_{\min}}^{\tau_{\max}} \psi(X_1, \tau) \frac{\partial T}{\partial x}(X_1, \tau) \varphi_k^2(T(X_1, \tau)) d\tau, k = 1, \dots, N_p, i = 1, 2 \end{aligned}$$

где $\psi(x, \tau)$ – решение краевой задачи, сопряженной к линеаризованной форме задачи (4.2) – (4.5).

В качестве условия останова итерационного процесса используется соотношение:

$$J(\bar{p}) \leq \delta_f,$$

где $\delta_f = \sum_{m=1}^2 \int_{\tau_{\min}}^{\tau_{\max}} \sigma_m(\tau) d\tau$ - интегральная ошибка температурных измерений, σ_m -

дисперсия погрешности измерений температуры датчиками.

Описанный алгоритм реализован в программном комплексе для численного решения ОЗТ экстремальными методами, разработанном Е.А. Артюхиным и А.В. Ненароковым.

На рисунке 4.21 приводятся полученные с помощью данного программного комплекса теплофизические характеристики исследуемого материала.

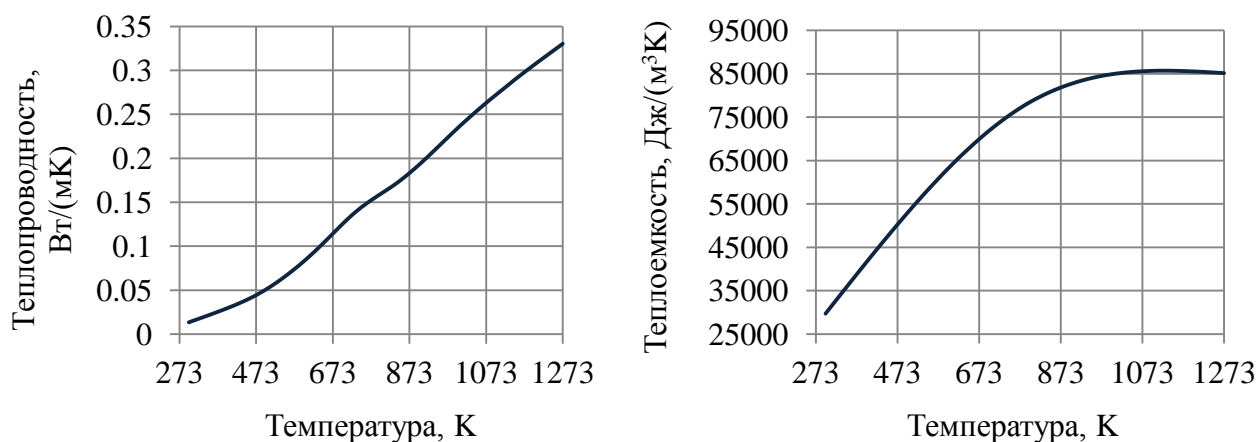


Рис. 4.21 – Теплофизические свойства материала RVC foam, ERG Aerospace Corporation

4.8 Оценка плотности теплового потока на обратной поверхности образца

Плотность теплового потока $q_2(\tau)$ на обратной поверхности экспериментального образца определяется из решения граничной ОЗТ, исходными данными для которой являются температурные измерения в чувствительных элементах датчика тепловых потоков, изготовленного из керамического материала ТЗМК-10 с известными теплофизическими характеристиками $C(T)$ и $\lambda(T)$ (таблица 4.8).

Предполагается, что во внутренних точках датчика реализуется одномерный по пространственной координате процесс распространения тепла, который описывается следующей системой уравнений:

$$C(T) \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda(T) \frac{\partial T}{\partial x} \right), \quad x \in (X_0, X_1), \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}]; \quad (4.7)$$

$$T_l(x, \tau_{\min}) = T_0(x), \quad x \in [X_0, X_1]; \quad (4.8)$$

$$-\lambda(T) \frac{\partial T(X_0, \tau)}{\partial x} = q_2(\tau), \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}]; \quad (4.9)$$

$$T(X_1, \tau) = T^{\text{эксн}}(\tau), \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}]; \quad (4.10)$$

где $C(T)$, $\lambda(T)$, $T_0(x)$, $T^{\text{эксн}}(\tau)$ – известные функции, а $q_2(\tau)$ подлежит определению.

Искомая функция $q(\tau)$ представляется в виде линейной комбинации кубических В-сплайнов:

$$q(\tau) = \sum_{k=1}^{N_1} a_k \varphi_k(\tau),$$

где a_k – неизвестные коэффициенты.

Вектор, состоящий из коэффициентов a_k , определяется в результате минимизации функционала:

$$J(q) = \int_{\tau_{\min}}^{\tau_{\max}} (T^{\text{пач}}(x_m, \tau) - T^{\text{эксн}}(x_m, \tau))^2 d\tau, \quad (4.11)$$

где $T^{\text{пач}}(x_m, \tau)$ – зависимости температуры от времени в точках установки термодатчиков, найденные из решения краевой задачи (4.7) – (4.10), $T^{\text{эксн}}(x_m, \tau)$ – экспериментальные значения температуры.

В качестве численного метода минимизации функционала (4.11) используется метод сопряженных градиентов [71], в соответствии с которым итерационная последовательность строится по следующим формулам:

$$q^{s+1}(\tau) = q^s(\tau) - \beta_s S^s(\tau), \quad s = 0, 1, \dots,$$

$$S^s(\tau) = J'^s(\tau) + \gamma_s S^{s-1}, \quad \gamma_0 = 0;$$

$$\gamma_s = - \frac{\int_{\tau_{\min}}^{\tau_{\max}} J'^s(\tau) [J'^{s-1}(\tau) - J'^s(\tau)] d\tau}{\int_{\tau_{\min}}^{\tau_{\max}} [J'^{s-1}(\tau)]^2 d\tau},$$

где $J'^s(\tau)$ – градиент функционала на текущем шаге s , вычисляемый путем решения сопряженной краевой задачи [110].

Глубина спуска β_s определяется в результате приближенного решения задачи одномерной безусловной минимизации функции $J(q^{s+1})$ методом «золотого сечения» [110].

Итерационный процесс завершается при выполнении следующего условия:

$$J^{s*} \leq \int_{\tau_{min}}^{\tau_{max}} \sigma^2(\tau) d\tau,$$

где σ – дисперсия функции $T^{эксн}(x_m, \tau)$.

В расчетах τ_{min} и τ_{max} принимались равными соответственно 101,5 с и 501,25 с. В качестве дополнительной информации, необходимой для решения ОЗТ, использовались показания термодатчика ТЗ(τ), а в качестве условия на правой границе – показания термодатчика Т4(τ). Теплофизические характеристики ТЗМК-10 приведены в таблице 4.8.

Таблица 4.8 – Теплофизические характеристики ТЗМК-10, $\rho = 143 \text{ кг/м}^3$ (по данным ЦАГИ)

| Т, К | λ , Вт/(м К) при $p = 4 \text{ Па}$ | С, Дж/(кг К) |
|------|---|--------------|
| 273 | 0,021 | 693 |
| 373 | 0,029 | 841 |
| 473 | 0,043 | 950 |
| 573 | 0,059 | 1020 |
| 673 | 0,066 | 1089 |
| 773 | 0,075 | 1127 |
| 873 | 0,081 | 1151 |
| 973 | 0,091 | 1180 |
| 1073 | 0,104 | 1197 |
| 1173 | 0,118 | 1210 |
| 1273 | 0,132 | 1223 |
| 1373 | 0,147 | 1245 |
| 1473 | 0,164 | 1269 |
| 1573 | 0,184 | 1300 |

Рассчитанные плотности тепловых потоков на нагреваемых поверхностях датчиков D_A и D_B , соответствующие двум режимам нагрева экспериментальных образцов, представлены на рисунках 4.29 – 4.30.

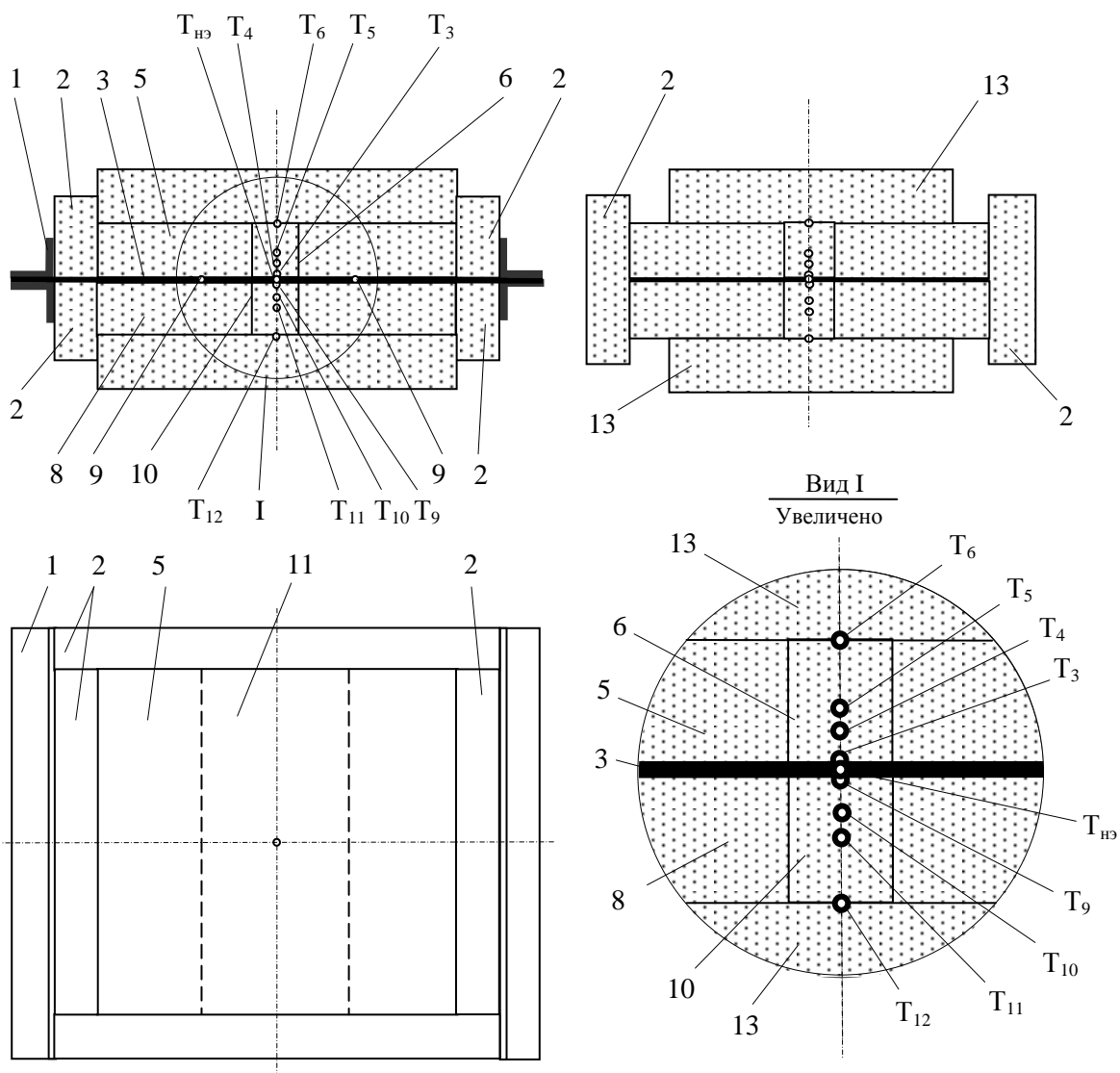
С целью оценки точности работы датчиков теплового потока D_A и D_B были проведены дополнительные тепловые испытания, суть которых заключалась в следующем: в схеме тепловых испытаний с симметричным нагревом, приведенной на рисунке 4.8, удаляются экспериментальные образцы А и В, и датчики теплового потока D_A и D_B устанавливаются непосредственно на нагревательном элементе экспериментального модуля ЭМ-2В (рисунок 4.22). На нагреваемых поверхностях

датчиков D_A и D_B обеспечивается реализация зависимостей изменений температуры от времени, совпадающих с зависимостями $T_3(\tau)$ и $T_9(\tau)$, полученными в проведенных ранее испытаниях образцов А и В материала RVC foam, ERG Aerospace Corporation. Плотность теплового потока на нагреваемых поверхностях датчиков D_A и D_B определяется двумя способами: из решения рассмотренной выше граничной ОЗТ и по электрическим параметрам НЭ из соотношения (4.1), после чего полученные зависимости плотности теплового потока сравниваются между собой.

В данных испытаниях используются те же датчики, теплоизолирующие оправки и прижимные пластины, что и в основных испытаниях, рассмотренных выше. При подготовке испытаний нагревательный элемент был заменен на аналогичный, но не имеющий электроизолирующего покрытия, поскольку материал датчиков не электропроводен. Усилия сжатия всех элементов экспериментальной сборки в ЭМ соответствовали усилиям сжатия в испытаниях образцов исследуемого материала.

Испытания датчиков проводились в два этапа. На первом этапе были подобраны программы нагрева $T_{pr}(\tau)$, обеспечивающие реализацию на нагреваемых поверхностях датчиков теплового потока D_A и D_B зависимостей температур от времени $T_3(\tau)$ и $T_9(\tau)$, полученных в штатных испытаниях №1Ш и №2Ш образцов А и В исследуемого материала. На втором этапе было проведено три штатных испытания датчиков: испытания №1DШ и №2DШ соответствуют режиму нагрева образцов исследуемого материала в испытании №1Ш, а испытание №3DШ – режиму нагрева образцов исследуемого материала в испытании №2Ш.

Результаты тепловых испытаний датчиков тепловых потоков D_A и D_B представлены на рисунках 4.23 – 4.26.



1 – прижимная планка НЭ, 2 – элементы теплоизолирующей оправки, 3 –нагревательный элемент (НЭ),
 5 - верхняя теплоизолирующая пластина (датчик теплового потока D_A на образце А),
 6 – чувствительный элемент датчика D_A , 8 - нижняя теплоизолирующая пластина (датчик теплового
 потока D_B на образце В), 10 - чувствительный элемент датчика D_B , 11 - рабочая зона НЭ,
 13 - прижимная пластина. На виде сверху верхняя прижимная пластина 13 условно снята.

Термопары: $T_{НЭ}$ – «управляющая» термопара на НЭ,
 T_3 - на нагреваемой поверхности датчика теплового потока D_A ,
 T_4, T_5 - внутренние термопары в чувствительном элементе датчика теплового потока D_A ,
 T_6 – на обратной поверхности датчика теплового потока D_A ,
 T_9 - на нагреваемой поверхности датчика теплового потока D_B ,
 T_{10}, T_{11} - внутренние термопары в чувствительном элементе датчика теплового потока D_B ,
 T_{12} – на обратной поверхности датчика теплового потока D_B .

Рис. 4.22 – Схема тепловых испытаний датчиков с симметричным нагревом

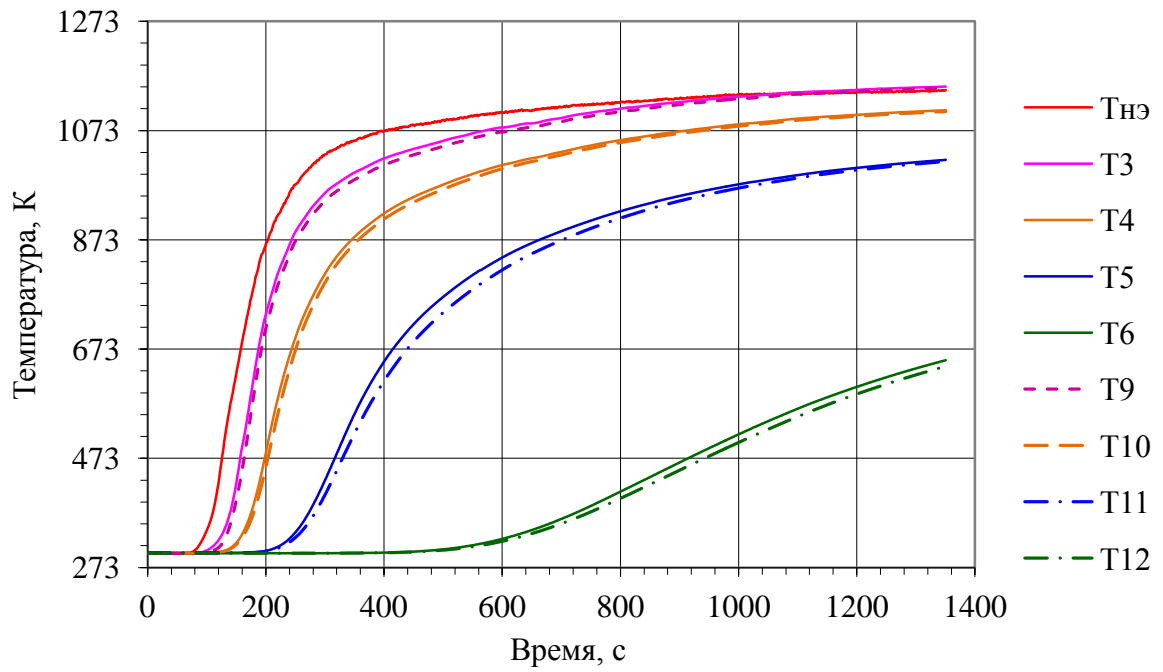


Рис. 4.23 – Результаты температурных измерений в датчиках D_A и D_B в штатном испытании №2DIII

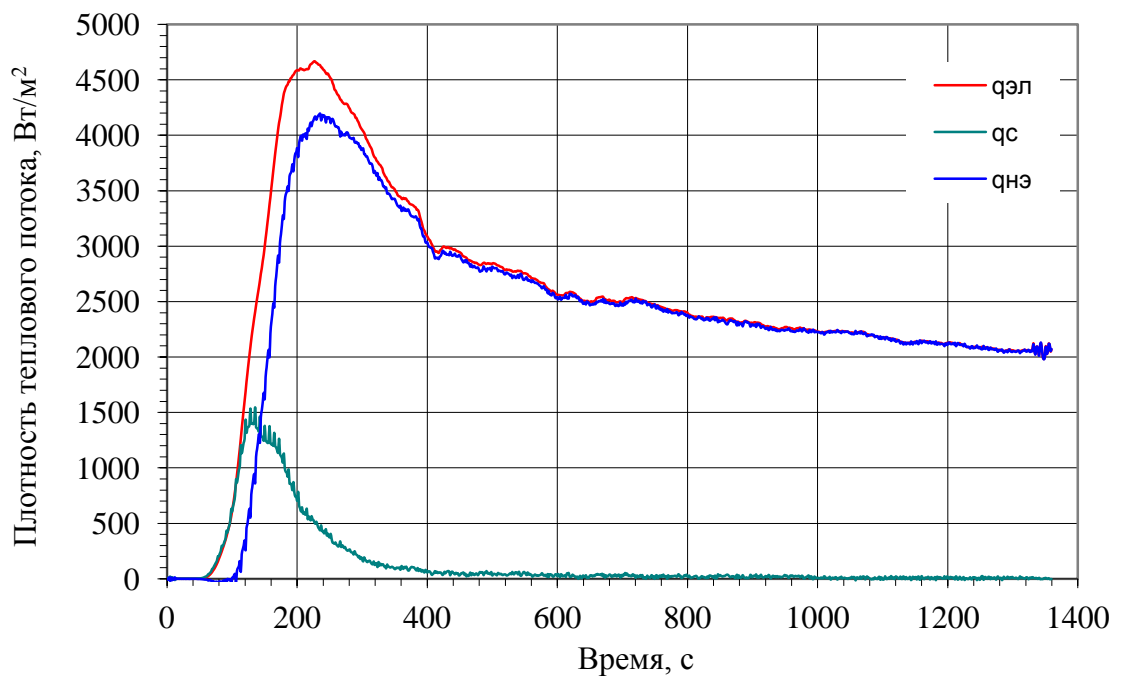


Рис. 4.24 – Плотность теплового потока на НЭ в штатном испытании №2DIII датчиков D_A и D_B

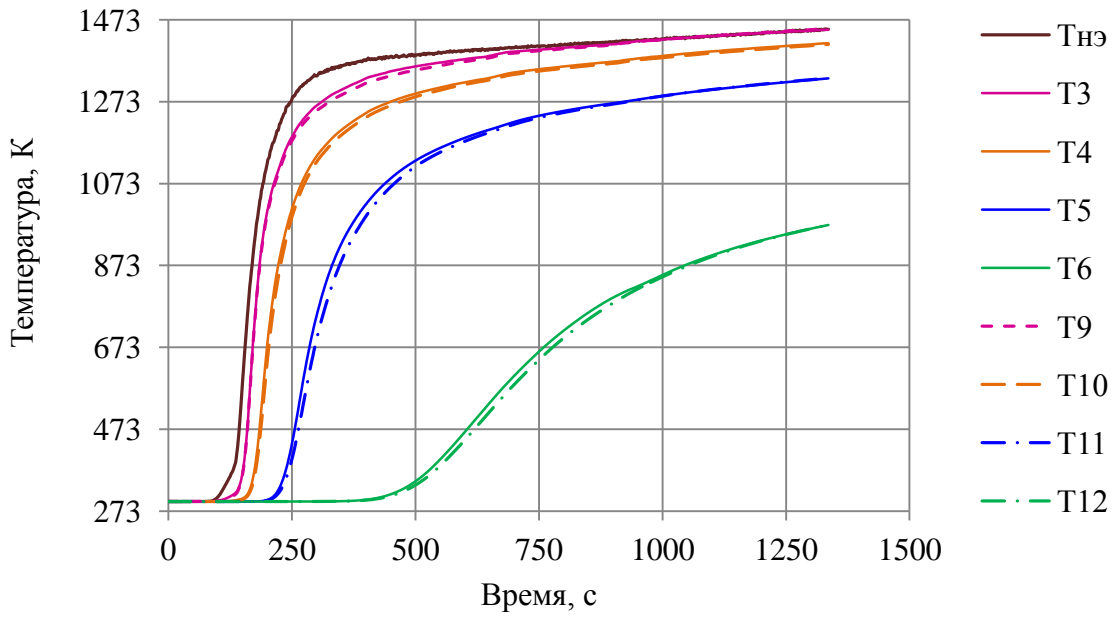


Рис. 4.25 – Результаты температурных измерений в датчиках D_A и D_B в штатном испытании №3DШ

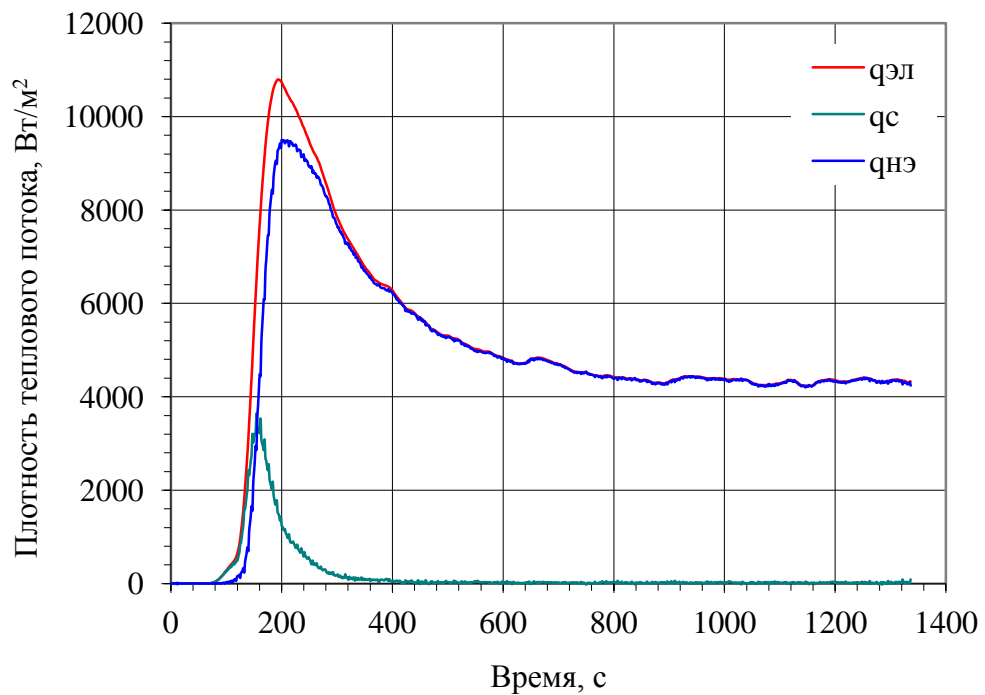
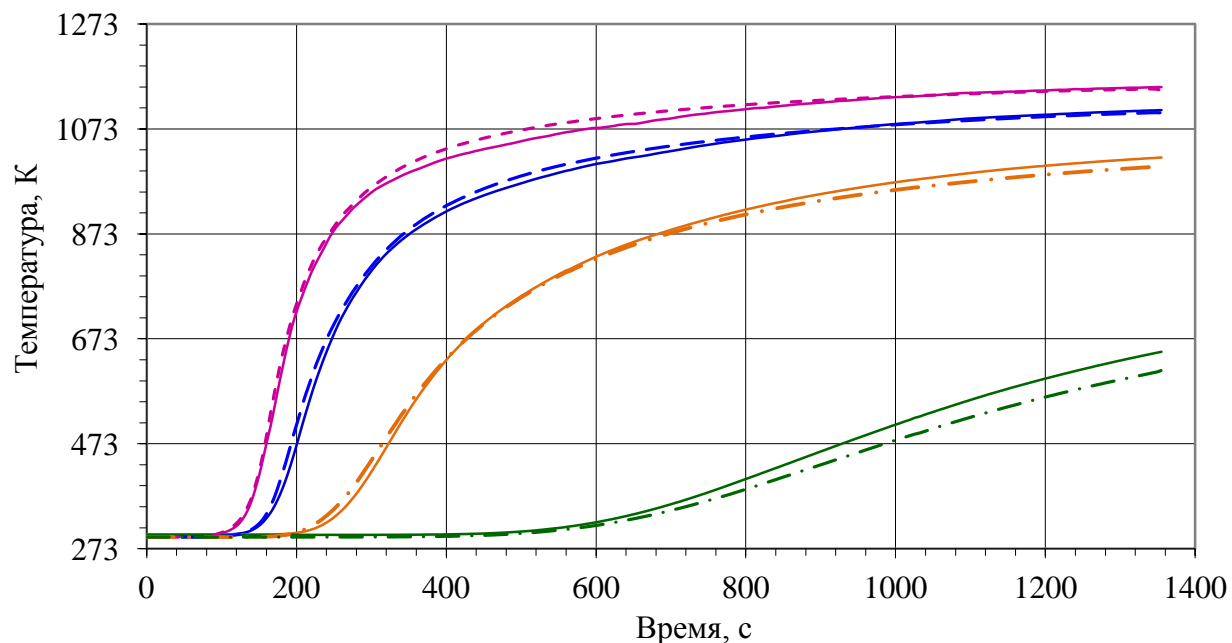


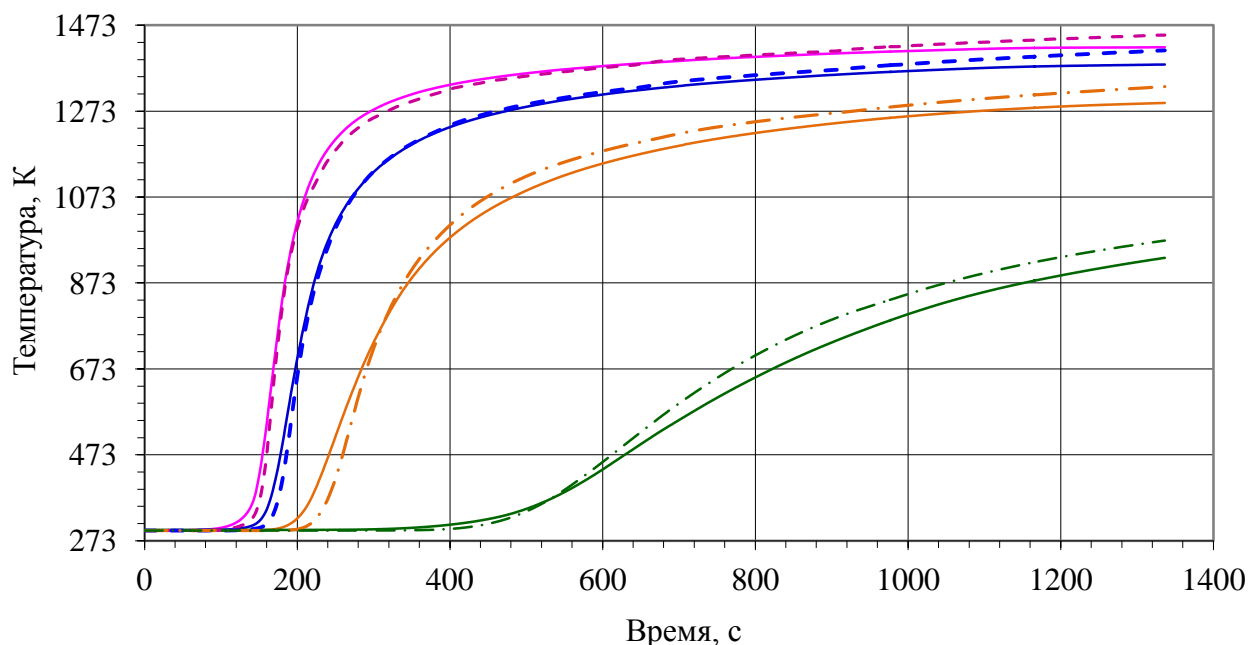
Рис. 4.26 – Плотность теплового потока на НЭ в штатном испытании №3DШ датчиков D_A и D_B

В штатных испытаниях датчиков удалось хорошо реализовать заданные программы $T_{pr}(\tau)$ изменения температуры нагревательного элемента $T_{НЭ}(\tau)$, подобранные на этапе пробных испытаний (рисунки 4.27 – 4.28).



- Tsp(3;9) испытание датчика №2Ш
- Tsp(4;10) испытание датчика №2Ш
- Tsp(5;11) испытание датчика №2Ш
- Tsp(6;12) испытание датчика №2Ш
- - Tsp(3;9) испытание RVC №1Ш
- - Tsp(4;10) испытание RVC №1Ш
- · - Tsp(5;11) испытание RVC №1Ш
- · - Tsp(6;12) испытание RVC №1Ш

Рис. 4.27 – Сравнение усредненных значений зависимостей температуры от времени для симметричных точек измерения в датчиках D_A и D_B в испытании №2ДШ и в испытании №1Ш образцов RVC



- Tsp(3;9) испытание RVC №2Ш
- Tsp(4;10) испытание RVC №2Ш
- Tsp(5;11) испытание RVC №2Ш
- Tsp(6;12) испытание RVC №2Ш
- - Tsp(3;9) испытание датчика №3Ш
- - Tsp(4;10) испытание датчика №3Ш
- · - Tsp(5;11) испытание датчика №3Ш
- · - Tsp(6;12) испытание датчика №3Ш

Рис. 4.28 – Сравнение усредненных значений зависимостей температуры от времени для симметричных точек измерения в датчиках D_A и D_B в испытании №3ДШ и в испытании №2Ш образцов RVC

На рисунках 4.29 – 4.30 показаны соответствующие двум режимам нагрева экспериментальных образцов плотности тепловых потоков на нагреваемых поверхностях датчиков D_A и D_B , полученные в первом случае путем решения граничной ОЗТ, а втором – по электрическим параметрам НЭ. Близость результатов, полученных разными способами, свидетельствуют об адекватности работы датчиков тепловых потоков и корректности используемого метода оценки плотности тепловых потоков, основанного на решении граничной ОЗТ, а также соответствующего программного обеспечения.

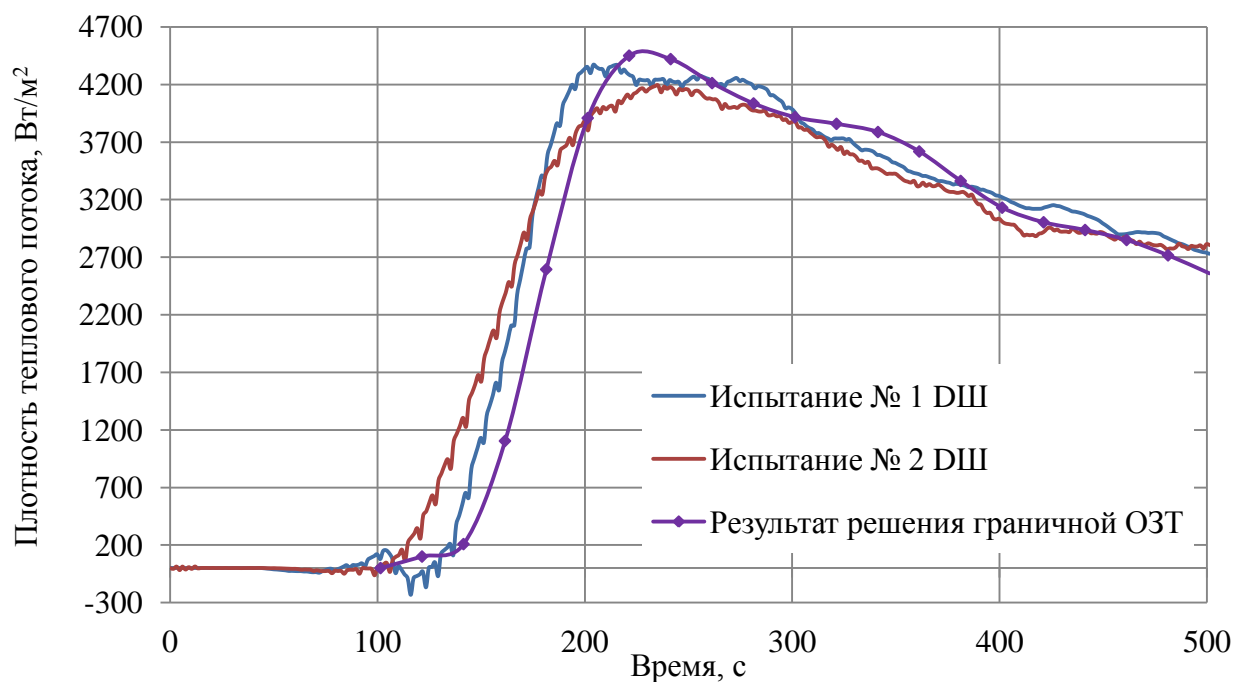


Рис. 4.29 – Плотность теплового потока на нагреваемой поверхности датчика, соответствующая режиму нагрева №1

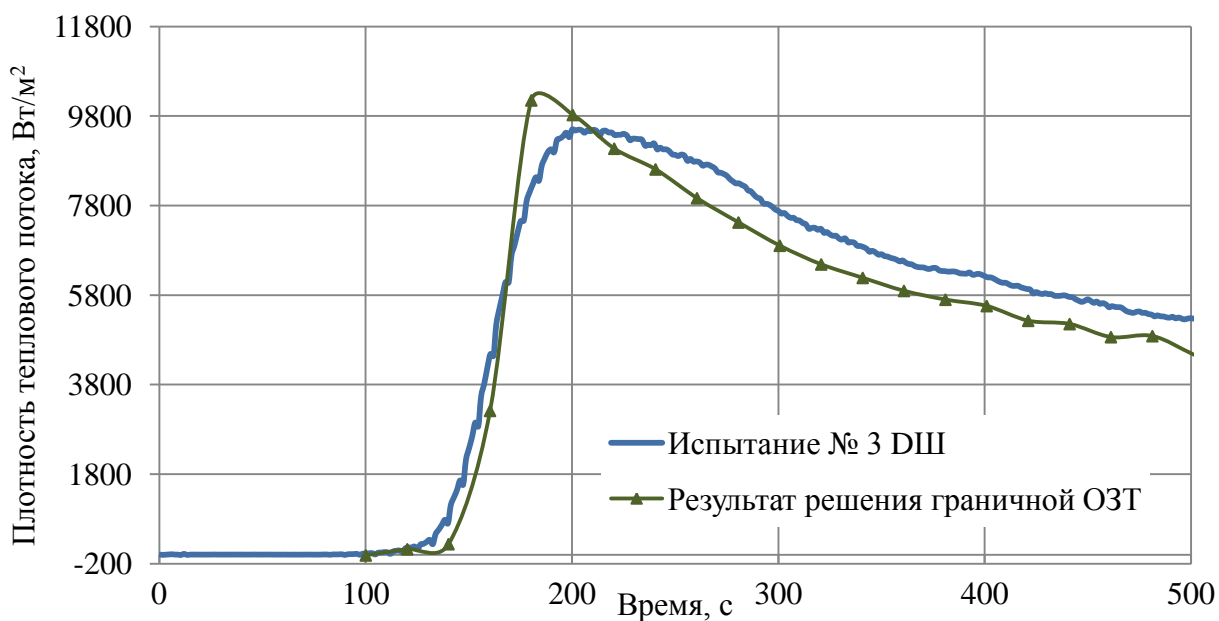


Рис. 4.30 – Плотность теплового потока на нагреваемой поверхности датчика, соответствующая режиму нагрева №2

4.9 Верификация математической модели радиационно-кондуктивного теплообмена в плоском слое высокопористого ячеистого материала

Корректность рассмотренного в главе 2 метода математического моделирования радиационно-кондуктивного теплообмена в плоском слое высокопористого ячеистого материала проверялась путем сравнения результатов математического моделирования с полученными экспериментальными данными.

Структура высокопористого материала экспериментальных образцов исследовалась с помощью стереоскопического тринокулярного микроскопа МИКРОМЕД МС-2-ZOOM 2CR, оснащенного цифровой видеокамерой DCM 130E. В результате обработки полученных фотографий с помощью специального программного обеспечения построены гистограммы распределения по размерам параметров, характеризующих структуру исследуемого материала (рисунки 4.31 – 4.37).

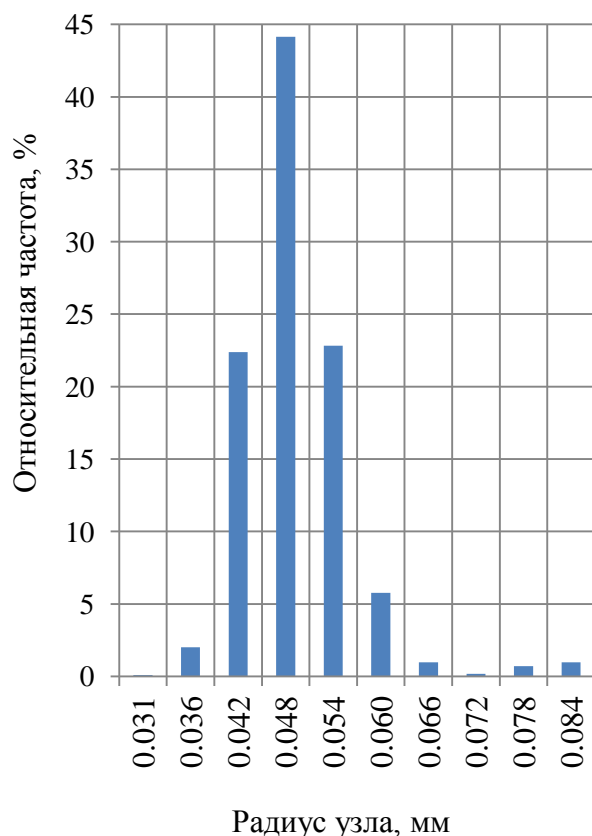


Рис. 4.31 – Распределение измеренных значений радиуса узла

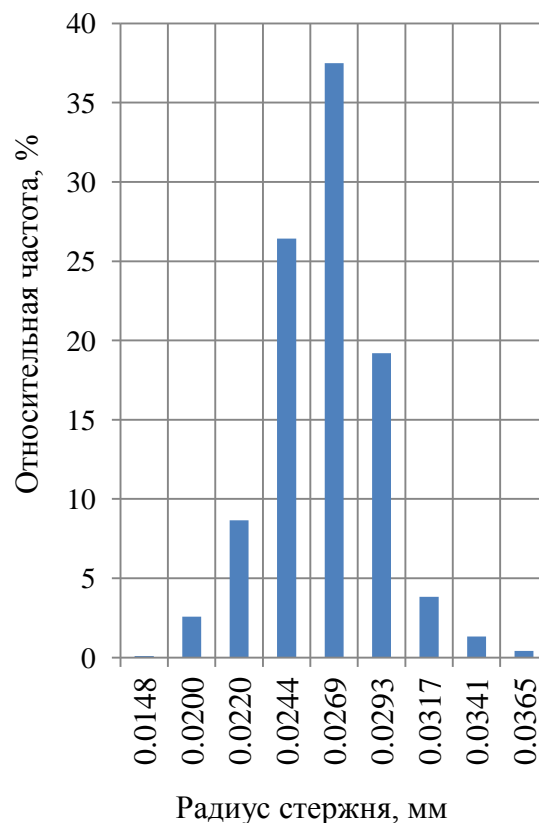


Рис. 4.32 – Распределение измеренных значений радиуса стержней

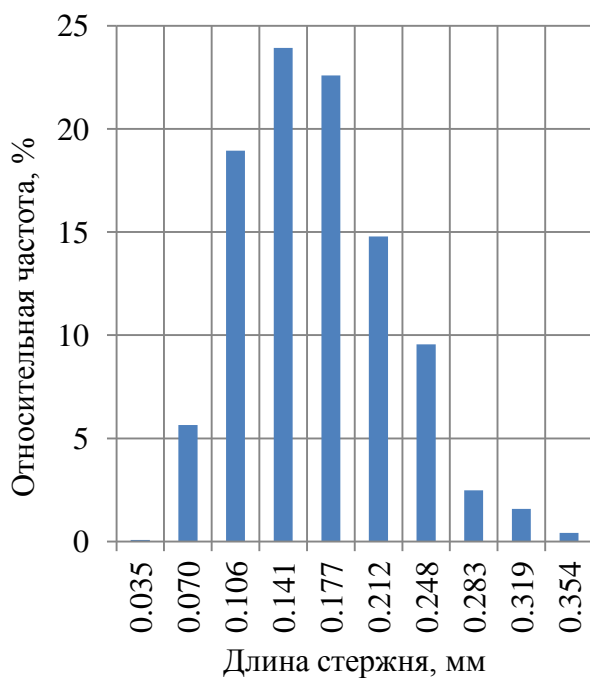


Рис. 4.33 – Распределение измеренных значений длины стержня

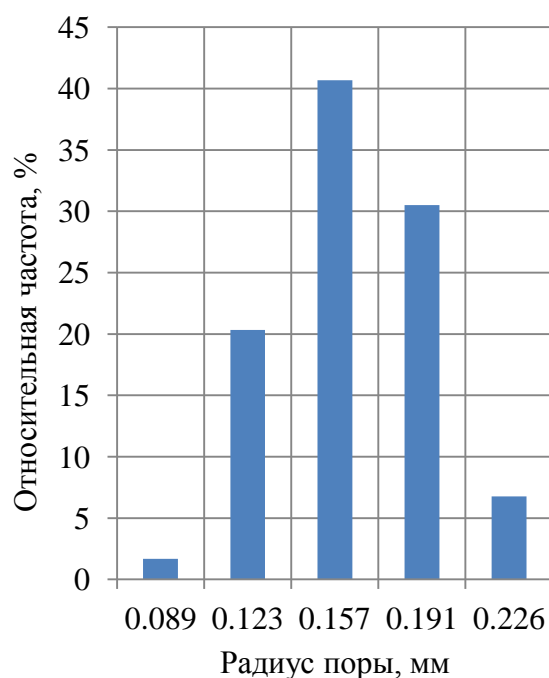


Рис. 4.34 – Распределение измеренных значений радиуса пор

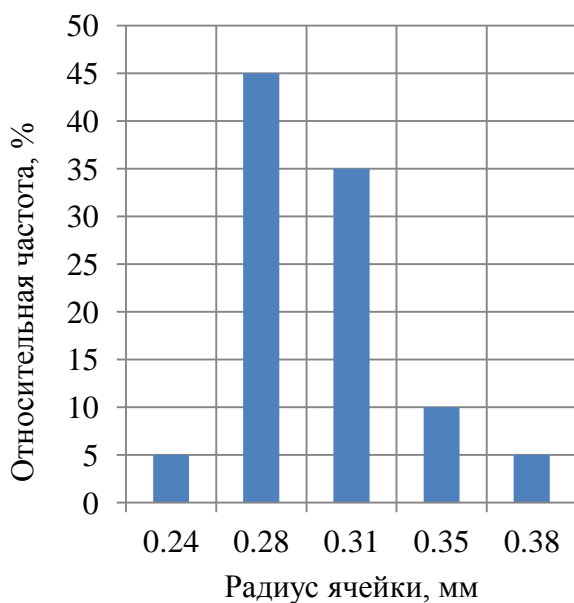


Рис. 4.35 – Распределение измеренных значений радиуса ячеек

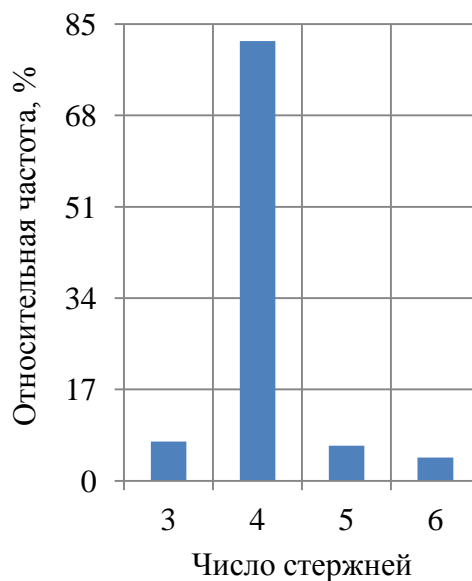
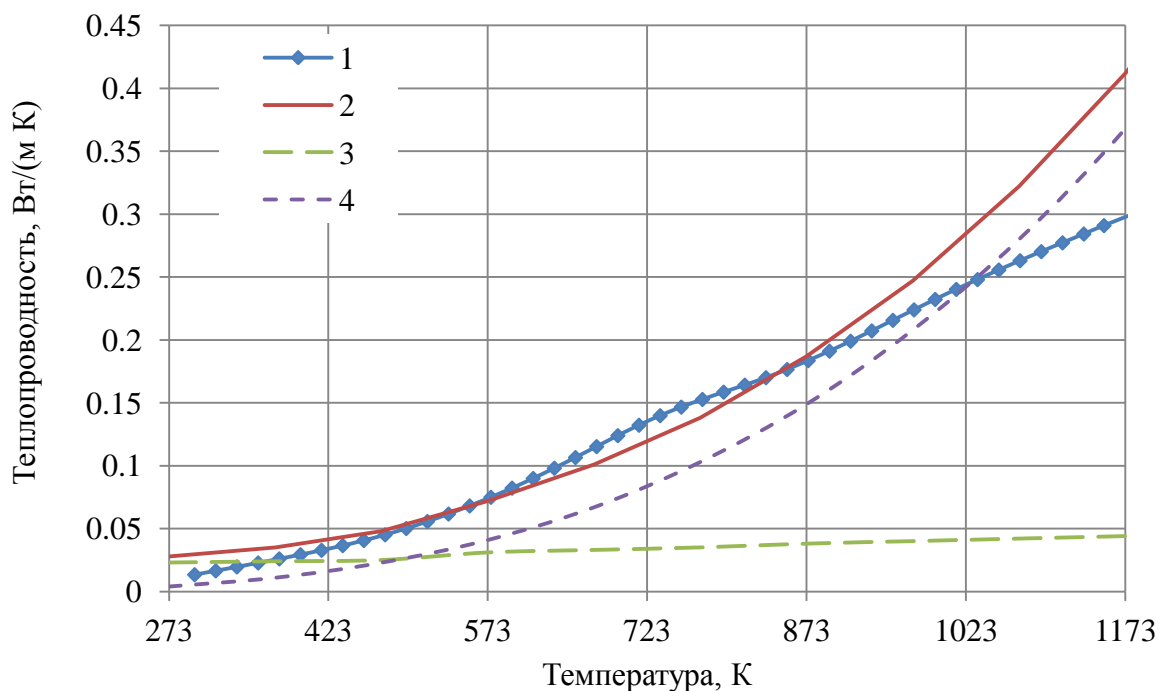


Рис. 4.36 – Распределение узлов по числу стержней, соединяющихся в одном узле

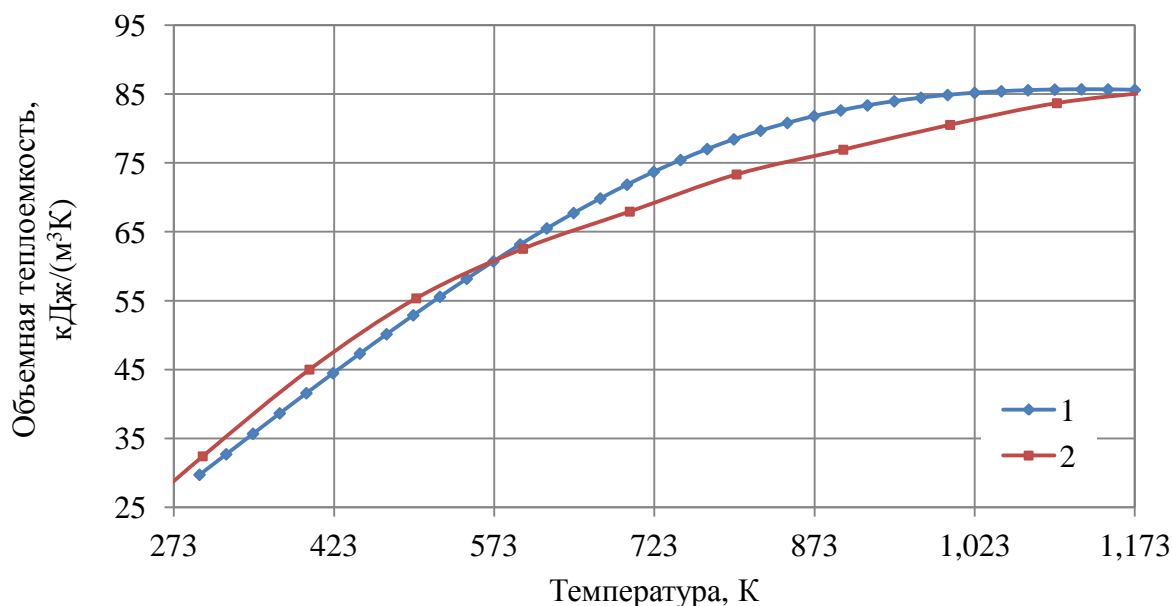
Таким образом, средний диаметр ячейки исследуемого материала составляет 0,56 мм, пористость 0,975, отношение минимального и максимального диаметров стержня 0,53, параметр, учитывающий форму поперечного сечения стержня, принят равным минус 0,55.

На рисунках 4.37 – 4.38 показаны результаты численного моделирования теплопроводности и объемной теплоемкости ВПЯМ в сравнении с характеристиками, полученными путем решения коэффициентной ОЗТ.



1 – результат решения коэффициентной ОЗТ; 2 – теоретическое значение теплопроводности; 3 – кондуктивная составляющая теплопроводности; 4 – радиационная составляющая теплопроводности

Рис. 4.37 – Теплопроводность материала RVC foam, ERG Aerospace Corp.



1 – результат решения коэффициентной ОЗТ; 2 – теоретическое значение теплоемкости

Рис. 4.38 – Объемная теплоемкость материала RVC foam, ERG Aerospace Corp.

Из приведенных на рисунке 4.37 зависимостей можно сделать вывод о том, что рассмотренный метод оценки теплопроводности ВПЯМ, в основе которого лежит диффузионное приближение для расчета радиационной составляющей, позволяет получить результаты, хорошо согласующиеся с экспериментальными данными в диапазоне температур от 273 до 1073 К.

На рисунках 4.39 – 4.40 представлены рассчитанные и полученные в результате проведения тепловых испытаний зависимости температуры от времени, соответствующие режимам нагрева №1 и №2.

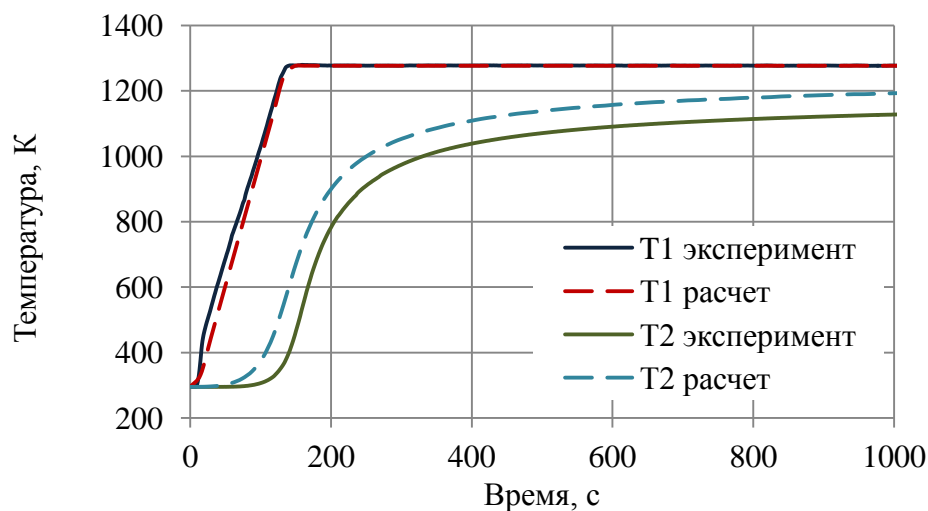


Рис. 4.39 – Зависимости температуры от времени на нагреваемой (T1) и обратной (T2) поверхностях экспериментального образца, соответствующие режиму нагрева № 1

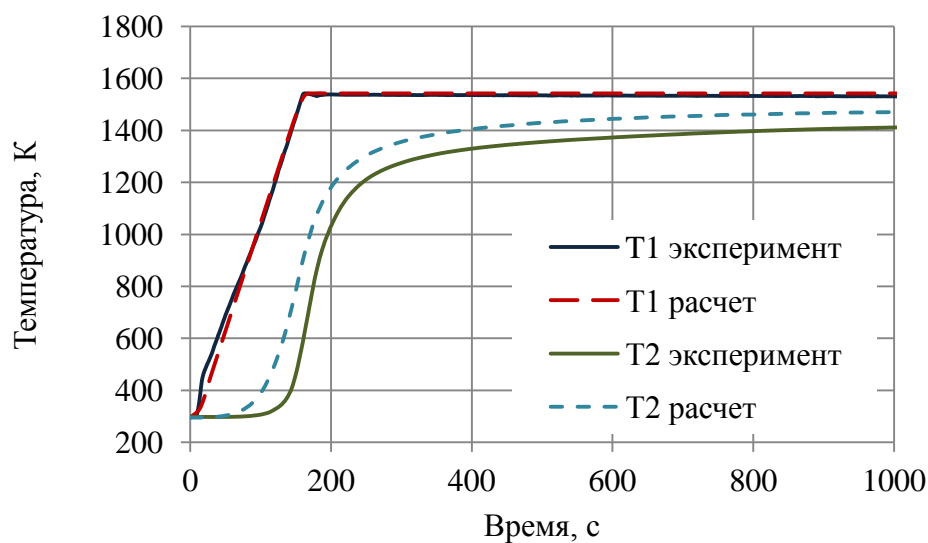


Рис. 4.40 – Зависимости температуры от времени на нагреваемой (T1) и обратной (T2) поверхностях экспериментального образца, соответствующие режиму нагрева № 2

Близость полученных результатов подтверждает корректность используемого метода математического моделирования радиационно-кондуктивного теплообмена в плоском слое высокопористого ячеистого материала.

Выводы по главе 4

Результаты экспериментальных исследований образцов высокопористого ячеистого углеродного материала показали, что представленный в главе 2 метод математического моделирования радиационно-кондуктивного теплообмена адекватно отражает процессы кондуктивной теплопроводности через твердый каркас и излучения в пористой структуре рассматриваемых материалов.

Рассчитанные теплопроводность и объемная теплоемкость исследуемого высокопористого материала согласуются с теплофизическими характеристиками, определенными путем решения обратной задачи теплообмена, исходные данные для которой получены в процессе тепловых испытаний экспериментальных образцов.

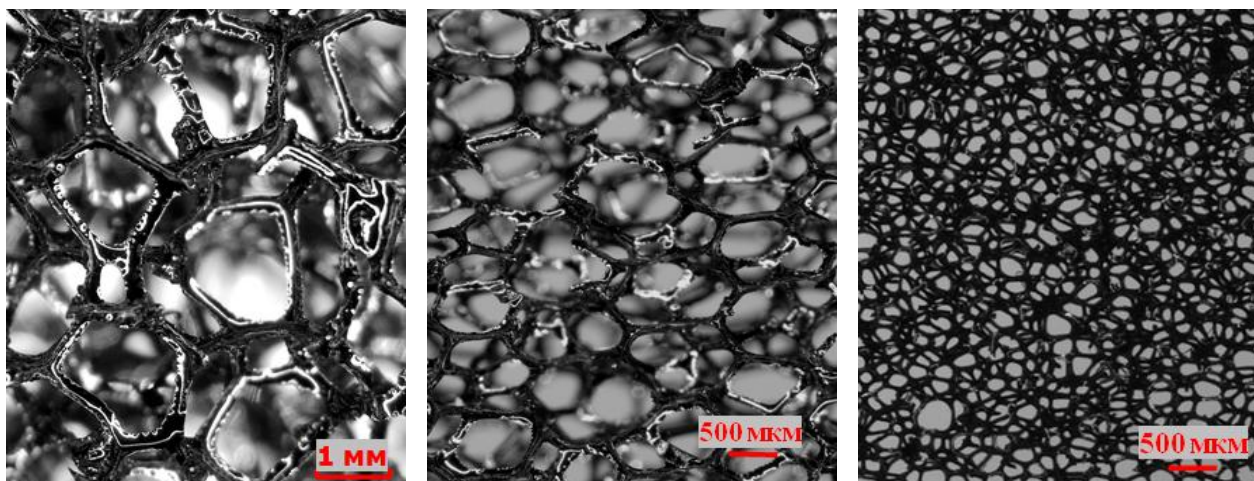
Соответствие результатов математического моделирования с полученными экспериментальными данными позволяет сделать заключение о том, что рассмотренный метод математического моделирования радиационно-кондуктивного теплообмена может использоваться в методике оптимального проектирования многослойного теплозащитного покрытия с учетом возможности выбора параметров структуры высокопористых ячеистых материалов.

5. Тепловые испытания образцов высокопористых ячеистых материалов с разной структурой

5.1 Цели и задачи тепловых испытаний

Корректность разработанного метода оптимального проектирования тепловой защиты с учетом параметров структуры высокопористого ячеистого материала была проверена путем сравнения результатов математического моделирования с экспериментальными данными, полученными для образцов высокопористых ячеистых материалов с разной структурой.

Тепловые испытания проводились с целью определения характеристик теплового состояния (нестационарного одномерного поля температур) трехслойного пакета, имитирующего работу теплозащитного покрытия, в условиях нестационарного радиационно-кондуктивного нагрева при давлении $\sim 0,01$ Па, в диапазоне температур от комнатной до 1273 К, а также оценки влияния геометрических параметров структуры ВПЯМ на теплоизоляционные свойства данных материалов. В испытаниях использовалась модельная сэндвич-панель, образованная двумя пластинами из высокотемпературной керамики, между которыми располагалось ядро из высокопористого материала. В качестве теплоизоляционного материала в сэндвич-панели использовались образцы углеродных ВПЯМ производства компании ERG Aerospace Corporation (США) RVC-20, RVC-60 и RVC-80 с разной структурой (рисунок 5.1), определяемой числом пор на линейный размер – 8, 24 и 32 поры на 1 см.



ВПЯМ RVC-20

ВПЯМ RVC-60

ВПЯМ RVC-80

Рис. 5.1 – Микрофотографии структуры образцов ВПЯМ

Тепловые испытания проводились в три этапа:

Этап 1 - Подготовка и проведение тепловых испытаний модельной сэндвич-панели с ядром из ВПЯМ RVC-20;

Этап 2 - Подготовка и проведение тепловых испытаний модельной сэндвич-панели с ядром из ВПЯМ RVC-60;

Этап 3 - Подготовка и проведение тепловых испытаний модельной сэндвич-панели с ядром из ВПЯМ RVC-80.

Все испытания проводились при одинаковых условиях (режимах нагрева и давлении в вакуумной камере стенда). Кроме того, в испытаниях использовались образцы ВПЯМ с близкими значениями толщины, одинаковые образцы керамического материала ОТМ-931 и элементы теплоизолирующих оправок. Таким образом, результаты проведенных тепловых испытаний позволяют сравнить теплоизоляционные свойства образцов ВПЯМ с разной структурой и оценить влияние параметров структуры данных материалов на их свойства.

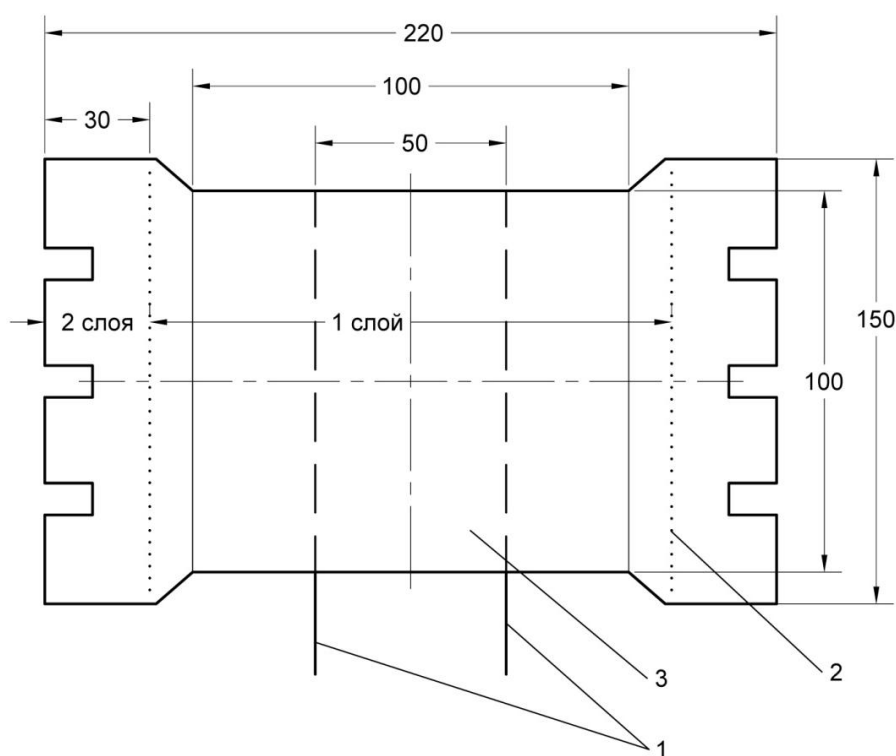
В процессе подготовки и проведения тепловых испытаний на каждом этапе были решены следующие задачи:

- 1) Разработана методика подготовки и проведения тепловых испытаний;
- 2) Изготовлены экспериментальные образцы, термодатчики и элементы экспериментального модуля (ЭМ) в соответствии с предъявляемыми к ним требованиями;
- 3) Определены геометрические параметры и кажущаяся плотность исследуемого материала;
- 4) Исследованы параметры структуры образцов ВПЯМ;
- 4) Проверены и подготовлены к проведению тепловых испытаний управляющие и измерительные линии автоматизированной системы научных исследований (АСНИ) теплофизических процессов (ТФП) и системы тепловакуумного стенда ТВС-1М;
- 5) Собран и установлен в вакуумную камеру стенда экспериментальный модуль ЭМ-2В;
- 6) Проведены пробные тепловые испытания с целью комплексной проверки работоспособности систем стенда, подбора режима и отладки программы нагрева трехслойной панели;
- 7) Проведены штатные испытания, в процессе которых определены температуры на поверхности нагревательного элемента и в заданных точках исследуемой трехслойной панели в условиях нестационарного радиационно-кондуктивного нагрева при давлении ~0,01 Па, в диапазоне температур от комнатной до 1273 К;
- 8) Результаты тепловых испытаний обработаны и проанализированы.

Работы по проведению тепловых испытаний и исследованию параметров структуры образцов ВПЯМ с использованием измерительных возможностей микроскопа OLIMPUS SZX2-ZB16 выполнялись сотрудниками НИО-601 МАИ Н.А. Ивановым, Б.М. Клименко, А.Г. Медновым, А.С. Охупкиным, В.В. Самариным, В.Н. Яроцким под руководством С.А. Будника.

5.2 Экспериментальное оборудование

Тепловые испытания проводились на тепловакуумном стенде ТВС-1М (рисунок 4.1) с экспериментальным модулем ЭМ-2В (рисунок 4.2). В экспериментальном модуле был использован малоинерционный плоский нагревательный элемент (рисунок 5.2) из ленты термостойкой нержавеющей стали X18H9T толщиной 0,1 мм.



1 – Съемники напряжения, 2 – Сварка, 3 – Рабочая зона

Рис. 5.2 – Нагревательный элемент

Теплоизолирующие оправки образцов и прижимные пластины изготавливались из высокотемпературного керамического теплоизоляционного материала на основе волокон SiO_2 ТЗМК-10 с рабочей температурой до 1523 К.

Для измерения температуры использовались микротермопары типа Хромель-Алюмель с диаметром проволоки 0,1 мм сваренные способом «встык».

Управление нагревом, регистрация, сбор, хранение и первичная обработка экспериментальных данных осуществлялась при помощи автоматизированной системы научных исследований теплофизических процессов комплекса ВТС-ОЗТ.

Геометрические размеры образцов определялись с помощью цифрового штангенциркуля с точностью измерения 0,01 мм. Толщина образцов измерялась с помощью цифрового микрометра для мягких материалов MICROMASTER 60.30085 (Швейцария) с точностью измерения 0,001 мм. Для определения массы образцов использовались лабораторные весы с точностью измерения 0,001 мг.

Исследования структуры образцов ВПЯМ проводились с использованием высокоточного универсального стереоскопического микроскопа Olympus SZX2-ZB16 (Япония) с цифровой камерой и специальным программным обеспечением для измерения параметров структуры исследуемых объектов.

5.3 Экспериментальные образцы

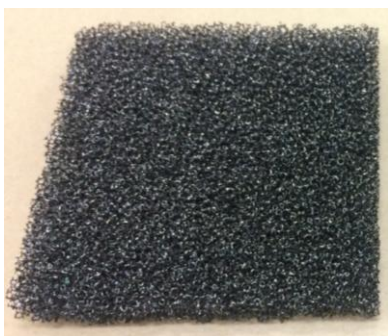
Используемая в эксперименте трехслойная панель состоит из слоя ВПЯМ, расположенного между слоями высокотемпературного керамического материала ОТМ-931 на основе реакционно-связанного нитрида кремния (плотность кажущаяся 2600 – 2750 кг/м³, открытая пористость ≤14%), производства АО «ОНПО «Технология» им. А.Г. Ромашина». Теплофизические свойства материала ОТМ-931 представлены в таблице 5.1.

Таблица 5.1 – Теплофизические свойства материала ОТМ-931 (по данным производителя «ОНПО «Технология» им. А.Г. Ромашина»)

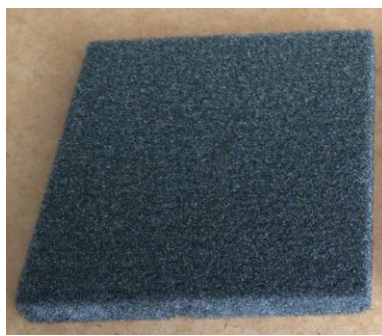
| Температура, К | 293 | 373 | 773 | 1073 | 1373 |
|--|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| Коэффициент теплопроводности, Вт/(м К) | 20,9±2,1 | 18,9±1,9 | 13,6±1,4 | 11,0±1,1 | 9,0±0,9 |
| Удельная теплоемкость, Дж/(г К) | 0,69±0,07 | 0,81±0,08 | 1,16±0,12 | 1,24±0,12 | 1,25±0,12 |

Теплоизоляционный слой панели изготовлен из высокопористого ячеистого материала (рисунок 5.3) с числом пор на линейный сантиметр 8 на первом этапе испытаний, 24 и 32 на втором и третьем этапах испытаний. Все экспериментальные образцы, образующие модельную трехслойную панель, имеют форму прямоугольных пластин с геометрическими и массовыми характеристиками, представленными в таблице 5.2.

Учитывая механические и электрические свойства ВПЯМ, а также значительную твердость материала ОТМ-931, поддающегося обработке только алмазным инструментом, термодары устанавливаются на нагреваемых и обратных поверхностях пластин из керамики ОТМ-931 в специально прорезанные канавки глубиной 170 мкм (рисунок 5.4).



Образец А ВПЯМ RVC-20



Образец А ВПЯМ RVC-60

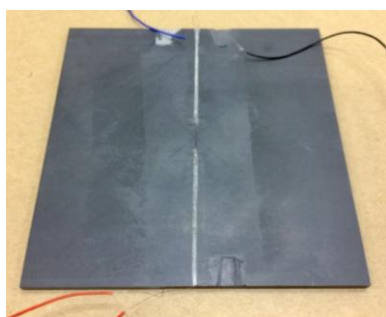


Образец А ВПЯМ RVC-80

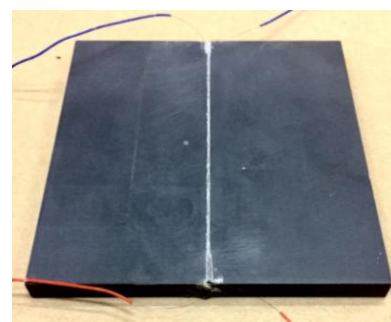
Рис. 5.3 – Образцы ВПЯМ RVC-20, RVC-60 и RVC-80

Таблица 5.2 – Геометрические и массовые характеристики экспериментальных образцов (до испытаний)

| Образец | Длина, мм | Ширина, мм | Толщина, мм | Плотность, кг/м ³ |
|-------------|------------------------|------------------------|-----------------------|------------------------------|
| RVC-20 А | 101,6 | 101,6 | 12,83 | 48,3006 |
| RVC-20 В | 100,3 | 100,3 | 12,47 | 43,4609 |
| RVC-60 А | 101,6 | 101,6 | 12,75 | 50,2280 |
| RVC-60 В | 101,2 | 101,2 | 12,90 | 50,1136 |
| RVC-80 А | 102,2 | 102,2 | 13,00 | 49,3736 |
| RVC-80 В | 101,9 | 101,9 | 12,70 | 52,3520 |
| ОТМ-931- А1 | 100,1 ^{±0,01} | 100,1 ^{±0,01} | 2,95 ^{±0,01} | 2716,9 |
| ОТМ-931- А2 | | | 7,15 ^{±0,01} | |
| ОТМ-931- В1 | | | 2,95 ^{±0,01} | |
| ОТМ-931- В2 | | | 7,15 ^{±0,01} | |



Пластина ОТМ-931- А1



Пластина ОТМ-931- А2

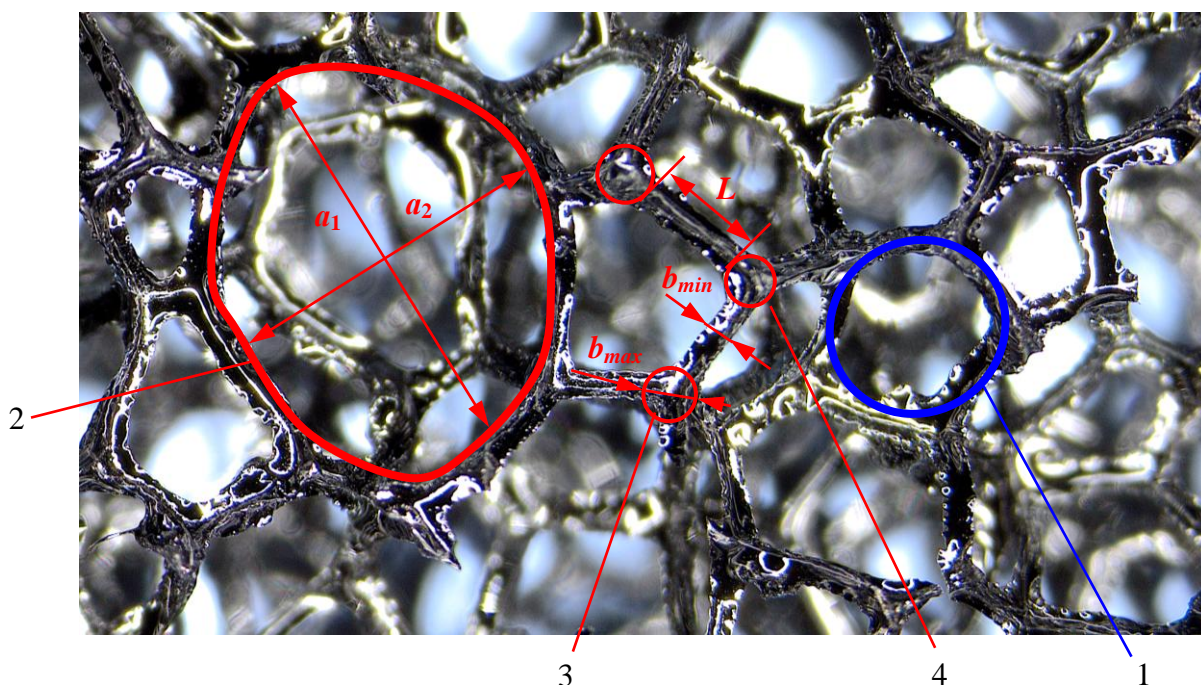
Рис. 5.4 – Керамические пластины с установленными термопарами

Канавки с термопарами заделываются (шпаклюются) заподлицо с поверхностью специально приготовленным составом на основе порошка материала ОТМ-931 (90%) и огнеупорного клея (10%) с рабочей температурой 1573 К. Таким же образом

устанавливаются провода управляющей термопары $T_{нэ}$ измеряющей температуру в центре нагревательного элемента. Вне пластин термопарные проволоки электроизолируются с помощью фторопластовых кембриков.

5.4 Параметры структуры высокопористых ячеистых материалов

Исследуемые материалы имеют трехмерную пространственную структуру с открытыми порами, основные параметры которой представлены на рисунке 5.5. Форма сечения элементарной ячейки близка к овальной. Линейные элементы (стержни) имеют различную длину и толщину. Толщина стержня переменна по длине и увеличивается в окрестности узла. Форма сечения стержней близка к равностороннему треугольнику с вогнутыми сторонами. В одном узле, как правило, соединяются четыре стержня, но встречаются узлы, объединяющие и большее количество стержней (до шести). Поверхность стержней и узлов до испытаний выглядит гладкой, однородной, глянцевой. Элементы ячеистой структуры (ячейки, поры, стержни и узлы) имеют различные размеры и ориентированы в пространстве произвольным образом. В структуре материала присутствуют различные дефекты.

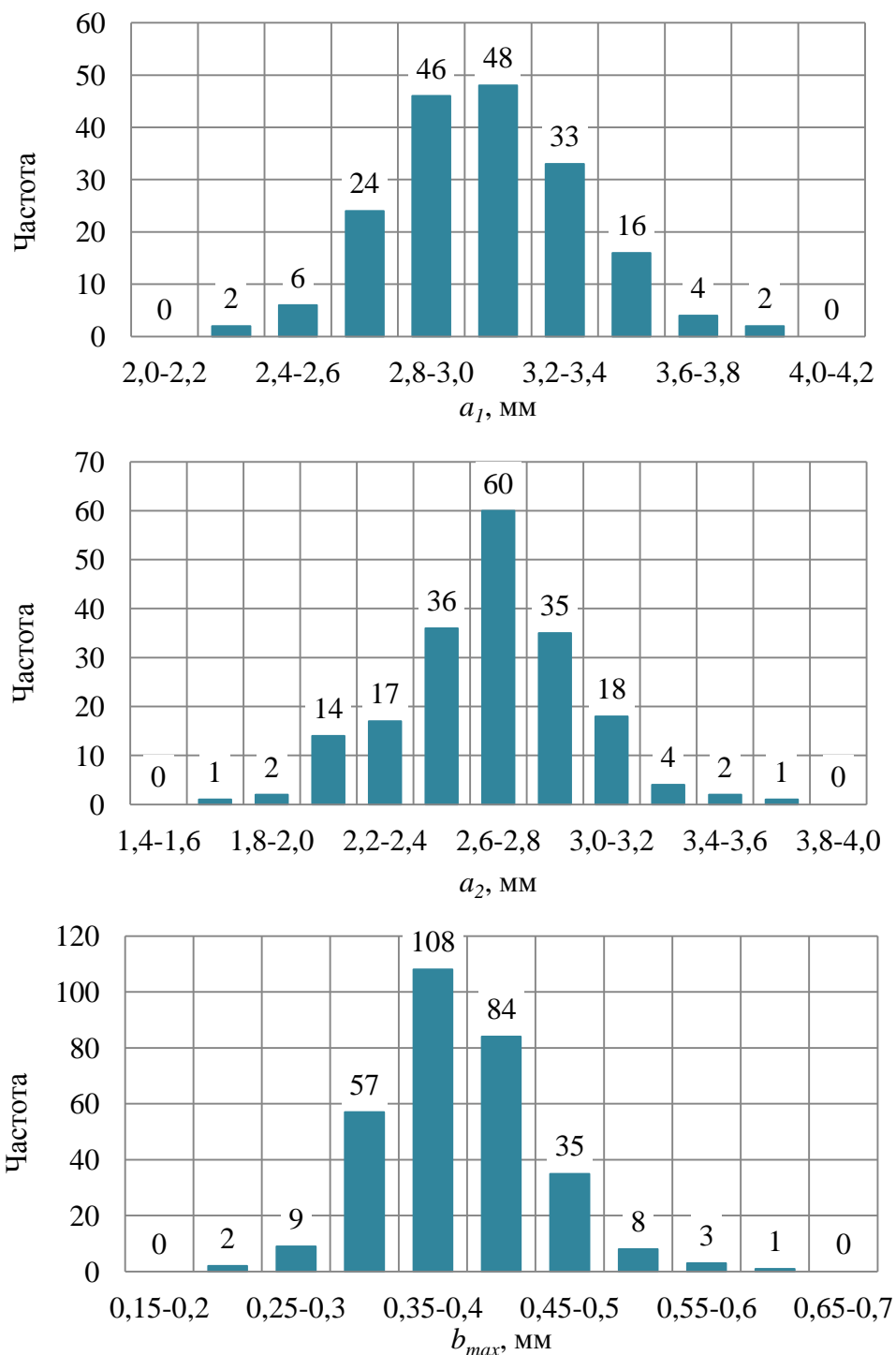


1 – пора, 2 – ячейка, 3 – узел, 4 – стержень (тяж), a_1 – больший диаметр ячейки, a_2 – меньший диаметр ячейки, b_{max} – диаметр узла, L – длина стержня, b_{min} – условный диаметр стержня

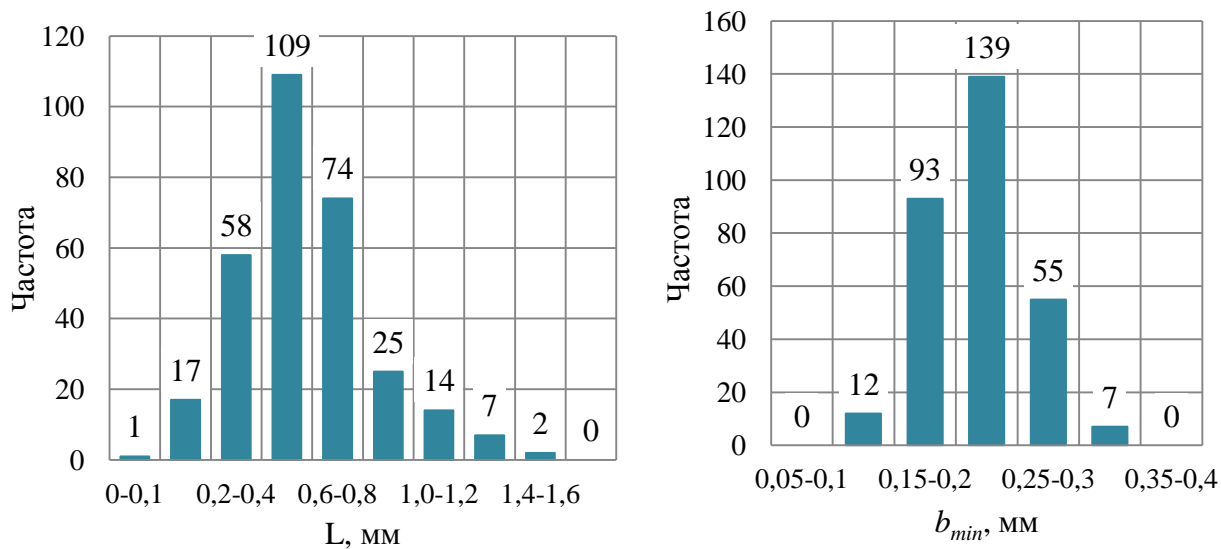
Рис. 5.5 – Параметры структуры ВПЯМ

На рисунках 5.6 – 5.12 и таблице 5.2 представлены результаты статистической обработки измерений параметров, характеризующих структуру исследуемых материалов. Закон распределения параметров структуры образцов ВПЯМ RVC-20, ВПЯМ RVC-60 и ВПЯМ RVC-80 близок к нормальному.

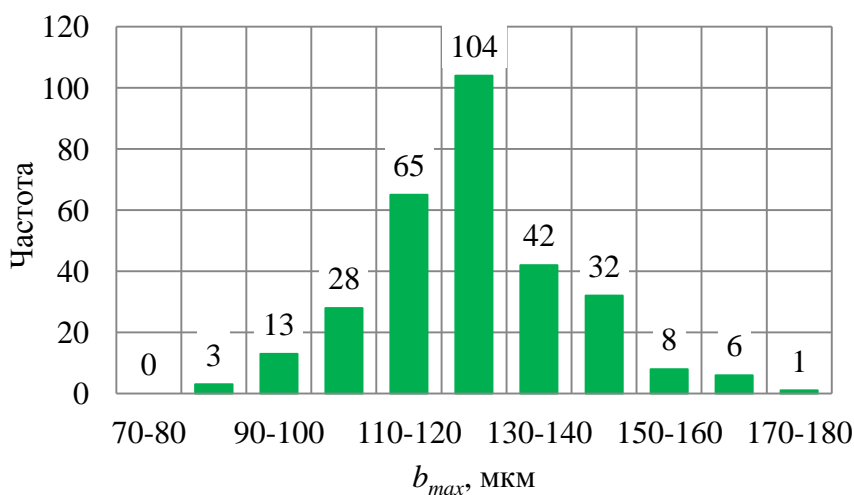
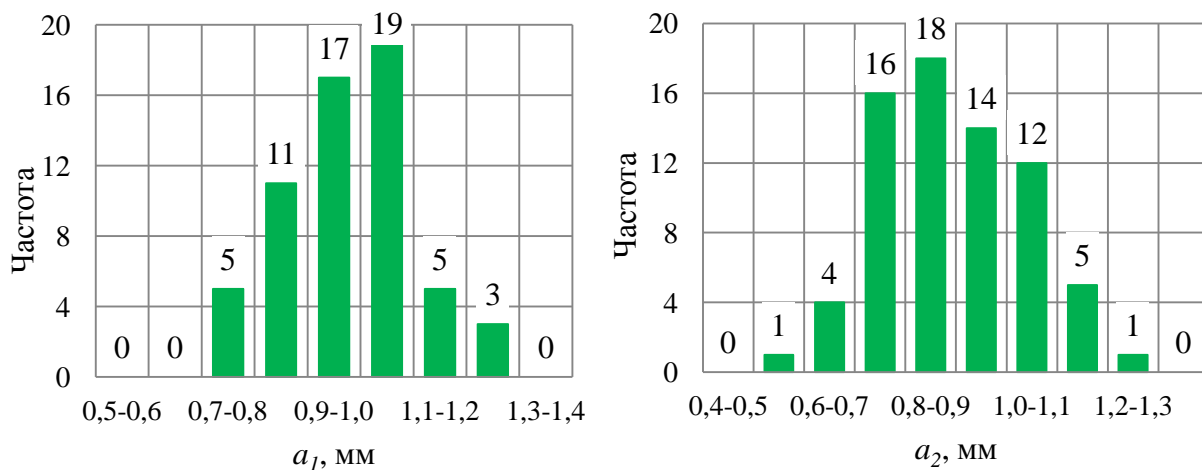
Размеры элементов структуры исследуемых образцов ВПЯМ уменьшаются с увеличением числа пор на 1 см (таблица 5.2 и рисунок 5.13).



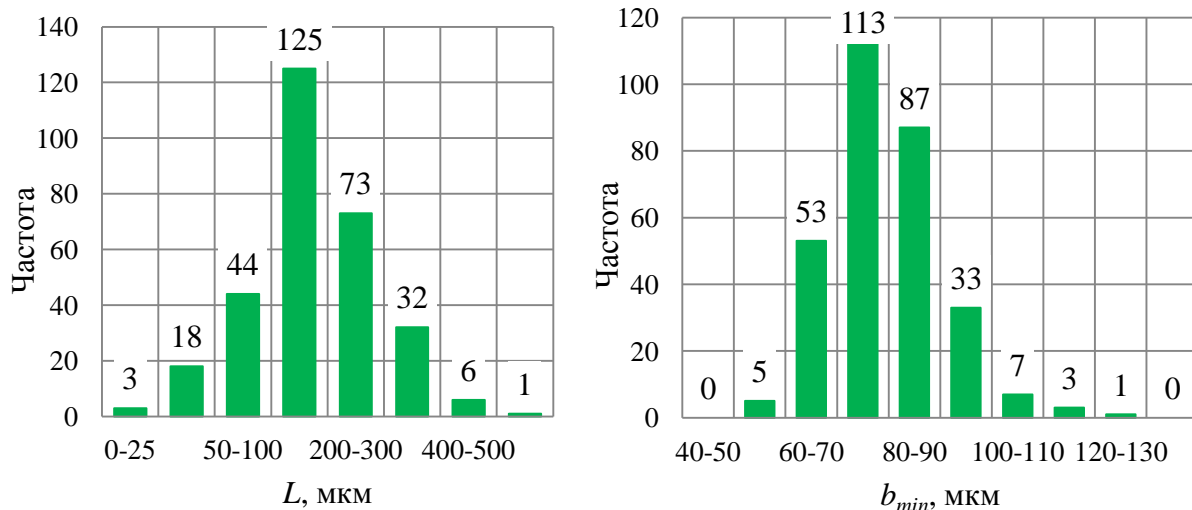
a_1 – больший диаметр ячейки, a_2 – меньший диаметр ячейки, b_{max} – диаметр узла
Рис. 5.6 – Распределение измеренных значений параметров структуры в образцах ВПЯМ RVC-20



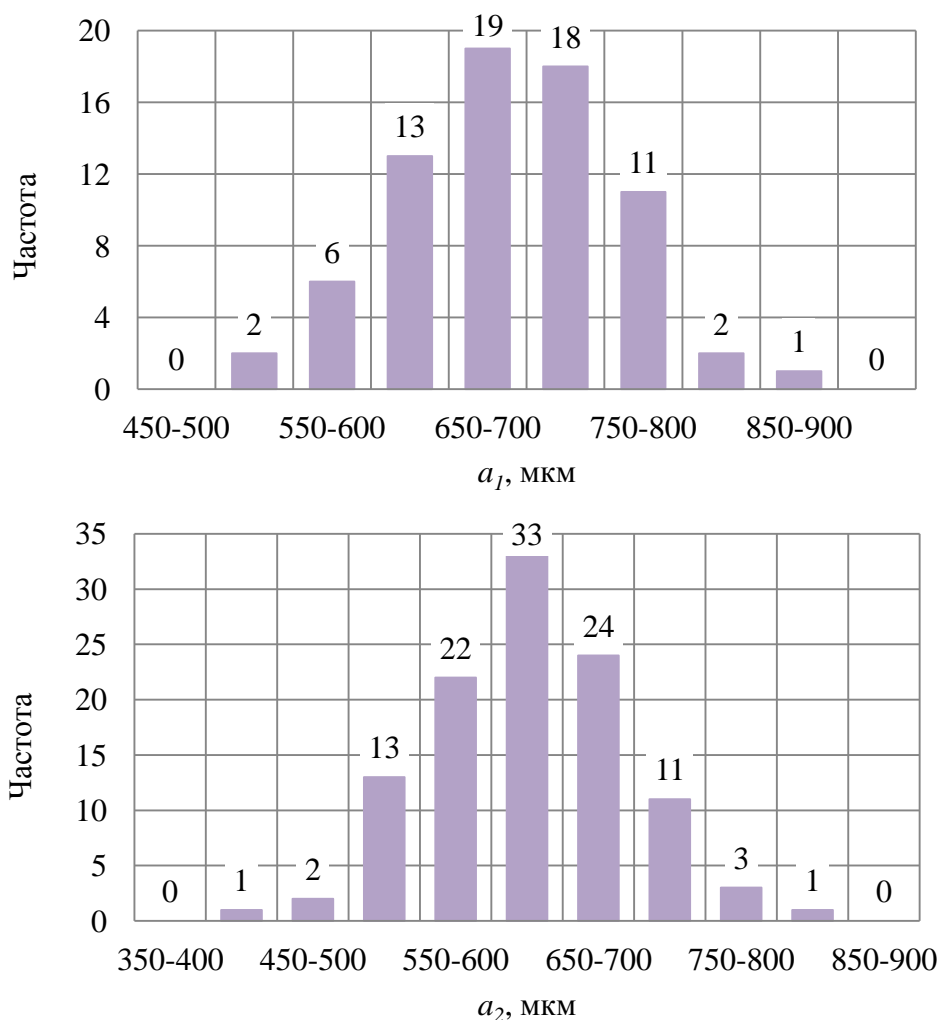
L – длина стержня, b_{min} – условный диаметр стержня
 Рис. 5.7 – Распределение измеренных значений параметров структуры в образцах ВПЯМ RVC-20



a_1 – больший диаметр ячейки, a_2 – меньший диаметр ячейки, b_{max} – диаметр узла
 Рис. 5.8 – Распределение измеренных значений параметров структуры в образцах ВПЯМ RVC-60



L – длина стержня, b_{min} – условный диаметр стержня
 Рис. 5.9 – Распределение измеренных значений параметров структуры в образцах ВПЯМ RVC-60



a_1 – больший диаметр ячейки, a_2 – меньший диаметр ячейки
 Рис. 5.10 – Распределение измеренных значений параметров структуры в образцах ВПЯМ RVC-80

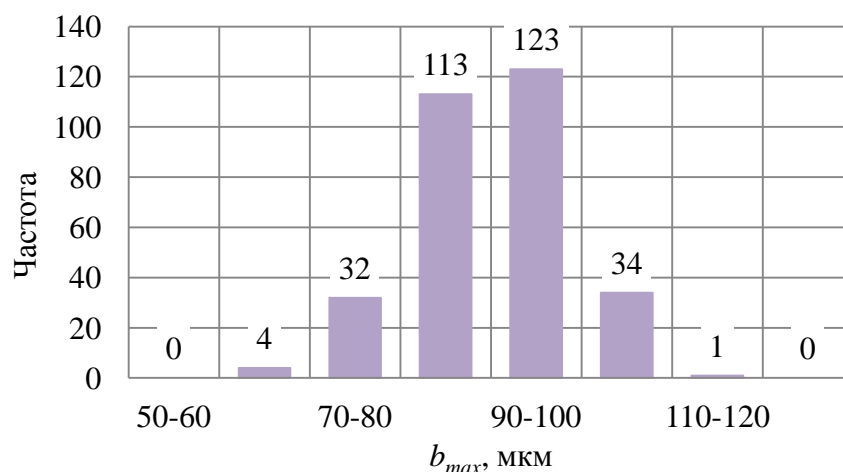
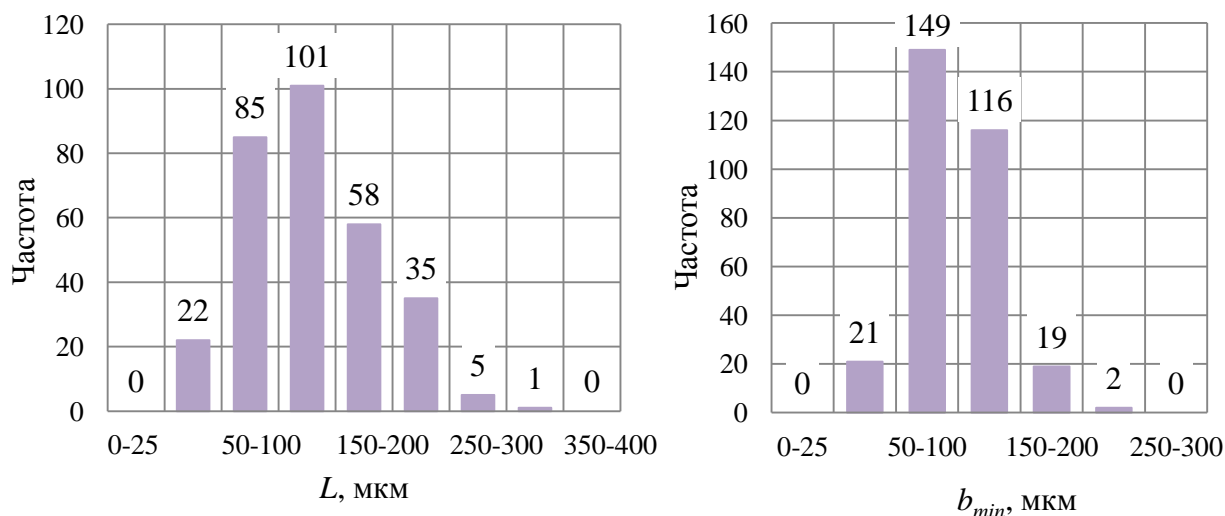


Рис. 5.11 – Распределение измеренных значений диаметра узла в образцах ВПЯМ RVC-80



L – длина стержня, b_{min} – условный диаметр стержня

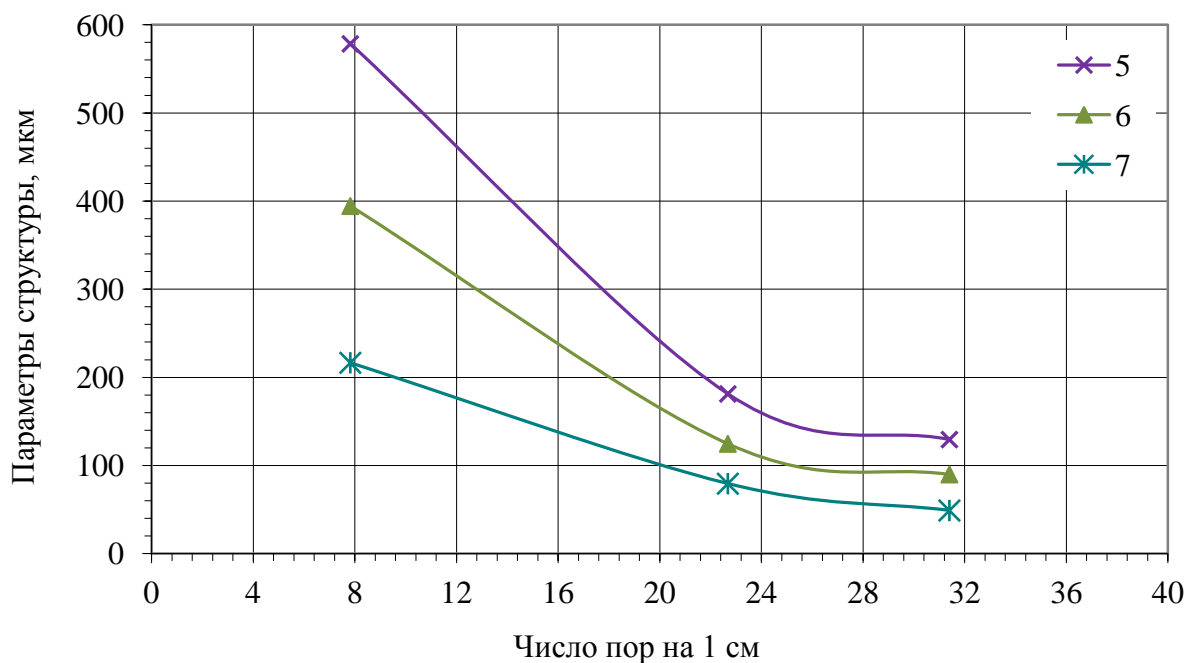
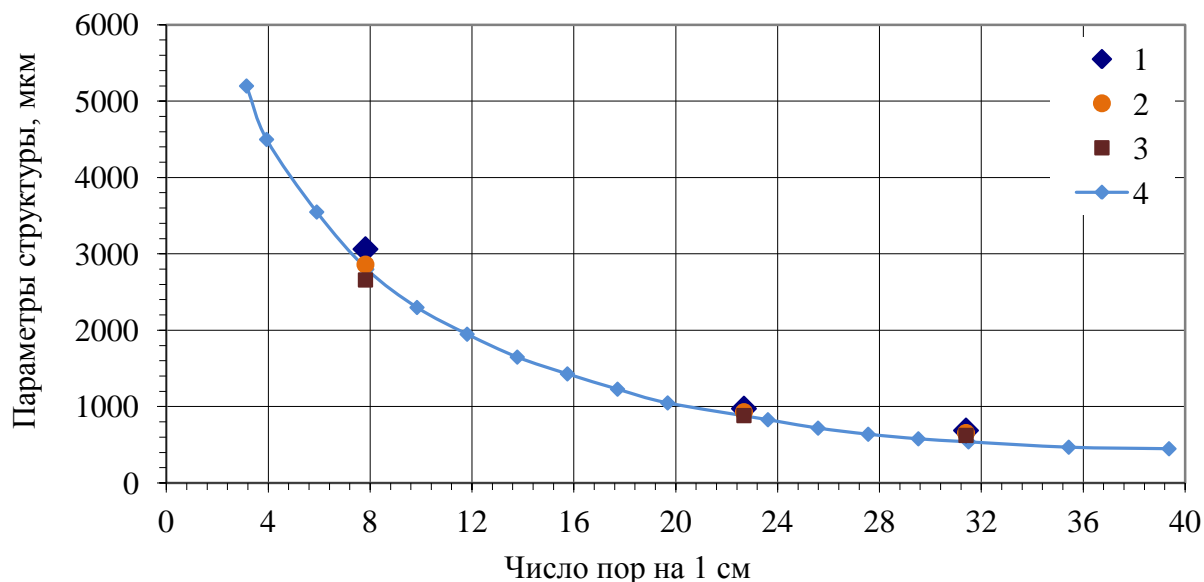
Рис. 5.12 – Распределение измеренных значений параметров структуры в образцах ВПЯМ RVC-80

Таблица 5.2 – Средние значения параметров структуры образцов ВПЯМ с разными значениями числа пор на 1 см

| Параметр структуры | RVC-20 | RVC-60 | RVC-80 |
|--------------------|---------|--------|--------|
| Число пор на 1 см | 7,82 | 22,68 | 31,40 |
| a_1 , мкм | 3063,59 | 975,42 | 689,32 |
| a_2 , мкм | 2660,38 | 884,00 | 624,53 |
| b_{max} , мкм | 394,52 | 124,76 | 90,02 |
| L, мкм | 578,51 | 181,37 | 129,55 |
| b_{min} , мкм | 216,69 | 79,53 | 49,12 |
| a^* , мкм | 2861,99 | 929,71 | 656,93 |
| t^{**} | 0,549 | 0,638 | 0,546 |
| Выборка | 307,00 | 302,00 | 307,00 |

* Средний диаметр ячейки $a = (a_1 + a_2)/2$;

** Отношение минимального и максимального диаметров стержня $t = b_{min}/b_{max}$.



1 – больший диаметр ячейки, 2 – средний диаметр ячейки, 3 – меньший диаметр ячейки, 4 – диаметр ячейки ППУ (по данным производителя ППУ [111]), 5 – длина стержня, 6 – диаметр узла, 7 – диаметр стержня

Рис. 5.13 – Средние значения размеров параметров структуры ВПЯМ в зависимости от числа пор на 1 см

В большей степени от числа пор на линейный размер зависят размеры ячеек ВПЯМ и в меньшей степени размеры стержней и узлов. Влияние числа пор на 1 см на размеры элементов структуры материала уменьшается с ростом числа пор на линейный размер (таблица 5.2).

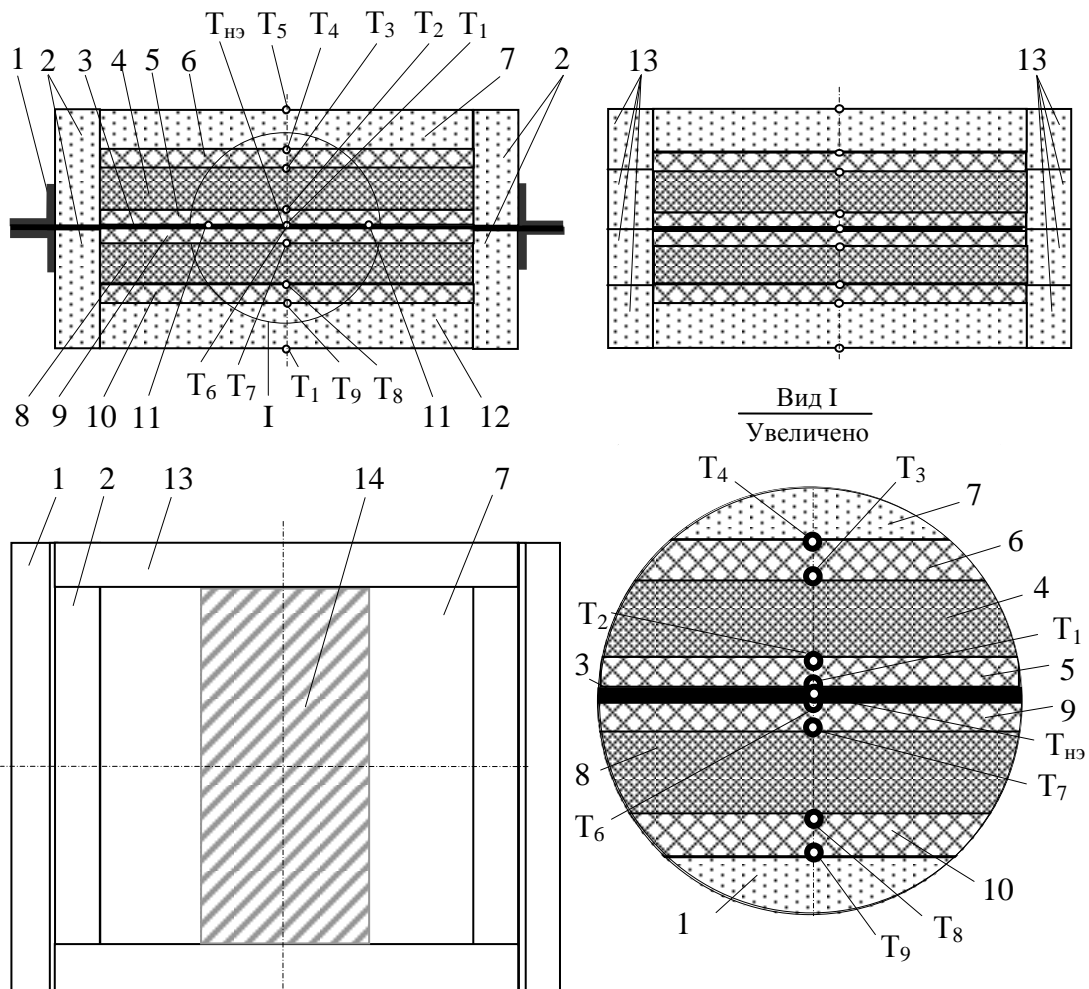
Измеренные средние значения диаметра ячеек исследуемых ВПЯМ RVC-20, RVC-60 и RVC-80 хорошо согласуются с зависимостью среднего диаметра ячеек ППУ, являющегося структурообразующей матрицей для данных материалов, от числа пор на 1 см [111] (рисунок 5.13).

5.5 Схема температурных измерений

В процессе проведения тепловых испытаний реализуется симметричная схема (рисунок 5.14) с кондуктивно-радиационным нагревом двух одинаковых экспериментальныхборок А и В, включающих слой ВПЯМ, расположенный между слоями высокотемпературного керамического материала ОТМ-931. Данная схема испытаний позволяет оценить плотность теплового потока на нагревательном элементе (НЭ) по электрической мощности, подводимой к рабочей зоне НЭ по формуле (4.1). Экспериментальные сборки А (верхняя) и В (нижняя) с установленными термопарами T_1 , T_2 , T_3 , T_4 и T_6 , T_7 , T_8 , T_9 расположены на нагревательном элементе 3 экспериментального модуля ЭМ-2В (рисунок 5.15). Координаты установки термопар представлены в таблице 5.3.

Таблица 5.3 – Схема температурных измерений (координаты отсчитываются от нагреваемой поверхности соответствующих пластин)

| Образец | Координата, мм | |
|---|--|---|
| | Термопара | |
| | $\frac{X_1}{T_i}$ (нагреваемая поверхность) | $\frac{X_2}{T_i}$ (обратная поверхность) |
| RVC-20 A | $\frac{0,0}{T_2}$ | $\frac{12,83}{T_3}$ |
| RVC-20 A | $\frac{0,0}{T_7}$ | $\frac{12,47}{T_8}$ |
| RVC-60A | $\frac{0,0}{T_2}$ | $\frac{12,75}{T_3}$ |
| RVC-60B | $\frac{0,0}{T_7}$ | $\frac{12,90}{T_8}$ |
| RVC-80A | $\frac{0,0}{T_2}$ | $\frac{13,00}{T_3}$ |
| RVC-80B | $\frac{0,0}{T_7}$ | $\frac{12,70}{T_8}$ |
| ОТМ-931-A1 | $\frac{0,0^{+0,085}}{T_1}$ | $\frac{2,95^{-0,085}}{T_2}$ |
| ОТМ-931-A2 | $\frac{0,0^{+0,085}}{T_3}$ | $\frac{7,15^{-0,085}}{T_4}$ |
| ОТМ-931-B1 | $\frac{0,0^{+0,085}}{T_6}$ | $\frac{2,95^{-0,085}}{T_7}$ |
| ОТМ-931-B2 | $\frac{0,0^{+0,085}}{T_8}$ | $\frac{7,15^{-0,085}}{T_9}$ |
| Теплоизолирующая пластина из ТЗМК-10 на образце А | $\frac{0,0}{T_4}$ | $\frac{22,0}{T_5}$ |
| Теплоизолирующая пластина из ТЗМК-10 на образце В | $\frac{0,0}{T_9}$ | $\frac{22,0}{T_{10}}$ |



1 – прижимная планка НЭ, 2 – элементы теплоизолирующей оправки,
 3 –нагревательный элемент (НЭ), 4 – образец ВПЯМ А, 5 – пластина ОТМ-931-А1, 6 –
 пластина ОТМ-931-А2, 7 - верхняя прижимная теплоизолирующая пластина из материала
 ТЗМК-10, 8 – образец ВПЯМ В, 9 - пластина ОТМ-931-В1, 10 - пластина ОТМ-931-В2, 11 -
 точки измерения напряжения на границах рабочей зоны НЭ, 12 - нижняя прижимная
 теплоизолирующая пластина из материала ТЗМК-10,
 13 - элементы теплоизолирующей оправки, 14 - рабочая зона НЭ.

Термопары:

$T_{НЭ}$ – «управляющая» термопара на НЭ,

T_1 – на нагреваемой поверхности пластины ОТМ-931-А1

T_2 - на обратной поверхности пластины ОТМ-931-А1,

T_3 - на нагреваемой поверхности пластины ОТМ-931-А2,

T_4 - на обратной поверхности пластины ОТМ-931-А2,

T_5 – на обратной поверхности верхней теплоизолирующей пластины,

T_6 – на нагреваемой поверхности пластины ОТМ-931-В1

T_7 - на обратной поверхности пластины ОТМ-931-В1,

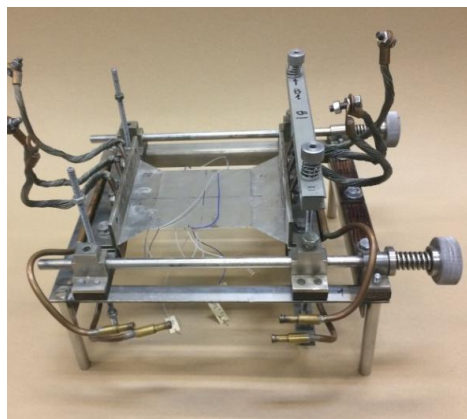
T_8 - на нагреваемой поверхности пластины ОТМ-931-В2,

T_9 – на обратной поверхности пластины ОТМ-931-В2,

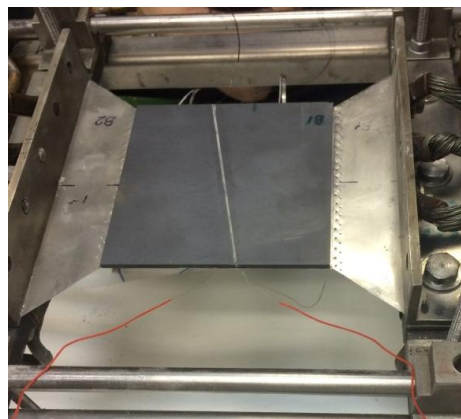
T_{10} – на обратной поверхности нижней теплоизолирующей пластины.

Рис. 5.14 – Схема тепловых испытаний

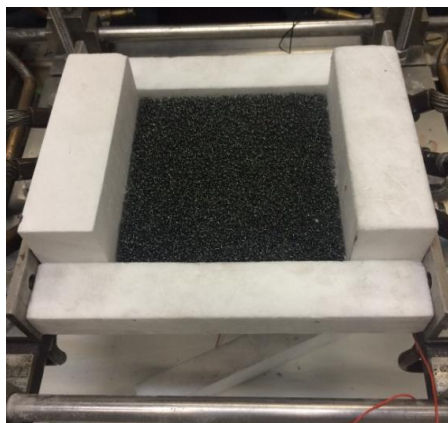
Экспериментальные сборки (пластина ОТМ-931 + образец ВПЯМ + пластина ОТМ-931) устанавливаются в теплоизолирующие оправки 2 и 13 из материала ТЗМК-10, покрывающие боковые поверхности этих сборок (рисунок 5.15).



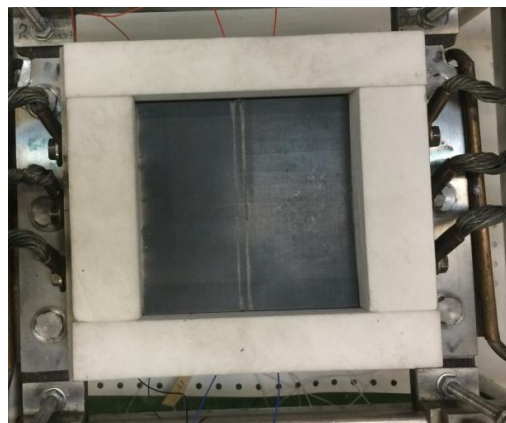
Модуль ЭМ-2В с установленным НЭ



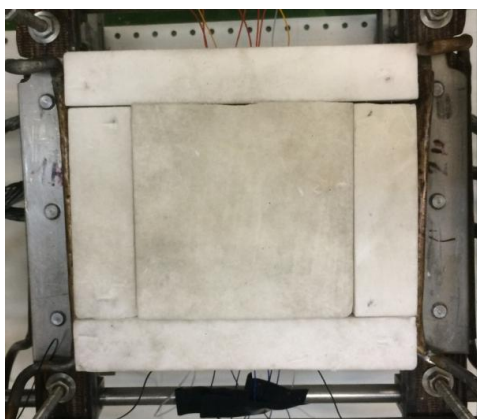
Пластина ОТМ-931-В1 установлена на НЭ



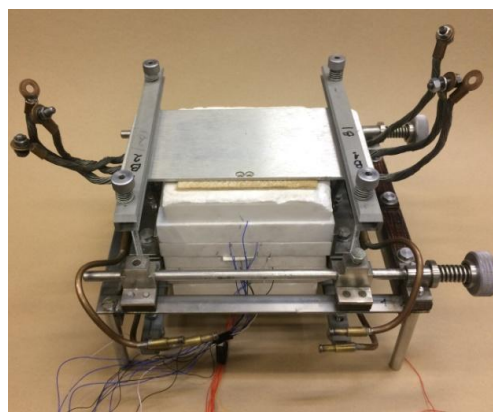
Установлены боковые элементы теплоизолирующей оправки и образец ВПЯМ



Пластина ОТМ-931-В2 установлена в теплоизолирующей оправке



Установлена теплоизолирующая пластина



Модуль ЭМ-2В с экспериментальными сборками А и В

Рис. 5.15 – Сборка модуля ЭМ-2В

Обратные поверхности экспериментальных сборок закрываются прижимными теплоизолирующими пластинами 7 и 12 толщиной 22 мм (рисунок 5.15), на обратных поверхностях которых устанавливаются термопары T_5 и T_{10} . Термопарные проволоки выводятся из экспериментальныхборок наружу через стыки элементов теплоизолирующих оправок. На поперечных границах «рабочей зоны» НЭ приварены провода для измерения напряжения 11. Горячий спай управляющей термопары $T_{НЭ}$, выступающий из пластины ОТМ-931-А1, прижат к поверхности НЭ. Экспериментальные сборки плотно прижимаются к поверхностям НЭ с помощью специальных пружин с регулируемым усилием, установленных на узлах подвеса модуля ЭМ-2В (рисунок 5.15). Собранный модуль ЭМ-2В устанавливается на водоохлаждаемый рабочий стол вакуумной камеры тепловакуумного стенда ТВС-1М (рисунок 5.16). Гибкие тоководы модуля подключаются к водоохлаждаемым токовводам вакуумной камеры, а провода – к клеммам соединительной планки вакуумной камеры, подключенной к изотермическому коннекторному блоку ТВХ-68Т линий измерительного и управляющего узла РХИ-ЛХИ АСНИ ТФП посредством герморазъема и соединительных проводов. Перед испытаниями проводится контроль работы термопар и измерительных линий АСНИ.



Рис. 5.16 – Модуль ЭМ-2В в вакуумной камере стенда ТВС-1М

5.6 Методика проведения тепловых испытаний

Тепловые испытания проводились в следующей последовательности:

- 1) Пробные (отладочные) испытания, в процессе которых проверялось и настраивалось экспериментальное оборудование стенда, подбирались и отлаживались режимы нагрева экспериментальныхборок;
- 2) Штатные (зачетные) испытания.

5.6.1 Программа нагрева

В процессе испытаний реализовывался режим нагрева до максимальной температуры 1273 К с темпом нагрева ~ 1 К/с (рисунок 5.17). Участок программы 0 – 30 с является технологическим, необходимым для выхода системы управления нагревом на заданный режим. Точность реализации программы нагрева определяется возможностями экспериментального оборудования стенда и подсистемы управления нагревом АСНИ ТФП. Испытания проводятся в вакууме при давлении $\sim 0,01$ Па.

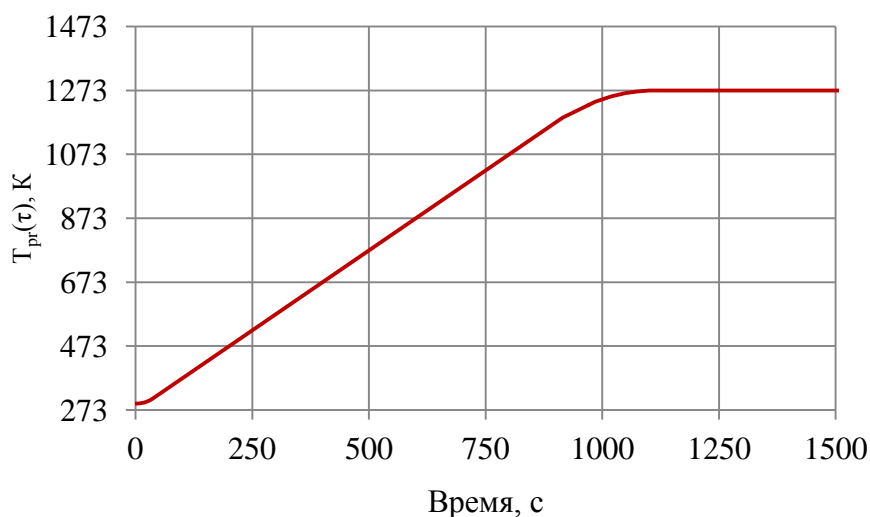


Рис. 5.17 – Программа нагрева НЭ

5.6.2 Измерения тепловых и экспериментальных параметров

В процессе тепловых испытаний проводились следующие основные (целевые) измерения тепловых и электрических параметров:

1) $T_i(\tau)$, $0 \leq \tau \leq \tau_e$ - нестационарные температуры в заданных точках X_i , $i = \overline{1, M}$ схемы температурных измерений в экспериментальных сборках А и В (τ_e - момент времени окончания измерений);

2) $T_{ю}(\tau)$, $0 \leq \tau \leq \tau_e$ - нестационарная температура нагревательного элемента (НЭ); используется в системе управления нагревом и для определения плотности теплового потока на НЭ;

3) $I(\tau)$, $0 \leq \tau \leq \tau_e$ - сила тока в цепи НЭ и $U(\tau)$, $0 \leq \tau \leq \tau_e$ - напряжение на границах рабочей зоны НЭ. Данные характеристики используются для оценки электрической мощности, выделяемой в рабочей зоне НЭ, при определении плотности теплового потока на НЭ;

4) Геометрические размеры и масса образцов ВПЯМ А и В для определения кажущейся плотности исследуемого материала до и после испытаний;

5) Геометрические размеры и масса пластин из ОТМ-931 для уточнения плотности материала;

6) Геометрические параметры структуры ВПЯМ (RVC-20, RVC-60, RVC-80).

Кроме того, с целью обеспечения и контроля работы экспериментального оборудования проводились следующие дополнительные измерения:

- Давление в вакуумной камере в процессе эксперимента;
- Температура в критических (контрольных) точках экспериментального модуля ЭМ-2В и вакуумной камеры (ВК) экспериментального стенда;
- Реализованные в испытаниях характеристики и параметры АСНИ в части управления, регистрации и сбора экспериментальной информации.

5.7 Тепловые испытания

5.7.1 Пробные тепловые испытания

Целями пробных тепловых испытаний являлись проверка работы электромеханических систем стенда ТВС-1М и АСНИ, а также подбор и отладка режима нагрева в условиях реального теплового испытания. В связи с ограниченным количеством образцов исследуемого материала пробные испытания проводились с использованием штатных образцов на штатном режиме нагрева.

Перед пробными испытаниями проводится сушка образцов при температуре ~523 К и последующий прожиг при температуре ~1273 К и давлении до 0,01 Па с целью удаления адсорбированной влаги и летучих продуктов технологических материалов, используемых при изготовлении экспериментальных образцов и теплоизолирующих оправок. После данного этапа, а также в период между пробными и штатными испытаниями ЭМ с образцами оставался в ВК стенда при давлении ~100 Па.

5.7.2 Штатные тепловые испытания

Штатные тепловые испытания проводились в вакууме при давлении 0,005 – 0,06 Па в режиме нагрева с максимальным уровнем температуры ~1273 К. Результаты штатных тепловых испытаний показали, что:

1) Заданную программу $T_{pr}(t)$ изменения температуры нагревательного элемента $T_{НЭ}$ удалось реализовать в диапазоне температур от комнатной до 1273 К.

2) В штатных испытаниях этапа 1 получено хорошее совпадение температурных кривых в соответствующих симметричных точках измерения температур T_1 и T_6 , T_2 и T_7

при температурах выше 773 К, свидетельствуя о хорошей реализации симметричной схемы нагрева поверхности образцов. Однако, наблюдалось значительное (до 100 К) расхождение температурных кривых в соответствующих симметричных точках измерения температур T_3 и T_8 , T_4 и T_9 , которое увеличивалось с увеличением температуры. Данное несоответствие объясняется существенной разницей (до 10%) плотностей ВПЯМ образцов RVC-20 А и В. При высоких температурах доминирующим механизмом теплопереноса в высокопористом материале становится излучение, и более плотный материал образца А прогревается медленнее.

В штатных испытаниях этапов 2 и 3 температуры в симметричных точках экспериментальных сборок А и В имели близкие значения, свидетельствуя о хорошей реализации симметричной схемы нагрева модельных трехслойных панелей. Так как значения плотности образцов ВПЯМ А и В практически одинаковы, можно предположить, что совпадают и значения теплофизических характеристик данных материалов.

3) Образцы ВПЯМ не имеют заметных следов разрушения после многократного нагрева (включая прогрев, прожиг, пробные и штатные испытания) до температуры ~ 1273 К в вакууме. На элементах структуры образцов ВПЯМ RVC-60 после испытаний присутствуют области с увеличенной поверхностной пористостью (рисунок 5.18).

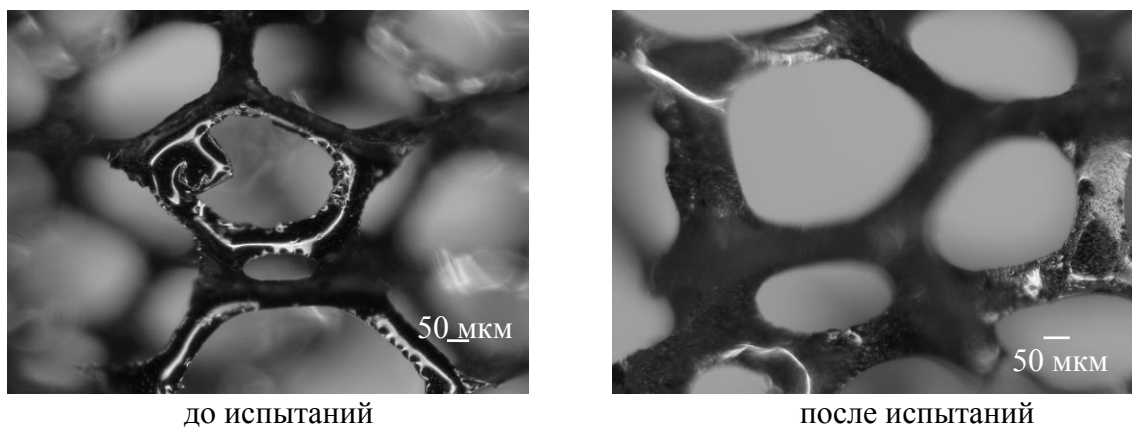


Рис. 5.18 – Микрофотографии особенностей структуры ВПЯМ RVC-60

В таблице 5.4 представлены значения плотности экспериментальных образцов А и В материалов RVC-20, RVC-60 и RVC-80 определенные до и после испытаний путем обмера и взвешивания образцов. Заметное уменьшение плотности образцов материалов RVC-60 и RVC-80 после неоднократного нагрева до температуры ~ 1273 К в вакууме, предположительно, связано с частичным разрушением глазурованного поверхностного слоя элементов структуры этих материалов.

4) На внутренних поверхностях элементов теплоизолирующих оправок имеются следы разложения материала фторопластового кембрика, электроизолирующего термопарные провода.

Таблица 5.4 – Плотность экспериментальных образцов до и после испытаний

| Образец | Плотность материала до испытаний, кг/м ³ | Плотность материала после испытаний, кг/м ³ | Примечание |
|----------|---|--|----------------------|
| RVC-20 А | 48,30 | 48,28 | Уменьшение на 0,041% |
| RVC-20 В | 43,46 | 43,44 | Уменьшение на 0,046% |
| RVC-60 А | 50,23 | 45,36 | Уменьшение на 9,7% |
| RVC-60 В | 50,11 | 45,37 | Уменьшение на 9,5% |
| RVC-80 А | 49,37 | 44,58 | Уменьшение на 9,7% |
| RVC-80 В | 52,35 | 47,42 | Уменьшение на 9,4% |

5) В процессе технологического прожига экспериментальных сборок наблюдалось значительное изменение давления в вакуумной камере стенда, связанное с выделением адсорбированной влаги из образцов ВПЯМ и теплоизолирующих оправок, а также летучих компонентов из используемых технологических материалов.

На рисунках 5.19 – 5.21 представлены результаты прогрева экспериментальных сборок А (в точках измерений T_{нэ}, T₁, T₂, T₃, T₄ и T₅) и В (в точках измерений T_{нэ}, T₆, T₇, T₈, T₉ и T₁₀).

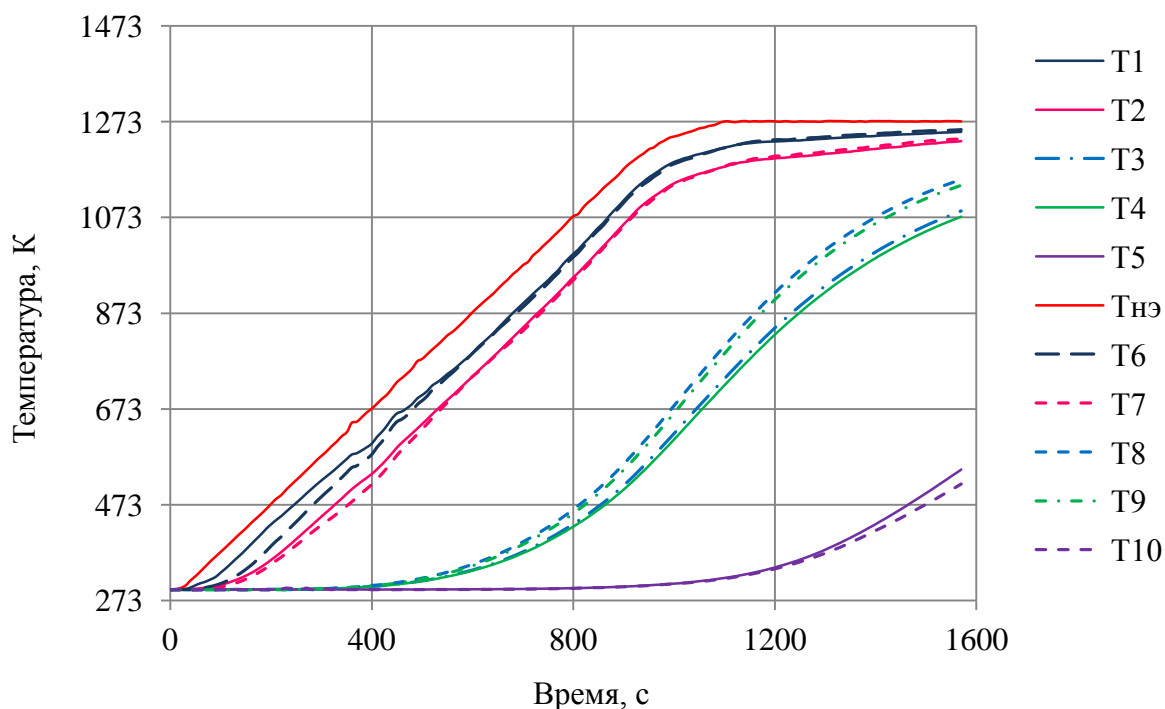


Рис. 5.19 – Результаты температурных измерений в экспериментальных сборках А и В с образцами ВПЯМ RVC-20

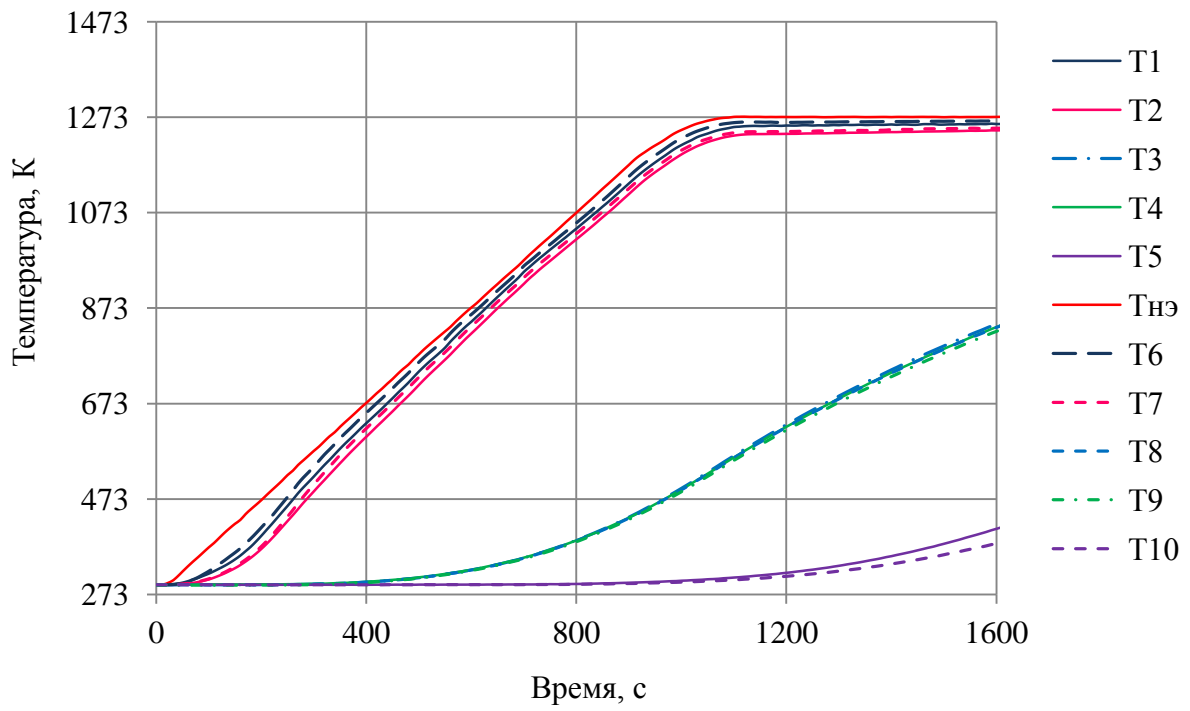


Рис. 5.20 – Результаты температурных измерений в экспериментальных сборках А и В с образцами ВПЯМ RVC-60

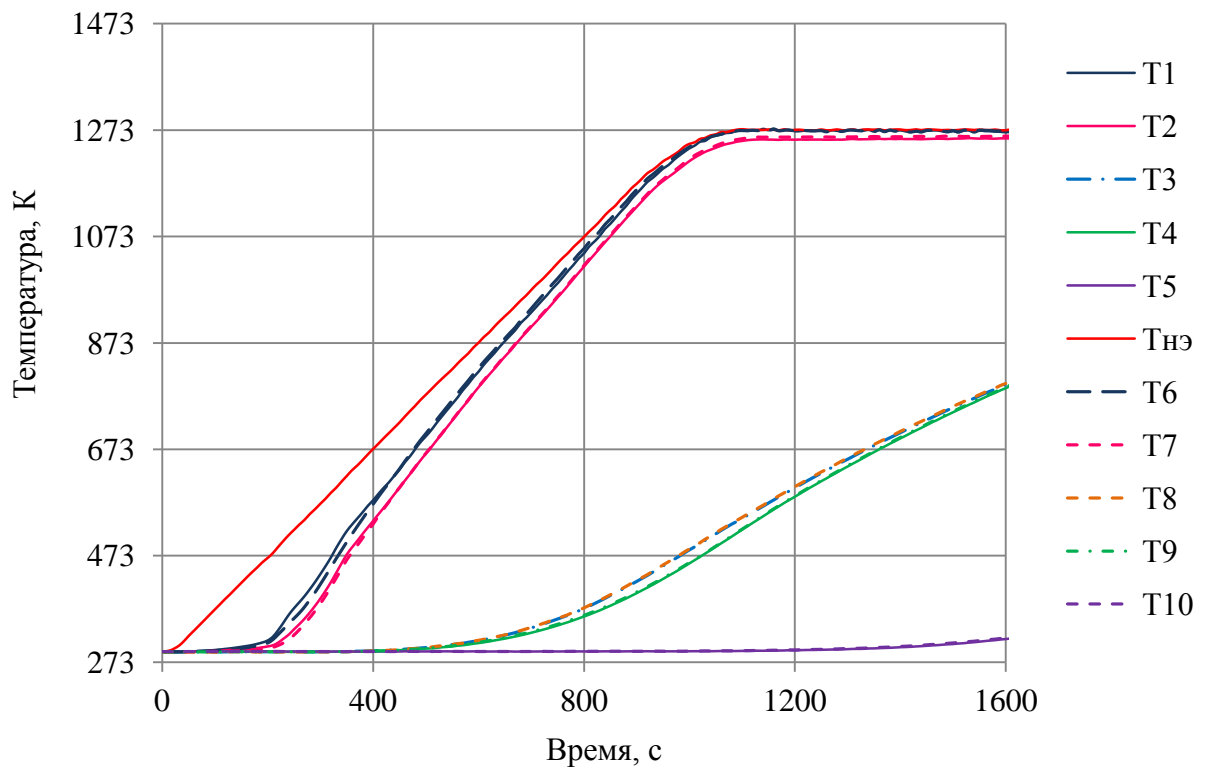


Рис. 5.21 – Результаты температурных измерений в экспериментальных сборках А и В с образцами ВПЯМ RVC-80

На рисунках 5.22 – 5.23 представлены результаты сравнения прогрева экспериментальных сборок с образцами ВПЯМ с различным числом пор на 1 см.

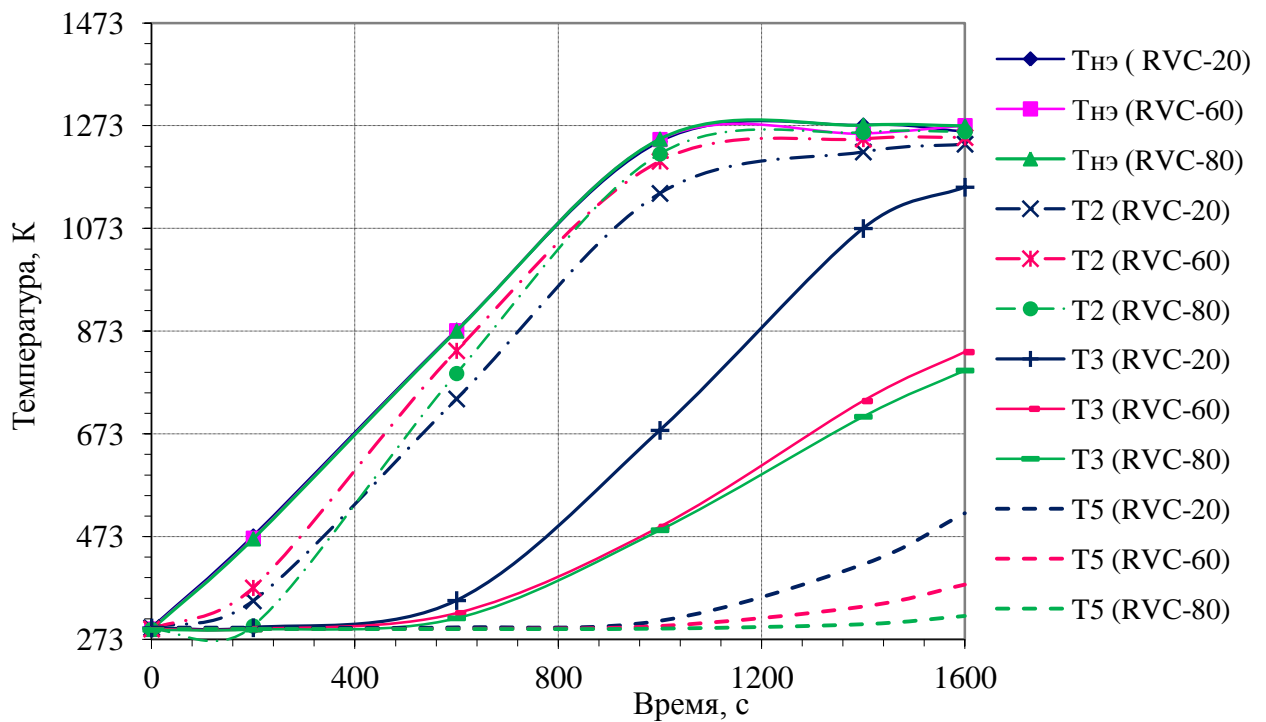


Рис. 5.22 – Результаты прогрева экспериментальных сборок с образцами ВПЯМ RVC-20, RVC-60 и RVC-80

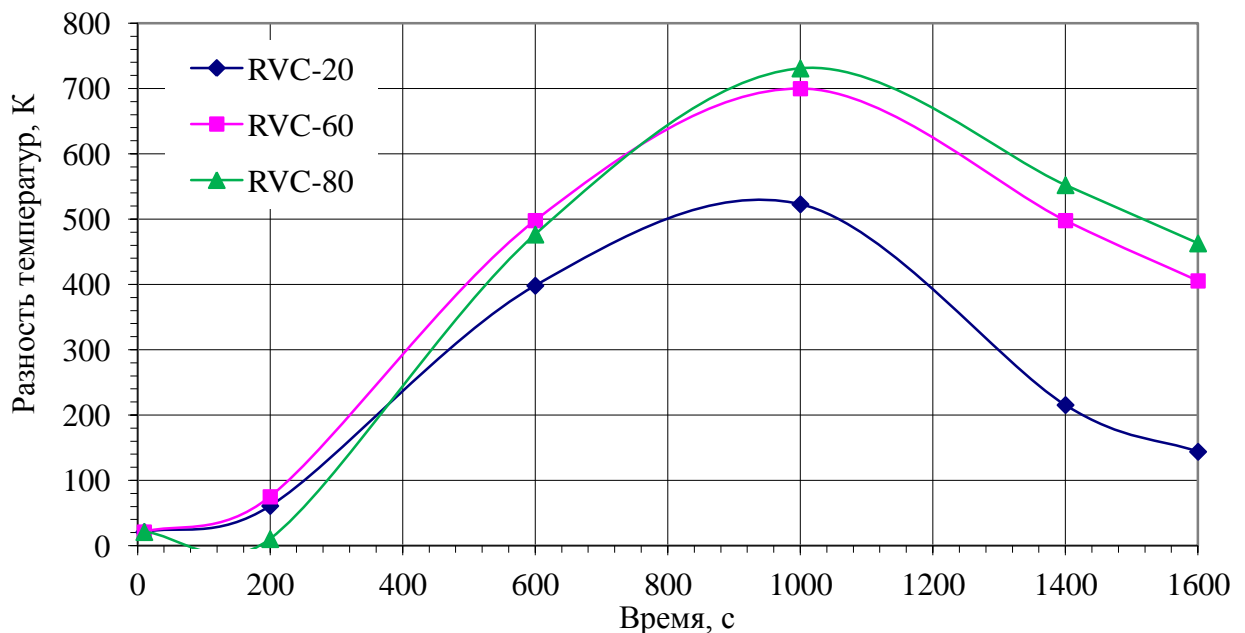


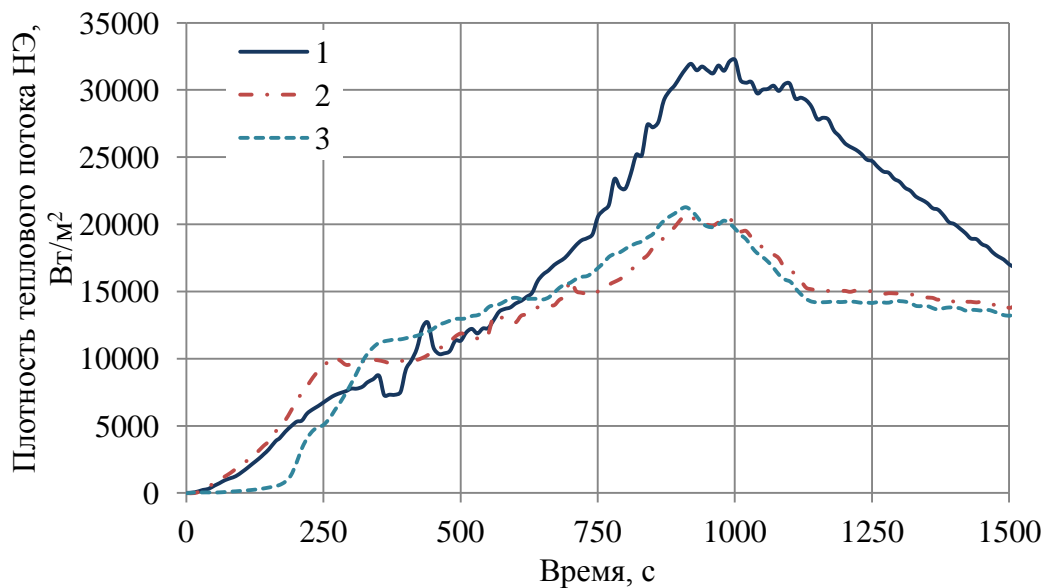
Рис. 5.23 – Зависимость разности температур нагреваемой и обратной поверхностей образцов ВПЯМ от времени для разных значений числа пор на 1 см

Зависимости температуры нагревательного элемента $T_{нэ}(\tau)$ от времени совпадают во всех трех испытаниях экспериментальных сборок с образцами ВПЯМ RVC-20, RVC-60

и RVC-80. На нагреваемой поверхности образца RVC-20 реализуются меньшие значения температуры T_2 , однако данный образец прогревается значительно быстрее остальных (особенно при высоких температурах), о чем свидетельствует характер изменения температуры T_3 на обратной поверхности образца. Таким образом, материал RVC-20 с наибольшим диаметром ячеек демонстрирует наихудшие теплоизоляционные свойства.

Температура T_2 нагреваемой поверхности образца ВПЯМ возрастает с увеличением числа пор на 1 см (уменьшением диаметра ячеек) материала при температурах, превышающих ~ 1073 К (рисунок 5.22). Температура обратной поверхности образца ВПЯМ T_3 при высоких температурах существенно падает с увеличением числа пор на 1 см. Таким образом, наилучшими теплоизоляционными свойствами при высоких температурах, когда доминирующим механизмом переноса тепла является излучение, обладают ВПЯМ с наименьшим размером ячеек. Разности температур на поверхностях образца ВПЯМ T_2-T_3 возрастают с ростом числа пор на 1 см (уменьшением диаметра ячеек) (рисунок 5.23).

Зависимости плотности теплового потока на НЭ от времени в штатных испытаниях приведены на рисунке 5.24.



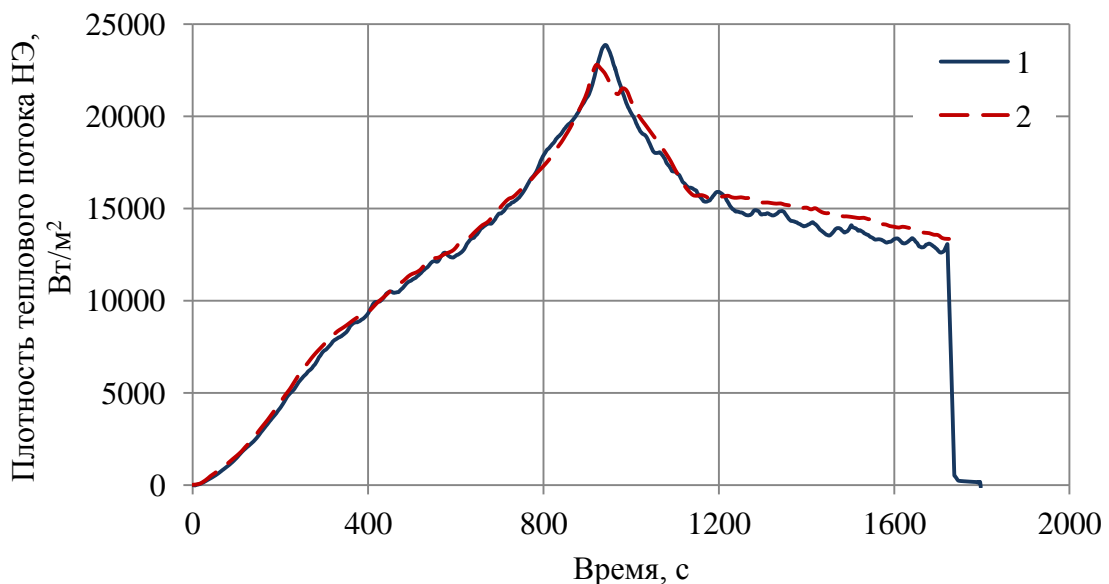
1 – RVC-20; 2 – RVC-60; 3 – RVC-80

Рис. 5.24 – Плотность теплового потока на НЭ в штатных испытаниях экспериментальных сборок с образцами ВПЯМ

Плотность теплового потока в испытаниях экспериментальных сборок с образцами ВПЯМ RVC-20 значительно выше, чем в испытаниях с образцами ВПЯМ RVC-60 и RVC-80. Это объясняется тем, что для реализации заданной программы нагрева при испытании

экспериментальной сборки с материалом RVC-20, обладающим самыми низкими теплоизоляционными свойствами, к НЭ необходимо подвести большее количества тепла.

При решении задачи оптимального проектирования многослойного теплозащитного покрытия в качестве внешнего теплового воздействия на ЛА задается плотность теплового потока. Поэтому практический интерес представляет определение характеристик теплового состояния модельных сэндвич-панелей с ядрами из высокопористых ячеистых материалов с разной структурой в режимах нагрева, при которых на нагреваемых поверхностях реализуются близкие зависимости плотности теплового потока от времени. Результаты подобных исследований могут быть использованы для проверки корректности разработанного метода выбора оптимальных параметров структуры ВПЯМ. С целью получения данной информации были проведены дополнительные тепловые испытания экспериментальныхборок с образцами ВПЯМ RVC-20, в которых изменение нестационарного теплового потока на НЭ близко соответствовало изменению теплового потока на НЭ, реализованному в пробном испытании экспериментальныхборок с образцами ВПЯМ RVC-60 (рисунок 5.25). При этом температуры нагревательного элемента и нагреваемых поверхностей экспериментальныхборок в дополнительных испытаниях оказываются значительно ниже, чем в штатных испытаниях (рисунок 5.26).



1 –RVC-20; 2 – RVC-60

Рис. 5.25 – Плотность теплового потока на НЭ в испытаниях экспериментальной сборки с образцами ВПЯМ

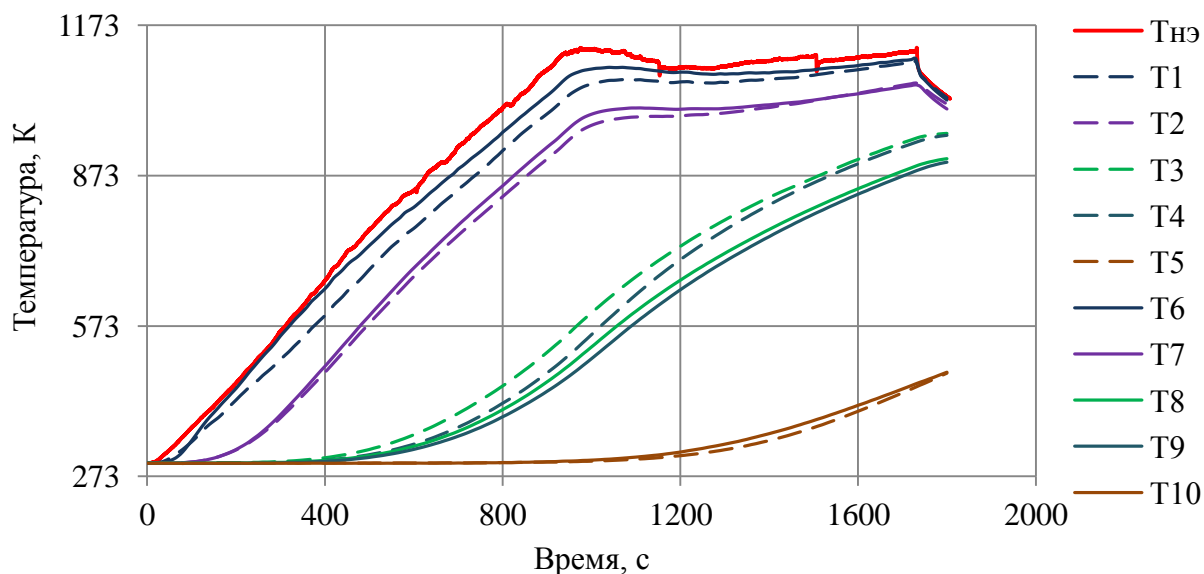
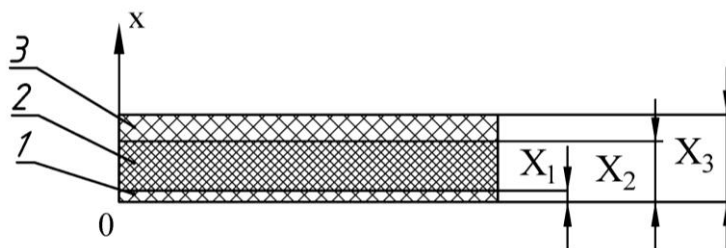


Рис. 5.26 – Результаты температурных измерений в экспериментальных сборках А и В с образцами ВПЯМ RVC-20 (дополнительные испытания)

5.8 Апробация метода оптимального проектирования тепловой защиты с учетом структуры высокопористых ячеистых материалов

Результаты проведенных испытаний являются исходными данными для решения задачи выбора оптимальной толщины слоя высокопористого ячеистого материала совместно с диаметром ячейки ВПЯМ, обеспечивающих минимум удельной массы модельной сэндвич-панели (рисунок 5.27) при соблюдении заданного ограничения на максимальную температуру на обратной поверхности панели.



1 – керамический материал ОТМ-931, 2 – ВПЯМ, 3 – керамический материал ОТМ-931

Рис. 5.27 – Схема модельной сэндвич-панели

Оптимизационная задача решалась в двух постановках, отличающихся между собой типом граничного условия на нагреваемой поверхности трехслойной панели. В первом случае в качестве граничного условия задавалась температура нагреваемой поверхности панели, полученная в результате испытаний, а во втором случае – плотность теплового потока на поверхности НЭ, вычисленная по его электрическим параметрам. Максимальная температура обратной поверхности сэндвич-панели ограничивалась

значением 766 К, реализованным в штатных испытаниях образца ВПЯМ RVC-80. Минимальный диаметр ячейки ограничивался значением 0,656 мм, соответствующим образцу материала RVC-80.

Начальное распределение температуры в трехслойной панели соответствует значениям температуры в точках измерений в начальный момент времени $\tau = 0$.

Задача 1

Процесс теплообмена в трехслойной панели описывается следующей системой уравнений:

$$C_1(T_l) \frac{\partial T_l}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_l(T_l) \frac{\partial T_l}{\partial x} \right), \quad x \in (X_{l-1}, X_l), \quad l = 1, 3, \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}] \quad (5.1)$$

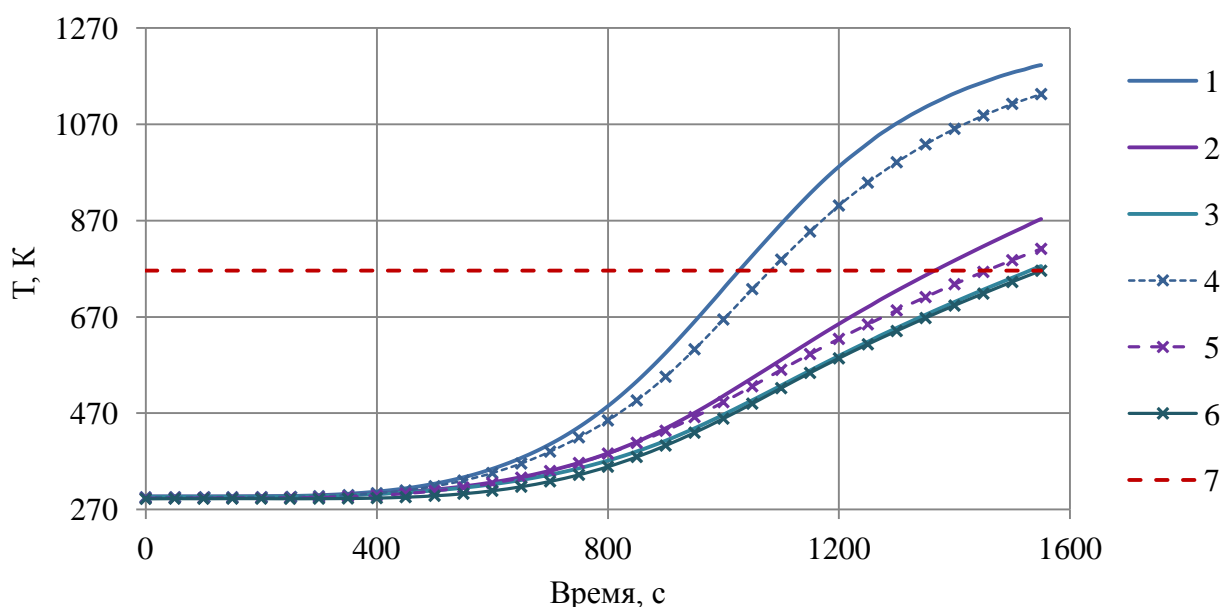
$$C_2 \frac{\partial T_2}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_{c2} \frac{\partial T_2}{\partial x} \right) - \frac{\partial q_R(x)}{\partial x}. \quad (5.2)$$

$$T_l(x, \tau_{\min}) = T_{0l}(x), \quad x \in [X_{l-1}, X_l], \quad l = 1, 2, 3, \quad (5.3)$$

$$T(X_0, \tau) = T_1(\tau), \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}], \quad (5.4)$$

$$-\lambda(T) \frac{\partial T(X_3, \tau)}{\partial x} = 0, \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}] \quad (5.5)$$

Результаты математического моделирования представлены на рисунках 5.28 – 5.30.



1 – расчет для панели с ядром из RVC-20, 2 – расчет для панели с ядром из RVC-60, 3 – расчет для панели с ядром из RVC-80, 4 – экспериментальные данные для панели с ядром из RVC-20, 5 – экспериментальные данные для панели с ядром из RVC-60, 6 – экспериментальные данные для панели с ядром из RVC-80, 7 – допустимая температура

Рис. 5.28 – Зависимость температуры на обратной поверхности сэндвич-панели от времени

В данной задаче получены следующие оптимальные параметры слоя ВПЯМ: толщина пористого слоя равна 13,2 мм и диаметр ячейки 0,656 мм (рисунок 5.30). Результаты близко соответствуют параметрам образцов ВПЯМ RVC-80, использованных в эксперименте.

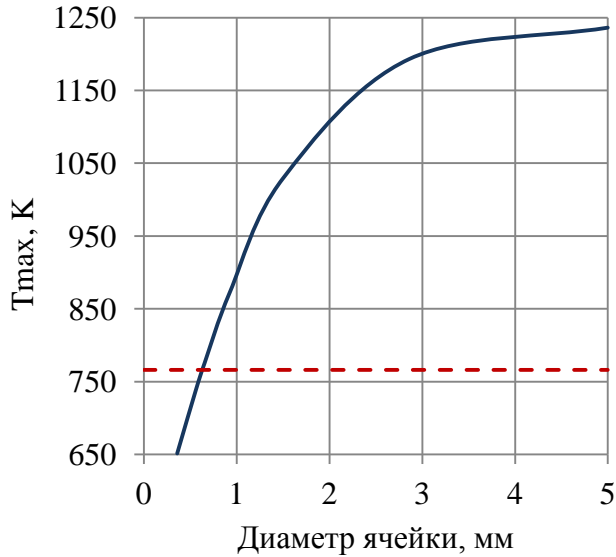


Рис. 5.29 – Зависимость максимальной температуры на обратной поверхности сэндвич-панели от диаметра ячейки ВПЯМ

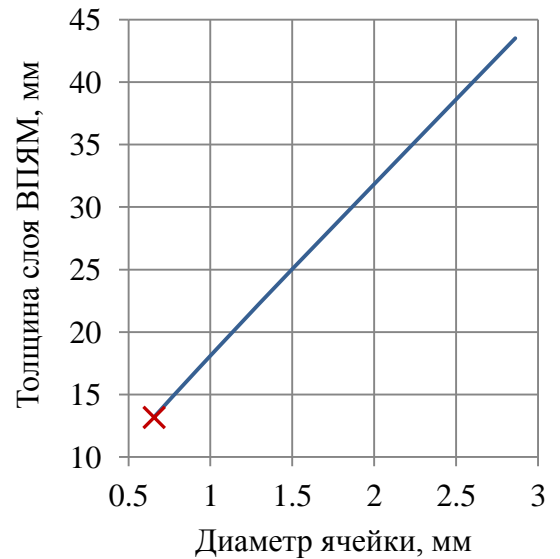


Рис. 5.30 – Зависимость оптимальной толщины слоя ВПЯМ от диаметра ячейки ВПЯМ

Задача 2

Процесс теплообмена в трехслойной панели описывается следующей системой уравнений:

$$c_l(T_l) \frac{\partial T_l}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_l(T_l) \frac{\partial T_l}{\partial x} \right), \quad x \in (X_{l-1}, X_l), \quad l = 1, 3, \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}] \quad (5.1)$$

$$c_2 \frac{\partial T_2}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_{c2} \frac{\partial T_2}{\partial x} \right) - \frac{\partial q_R(x)}{\partial x}. \quad (5.2)$$

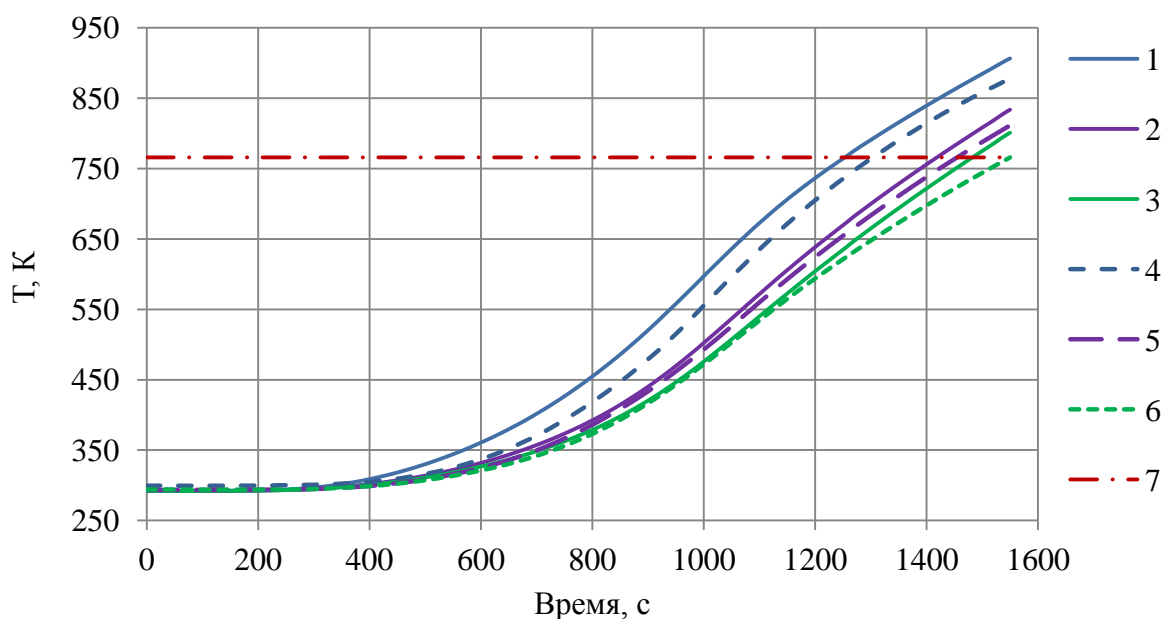
$$T_l(x, \tau_{\min}) = T_{ol}(x), \quad x \in [X_{l-1}, X_l], \quad l = 1, 2, 3, \quad (5.3)$$

$$-\lambda(T) \frac{\partial T(X_0, \tau)}{\partial x} = q_{HЭ}(\tau), \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}] \quad (5.4)$$

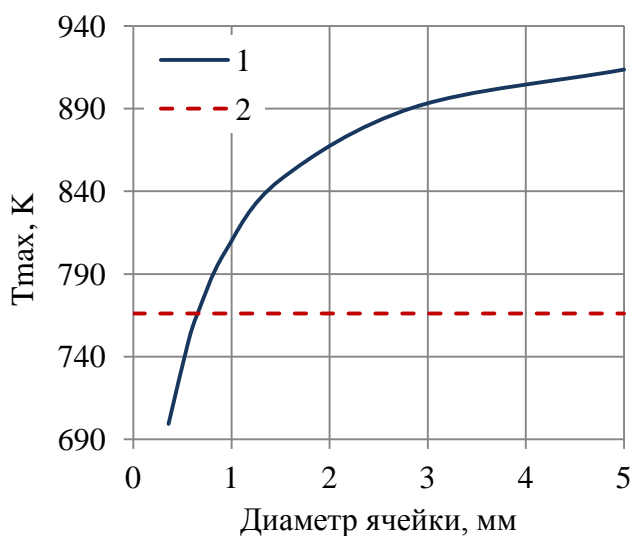
$$-\lambda(T) \frac{\partial T(X_3, \tau)}{\partial x} = 0, \quad \tau \in (\tau_{\min}, \tau_{\max}] \quad (5.5)$$

Результаты математического моделирования представлены на рисунках 5.31 – 5.33.

В данном случае оптимальная толщина пористого слоя равна 15,9 мм и диаметр ячейки 0,656 мм (рисунок 5.33).



1 – расчет для панели с ядром из RVC-20, 2 – расчет для панели с ядром из RVC-60, 3 – расчет для панели с ядром из RVC-80, 4 – экспериментальные данные для панели с ядром из RVC-20, 5 – экспериментальные данные для панели с ядром из RVC-60, 6 – экспериментальные данные для панели с ядром из RVC-80, 7 – допустимая температура
 Рис. 5.31 – Зависимость температуры на обратной поверхности сэндвич-панели от времени



1 – максимальная температура, 2 – допустимая температура

Рис. 5.32 – Зависимость максимальной температуры на обратной поверхности сэндвич-панели от диаметра ячейки ВПЯМ

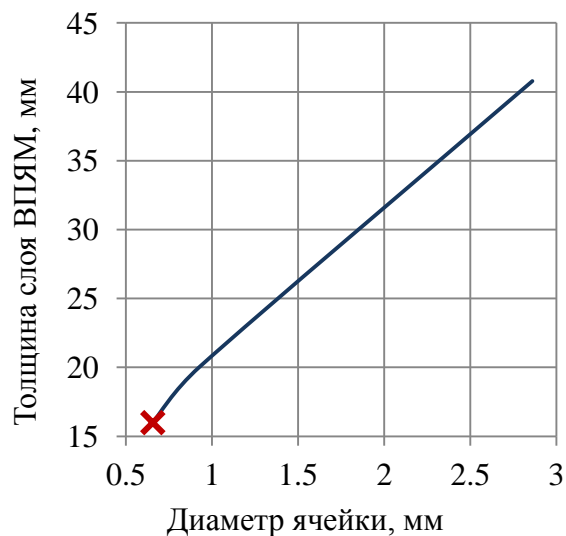


Рис. 5.33 – Зависимость оптимальной толщины слоя ВПЯМ от диаметра ячейки ВПЯМ

Полученные результаты хорошо согласуются с экспериментальными данными, в соответствии с которыми материал с наименьшим диаметром ячейки обладает наилучшими теплоизоляционными свойствами, подтверждая работоспособность и эффективность представленного алгоритма оптимального проектирования многослойного теплозащитного покрытия с учетом структуры высокопористых ячеистых материалов.

Выводы по главе 5

Корректность представленного метода оптимального проектирования многослойной тепловой защиты с учетом возможности выбора параметров структуры высокопористых ячеистых материалов проверена путем сравнения результатов математического моделирования с экспериментальными данными, полученными для образцов высокопористых ячеистых материалов с разной структурой.

Согласованность результатов математического моделирования с экспериментальными данными позволяет сделать заключение о работоспособности и надежности разработанного алгоритма.

Заключение

Основным итогом диссертационной работы является решение научной задачи, заключающейся в разработке методов и алгоритмов оптимального проектирования многослойного теплозащитного экрана солнечного зонда с учетом возможности выбора параметров структуры высокопористых ячеистых материалов.

Конкретные результаты работы состоят в следующем:

1. Разработан новый метод оптимального проектирования многослойной тепловой защиты с учетом возможности выбора параметров структуры высокопористых ячеистых материалов.

2. Разработано программное обеспечение, реализующее алгоритм оптимального выбора параметров структуры высокопористого ячеистого материала совместно с толщинами слоев многослойной теплоизоляции.

3. Для демонстрации работоспособности и возможностей программного комплекса проведены расчеты по выбору оптимальных параметров тепловой защиты, включающей слой высокопористых ячеистых материалов.

4. Достоверность разработанных методов проверена путем сравнения результатов математического моделирования с экспериментальными данными, полученными для образцов высокопористых ячеистых материалов с разной структурой.

5. Результаты экспериментальных исследований образцов высокопористого ячеистого углеродного материала показали, что метод математического моделирования радиационно-кондуктивного теплообмена адекватно отражает процессы кондуктивной теплопроводности через твердый каркас и излучения в пористой структуре рассматриваемых материалов.

6. Представленный метод может быть использован при решении широкого круга прикладных задач, включающих проектирование перспективных систем тепловой защиты космических аппаратов, функционирующих в условиях экстремальных тепловых воздействий, в том числе солнечных и планетарных зондов.

Список литературы

1. Проект «Интергелиозонд»: Труды рабочего совещания по проекту «Интергелиозонд», Таруса, 11-13 мая 2011 / Под ред. В.Д. Кузнецова. – Москва: Ротапринт ИКИ РАН, 2012. – 192 с.
2. Космический комплекс «Интергелио-Зонд»: [Электронный ресурс]/ ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2018. – URL: <http://www.laspace.ru/projects/planets/igz> (дата обращения 15.01.2018 г.).
3. Платов И.В., Симонов А.В., Константинов М.С. Особенности разработки комбинированной двигательной установки и схемы полета космического аппарата «Интергелио-Зонд» // Вестник СибГАУ, 2015. – Т.16, № 1. – С. 198-206. (англ. версия: Platov I.V., Simonov A.V., Konstantinov M.S. Choosing an efficient option of the combined propulsion system and flight profile of the Interhelio-probe spacecraft // Solar System Research, 2016. – Vol. 50. – P. 581 – 586).
4. Parker Solar Probe: [Электронный ресурс] / The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory. – Laurel, Maryland, 2018. – URL: <http://parkersolarprobe.jhuapl.edu/The-Mission/index.php#Launch> (дата обращения 15.01.2018 г.).
5. Damasio C., Filippis P. De, Draper C., Francesconi D., Wild D. Solar orbiter heat shield thermal performance demonstrated on STM. – 66th International Astronautical Congress, 12 – 16 October 2015, Jerusalem, Israel, 14 p.
6. McComas D.J., Acton L.W., Balat-Pichelin M., Bothmer V., Dirling R.B. Solar Probe Plus: Report of the Science and Technology Definition Team NASA/TM—2008–214161/ National Aeronautics and Space Administration, Goddard Space Flight Center. – Greenbelt, Maryland, 2008. – 119 p.
7. Алексеев С.В., Аксенова И.В., Иванова Е.К., Харитонов Е.В., Лохов А.А. К вопросу создания конструкции защитного теплового экрана космического аппарата «Интергелио-Зонд» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, 2017. – Т. 35, № 1. – С. 64 – 67. (англ. версия: Alekseev S.V., Aksenova I.V., Ivanova E.K., Kharitonova E.V., Lokhov A.A. On developing the design of the protective heat shield for the Interhelio-Zond spacecraft // Solar System Research, 2018. – Vol. 52, Issue 7. – P. 680 – 683).
8. Parker Solar Probe: [Электронный ресурс]/ The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory. – Laurel, Maryland, 2018. – URL: <http://parkersolarprobe.jhuapl.edu/index.php#spacecraft> (дата обращения 15.01.2018 г.)
9. Щурик А.Г. Искусственные углеродные материалы. – Пермь: Типография Пермского государственного университета, 2009.-342 с.

10. Doermann D., Sacadura J.F. Heat transfer in open cell foam insulation // Journal of heat transfer, 1996. – Vol. 118. – P. 88 – 93.
11. Cellular and Porous Materials: Thermal Properties Simulation and Prediction. A. Ochsner, G.E. Murch, M.J.S. de Lemos (eds). – Weinheim: Wiley-VCH, 2008. – 422 p.
12. Coquard R., Rochais D., Ballis D. Conductive and Radiative Heat Transfer in Ceramic and Metal Foams at Fire Temperatures // Fire Technology, 2012. – Vol. 48. – P. 699-732.
13. Baillis D., Raynaud M., Sacadura J.F. Determination of spectral radiative properties of open cell foam. Model validation // Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2000. – Vol.14, № 2. – P.137-143.
14. Cunsolo S., Coquard R., Baillis D., Bianco N. Radiative properties modeling of open cell solid foam: Review and new analytical law // International Journal of Thermal Sciences, 2016. – Vol. 104. – P.122-134.
15. Loretz M., Coquard R., Baillis D., Maire E. Metallic foams: Radiative properties/comparison between different models // Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer, 2008. – Vol. 109. – P.16-27.
16. Cunsolo S., Coquard R., Baillis D., Wilson K.S. Chiu, Bianco N.. Radiative properties of irregular open cell solid foams // International Journal of Thermal Sciences, 2017. – Vol. 117. – P.77-89.
17. Агеева Т.Г., Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Оптимизация структуры гибридного композиционного материала для обшивки крыла многоразового космического аппарата туристического класса // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение, 2018. № 1 (118). С. 4-19.
18. Резник С.В., Просунцов П.В., Михайловский К.В. Прогнозирование теплофизических и термомеханических характеристик пористых углерод-керамических композиционных материалов тепловой защиты аэрокосмических летательных аппаратов // Инженерно-физический журнал, 2015. – Т. 88, № 3. – С. 577-583.
19. Алифанов О.М., Черепанов В.В. Методы исследования и прогнозирования свойств высокопористых теплозащитных материалов. – М.: Изд. МАИ, 2014. – 263 с.
20. Михайлов В. В. Оптимизация многослойной теплоизоляции // Инженерно-физический журнал, 1980. – Т. 39, № 2. – С. 286–291.
21. Бушуев А. Ю., Горский В. В. Применение аппарата функций чувствительности и двухконтурного алгоритма в задачах синтеза многослойных конструкций // Инженерно-физический журнал, 2000. – Т. 73, № 1. – С. 155–159.

22. Бушуев А. Ю., Тимофеев В. Н. Задача проектирования многослойного теплозащитного покрытия // Вестник МГТУ им.Н.Э.Баумана. Серия «Естественные науки», 2012. – Спец. выпуск № 4 «Математическое моделирование». – С. 33 – 39.
23. Бушуев А.Ю., Горский В.В. Об использовании функций чувствительности в задаче проектирования многослойной теплозащитной конструкции // Инженерно-физический журнал, 1991. – Т. 61, № 6. – С. 1014 -1018. (англ. версия: Bushuev A.Y., Gorskii V.V. Use of sensitivity in the problem of designing a multilayer heat shield // Journal of engineering physics, 1991. – Vol. 61, Issue 6. – P. 1548 – 1552).
24. Бушуев А.Ю., Горский В.В. Об одном подходе к построению методики проектирования многослойных теплозащитных конструкций // Инженерно-физический журнал, 1991. – Т. 61, № 3. – С. 465 - 471. (англ. версия: Bushuev A.Y., Gorskii V.V. One approach to constructing a method for designing model heat shields // Journal of engineering physics, 1991. – Vol. 61, Issue 3. – P. 1150 – 1156).
25. Nenarokomov A.V. Design of a System of Multilayer Heat Insulation of Minimum Mass // High Temperature, 1997. – Vol. 35. – P. 453-457.
26. Майорова И.А., Просунцов П.В., Зуев А.В. Оптимальное тепловое проектирование мультиэкранной системы тепловой защиты многоразовых космических аппаратов // Инженерно-физический журнал, 2016. – Т. 89. № 2. – С. 512-517. (англ. версия: Maiorova I.A., Prosuntsov P.V., Zuev A.V. Optimal thermal design of a multishield thermal protection system of a reusable space vehicles // Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2016. – Vol. 89, № 2. – P. 528 – 533).
27. Nosratollahi M., Mortazavi M., Adami A., Hosseini M. Multidisciplinary design optimization of a reentry vehicle using genetic algorithm // Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, 2010. – Vol. 82, № 3. – P. 194 – 203.
28. Riccio A., Raimondo F., Sellitto A., Carandente V., Scigliano R., Tescione D. Optimum design of ablative thermal protection systems for atmospheric entry vehicles // Applied Thermal Engineering, 2010. – Vol. 119. – P. 541 – 552.
29. Venkataraman S., Haftka R.T., Sankar B.V., Zhu M., Blosser M.L. Optimal functionally graded metallic foam thermal insulation // AIAA Journal, 2004. – Vol. 42, № 11. – P. 2355 – 2363.
30. Голомазов М.М., Иванков А.А. Программный комплекс для разработки систем тепловой защиты космических аппаратов, спускаемых в атмосферах планет // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3 (37). С. 41-53. (англ. версия: Golomazov M.M., Ivankov A.A. Software package for the development of thermal protection systems for

- spacecraft descent into the atmospheres of planets // *Solar System Research*. 2018. Т. 52. № 7. С. 578-589).
31. Иванков А.А. Метод расчета параметров гибкой многослойной теплозащиты спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством // *Тепловые процессы в технике*, 2010. – Т. 2. № 7. – С. 320-328.
 32. Иванков А.А. О численном решении задачи прогрева многослойной теплозащиты спускаемого аппарата с учетом уноса массы внешних и внутренних слоев покрытия // *Журнал вычислительной математики и математической физики*, 2005. – Т. 45. № 7. – С. 1279-1288. (англ. версия: Ivankov A.A. Numerical analysis of the problem of heating of the multilayer heat shield of a descending space vehicle with allowance for ablation in external and internal heat shield layers // *Computational Mathematics and Mathematical Physics*, 2005. – Т. 45. № 7. – С. 1235-1244).
 33. Рогов Д.А., Коваленко П.В. Задача многопараметрической оптимизации конструкции соединения керамической оболочки с металлическим корпусом ЛА // *Новые огнеупоры*, 2014. – № 10. – С. 24 – 30.
 34. Xie C., Wang Q., Sunden B., Zwang W. Thermomechanical optimization of lightweight thermal protection system under aerodynamic heating // *Applied Thermal Engineering*, 2013. – Vol. 59. – P. 425 – 434.
 35. Модель космоса: Научно-информационное издание: В 2 т./ Под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. – Т. 1: Физические условия в космическом пространстве. – М.: КДУ, 2007. – 872 с.
 36. Kerley G. I. Equation of state and constitutive models for numerical simulations of dust impacts on the Solar Probe: Report on contract 949182 // Johns Hopkins University, Applied Physics Laboratory. – Laurel, Maryland, 2009. – 85 p.
 37. Mann I. Dust near the sun // *Space Sci. Rev.*, 2004. – Vol. 110. – P. 269–305.
 38. Grün E. Micrometeoroid data from the first two orbits of Helios 1 // *J. Geophys.*, 1977. – Vol. 42. – P. 717-726.
 39. Grün E. Galileo and Ulysses dust measurements: from Venus to Jupiter // *Geoph. Res. Lett.*, 1992. – Vol. 19, Issue 12. – P. 1311-1314.
 40. Altobelli N., Grün E., Landgraf M. A new look into the Helios dust experiment data: presence of interstellar dust inside the Earth's orbit // *Astronomy and Astrophysics*, 2006. – Vol. 448. – P. 243–252.
 41. Lasue J., Lévassieur-Regourd A. C., Fray N., Cottin H. Inferring the interplanetary dust properties from remote observations and simulations // *Astronomy and Astrophysics*, 2007. – Vol. 473. – P. 641–649.

42. Kimura H., Mann I. Brightness of the solar F-corona // *Earth Planets Space*, 1998. – Vol. 50. – P. 493–499.
43. Leinert C., Hanner M., Reichter I., Pitz E. The plane of symmetry of interplanetary dust in the inner Solar system // *Astronomy and Astrophysics*, 1980. – Vol. 82. – P. 328 – 336.
44. Leinert C., Röser S., Buitrago J. How to maintain the spatial distribution of interplanetary dust // *Astronomy and Astrophysics*, 1983. – Vol. 118. – P. 345 – 357.
45. Ishimoto H. Collisional evolution and the resulting mass distribution of interplanetary dust // *Earth Planets Space*, 1998. – Vol. 50. – P. 521–529.
46. Модель космоса: Научно-информационное издание: В 2 т./ Под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. – Т. 2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. – М.: КДУ, 2007. – 1144 с.
47. Grün E., Staubach P., Baguhl M., Hamilton D. P., Zook H. A. South–North and Radial Traverses through the Interplanetary Dust Cloud // *Icarus*, 1997. – Vol. 129. – P. 270–288.
48. Nesvorn D., Jenniskens P., Levison H. F., Bottke W. F., Vokrouhlick D., Gounelle M. Cometary origin of the zodiacal cloud and carbonaceous micrometeorites implications for hot debris disks // *The Astrophysical Journal*, 2010. – Vol. 2. – P. 816–836.
49. McComas D.J., Acton L.W., Balat-Pichelin M., Bothmer V., Dirling R.B. Solar Probe Plus: Report of the Science and Technology Definition Team NASA/TM—2005–212786/ National Aeronautics and Space Administration, Goddard Space Flight Center. – Greenbelt, Maryland, 2005. – 142 p.
50. Carrasco C., Eng D., Potocki K., Mann I. Preliminary dust-impact risk study for the «Solar Probe» spacecraft // *International Journal of Impact Engineering*, 2006. – Vol. 33. – P. 133–142.
51. Iyer K. A., Mehoke D. S., Batra R. C. Interplanetary Dust Particle Shielding Capability of Spacecraft Multilayer Insulation // *Journal of spacecraft and rockets*, 2015. – Vol. 52, Issue 2. – P. 584-594.
52. Вайсберг О.Л., Смирнов В.Н., Горн Л.С., Иовлев М.В. Массовый спектр и пространственное распределение пыли в голове кометы Галлея по данным прибора СП-1 на КА «Вега-1» и «Вега-2» // *Космические исследования*, 1987. – Т. 25, № 6. – С. 867 – 883.
53. Салосина М.О. Тепловой режим солнечного зонда с учетом ударного воздействия высокоскоростных частиц пыли // *Труды МАИ*, 2016. – № 86. – 22 с. <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=67808>
54. Салосина М.О. Тепловой режим солнечного зонда с учетом столкновений с высокоскоростными частицами пыли // *XL Академические чтения по космонавтике:*

- сборник тезисов докладов конференции (Москва, 26 – 29 января 2016). – Москва: ООО «Манускрипт», 2016. – С. 31 – 32 (504 с.).
55. Салосина М.О. Проектирование тепловой защиты солнечного зонда с учетом ударного воздействия высокоскоростных частиц пыли // Молодёжь и будущее авиации и космонавтики: сб. аннотаций конкурсных работ 8-го Всероссийского молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов (Москва, 14 – 18 ноября 2016). – Москва: Типография «Люксор», 2016. – С. 243 – 245 (360 с.).
56. Васильев В.В., Протасов В.Д., Болотин В.В. и др. (22 автора). Композиционные материалы: Справочник/ Под общ. ред. В.В. Васильева, Ю.М. Тарнопольского. – М.: Машиностроение, 1990. – 512 с.
57. Мармер Э.Н. Материалы для высокотемпературных вакуумных установок. – М.: Физматлит, 2007 – 152 с.
58. Костиков В.И., Варенков А.Н. Сверхвысокотемпературные композиционные материалы. – М.: Интернет Инжиниринг, 2003. – 560 с.
59. Гаршин А.П., Гропянов В.М., Зайцев Г.П., Семенов С.С. Керамика для машиностроения. – М.: Научтехлитиздат, 2003. – 384 с.
60. Бутырин Г.М. Высокопористые углеродные материалы. – М.: Химия, 1976 – 192 с.
61. ULTRAMET Advanced Materials Solutions: [Электронный ресурс]/ Ultramet. – Piscoima, 2018. – URL: <http://ultramet.com/thermal-protection-system> (дата обращения 15.01.2018 г.).
62. ERG materials and aerospace. ERG Aerospace Corp. 2019. Режим доступа: <http://ergaerospace.com/technical-data/the-basics-of-duocel-foam/> (дата обращения 19.07.2019 г.)
63. Чеканова В.Д., Фиалков А.С. Стеклоуглерод: получение, свойства, применение // Успехи химии, 1971. – Т. 40, №. 5. – С. 777-805.
64. ULTRAMET Advanced Materials Solutions. Ultramet. Piscoima, 2019. Режим доступа: <http://ultramet.com/refractory-open-cell-foams-carbon-ceramic-and-metal/properties-of-foam-materials> (дата обращения 19.07.2019 г.).
65. Фиалков А.С. Углерод, межслоевые соединения и композиты на его основе. – М.: Аспект Пресс, 1997. – 718 с.
66. Мармер Э.Н. Углеграфитовые материалы (справочник). – М.: Metallurgia, 1973 – с.136.
67. Чиркин В.С. Теплофизические свойства материалов ядерной техники (справочник). – М.: Атомиздат, 1968. – с. 484.

68. Кузнецов С.И., Петров А.Л., Паршиков А.Ю. Отражательная способность углеграфитовых композиционных материалов и углеродных тканей // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, 2002. – Т.4, № 1. – С. 31-37.
69. Бабичев А.П., Бабушкина Н.А., Братковский А.М. и др. Физические величины: Справочник / Под ред. И.С. Григорьева, Е.З. Мейлихова. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 1232 с.
70. Papoular R.J., Papoular R. Some optical properties of graphite from IR to millimetric wavelengths // Monthly Notices of the Royal Astronomical Society, 2014. – Vol. 443, Issue 4. – P. 2974–2982.
71. Полак Э. Численные методы оптимизации. Единый подход: Пер. с англ. – М.: Мир, 1974. – 374 с.
72. Гилл Ф., Мюррей У., Райт М. Практическая оптимизация: Пер. с англ. – М.: Мир, 1985. – 509 с.
73. Svanberg K. The method of moving asymptotes – a new method for structural optimization // International Journal for Numerical Methods of Engineering. 1987. – Vol. 24, № 2. – P. 359 – 373.
74. Пантелеев А.В. Метаэвристические алгоритмы поиска глобального экстремума. – М.: Изд-во МАИ-Принт, 2009 – 160 с.
75. Евтушенко Ю.Г. Методы решения экстремальных задач и их применение в системах оптимизации. – М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1982. – 432 с.
76. Адрианов В.Н. Основы радиационного и сложного теплообмена. – М.: Энергия, 1972. – 464 с.
77. Оцисик М.Н. Сложный теплообмен. – М.: Мир, 1976. – 616 с.
78. Зельдович Я.Б., Райзер Ю.П. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. – 3-е изд., исправл. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. – 656 с.
79. Czerny M., Walther A. Tabellen der Bruchteilmfunktionen zum Planckschen Strahlungsgesetz. – Berlin: Springer-Verlag, 1961. – 59 p.
80. Г. ванн де Хюлст. Рассеяние света малыми частицами. – М.: Издательство иностранной литературы, 1961. – 536 с.
81. Салосина М.О. Оптимизация многослойного теплозащитного экрана солнечного зонда // Космическая техника и технологии, 2018. – Т. 22, № 3. – С. 32-41.
82. Салосина М.О. Оптимизация многослойного теплозащитного экрана солнечного зонда // XXI Научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов РКК

- «Энергия» им. С.П.Королева: сб. тезисов докладов (Королев, 30 октября – 3 ноября 2017). – Королев: РКК «Энергия» им. С.П.Королева, 2017. – Т.1. – С. 233-234 (320 с.).
83. Салосина М.О. Проектирование тепловой защиты солнечного зонда // Проблемы газодинамики и теплообмена в энергетических установках: сб. тезисов докладов XXI Школы-семинара молодых ученых и специалистов под руководством академика РАН А.И.Леонтьева (Санкт-Петербург, 22 – 26 мая 2017). – Москва: Изд. дом МЭИ, 2017. – Т.2. – С. 51 – 52 (306 с.).
84. Банди Б. Методы оптимизации. Вводный курс: Пер. с англ. – М.: Радио и связь, 1988. – 128 с.
85. Nenarokomov A.V., Salosina M.O., Alifanov O.M. Optimal design of multi-layer thermal protection of variable thickness // International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow, 2017. – Vol. 27, Issue 5. – P. 1040 – 1055. doi: 10.1108/HFF-03-2016-0112.
86. Алифанов О. М., Константинов М. С., Крайнова И. В., Ненарокомов А. В., Салосина М. О., Мин Тейн. Проектирование тепловой защиты перспективного солнечного зонда // XV Минский международный форум по тепло- и массообмену: сб. тезисов докладов (Минск, 23 – 26 мая 2016). – Минск: Институт тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси, 2016. – Т. 2. – С. 312-316 (473 с.).
87. Салосина М.О. Оптимальное проектирование многослойного теплозащитного экрана солнечного зонда // Молодёжь и будущее авиации и космонавтики: сб. аннотаций конкурсных работ 9-го Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов (Москва, 20 – 24 ноября 2017). – Москва: Типография «Люксор», 2017. – С. 166 – 167 (290 с.).
88. Самарский А.А. Теория разностных схем. – М.: Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», 1977. – 656. с.
89. Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Ненарокомов А.В. Обратные задачи в исследовании сложного теплообмена. – М.: «Янус-К», 2009. – 300 с.
90. Березин И.С., Жидков Н.П. Методы вычислений. В 2 т. Т. 2. – М.: Физматгиз, 1962. – 640 с.
91. Лыков А.В. Теория теплопроводности. – М.: Высшая школа, 1967. – 600 с.
92. Антипов В.И., Лебедев В.В., Николаев Б.П., Соколов В.П. Точное аналитическое решение одной нелинейной задачи теплопроводности. – Деп. ВИНТИ, 1979. – № 3926. – 79 Деп.
93. Полянин А.Д. Справочник по линейным уравнениям математической физики. – М.: Физматлит, 2001. – 576 с.

94. Градштейн И.С., Рыжик И.М. Таблицы интегралов, сумм, рядов и произведений. – М.: Физматгиз, 1962. – 1100 с.
95. Химмельблау Д. Прикладное нелинейное программирование. – М.: Мир, 1975. – 536 с.
96. Ohlhorst C.W., Vaughn W. L., Ransone P. O., Hwa-Tsu Tsou. Thermal Conductivity Database of Various Structural Carbon-Carbon Composite Materials / NASA TM-4787. Langley Research Center. Hampton, 1997. – 96 p.
97. Салосина М.О. Оптимальное проектирование тепловой защиты космического аппарата с учетом структуры материала // Седьмая Российская национальная конференция по теплообмену (РНКТ-7): сб. тезисов докладов (Москва, 22 – 26 октября 2018). – Москва: Изд. дом МЭИ, 2018. – Т.3. – С. 447 – 450 (492 с.).
98. Салосина М.О. Проектирование тепловой защиты космического аппарата с учетом структуры высокопористого ячеистого материала // Авиация и космонавтика: сб. тезисов докладов 17-ой Международной конференции (Москва, 19 – 23 ноября 2018). – Москва: Типография «Люксор», 2018. – С. 343 – 344 (740 с.).
99. Салосина М.О. Проектирование тепловой защиты солнечного зонда с учетом структуры высокопористого ячеистого углеродного материала // Молодёжь и будущее авиации и космонавтики: сб. аннотаций конкурсных работ 10-го Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов (Москва, 19 – 23 ноября 2018). – Москва: Типография «Люксор», 2018. – С. 188 – 189 (352 с.).
100. Alifanov O.M., Nenarokomov A.V., Salosina M.O. Optimal design of thermal protection considering the carbon foam morphology // Proceedings of 69th International Astronautical Congress: Involving Everyone (IAC 2018) (Bremen, Germany, 1 – 5 October 2018). – IAF, International Astronautical Federation, 2018, - Vol. 13. – P. 9099 – 9106.
101. Салосина М.О., Алифанов О.М., Ненарокомов А.В. Проектирование тепловой защиты солнечного зонда с учетом структуры теплозащитных материалов // Тепловые процессы в технике, 2019. – Т. 11, № 8. – С. 345 – 354.
102. А.П. Бабичев, Н.А. Бабушкина, А.М. Братковский и др. (52 автора). Физические величины: справочник. Под ред. И.С. Григорьева, Е.З. Мейлихова. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 1232 с.
103. Ko W.L., Quinn R.D., Gong L. Finite-element reentry heat-transfer analysis of Space Shuttle Orbiter / NASA TP-2657. – NASA Ames Research Center, 1986. – 57 p.
104. Daniel Ng. Temperature-dependent reflectivity of Silicon carbide / NASA TM—105287. – National Aeronautics and Space Administration, Lewis Research Center. – Cleveland, 1992. – 11 p.

105. Алифанов О.М. Идентификация процессов теплообмена летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1979. – 216 с.
106. Алифанов О.М. Обратные задачи теплообмена. – М.: Машиностроение. 1988. 279 с.
107. Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Румянцев С.В. Экстремальные методы решения некорректных задач и их приложения к обратным задачам теплообмена. – М.: Наука, 1988. – 285 с.
108. Алифанов О.М., Будник С.А., Михайлов В.В., Ненарокомов А.В. Экспериментально-вычислительный комплекс для исследования теплофизических свойств теплотехнических материалов // Тепловые процессы в технике, 2009. – Т. 1, №2. – С. 49-60.
109. Alifanov O.M., Budnik S.A., Mikhaylov V.V., Nenarokomov A.V., Titov D.M., Yudin V.M. An experimental–computational system for materials thermal properties determination and its application for spacecraft structures testing // Acta Astronautica, 2007. – Vol. 61. – P. 341 – 351.
110. Алифанов О.М., Вабищевич П.Н., Михайлов В.В. и др. Основы идентификации и проектирования тепловых процессов и систем: Учебное пособие.– М.: Логос, 2001. – 400 с.
111. Ретикулированный поролон. 2019. Режим доступа: <http://porolon-ppu.ru/content/primenenie-v-hvac-industrii-retikulirovannogo-penopoliuretana> (дата обращения 19.07.2019 г.).