

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования «МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)» МАИ (НИУ)

На правах рукописи



Белявский Александр Евгеньевич

**МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ**

Специальность 2.5.14. – «Прочность и тепловые режимы летательных
аппаратов»

Диссертация

на соискание ученой степени доктора технических наук

Научный консультант
доктор технических наук
профессор
Алексеев Владимир Антонович

Москва - 2023

О Г Л А В Л Е Н И Е

ВВЕДЕНИЕ.....	8
ГЛАВА 1 ПРОБЛЕМА ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ.....	21
1.1 Этапы освоения Луны, лунная инфраструктура первого этапа освоения Луны.....	21
1.2 Требования к системе обеспечения теплового режима обитаемой лунной базы.....	24
1.3 Альтернативные концепции построения системы обеспечения теплового режима лунной базы.....	26
1.4 Общая постановка проблемы анализа и проектирования системы обеспечения теплового режима лунной базы.....	33
Заключение по Главе 1.....	40
ГЛАВА 2 МЕТОДОЛОГИЯ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ.....	41
2.1 Предложение новой структурной схемы системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы с использованием тепловых аккумуляторов.....	41
2.2 Разработка новых конструкторских решений при проектировании системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы.....	45
2.3 Разработка новых конструкторских решений при проектировании пассивной системы обеспечения теплового режима радиоэлектронной аппаратуры модуля лунной базы.....	49
2.4 Использование ресурсов Луны.....	53
2.5 Проектирование системы обеспечения теплового режима лунной базы в условиях неопределенности параметров на этапе системных предпроектных исследований.....	60
Заключение по Главе 2.....	65
ГЛАВА 3 УСЛОВИЯ ВНЕШНЕЙ СРЕДЫ ДЛЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА НА ЛУНЕ.....	67

3.1	Лунная поверхность и характеристики рельефа.....	67
3.2	Теплофизические свойства реголита.....	70
3.3	Влияние лунной пыли на функционирование лунной базы.....	74
3.4	Внешние и внутренние источники тепла лунной базы.....	80
3.5	Расчет поглощенных лучистых потоков радиационным теплообменником лунной базы.....	85
	Заключение по Главе 3.....	92
	ГЛАВА 4 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГИБРИДНОГО РАДИАЦИОННОГО ТЕПЛООБМЕННИКА.....	93
4.1	Математическая модель гибридного радиационного теплообменника.....	93
4.2	Моделирование радиационного теплообменника гибридной структуры.....	99
4.3	Моделирование пассивной системы обеспечения теплового режима радиоэлектронной аппаратуры с использованием гибридной излучающей панели.....	107
	Заключение по Главе 4.....	111
	ГЛАВА 5 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ГИБРИДНОЙ СТРУКТУРЫ.....	112
5.1	Экспериментальная установка и методика определения теплофизических свойств гибридной структуры.....	112
5.2	Технология изготовления опытного образца гибридной структуры.....	117
5.3	Экспериментальное определение теплофизических свойств гибридной структуры.....	121
5.4	Экспериментальное определение возможности повышения внеплоскостных теплофизических свойств гибридной структуры.....	129
	Заключение по Главе 5.....	137
	ГЛАВА 6 АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГИБРИДНОГО РАДИАЦИОННОГО ТЕПЛООБМЕННИКА.....	139

6.1 Исследование эффективности радиационного теплообменника гибридной структуры.....	139
6.2 Массовый анализ гибридных радиационных теплообменников.....	149
6.3 Исследование надежности радиационного теплообменника гибридной структуры при метеоритном воздействии.....	157
6.4 Массовый анализ и анализ надежности использования гибридной излучающей панели с блоком приборов.....	163
6.5 Массовый анализ теплопроводящей гибридной ленты.....	167
Заключение по Главе 6.....	171
ГЛАВА 7 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ПРОЕКТНЫЙ АНАЛИЗ ТЕПЛООВОГО АККУМУЛЯТОРА ВНУТРЕННЕГО КОНТУРА СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ В ТЕЧЕНИЕ ЗЕМНЫХ СУТОК.....	173
7.1 Математическая модель теплового аккумулятора внутреннего контура системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы.....	173
7.2 Экспериментальная проверка адекватности математической модели теплового аккумулятора для использования во внутреннем контуре системы обеспечения теплового режима лунной базы натурному аналогу.....	182
7.3 Оценка эффективности использования теплового аккумулятора внутреннего контура системы обеспечения теплового режима лунной базы в течение земных суток.....	192
7.4 Выбор конструктивных параметров теплового аккумулятора внутреннего контура системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы.....	198
Заклучение по Главе 7.....	205
ГЛАВА 8 АНАЛИЗ МОЩНОСТИ И ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОЧЕГО ВЕЩЕСТВА ПЕРСПЕКТИВНОГО ТЕПЛООВОГО АККУМУЛЯТОРА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ В ТЕЧЕНИЕ ЛУННЫХ СУТОК.....	206
8.1 Анализ работы радиационного теплообменника системы обеспечения теплового режима лунной базы.....	206

8.2 Пути улучшения теплофизических свойств реголита.....	213
8.3 Анализ количества рабочего вещества перспективного теплового аккумулятора для обеспечения теплового режима лунной базы в течение лунных суток.....	218
Заключение по Главе 8.....	224
ГЛАВА 9 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПЕРСПЕКТИВНОГО ТЕПЛООВОГО АККУМУЛЯТОРА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ В ТЕЧЕНИЕ ЛУННЫХ СУТОК.....	226
9.1 Моделирование теплового аккумулятора наружного контура системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы.....	226
9.2 Анализ проектных параметров перспективного теплового аккумулятора для обеспечения теплового режима лунной базы в течение лунных суток.....	233
Заключение по Главе 9.....	241
ГЛАВА 10 СТРУКТУРА И МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ С ТЕПЛОАККУМУЛИРУЮЩИМИ УСТРОЙСТВАМИ.....	242
10.1 Структура системы обеспечения теплового режима лунной базы с теплоаккумулирующими устройствами.....	242
10.2 Математическая модель системы обеспечения теплового режима лунной базы с теплоаккумулирующими устройствами.....	252
Заключение по Главе 10.....	256
ГЛАВА 11 МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ И ОЦЕНКА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ С ТЕПЛОАККУМУЛИРУЮЩИМИ УСТРОЙСТВАМИ.....	258
11.1 Моделирование динамических режимов и оценка проектных параметров системы обеспечения теплового режима лунной базы, расположенной в средних широтах.....	258

11.2 Моделирование динамических режимов и оценка проектных параметров системы обеспечения теплового режима лунной базы, расположенной в экваториальной области.....	269
11.3 Моделирование динамических режимов и оценка проектных параметров системы обеспечения теплового режима лунной базы, расположенной в полярной области.....	278
Заключение по Главе 11.....	281
ГЛАВА 12 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕСУРСОВ ЛУНЫ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ И РАЗВИТИЯ ЛУННОЙ БАЗЫ.....	282
12.1 Варианты снабжения лунной базы кислородом, водородом и водой.....	282
12.2 Оценка технико-экономической эффективности использования ядерных энергетических установок в составе лунной базы.....	288
12.3 Моделирование стоимости полного жизненного цикла добывающе-перерабатывающих комплексов по добыче кислорода и водорода на Луне, снабжения с Земли и регенерации продуктов жизнедеятельности экипажа.....	292
12.4 Расчет стоимости полного жизненного цикла добывающе-перерабатывающих комплексов по добыче кислорода и водорода на Луне, снабжения с Земли и регенерации продуктов жизнедеятельности экипажа и выбор оптимального варианта снабжения лунной базы.....	297
Заключение по Главе 12.....	305
ГЛАВА 13 ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПАРАМЕТРОВ.....	307
13.1 Типы параметрической неопределенности и возможные подходы для их учета.....	307
13.2 Критерии, модели и алгоритмы неопределенного программирования при проектировании системы обеспечения теплового режима лунной базы.....	311

13.3 Оптимизация проектных параметров радиационного теплообменника системы обеспечения теплового режима лунной базы в условиях параметрической неопределенности.....	317
13.4 Исследование теплоемкостной характеристики теплового аккумулятора на основе реголита с водой в условиях параметрической неопределенности лунной среды.....	336
Заключение по Главе 13.....	346
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	347
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	353
Приложение А Классификация тепловых аккумуляторов.....	374
Приложение Б Анализ принципов теплового аккумулирования.....	380
Приложение В Анализ перспективных фазопереходных аккумулирующих веществ.....	382
Приложение Г Анализ конструкций теплового аккумулятора с плавящимся рабочим веществом.....	385
Приложение Д Экспериментальная установка для проверки адекватности атематической модели ТА натурному аналогу.....	389
Приложение Е Методика обработки результатов экспериментов.....	392
Приложение Ж Методика выбора проектных параметров теплового аккумулятора с плавящимся рабочим веществом.....	398
Приложение З Акты внедрения результатов диссертационной работы.....	401

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования обусловлена планируемым развертыванием обитаемой лунной базы на поверхности Луны. Одной из наиболее сложных и обладающей большой массой систем лунной базы является система обеспечения теплового режима (СОТР). В ее задачу входит формирование заданного теплового режима модуля лунной базы с учетом его взаимосвязи с экипажем и окружающей средой в условиях комплексного воздействия экстремальных факторов окружающей среды.

В стоящей на повестке дня программе индустриализации космоса, предполагающей его преобразование с целью превращения в новую среду обитания и производственной деятельности людей вне Земли, и освоения Солнечной системы как части вселенной, Луна должна стать составной частью инфраструктуры земной цивилизации.

В соответствии с целями и задачами, изложенными в «Стратегии развития Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» на период до 2025 г. и перспективу до 2030г.» (далее – Стратегия) планируется на рубеже 2030 года выход на пилотируемые полеты на Луну с последующим развертыванием обитаемой лунной базы минимальной конфигурации.

Важными стратегическими задачами, отраженными в Стратегии и в плане ее реализации, являются такие, как использование прорывных технических решений для получения фундаментальных результатов в изучении, освоении и использовании космического пространства, и стимулирование инновационной активности предприятий и организаций ракетно-космической промышленности путем задания к разработке проектов, реализация которых нецелесообразна или невозможна с использованием известных технических решений.

На современном этапе отсутствует опыт построения и проектирования планетарных обитаемых баз. Проектирование лунной базы в целом и

отдельных ее систем, в том числе СОТР, в настоящее время находится на этапе предпроектных исследований.

При проектировании СОТР как одной из систем лунной базы выбор ее проектных параметров следует проводить совместно с общими мероприятиями конструкторского характера, компоновочными и организационно-техническими решениями, связанными с местом расположения базы на лунной поверхности и режимами ее функционирования: с экипажем или в автономном режиме, направленными на обеспечение требуемого теплового режима.

При проектировании СОТР лунной базы возникает ряд особенностей, по сравнению с проектированием СОТР долговременных орбитальных станций. Удаленность Луны от Земли приводит к удорожанию доставки грузов и удлинению времени перевозки. Высокая температура лунной поверхности в течение лунного дня приводит к потере работоспособности низкотемпературных радиационных теплообменников (РТО). Отсутствуют точные данные о влиянии лунной пыли на функционирование агрегатов и СОТР в целом и распределении частиц в метеоритном потоке в районе орбиты луны. Наличие гравитации вызывает проблемы при работе аксиальных тепловых труб.

Сложность создания СОТР объектов на луне обусловлена двумя основными причинами.

Во-первых, практически полное отсутствие атмосферы приводит к тому, что окружающие объект тепловые условия в течение лунных суток изменяются от экстремально холодных до экстремально горячих. Так, лунной ночью окружающие объект тепловые условия близки к условиям «холодного» космоса, а лунным днем объект на поверхности может нагреться до чрезвычайно высоких температур под воздействием интенсивных тепловых потоков от Солнца и от нагретой до высокой температуры поверхности Луны.

Во-вторых, значительная продолжительность лунных суток практически исключает сглаживание температуры объекта за счет его теплоемкости, а

также затрудняет использование электрических нагревателей ночью. Комбинация этих двух причин не позволяет построить систему обеспечения температурного режима, основанную только на традиционных схемных решениях, например, принятых для орбитальных станций Земли. Таким образом, поиск новых принципов, методов, алгоритмов, схем, конструкционных материалов и модернизация методов и технологий, используемых в СОТР долговременных орбитальных станций, составляющих методологическую основу проектирования СОТР лунной базы, являются актуальной научной проблемой.

Степень разработанности темы. В литературе имеются описания концепций построения СОТР лунной базы, но ни одна из них не позволяет эффективно и надежно обеспечить тепловой режим базы, расположенной в средних широтах и экваториальной зоне поверхности Луны. Проведенный анализ литературных источников показывает, что известного решения для поддержания теплового режима базы, расположенной в средних широтах и экваториальной зоне поверхности Луны не существует.

Система обеспечения теплового режима лунной базы относится к наукоемкой продукции образцов ракетно-космической техники. Это направление является новым для разрабатываемых сложных теплотехнических систем. Ретроспективный анализ эксплуатации сложных теплотехнических систем различного целевого назначения в России показал, что к данному направлению исследований относятся работы, проводимые специалистами института № 6 «Аэрокосмический» Московского авиационного института (Национального исследовательского университета) академиком РАН, д.т.н. О.М. Алифановым, д.т.н. А.В. Ненарокомовым, д.т.н. В.В. Малоземовым, д.т.н. Н.С. Кудрявцевой, Акционерного общества «Научно-исследовательский институт точных приборов» д.т.н. В.А. Алексеевым, а также в других ведущих организациях, связанных данной тематикой: «Центрального научно-исследовательского института машиностроения» к.т.н. Р.М. Копяткевичем, к.т.н. Д.К. Винокуровым, Государственного космического научно-

производственного центра имени М.В. Хруничева к.т.н. А.Н. Саловым, Ракетно-космической корпорации «Энергия» имени С.П. Королева к.т.н. А.А. Басовым, О.В. Сургучевым, Ю.В. Капиносом, к.т.н. Е.П. Белявским, к.т.н. В.М. Залетаевым, АО «Научно-производственного объединения им. С.А. Лавочкина» д.т.н. В.С. Финченко, к.т.н. Е.Ю. Котляровым, к.т.н. В.А. Антоновым, «Национального исследовательского университета «МЭИ» к.т.н. Н.М. Савченковой, МГТУ им. Н.Э. Баумана д.т.н. С.В. Резником, д.т.н. П.В. Просунцовым, Института космических исследований РАН д.т.н. Н.П. Семеной, «Тепловые агрегаты и системы» К.А. Гончаровым и другими специалистами.

К настоящему времени разработаны структурные схемы СОТР для долговременных обитаемых орбитальных станций и космических аппаратов, накоплен опыт моделирования, проектирования, конструирования и эксплуатации агрегатов и СОТР в целом.

При проектировании СОТР лунной базы возникают новые требования, связанные с спецификой лунной среды, не позволяющие применять отработанные структурные схемы и агрегатную базу без модернизации, разработки новой элементной базы и новых конструкторских решений. Спецификой лунной среды является высокая температура лунной поверхности, достигающая 400 К в течение лунного дня, приводящая к невозможности отвода теплоты на требуемом температурном уровне для жизнедеятельности лунной базы; гравитация, равная $1/6 g$ от земной, вызывающая ограничения в применении аксиальных тепловых труб; наличие лунной пыли, приводящей к деградации оптических характеристик излучающих поверхностей; удаленность Луны от Земли, приводящей к удорожанию доставки грузов и удлинению времени перевозки; недостаток информации о характеристиках лунной среды, характеризующий наличие эпистемической неопределенности в параметрах лунной среды.

Целью работы является разработка методологических основ проектирования СОТР лунной базы.

Для достижения этой цели решаются следующие основные исследовательские задачи:

1. постановка и анализ проблемы;
2. разработка новой структурной схемы СОТР модуля лунной базы;
3. разработка новых элементов и агрегатов для СОТР лунной базы;
4. проведение экспериментальных исследований и разработка математических моделей перспективного гибридного РТО и гибридной излучающей панели пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры,
5. проведение экспериментальных исследований и разработка математической модели теплового аккумулятора (ТА) с фазопереходным рабочим веществом внутреннего контура СОТР для обеспечения теплового режима лунной базы в течение земных суток;
6. разработка на базе проведенных экспериментальных исследований математической модели теплового аккумулятора наружного контура СОТР с использованием лунных ресурсов на основе реголита для обеспечения теплового режима лунной базы в течение лунных суток;
7. разработка математической модели новой структуры СОТР лунной базы с использованием теплоаккумулирующих устройств;
8. численное моделирование динамических режимов и оценка проектных параметров СОТР лунной базы с теплоаккумулирующими устройствами;
9. технико-экономический анализ и обоснование целесообразности использования местных лунных ресурсов при разработке схем и новой элементной базы СОТР лунного модуля;
10. разработка математических моделей и алгоритмов проектирования СОТР лунной базы в условиях эпистемической неопределенности параметров на этапе системных предпроектных исследований.

Научная новизна результатов диссертационной работы заключается в том, что автором впервые теоретически и экспериментально обоснованы и разработаны методологические основы исследования и проектирования СОТР лунной базы и получены следующие научные результаты:

1. Методологические основы решения комплексной научно-технической проблемы проектирования системы обеспечения теплового режима лунной базы, учитывающая удаленность лунной поверхности от Земли; условия гравитации, равные $1/6 g$ от земной; повышенную температуру лунной поверхности в течение лунного дня, превышающую температуру излучающей поверхности РТО; присутствие эпистемической неопределенности при выборе проектных параметров СОТР; возможность использования лунных ресурсов для развития и расширения лунной базы.

2. Новая структурная схема СОТР модуля лунной базы, включающая в состав наружного контура тепловой аккумулятор с рабочим веществом на основе реголита и в состав внутреннего контура теплового аккумулятора с плавящимся рабочим веществом.

3. Новые элементы и агрегаты для СОТР лунной базы:

3.1. РТО гибридной структуры, с излучающей двухслойной панелью, наружный излучающий слой которой металлический, а внутренний слой является гибридной структурой, состоящей из пакета фольги пиролитического графита с высокой плоскостной теплопроводностью.

3.2. Излучающая панель гибридной структуры пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры модуля лунной базы, с двухслойной излучающей панелью, наружный излучающий слой которой металлический, а внутренний слой является гибридной структурой, состоящей из пакета фольги пиролитического графита с высокой плоскостной теплопроводностью на которую устанавливаются тепловыделяющие элементы радиоэлектронной аппаратуры.

3.3. Тепловой аккумулятор трубчатого типа наружного контура на основе реголита с водой, претерпевающей фазовый переход.

4. Результаты экспериментальных исследований теплофизических свойств гибридных структур и разработка на их основе математических моделей гибридного РТО и гибридной излучающей панели.

5. Результаты экспериментальных исследований и разработка на их основе математической модели теплового аккумулятора внутреннего контура СОТР с фазопереходным рабочим веществом, с использованием принципа суперпозиции для учета скрытой теплоты фазового перехода.

6. Математические модели ТА трубчатого типа наружного контура СОТР на основе реголита с водой для обеспечения теплового режима лунной базы в течение лунных суток с использованием принципа суперпозиции для учета скрытой теплоты фазового перехода.

7. Математическая модель новой структуры СОТР лунной базы с использованием теплоаккумулирующих устройств, результаты численного моделирования динамических режимов и оценки проектных параметров СОТР лунной базы с теплоаккумулирующими устройствами.

8. Результаты технико-экономического анализа и обоснования целесообразности использования местных лунных ресурсов при разработке схем и новой элементной базы СОТР лунного модуля.

9. Математические модели и алгоритмы, основанные на применении теории неопределенности, предложенной Б. Лю с использованием генетического алгоритма оптимизации, для проектирования СОТР лунной базы в условиях эпистемической неопределенности параметров на этапе системных предпроектных исследований.

10. Новые расчетные результаты по режимам функционирования СОТР лунной базы в условиях эпистемической неопределенности параметров, полученные на основе вычислительных экспериментов с помощью разработанных математических описаний данной системы, включающие проектные параметры РТО гибридной структуры, излучающей панели гибридной структуры пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры модуля лунной базы, теплового аккумулятора наружного контура СОТР с рабочим веществом на основе реголита.

Теоретическая значимость работы заключается в развитии теории исследования и проектирования СОТР лунной базы в части, касающейся

впервые обоснованной и разработанной новой структурной схемы СОТР модуля лунной базы с использованием в составе наружного контура теплового аккумулятора с рабочим веществом на основе реголита и в составе внутреннего контура теплового аккумулятора с плавящимся рабочим веществом. В разработке новой конструкции РТО гибридной структуры и излучающей панели гибридной структуры пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры. В разработке математических моделей и алгоритмов неопределенного программирования для проектирования СОТР лунной базы в условиях эпистемической неопределенности параметров на этапе системных предпроектных исследований.

Практическая значимость научных результатов диссертационной работы заключается в разработке новой структурной схемы СОТР лунной базы, в методиках выбора проектных параметров РТО гибридной структуры, излучающей панели гибридной структуры пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры модуля лунной базы, теплового аккумулятора наружного контура СОТР с рабочим веществом на основе реголита, теплового аккумулятора внутреннего контура СОТР с плавящимся рабочим веществом, реализованных в методологическом, математическом и программном обеспечении проектирования, в практических рекомендациях по исследованию и проектированию СОТР лунной базы.

Методология и методы исследования. Методологическую основу исследования составили труды отечественных и зарубежных ученых в области проектирования и конструирования систем обеспечения теплового режима космических аппаратов и их агрегатов.

Информационные источники научного исследования:

– научные источники в виде данных и сведений из отечественных и зарубежных изданий: книг, журнальных статей, научных докладов, материалов научно-технических конференций, отчетов о НИР и ОКР, патентов на изобретения и на полезные модели, свидетельств о государственной регистрации программ для ЭВМ и авторских свидетельств, современных баз

данных и информационных справочных систем информационно-телекоммуникационной сети «Интернет»;

– официальные документы: рабочая документация, положения, руководящие документы, ОСТ и ГОСТ;

– результаты теоретических и экспериментальных исследований, выполненных автором.

Для исследования процессов и получения неизвестных параметров использовались такие методы, как эксперимент, математическое моделирование, численные методы.

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся:

1. Методологические основы решения комплексной научно-технической проблемы анализа и проектирования системы обеспечения теплового режима лунной базы.

2. Новая структурная схема СОТР модуля лунной базы, включающая в состав наружного контура тепловой аккумулятор трубчатого типа с рабочим веществом на основе реголита и в состав внутреннего контура теплового аккумулятора с плавящимся рабочим веществом.

3. Новые элементы и агрегаты для СОТР лунной базы: РТО гибридной структуры, излучающая панель гибридной структуры пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры модуля лунной базы, ТА трубчатого типа наружного контура на основе реголита, ТА внутреннего контура с плавящимся рабочим веществом.

4. Новые экспериментальные данные по теплофизическим свойствам гибридных структур и разработанные на их основе математические модели гибридного РТО и гибридной излучающей панели.

5. Математическая модель теплового аккумулятора с фазопереходным рабочим веществом внутреннего контура СОТР, подтвержденная экспериментальными исследованиями.

6. Математическая модель теплового аккумулятора трубчатого типа наружного контура СОТР на основе реголита для обеспечения теплового режима лунной базы в течение лунных суток.

7. Математическая модель новой структуры СОТР лунной базы с использованием теплоаккумулирующих устройств, результаты численного моделирования динамических режимов и оценки проектных параметров СОТР лунной базы с теплоаккумулирующими устройствами.

8. Результаты технико-экономического анализа и обоснования целесообразности использования местных лунных ресурсов при разработке схем и новой элементной базы СОТР лунного модуля.

9. Математические модели и алгоритмы проектирования СОТР лунной базы в условиях эпистемической неопределенности параметров на этапе системных предпроектных исследований.

10. Новые расчетные результаты по выбору оптимальных параметров агрегатов СОТР лунной базы в условиях эпистемической неопределенности параметров.

Степень достоверности и апробация результатов. Диссертационная работа носит расчетно-экспериментальный характер. Достоверность полученных результатов и обоснованных выводов подтверждается строгой формулировкой основных положений исследований и используемых формализованных описаний, применением базовых методов анализа. Величина относительной погрешности расчетов не превышает 20%. Допущения, принимаемые при разработке математических моделей, являются традиционными и возможность их использования подтверждена многочисленными исследованиями в практике работы проектно-конструкторских организаций. Выводы по диссертационной работе подтверждаются и иллюстрируются результатами оценки проектных параметров агрегатов и СОТР на ЭВМ; проведенными экспериментальными исследованиями теплофизических свойств гибридных структур из пакета фольги пиролитического графита, разброс полученных результатов температуропроводности находится в пределах 0,6 % относительно среднего

значения; экспериментальными исследованиями фазопереходных процессов в рабочем веществе теплового аккумулятора, показавших, что относительная погрешность расчетов с использованием разработанной математической модели теплового аккумулятора с плавящимся рабочим веществом находится в диапазоне 0 – 15 %.

Основные результаты диссертационной работы доложены на международных и отечественных научных чтениях, конференциях и семинарах, в том числе: на седьмой Российской национальной конференции по теплообмену Москва, МЭИ, 22-26 октября 2018; на 17, 18, 19, 20, 21 – ой Международных конференциях «Авиация и космонавтика», Москва, МАИ, 2018, 2019, 2020, 2021, 2022; на первой Общероссийской научно-практической конференции «Вопросы инновационного развития аэрокосмического комплекса России», Москва, МАИ, 19-23 декабря 2018; на конференциях «XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства», Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, 2023; на XIV Международной научно-практической конференции, Звездный городок, Государственная корпорация по космической деятельности "Роскосмос"; Федеральное государственное бюджетное учреждение "Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина", 2021; на XXVI Международной научно-практической конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева, Красноярск, 09–11 ноября 2022; Отраслевая научно-практическая конференция «Космонавтика XXI века», г. Королев Московская область, АО «ЦНИИМАШ», 15 и 16 февраля 2023 г.

Личный вклад автора. Автором диссертационной работы поставленная научная проблема анализа и проектирования системы обеспечения теплового режима лунной базы решена полностью, что подтверждается результатами

разработанных математических моделей, алгоритмов, экспериментальных исследований и уровнем их реализации (внедрения).

Все результаты диссертационной работы получены автором самостоятельно. Во всех случаях использования других результатов в диссертации приведены ссылки на литературные источники. В работах, выполненных в соавторстве, вклад соискателя состоит в расчетно-экспериментальных исследованиях, разработке новой структурной схемы СОТР модуля лунной базы, включающей в состав наружного контура тепловой аккумулятор с рабочим веществом на основе реголита и в состав внутреннего контура теплового аккумулятора с плавящимся рабочим веществом, разработке новых элементов и агрегатов для СОТР лунной базы, как-то РТО гибридной структуры, излучающая панель гибридной структуры пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры модуля лунной базы, ТА наружного контура на основе реголита, ТА внутреннего контура с плавящимся рабочим веществом, а также анализе и обобщении полученных результатов, формулировке выводов.

Основные результаты диссертационной работы реализованы и представлены актами реализации:

1. АО «НИИ ТП»;
2. АО «НИИХИММАШ»;
3. ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»
4. в МАИ (НИУ) использованы в учебном процессе кафедры 614 «Экология, системы жизнеобеспечения и безопасность жизнедеятельности» и при разработке рабочих программ по специальности шифр 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» по специализации «Ракетные транспортные системы» по дисциплине «Системы обеспечения теплового режима», по специализации «Системы жизнеобеспечения, термостатирования и защиты ракетно-космических комплексов» по дисциплинам «Системы термостатирования приборного оборудования космических аппаратов», «Системы обеспечения теплового режима космических объектов».

Публикации. Содержание диссертации изложено в тридцати двух публикациях: из них в журналах перечня ВАК десять, в том числе без соавторства три; в журналах перечня SCOPUS одиннадцать, в том числе без соавторства семь; в сборниках тезисов докладов научных конференций девять; в двух патентах на изобретения.

Структура работы и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, 13 глав, заключения, списка литературы и 8 приложений. Работа содержит 407 страниц, 7 таблиц, 151 рисунок; список литературы включает 200 наименований.

ГЛАВА 1 ПРОБЛЕМА ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ

1.1 Этапы освоения Луны, лунная инфраструктура первого этапа освоения Луны

В настоящем разделе проведен анализ мотивации освоения Луны и рассмотрены начальные этапы развертывания лунной базы.

В настоящее время определена задача превращения космоса в индустриальную площадку, образующую новую экосистему обитания рабочей деятельности человека вне Земли с целью решения проблем Человечества и освоения планет и лун Солнечной системы. Луне предстоит стать внепланетной инфраструктурой земной цивилизации Земли [1].

Луна и окололунное пространство станут базой для подготовки межпланетных космических полетов. В настоящее время рассматривается широкий круг использования Луны в качестве космической инфраструктуры Земли. Компоненты топлива взлетно-посадочных комплексов транспортной системы лунной базы предполагается добывать из местных лунных ресурсов. В поверхностных породах Луны присутствует изотоп гелий-3. Добыча и использование гелия-3 в качестве перспективного топлива для термоядерных реакторов может стать основой энергетики будущего.

Луна представляет собой идеальное место для наблюдения за вселенной, это отсутствие атмосферы, очень слабая сейсмичность, низкая сила тяжести и медленное вращение Луны вокруг своей оси. Малая гравитация Луны упрощает монтаж крупных конструкций.

Исследования Луны дадут ответы на вопросы по истории возникновения и эволюции Солнечной системы.

С точки зрения освоения человечеством солнечной системы освоение Луны должно стать следующим этапом исследования космоса. Исторический опыт говорит о том, что экспансия отталкивается от опорных пунктов:

например, таких как научные станции в Антарктиде. В околоземном пространстве с помощью орбитальных станций наблюдается похожий путь развития. В настоящее время происходит расширение автоматических средств исследования космического пространства. Однако, присутствие человека в процессе освоения космического пространства считается необходимым. В истории космонавтики существует много примеров, когда при отказе автоматики решить задачу миссии удавалось благодаря действиям космонавтов.

И еще один важный аспект, это выживание человека как биологической формы жизни, как биологического вида путем искусственных внеземных биосфер.

Расширение спектра проводимых космических исследований применительно к Луне является естественным развитием космонавтики. Исследование и освоение Луны с учетом изложенных выше целей и задач, как считают специалисты РКК «Энергия», может включать четыре основных этапа [1, 2].

Первый – подготовительный, включает: исследование Луны автоматическими КА, создание транспортной космической системы (ТКС) для доставки людей и грузов по маршруту Земля – Луна – Земля и серию пилотируемых экспедиций на окололунную орбиту и поверхность Луны.

Вторым этапом освоения Луны станет строительство обитаемой лунной базы минимальной конфигурации, [3, 4]:

Транспортные операции по доставке грузов с орбиты Земли на орбиту Луны и обратно будут выполняться многоразовыми межорбитальными буксирами с электроракетными двигателями. Доставка грузов с орбиты Луны на поверхность Луны будет осуществляться с помощью многоразовых взлетно-посадочных комплексов.

Перемещение грузов по поверхности Луны и проведение различных работ на поверхности будут проводиться луноходами. Рабочий луноход будет

оборудоваться навесными устройствами для исследования и использования грунтовых пород.

В начале строительства долговременной обитаемой лунной базы на строительную площадку будут доставлены рабочий и транспортно-грузовой луноходы. Луноходы будут готовить траншеи для противорадиационного укрытия жилых модулей станции и готовить место ядерной энергетической установки (ЯЭУ). В траншеи будут установлены жилые модули, состыкованы между собой и засыпаны реголитом.

Численность состава экипажа лунной базы минимальной конфигурации предполагается 3 человека. Смену экипажа предполагается производить раз в 6 месяцев. В первое время все необходимые грузы будут доставляться с Земли [5, 6].

Третий этап – расширение лунной базы, создание замкнутой, полностью из лунных ресурсов, системы жизнеобеспечения. В течении третьего этапа планируется отработка технологии получения из реголита кислорода, металлов и кремния. Важным элементом третьего этапа освоения Луны станет строительство комплекса по промышленному производству кислорода для использования его в качестве компонента топлива космической транспортной системы [7, 8].

После создания добывающе-производственного комплекса обитаемая база перейдет на самообеспечение кислородом. Далее возможно расширение добывающе-производственного комплекса с целью получения из лунного реголита водорода, воды и других полезных элементов, содержащихся в нем [9, 10, 11].

Возможности транспортной космической системы значительно расширятся, так как не потребуются доставлять с Земли кислород для заправки элементов системы. На четвертом этапе освоения Луны должно быть обеспечено производство на Луне конструкционных материалов из местных ресурсов и начало обеспечения лунной базы элементами питания [12, 13].

По мнению многих специалистов, в конце двадцать первого века основной задачей освоения Луны должно стать создание на Луне глобальной системы энергоснабжения Земли.

1.2 Требования к системе обеспечения теплового режима лунной базы

Постоянная обитаемая лунная база минимальной конфигурации включает в свой состав командно–жилой, складской и научно-исследовательский обитаемые модули [2].

При строительстве долговременной лунной обитаемой базы предполагается использовать опыт создания долговременных космических обитаемых орбитальных станций «Мир» и Международной космической станции (МКС). База минимальной конфигурации первого этапа должна обеспечивать:

- жизнедеятельность экипажа численностью 3 человека длительное время и 6 человек кратковременно (до двух недель);
- размещение научной аппаратуры, с которой непосредственно будет работать экипаж;
- обслуживание и ремонт луноходов;
- размещение и обеспечение хранения образцов лунных пород общей массой до 500 кг;
- обеспечения выходов экипажей на поверхность;
- обеспечение устойчивой радиосвязи с Землей;
- получение данных от окололунной орбитальной группировки автоматических космических аппаратов;
- обеспечение обслуживания и дозаправки-подзарядки луноходов;
- обслуживание и ремонт взлетно-посадочных и посадочных комплексов.

Одной из наиболее сложных и обладающей большой массой систем лунной базы является система обеспечения теплового режима (СОТР). Система обеспечения теплового режима лунной базы представляет из себя сложный

многозвенный комплекс функциональных подсистем, призванных поддерживать необходимые тепловые условия для работы и жизнедеятельности экипажа, оборудования, приборов и элементов конструкции. Большое значение имеет работа СОТР в отношении ее упреждающего влияния на выполнение экипажем заданий и работоспособность человека по возвращении на Землю.

Система обеспечения теплового режима модуля лунной базы должна рассматриваться как сложная система, к разработке и проектированию которой предъявляются специальные требования, которые можно подразделить на общие и специальные.

Из общих требований к СОТР модуля лунной базы следует отметить:

- надежность в работе;
- минимальные масса и габариты;
- минимальное энергопотребление;
- безопасность в работе;
- небольшая стоимость изготовления;
- ремонтпригодность;
- возможно большая унификация элементов;
- преемственность технических решений, используемых в СОТР долговременных орбитальных станций;
- минимизация доставляемых с Земли компонентов СОТР.

Перечисленные выше общие требования очевидны и не нуждаются в объяснениях.

К специальным требованиям относятся:

- функциональные;
- физико-технические;
- эксплуатационные.

Накопленный опыт пребывания человека на борту космических аппаратов и длительные испытания на Земле показали, что лучшие условия обеспечивают системы с более широким диапазоном изменения основных параметров воздуха:

$$T = 293 \pm 5\text{K},$$

$$\varphi = 40 \dots 70 \%,$$

$$u = 0,2 \dots 1,0 \text{ м/с},$$

$$p = 101,325_{-13,8}^{+26,7} \text{ кПа}.$$

В каждом из модулей лунной базы должна функционировать СОТР, которая обеспечивает все режимы работы, включая аварийные. Предполагается, что СОТР модуля лунной базы должен быть рассчитан на отвод среднесуточной тепловой мощности до 12 кВт [2].

1.3 Альтернативные концепции построения системы обеспечения теплового режима лунной базы

Развертывание лунной базы предполагается осуществить в несколько этапов, из которых наиболее проработаны начальные. Как было указано в предыдущем параграфе, состав обитаемой лунной базы на втором этапе может быть следующим: обитаемые командно-жилой, складской и научно-исследовательские модули; ядерная энергоустановка – лунная атомная электростанция; пилотируемый, транспортно-грузовой и рабочий луноходы; площадка для посадки и взлета взлетно-посадочного и посадочного комплексов [14, 15].

Один из возможных обликов лунной базы минимальной конфигурации с использованием опыта развертывания и эксплуатации долговременных орбитальных станций и с учетом унификации модулей базы и орбитальных станций приведен на Рисунке 1.1 [2].

На Рисунке 1.1 приняты обозначения: 1 – командно-жилой модуль, 2 – научно-исследовательский модуль, 3 – складской модуль, 4 – ядерная энергоустановка, 5 – зона подъезда лунохода, 6 – лунный грунт (грунтом засыпается вся база).

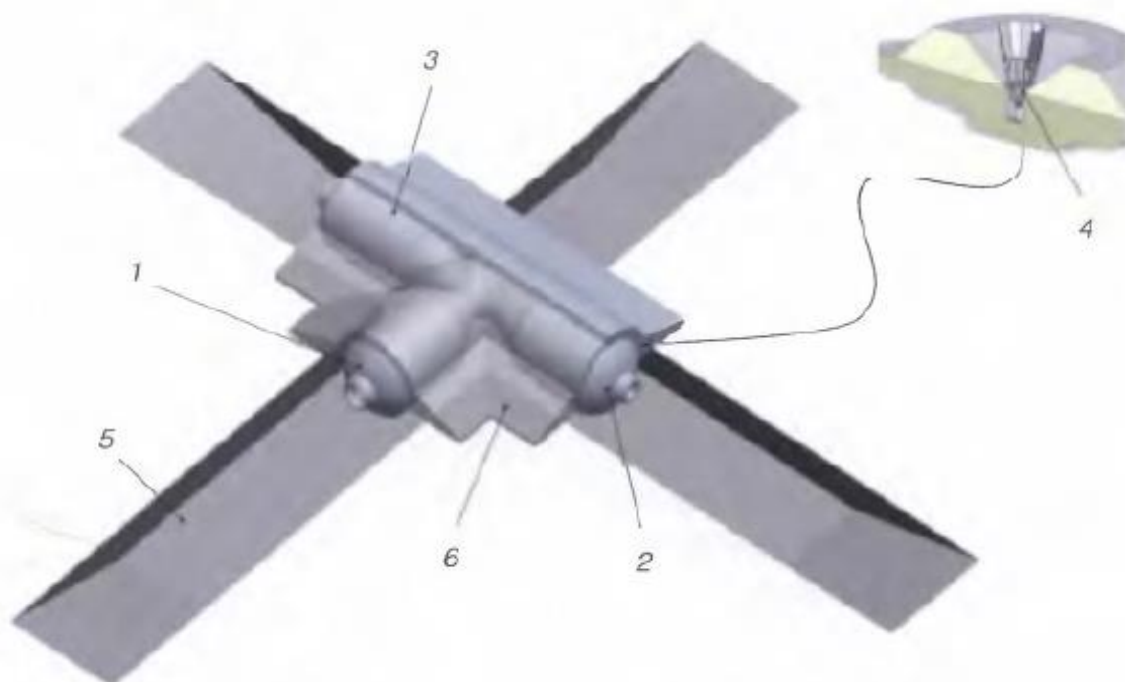


Рисунок 1.1 – Общий вид лунной базы минимальной конфигурации [2]

Минимальная численность экипажа обитаемой базы не может быть менее 3 человек, исходя из необходимости обеспечения проведения исследований на лунной поверхности в скафандрах или с помощью пилотируемого лунохода.

Размещение базы на полюсе имеет ряд особенностей. Ось вращения Луны практически перпендикулярна плоскости эклиптики, и ее полярные круги диаметром менее 50 км включают участки так называемых вечного дня и ночи. На дно и стенки кратеров, расположенным по направлению к полюсам, солнечный свет не попадает. Эти участки лунной поверхности могут содержать воду в виде льда или в связанном состоянии [16, 17]. Температура постоянно затемненных мест может опускаться до нескольких десятков градусов Кельвина [18]. Сброс тепла в таких условиях возможен аналогами штатных низкотемпературных панелей радиационных теплообменников МКС.

При проектировании СОТР лунной базы необходимо учитывать специфику лунной поверхности. Удаленность Луны от Земли приводит к удорожанию доставки грузов и удлинению времени перевозки. Отсутствуют точные данные о теплофизических свойствах реголита рассматриваемого района, влияния лунной пыли на функционирование агрегатов и СОТР в целом и распределении частиц в метеоритном потоке в районе орбиты луны. Наличие гравитации вызывает проблемы при работе аксиальных тепловых труб. Высокая температура лунной поверхности в течение лунного дня приводит к потере работоспособности низкотемпературных РТО.

В 90-е годы в РКК “Энергия” концепция использования в составе СОТР КА тепловых труб получила дальнейшее развитие, в частности, по техническому заданию РКК “Энергия” были разработаны и испытаны контурные тепловые трубы с капиллярным насосом (испарителем), представленные на Рисунке 1.2 [19, 20].

Контурная тепловая труба представляет собой замкнутую систему, состоящую из капиллярного насоса, к которому подводится тепло от внешнего источника – паропровода, по которому пар поступает к радиатору, змеевика радиатора и конденсаторопровода, по которому сконденсированный теплоноситель поступает к капиллярному насосу. Насос (испаритель) представляет собой капиллярную ячеистую структуру с уменьшающимся размером пор от поверхности подвода конденсата к поверхности подвода тепла от охлаждаемого элемента. Тепловые трубы такой конфигурации имеют возможность работы в условиях гравитации.

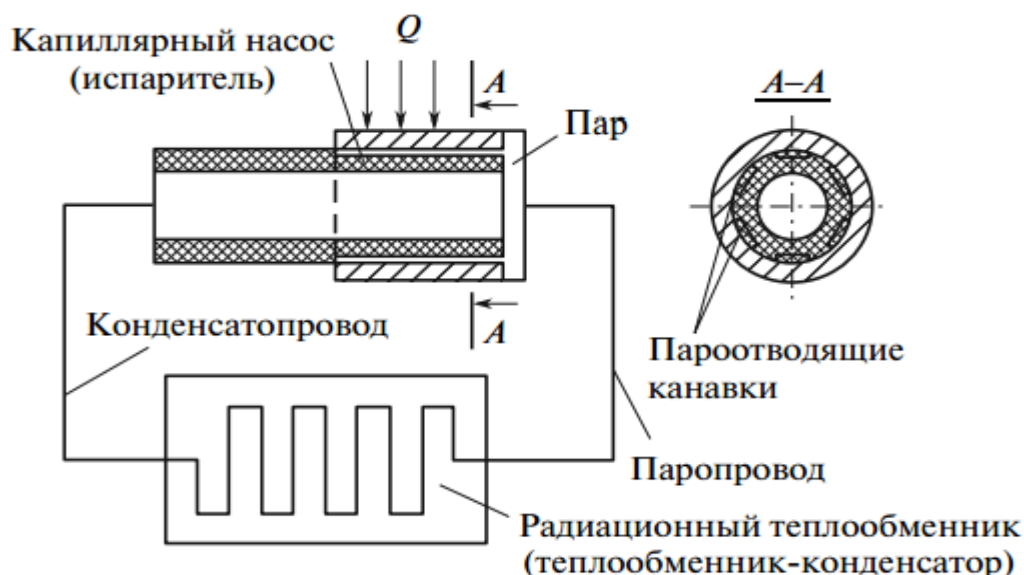


Рисунок 1.2 – Принципиальная схема контурной тепловой трубы [19]

Для реализации СОТР лунной базы, расположенной на полюсе, возможно создание секционного радиатора, состоящего из нескольких радиационных панелей, в которых тепло от внутреннего контура непосредственно передается на испарители контурных тепловых труб Рисунок 1.3. Для отвода в окружающее пространство избыточного тепла, вместо традиционных наружных контуров с низкотемпературным теплоносителем, использован секционированный радиатор с контурными тепловыми трубами, в которых в качестве теплоносителя используется пропилен.

Радиационные поверхности представляют из себя контурные тепловые трубы, являющиеся гидравлическими контурами. Надежность системы падает из-за вероятности метеоритного пробоя гидравлического контура при долгосрочном функционировании лунной базы.

В экваториальной области в лунный полдень температура на поверхности Луны повышается до 400 К. Отраженный от грунта солнечный свет и испускаемое грунтом инфракрасное излучение будут оказывать тепловое воздействие на панели излучающих радиаторов и не позволят сбрасывать тепло

на низкотемпературном уровне в окружающее пространство [21]. Поэтому, СОТР описанной конфигурации, сможет работать только в районах полюсов.

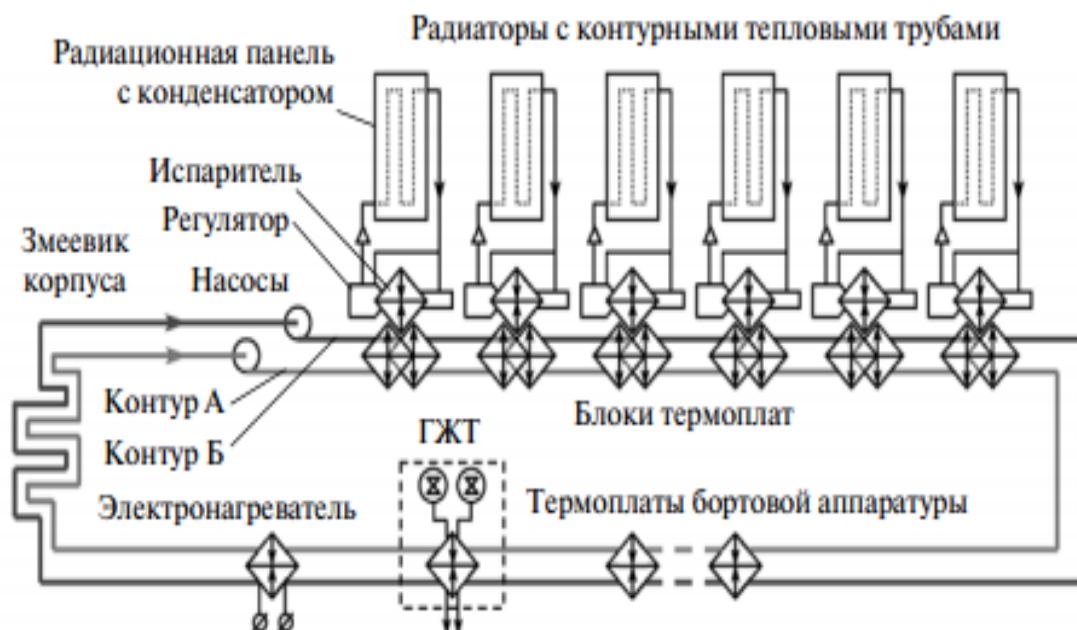


Рисунок 1.3 – Принципиальная схема системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы, расположенной на полюсе [19]

Вторая концепция заключается в понижении температуры окружающей радиаторы лунной поверхности с помощью отражающих изолирующих одеял, которые уменьшают лунный ИК – поток на радиаторы [22]. Покрывая поверхность вблизи радиатора высокоотражающими одеялами с низкой поглощающей способностью солнца, можно значительно снизить температуру лунной поверхности вокруг радиаторов. Уменьшение потока собственного теплового излучения лунной поверхности проходит за счет увеличения отраженного потока солнечного излучения на радиатор. Расчеты показали, что изолирующие одеяла не обеспечивают сброс тепла традиционными РТО СОТР лунных баз, расположенных на экваторе и средних широтах.

Третья концепция состоит в том, чтобы поднять температуру РТО с помощью теплового насоса [23]. Тепловой насос представляет собой каскадную

газокомпрессионную систему замкнутого цикла, соединенную со стандартными радиаторами с аммиачными тепловыми трубами. Рабочая жидкость центральной шины поступает в перегретом состоянии и затем дополнительно нагнетается компрессором. Затем хладагент охлаждается до насыщенного жидкого состояния в испарителе/конденсаторе и затем переохлаждается, прежде чем окончательно вернуться в центральную магистраль. Рабочая жидкость во втором контуре улавливает тепло в испарителе/конденсаторе и проходит через аналогичный процесс, где тепло удаляется из радиатора при повышенной температуре. Каскадная система была выбрана по сравнению с одноконтурной системой, чтобы обеспечить более эффективное соотношение сжатия и температуры хладагента. В зависимости от внешнего теплового потока СОТР может работать с двумя включенными компрессорами, с одним включенным компрессором или с выключенными компрессорами. Трех или четырехступенчатая система охлаждения может рассматриваться как средство обеспечения более постоянного теплового потока для радиаторов. Однако, по мере увеличения числа ступеней охлаждения ожидается, что техническое обслуживание и сложность системы будут увеличиваться, а надежность - снижаться. Для повышения надежности система охлаждения и ее элементы должны иметь двух или многократное дублирование, что приводит к чрезмерной массе и энергопотреблению системы. В противном случае, поломка приведет к эвакуации лунной базы.

Четвертая концепция – вариант сброса избыточного тепла на экваториальной лунной базе – экранирование радиаторов.

В работе [24] предложена система экранирования РТО представленная на Рисунке 1.4. Принятые на рисунке 4 обозначения: 1 – двухсторонний РТО, установленный в плоскости экватора; 2 – основные экраны в форме параболических цилиндров; 3 – дополнительный экран для защиты панели РТО от прямой солнечной радиации; 4 – плоские торцевые экраны. Данная конструкция предлагается для защиты РТО от внешних тепловых воздействий. Силовые элементы конструкции на рисунке 1.4 не показаны.

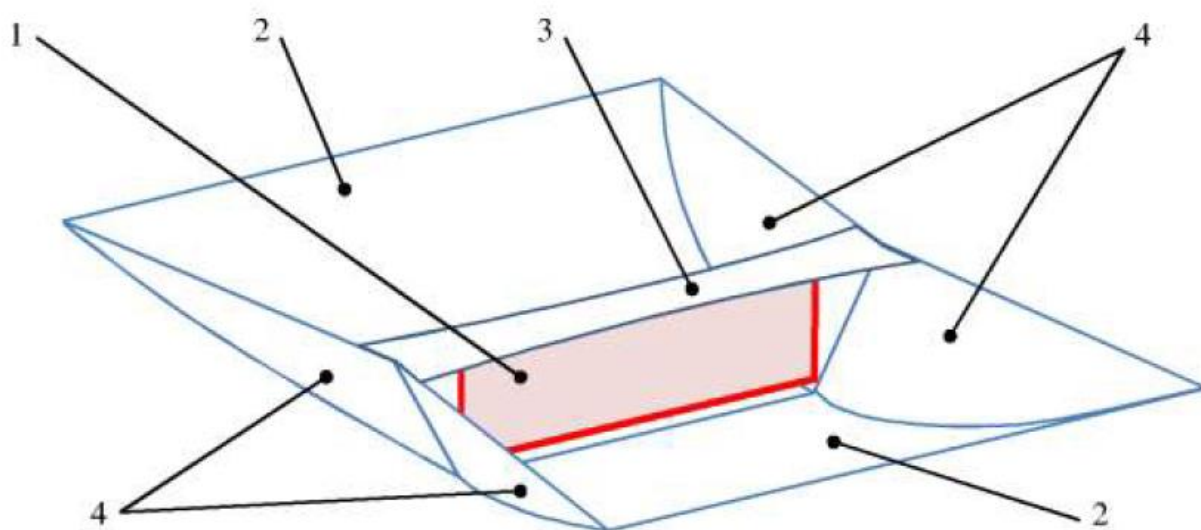


Рисунок 1.4 – Схематический рисунок РТО с системой экранирования

Необходимым условием эффективной работы представленной системы экранирования является недопущение переотражения солнечных тепловых потоков основными экранами на РТО и друг на друга. Для этого зеркальные экраны выполняются в форме части поверхности параболического цилиндра с точкой фокуса каждого из экранов находящейся на внешней границе противоположного экрана. Выдержать геометрию экранов в течении лунного дня, когда перепад температур составляет более 200°C , представляется трудно реализуемым по причине термической деформации конструкции. Представленная система экранирования выполняет свою функцию только в экваториальных районах Луны, где солнечные лучи падают на поверхность вертикально. Для средних широт представленная конфигурация неработоспособна, так как солнечные лучи падают в этих районах под углом.

Габариты, следовательно, и масса системы представляются чрезмерными. Площадь РТО лунной базы минимальной конфигурации исчисляются десятками квадратных метров. Развитие базы приведет к кратному увеличению площадей РТО. Транспортная система Земля – Луна при использовании СОТР

с экранами будет перегружена доставкой на Луну конструкций экранов, а район базы покроеется системами экранирования РТО.

В качестве пятой концепции рассматривается использование в СОТР лунной базы местных ресурсов. Таким, ресурсом является реголит [25, 26, 27, 28]. Температура реголита всего в нескольких сантиметрах под поверхностью в течение лунного дня постоянна и составляет, приблизительно, 250 К. Реголит в районе базы может быть использован как гигантский тепловой аккумулятор для отвода избыточного тепла в течение лунного дня. Использование лунного реголита для хранения тепла может потребовать больших площадей теплопередачи из-за его низкой теплопроводности. Вопросам повышения теплопроводности реголита будет посвящено отдельное исследование.

1.4 Общая постановка проблемы анализа и проектирования системы обеспечения теплового режима лунной базы

Существенное число публикаций [1, 2, 3, 4, 7, 9, 12, 15, 16, 17, 18, 21], посвященных определенным вопросам исследования, анализа, проектирования и экспериментальной проверки элементов технологического, теплотехнического оборудования перспективных лунных баз и средств доставки свидетельствуют о серьезном внимании, которое уделяется в настоящее время данной проблеме. Однако, несмотря на значительный объем научных, конструкторских и экспериментальных работ, выполненных в данном направлении, все еще остается много не решенных задач.

В настоящее время проектирование лунной базы в целом и отдельных ее систем, в том числе СОТР, находится на этапе предпроектных исследований. Этап предпроектных исследований является основной частью научно-исследовательских работ. На этом этапе реализуется решение следующих задач:

1. Формулирование критериев качества.
2. Управление научным экспериментом.

3. Проведение эксперимента с обработкой их результатов.

4. Разработка математических моделей и их идентификация по экспериментальным данным.

5. Формирование обобщённого критерия качества, включающего в себя все частные показатели качества. Обобщённый критерий принимается далее за целевую функцию при решении задачи оптимизации.

6. Решение задачи оптимизации. Производится варьирование входных и управляющих параметров с целью получения оптимального критерия качества.

7. Поиск принципиальной возможности построения системы.

Комплекс проектирования и расчет многозвенной и многофункциональной СОТР лунной базы с учетом взаимосвязи с экипажем, окружающей средой и основными системами базы представляют собой сложную проблему. Существенная нестационарность основных массоэнергетических процессов на всех режимах функционирования вносит дополнительные трудности при проведении анализа и расчетов. Значительное влияние на выбор структуры, агрегатного и элементного состава СОТР базы оказывает окружающая лунная среда. Для комплексного решения такой проблемы пока еще отсутствует достаточный опыт. Накопление теоретического и практического опыта связано с решением многочисленных задач методологического, научного, терминологического, исследовательского, практического и организационно-технического характера.

Рассматривая проектирование СОТР как одной из систем лунной базы, нельзя отрывать вопросы выбора ее проектных параметров от общих мероприятий конструкторского характера, компоновочных и организационно-технических решений, связанных с местом расположения базы на лунной поверхности и режимами ее функционирования: с экипажем или в автономном режиме, направленных на обеспечение требуемого теплового режима.

При проектировании СОТР модуля лунной базы необходимо учесть особенности строительства и эксплуатации базы по сравнению с развертыванием и эксплуатацией околоземных орбитальных комплексов. Во-

первых – удаленность лунной поверхности от Земли, что приводит к значительному удорожанию логистики и увеличению времени доставки. Во-вторых – Луна мало изученная среда, обладающий специфическими, по многим параметрам недостаточно изученными, свойствами. В-третьих – на Луне присутствует гравитация, равная $1/6 g$ от земной. В-четвертых – развертывание лунной базы от минимальной конфигурации до полноценного лунного поселения с развитой производственной инфраструктурой и эксплуатация поселения – мероприятие длительное и дорогостоящее, и исходя из этого, должна быть предусмотрена возможность использования лунных ресурсов для развития и расширения лунной базы.

Для решения комплексной проблемы проектирования СОТР модуля лунной базы отсутствуют точные данные о характере рельефа лунной поверхности предполагаемого места развертывания базы, теплофизических свойствах реголита рассматриваемого района, влияния лунной пыли на функционирование агрегатов и СОТР в целом и распределении частиц в метеоритном потоке в районе орбиты луны. Другими словами, присутствует эпистемическая неопределенность при выборе проектных параметров СОТР.

При проектировании пассивной системы теплового режима (СТР) необходим учет деградации оптических характеристик краски, покрывающей наружные элементы конструкции базы, с течением времени под воздействием ультрафиолетового излучения, пробоев от микрочастиц и налипания лунной пыли. При расчете теплоограждающей теплозащиты следует учесть перепад температур лунной поверхности в течение лунных суток до 240 градусов.

При проектировании активных СТР с использованием РТО, отводящих тепло из модулей лунной базы на низком температурном уровне $T = 275 \div 300$ К, проблемой является повышение температуры лунной поверхности в течении лунного дня до уровня выше температуры излучающей поверхности РТО. В этих условиях конструкции низкотемпературных РТО теряют эффективность вплоть до полной потери работоспособности. Второй проблемой для активных СТР, включающих в свой состав РТО с аксиальными

тепловыми трубами, является гравитация. В условиях гравитации аксиальные тепловые трубы работают только в вертикальном положении. Отклонение от вертикали, более чем в несколько градусов, приводит к непредсказуемости в работе тепловых труб. Третьей проблемой проектирования активных СТР модулей лунной базы является налипание лунной пыли на излучающие поверхности РТО, что приводит к ухудшению оптических характеристик поверхности.

Лунная база – долговременный объект. Используемые в настоящее время на долговременных орбитальных станциях элементы и агрегаты СОТР имеют недостаточный ресурс работы. Используемые конвективные РТО с тепловыми трубами обладают недостаточной надежностью относительно метеоритного пробоя при длительном времени экспозиции.

При проектировании СОТР модуля лунной базы необходимо учитывать два временных цикла, которые в значительной степени определяют внутренние и внешние тепловые потоки, воздействующие на модуль на поверхности Луны. Первый цикл – лунный цикл (лунные сутки), смена дня и ночи на поверхности Луны, определяющий внешние тепловые потоки. Второй цикл – земной цикл, земные сутки, связанные с режимом сна и бодрствования экипажа лунной базы. Земной цикл формирует циклограмму внутренних тепловыделений в модуле. Во время земного дня происходит активная фаза функционирования: проведение экспериментов, выходы на поверхность, сеансы связи, регламентные работы. В этот период происходит максимальное внутреннее тепловыделение от оборудования и экипажа. Во время фазы земной ночи экипаж отдыхает, внутренние тепловыделения уменьшаются.

Перечисленные выше отдельные задачи и вопросы в совокупности определяют содержание научно-технической проблемы, связанной с разработкой методологических основ проектированием СОТР модуля лунной базы.

Система обеспечения теплового режима лунной базы включает в себя пассивную и активную системы терморегулирования. Предполагается

использование в качестве пассивной теплозащиты теплоограждающих подсистем на основе терморегулирующих покрытий наружных элементов модуля базы, на основе экранно-вакуумной теплоизоляции корпуса модуля и на основе однородной теплоизоляции путем заглубления модуля в грунт и отсыпки сверху слоя реголита толщиной 2 – 3 метра для защиты от больших перепадов температур, космического излучения и небольших метеоритов.

Активная СТР предполагает использование низкотемпературного РТО для отвода тепла модуля лунной базы лунной ночью, утром и вечером, и использование теплового аккумулятора на основе реголита для отвода тепла лунным днем. Для минимизации ухудшения оптических характеристик покрытия РТО при налипании лунной пыли предполагается размещение панелей РТО вертикально в местах, удаленных от площадок базирования взлетно-посадочных комплексов и работающего технологического оборудования. Необходима разработка эффективных методов очистки пыли с излучающих поверхностей РТО.

При проектировании РТО, термоплат для радиоэлектронной аппаратуры и средств передачи (транспортировки) тепла требуется применение технологий, исключающих применение тепловых труб. Необходимо принятие новых конструкторских решений агрегатов и СОТР в целом. Требуется разработка математических моделей, алгоритмов и методик проектирования агрегатов, основанных на новых технологиях.

Лунная база является долгосрочным объектом. При проектировании СОТР модуля лунной базы могут быть применены методы и технологии, используемые в СОТР долговременных орбитальных станций, но они должны быть модернизированы для возможности использования лунных ресурсов при расширении и развитии лунной базы. Требуется минимизировать использование доставляемых с Земли компонентов СОТР.

Обеспечение теплового режима модуля лунной базы достигается за счет сочетания рельефных, технологических и эксплуатационных решений.

Для решения комплексной проблемы проектирования, анализа и прогнозирования поведения СОТР модуля лунной базы необходим определенный методологический подход, позволяющий при достаточной широте охвата рассматриваемых задач получить конкретные результаты в процессе проведения исследований. Такой подход может быть осуществлен на основе новой элементной базы СОТР, целевой функционально-структурной декомпозиции СОТР с широким привлечением методов математического моделирования, экспериментальной отработки и математического программирования. Декомпозиция системы и метод математического моделирования позволяют, сохраняя общность постановки задачи, уменьшить ее размерность, разработать методологию решения и получить конкретные результаты по каждой из функциональных подсистем.

Принципами, лежащими в основе проектирования СОТР модуля лунной базы, являются:

- преимущество технических решений, максимальное использование методов и технологий, используемых в СОТР долговременных орбитальных станций;
- создание систем на базе единых унифицированных модулей (платформ);
- использование ресурсов Луны и минимизация поставок компонентов с Земли для функционирования лунной базы;
- возможность развития и расширения лунной базы с использованием ресурсов Луны.

В соответствии с представленной проблемой основная цель работы может быть определена как разработка методологических основ проектирования СОТР лунной базы.

Для достижения данной цели должны быть сформулированы и решены следующие основные задачи:

- постановка и анализ проблемы;
- разработка новой структурной схемы СОТР модуля лунной базы;
- разработка новых элементов и агрегатов для СОТР лунной базы;

- проведение экспериментальных исследований и разработка математических моделей перспективного гибридного РТО;
- разработка на базе проведенных экспериментальных исследований новых конструкторских решений при проектировании пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры модуля лунной базы;
- проведение экспериментальных исследований и разработка математической модели теплового аккумулятора с фазопереходным рабочим веществом внутреннего контура СОТР для обеспечения теплового режима лунной базы в течение земных суток;
- разработка на базе проведенных экспериментальных исследований математической модели теплового аккумулятора наружного контура СОТР на основе реголита для обеспечения теплового режима лунной базы в течение лунных суток;
- разработка математической модели новой структуры СОТР лунной базы с использованием теплоаккумулирующих устройств;
- численное моделирование динамических режимов и оценка проектных параметров СОТР лунной базы с теплоаккумулирующими устройствами;
- технико-экономический анализ и обоснование целесообразности использования местных лунных ресурсов при разработке схем и новой элементной базы СОТР лунного модуля;
- разработка методологии проектирования СОТР лунной базы в условиях эпистемической неопределенности параметров на этапе системных предпроектных исследований.

Общая методология решения основных задач рассматриваемой проблемы базируется на использовании и обобщении опыта проектирования, методов оптимизации, математического моделирования, методов обработки эксперимента, достижениях теории теплообмена, современных математических методов численного решения исходных уравнений, характеризующих процессы в СОТР.

Методологические основы решения проблемы рассматриваются в главе 2.

Заключение по Главе 1

Обеспечение теплового режима экипажа и обитаемой долговременной лунной базы – одна из важнейших комплексных проблем космонавтики, решение которой базируется на использовании основных достижений системно-технической области знаний.

На современном этапе отсутствует опыт построения и проектирования планетарных обитаемых баз. Проектирование лунной базы в целом и отдельных ее систем, в том числе СОТР, в настоящее время находится на этапе предпроектных исследований.

Ряд особенностей возникает при проектировании СОТР лунной базы, по сравнению с проектированием СОТР долговременных орбитальных станций, как то: удаленность Луны от Земли, приводящая к удорожанию доставки грузов и удлинению времени перевозки, высокая температура лунной поверхности в течение лунного дня, приводящая к потере работоспособности низкотемпературных РТО, отсутствие точных данных о влиянии лунной пыли на функционирование агрегатов и СОТР в целом и распределении частиц в метеоритном потоке в районе орбиты луны, наличие гравитации вызывает проблемы при работе аксиальных тепловых труб.

В соответствии с вышеизложенным сделан вывод, что поиск новых принципов, методов, алгоритмов, схем, конструкционных материалов и модернизация методов и технологий, используемых в СОТР долговременных орбитальных станций, составляющих методологическую основу проектирования СОТР лунной базы, являются актуальной научной проблемой.

ГЛАВА 2 МЕТОДОЛОГИЯ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ

2.1 Предложение новой структурной схемы системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы с использованием тепловых аккумуляторов

Решение научно-технической проблемы, связанной с разработкой СОТР модуля лунной базы и достижение цели работы как разработки методологических основ исследования и проектирования СОТР лунной базы целесообразно проводить по следующим пяти основным направлениям:

первое направление – предложение новой структурной схемы СОТР модуля лунной базы, разработка новых агрегатов СОТР;

второе направление – разработка новых конструкторских решений при проектировании СОТР модуля лунной базы;

третье направление – разработка новых конструкторских решений при проектировании пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры модуля лунной базы;

четвертое направление – комплексное использование ресурсов Луны;

пятое направление – учет неопределенности параметров при проектировании СОТР лунной базы на этапе системных предпроектных исследований.

Наружному контуру СОТР лунной базы предстоит работать в специфических условиях лунной поверхности, а именно, широкого диапазона внешних тепловых потоков, меняющихся в зависимости от широты расположения базы и времени лунных суток. Условия работы СОТР лунной базы на поверхности Луны во время лунной ночи принципиально не отличается от работы СОТР космических аппаратов во время околоземного или межпланетного полета. Иная картина наблюдается во время лунного дня, характеризующегося длительной продолжительностью – 14 земных суток и диапазоном удельного внешнего теплового потока, поглощенного РТО $0 \div 600$ Вт/м.

Исследования лунной поверхности позволяют сделать вывод [1, 2, 4, 7, 12, 15, 17, 21], что использование одной универсальной структурной схемы СОТР для лунных баз, расположенных в различных регионах лунной поверхности, не представляется возможным из-за существенно различающихся внешних тепловых потоков. Формирование структуры СОТР модуля лунной базы должно проводиться на основании анализа работы РТО в условиях лунной поверхности, с учетом широты расположения лунной базы и региона: лунного моря или материка.

Проведенные ранее исследования [5, 6, 8, 11, 14, 20, 23, 24, 25, 27, 28], указывают, согласно принципу преемственности технических решений, на возможность использования в полярных районах Луны методов и технологий, используемых в СОТР долговременных орбитальных станций. Полярными районами Луны считаются районы, в которых отвод тепла в течении лунных суток возможен с использованием низкотемпературных РТО.

В средних широтах и области экватора температура реголита лунным днем достигает 400 К. В этих условиях конструкции низкотемпературных РТО теряют работоспособность. Требуется модернизация структуры СОТР модуля лунной базы, расположенной в средних широтах и области экватора, путем введения в наружный контур теплового аккумулятора для отвода тепла из гермоотсека модуля. Определение границ указанных областей потребует отдельного исследования. Тепловой аккумулятор, работая в течении лунного дня совместно с РТО или автономно, аккумулирует отводимое из модуля лунной базы тепло и отдает накопленное тепло лунной ночью с помощью РТО СОТР лунной базы.

Определение в результате математического моделирования ТА проектных параметров ТА наружного контура СОТР модуля лунной базы требует создания алгоритма и методики расчета количества тепла, которое необходимо отвести в течение лунного дня в ТА наружного контура и определения массы рабочего вещества ТА.

Тепловой аккумулятор, поглощающий тепло из гермоотсека модуля лунной базы в течение лунного дня, является самым массивным элементом СОТР. Руководствуясь принципами, лежащими в основе проектирования СОТР модуля лунной базы, такими как использование ресурсов Луны и минимизация поставок компонентов с Земли для функционирования лунной базы и возможность развития и расширения лунной базы с использованием ресурсов Луны, ТА наружного контура должен изготавливаться с использованием местных лунных материалов. Таким материалом, доступным в любом регионе Луны, является реголит. Использование реголита возможно в качестве рабочего вещества ТА наружного контура. Полученные в результате проведенных исследований лунной поверхности [29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40] теплофизические свойства реголита, с определенной степенью достоверности можно использовать при определении необходимого количества рабочего вещества ТА наружного контура.

Эффективная теплопроводность реголита невелика. Целесообразно для повышения теплопроводности и теплоемкости заполнить поры реголита газовым или жидким наполнителем. В качестве наполнителя может выступить вода, полученная из местных лунных ресурсов. Использование воды в качестве наполнителя пор реголита позволит использовать скрытую теплоту фазового перехода, что на порядок уменьшит объем и массу теплового аккумулятора.

Вследствие дорогой логистики доставки грузов на поверхность Луны, минимизация массы при проектировании агрегатов и СОТР лунной базы, приобретает еще большую актуальность по сравнению с проектированием СОТР околоземных орбитальных станций.

Внутренние и внешние тепловые потоки, воздействующие на модуль лунной базы на поверхности Луны, формируются под воздействием двух временных взаимосвязанных циклов – лунных суток, определяющих характеристики внешней среды и земных суток, связанных с жизнедеятельностью экипажа.

Внутренние источники тепла модуля представлены большим количеством разнообразного оборудования различной мощности, которая диссипируется в тепло, а также экипаж. Характерной особенностью внутренних источников тепла является существенная неравномерность тепловыделения в течении 24 – х часового суточного земного цикла. Традиционно расчет площади излучающей поверхности РТО проводится для максимальной пиковой нагрузки.

Для уменьшения площади РТО, самого массивного агрегата СОТР, в состав внутреннего контура предлагается ввести тепловой аккумулятор (ТА). Тепловой аккумулятор накапливает избыточную тепловую энергию во время пиковых внутренних тепловыделений и отдает ее через РТО в окружающее пространство в период низкого уровня выделения тепла в модуле лунной базы. Таким образом, при демпфировании внутренней пиковой тепловой нагрузки тепловым аккумулятором, расчет площади излучающей поверхности РТО проводится для среднего тепловыделения за 24 – х часовой суточный цикл. Уменьшение излучающей поверхности приводит к уменьшению массы РТО, и, как следствие, к уменьшению общей массы СОТР модуля лунной базы.

При выборе способа теплового аккумуляирования для использования его в ТА внутреннего контура СОТР модуля лунной базы, должна быть учтена стабильность при термоциклических переходах. Выбор конструкции ТА следует проводить с точки зрения минимизации паразитного эффекта материалов оболочки и контейнера. Для оптимизации конструктивных параметров ТА внутреннего контура следует разработать динамическую математическую модель ТА с плавящимся рабочим веществом выбранной конструктивной схемы. Для проверки адекватности разработанной математической модели ТА внутреннего контура СОТР модуля лунной базы натурному аналогу, следует провести специальное экспериментальное исследование.

Разработка методики выбора проектных параметров ТА внутреннего гидравлического контура СОТР модуля лунной базы должна базироваться на

минимизации массы работающих совместно РТО и ТА и выбранных оптимальных конструктивных параметрах ТА.

Разработка математической модели теплового аккумулятора наружного контура СОТР на основе реголита с водой для обеспечения теплового режима лунной базы в течение лунных суток должна проводиться на базе проведенных экспериментальных исследований по проверке адекватности разрабатываемой математической модели ТА на основе плавящегося рабочего вещества натурному аналогу.

Разработку конструкции ТА наружного контура СОТР модуля лунной базы следует проводить с привлечением методов математического моделирования и оптимизации.

Оценка проектных параметров СОТР лунной базы с теплоаккумулирующими устройствами должна проводиться на основе моделирования динамических режимов.

2.2 Разработка новых конструкторских решений при проектировании системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы

Вторым направлением решения научно-технической проблемы, связанной с разработкой СОТР модуля лунной базы – разработка новых конструкторских решений при проектировании СОТР модуля лунной базы.

Агрегатом, излучающим в окружающую среду как тепло, выделяемое в модуле лунной базы, так и тепло, запасаемое тепловым аккумулятором при работе в режиме зарядки в течение лунного дня и отдаваемого при работе в режиме разрядки в течение лунной ночи, является РТО наружного контура СОТР. Радиационному теплообменнику предстоит работа в условиях лунной гравитации, что должно быть учтено при разработке его конструкции.

В настоящее время на космических аппаратах применяются РТО, использующие в своей конструкции аксиальные тепловые трубы, как показано на Рисунке 2.1. РТО с тепловыми трубами выделен красным.

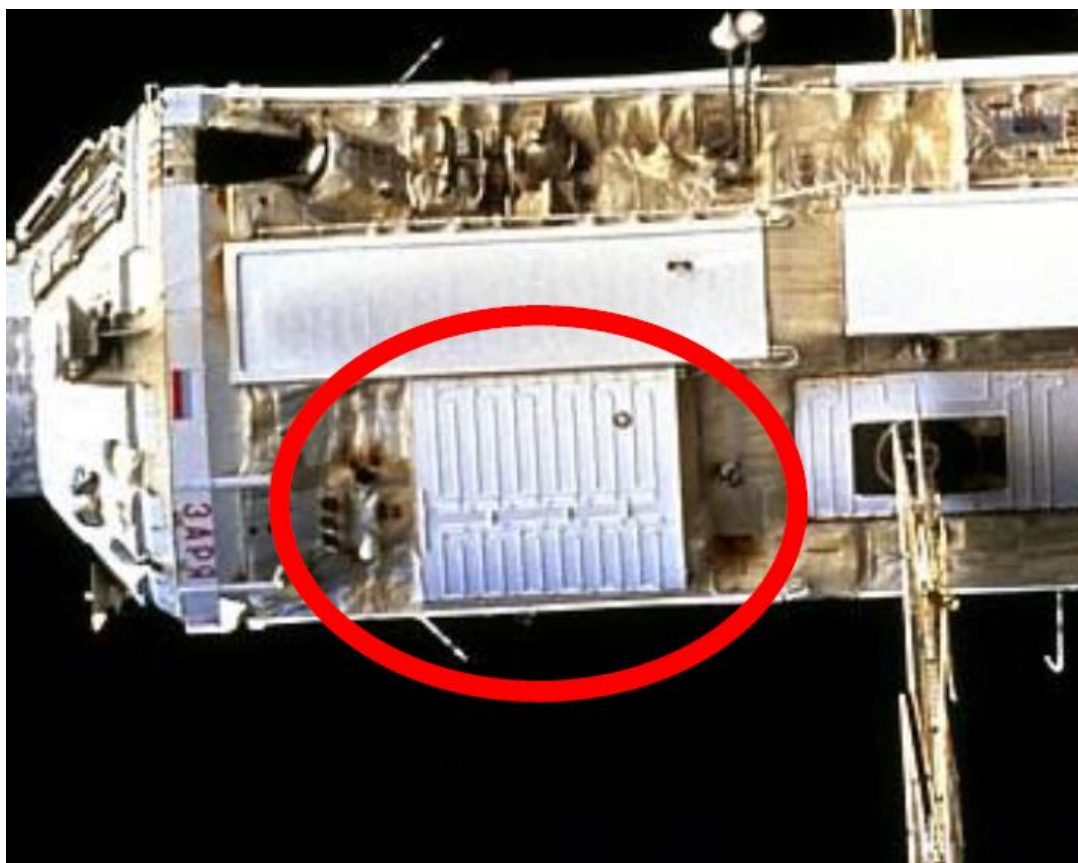


Рисунок 2.1 – РТО на основе тепловых труб

Задача тепловых труб состоит в равномерном распределении температуры по излучающей поверхности РТО для повышения эффективности ребра РТО. Аксиальные тепловые трубы хорошо зарекомендовали себя в работе при отсутствии гравитации. Радиационный теплообменник наружного контура СОТР лунной базы предстоит работать в условиях лунной гравитации, равной $1/6 g$ земной. При наличии гравитации аксиальные тепловые трубы могут работать в режиме термосифона только в вертикальной ориентации по отношению к поверхности луны. Отклонение от вертикали приведет к непредсказуемости в работе аксиальных тепловых труб в условиях гравитации. Указанное свойство аксиальных тепловых труб приводит к существенному ограничению конструктивных решений при проектировании РТО СОТР лунной

базы, что, как следствие, не позволит разработать оптимальные с точки зрения минимизации массы варианты конструкций.

В настоящее время за рубежом проводятся работы по модернизации тепловых труб для использования в условиях гравитации. Предлагается концепция гибридного фитиля тепловой трубы, представляющего спеченый порошковый фитиль для испарительной зоны и осевые канавки в адиабатической и конденсаторной зонах. На Рисунке 2.2 представлена конструкция гибридной тепловой трубы [41].

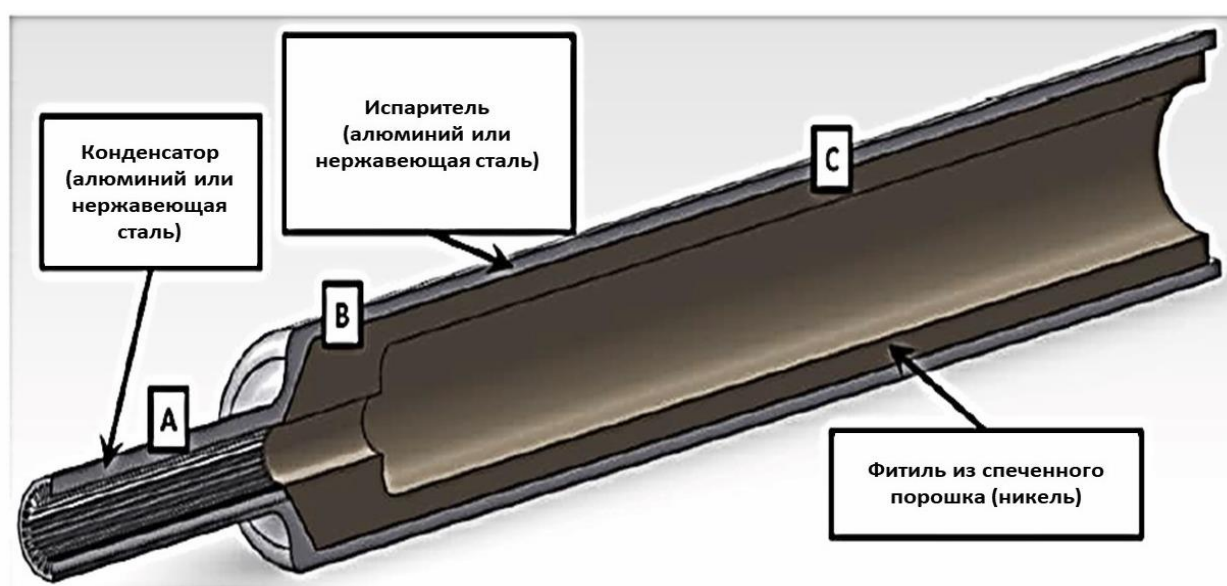


Рисунок 2.2 – Конструкция гибридной тепловой трубы [41]

На Рисунке 2.2 приняты следующие обозначения: А – конденсатор, В – адиабатическая зона, С – испаритель.

Изготовление тепловых труб с гибридным фитилем значительно сложнее, чем стандартных тепловых труб с осевыми канавками, и, как следствие, значительно дороже.

Диаметр испарительной зоны тепловой трубы с порошкообразным фитилем существенно превосходит диаметр испарительной зоны тепловой

трубы с осевыми канавками, что приводит к увеличению массы тепловой трубы.

Разрабатываемые тепловые трубы предназначены для эксплуатации в вертикальном положении с возможностью отклонения в условиях лунной гравитации до 25 градусов от вертикали [41, 42]. Кроме того, ориентированные по направлению гравитации тепловые трубы имеют проблемы с запуском, связанные со скоплением рабочей жидкости в нижней части испарителя, когда труба не работает. Для запуска процесса предполагается использование встроенного электронагревателя испарителя тепловой трубы, что приводит к утяжелению и усложнению конструкции и системы управления.

С целью упрощения конструкции, уменьшения массы и вероятности метеоритного пробоя важных элементов радиатора-излучателя, а также сложностью использования аксиальных тепловых труб в условиях гравитации Луны, требуется переход к новым технологиям, исключающим использование тепловых труб.

В настоящее время исследуется возможность использования в СОТР космических аппаратов высокопроводящих гибридных структур на основе графита [43, 44]. Предлагается использование указанных структур для производства излучающих панелей РТО СОТР лунной базы. Излучающая гибридная панель РТО представляет собой пакет графитовых пленок, покрытый с наружных сторон алюминиевой фольгой.

Гибридная графитовая структура обладает существенной анизотропией в коэффициенте теплопроводности. Теплопроводность в плоскости пакета превышает теплопроводность в перпендикулярном (внеплоскостном) направлении более чем в 100 раз.

Для уточнения теплофизических свойств гибридной структуры на основе графита необходимо проведение экспериментальных исследований. Цель проводимого экспериментального исследования состоит в:

- определении плоскостной температуропроводности гибридной структуры;

- определении плоскостной теплопроводности гибридной структуры.
- определении внеплоскостной температуропроводности гибридной структуры из высокопроводящей фольги пиролитического графита;
- определении внеплоскостной теплопроводности гибридной структуры из высокопроводящей фольги пиролитического графита;
- подтверждении возможности повышения внеплоскостной теплопроводности гибридной структуры;

Для проверки эффективности использования гибридной структуры на основе графита в элементах и агрегатах СОТР лунной базы целесообразно разработать аналитическую математическую модель гибридного РТО.

Оптимизация параметров радиационного теплообменника гибридной структуры может быть проведена на основе математического моделирования с использованием полученных в результате экспериментальных исследований теплотехнических свойств гибридной структуры.

2.3 Разработка новых конструкторских решений при проектировании пассивной системы обеспечения теплового режима радиоэлектронной аппаратуры модуля лунной базы

Третьим направлением решения научно-технической проблемы, связанной с разработкой СОТР модуля лунной базы – разработка новых конструкторских решений при проектировании пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры модуля лунной базы.

В качестве пассивных СОТР РЭА будем понимать системы, не имеющие в своем составе конвективные гидравлические контуры. Могут быть и такие условия эксплуатации, когда тепловой режим РЭА должен обеспечиваться только эффективными собственными тепловыми средствами.

В задачу СОТР модуля лунной базы помимо организации требуемого массоэнергообмена между всеми элементами модуля, включая экипаж, и вывод избыточной тепловой энергии из гермоотсека в окружающую среду входит

обеспечение теплового режима тепловыделяющей аппаратуры, в том числе радиоэлектронной аппаратуры (РЭА), расположенной вне гермоотсека, а также на удалении от модуля. Термостатирование указанного оборудования имеет свою специфику. Во-первых, ограничено применение конвективных СОТР, во-вторых, приходится обеспечивать работоспособность РЭА в жестких условиях окружающей среды, в-третьих, наиболее рационально обеспечивать соответствующий тепловой режим пассивными СОТР [45].

РЭА работает в условиях переменных тепловыделений или при изменяющейся во времени температуре окружающей среды. Нередко эти два фактора существуют одновременно. Отсюда системы терморегулирования электронных приборов должны обеспечивать выполнение двух основных требований [46]:

1. Выделяемое внутри приборов тепло должно эффективно удаляться.
2. Распределение температуры внутри приборов должно быть по возможности наиболее равномерным и постоянным по времени.

При размещении РЭА в негерметичных отсеках выгодно, чтобы аппаратура могла отводить рассеиваемую мощность только излучением с наружных поверхностей. Типичным примером для космических аппаратов является размещение диссипативных элементов РЭА на внутренней поверхности излучающей панели [45]. Для повышения эффективности ребра излучающей панели на внутренней стороне излучающей поверхности устанавливают тепловые трубы. Пример излучающей панели на основе тепловых труб с размещенным на ее внутренней поверхности РЭА представлен на рисунке 2.3 [43].

На Рисунке 2.3. представлены диссипативные элементы РЭА, смонтированные на внутренней поверхности излучающей панели.

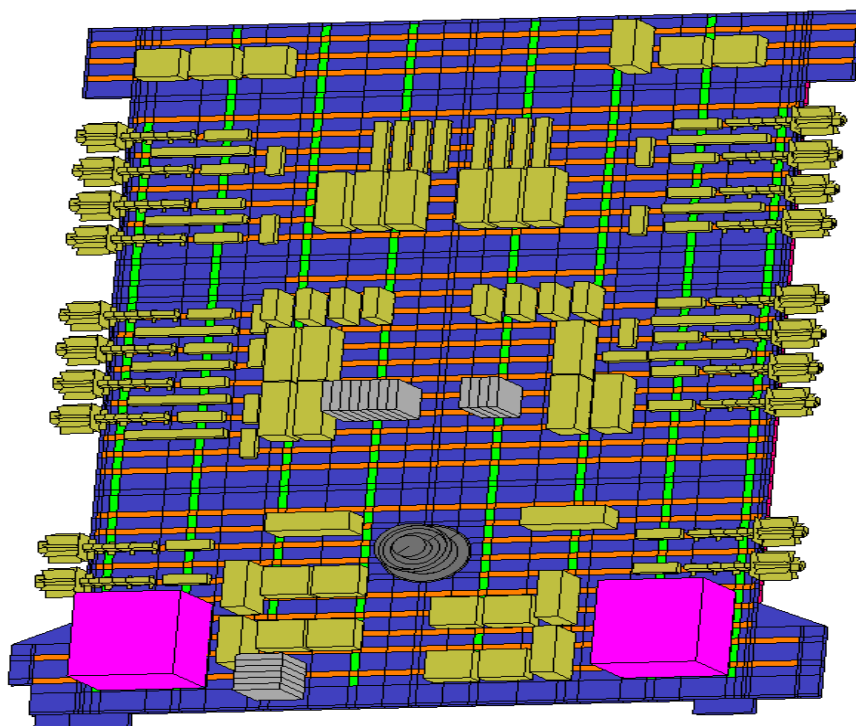


Рисунок 2.3 – Излучающая панель на основе тепловых труб с размещенным на ее внутренней поверхности РЭА [43]

Отработанное тепло РЭА проводится и распределяется в излучающей панели. Для повышения эффективности ребра в конструкцию излучающей панели встраиваются тепловые трубы, которые равномерно распределяют тепло вдоль оси трубы. Во многих случаях второй набор тепловых труб расположен крест-накрест, чтобы улучшить проводимость перпендикулярно первому набору тепловых труб.

Недостатками использования больших массивов тепловых труб внутри излучающей панели СОТР лунной базы являются высокая масса тепловых труб и сложности с их запуском и эксплуатацией в условиях лунной гравитации, описанные в параграфе 2.2.

Для упрощения конструкции, уменьшения массы и вероятности метеоритного пробоя важных элементов излучающей панели, а также сложностью использования аксиальных тепловых труб в условиях гравитации

Луны, требуется переход к технологиям, исключая использование тепловых труб.

В качестве решения предлагается использование высокопроводящих гибридных структур на основе графита для производства излучающих гибридных панелей. Излучающая гибридная панель представляет собой пакет графитовых пленок, покрытый с наружной излучающей стороны алюминиевой фольгой, как описано в параграфе 2.2.

Способность гибридной излучающей панели соответствующей толщины поддерживать почти постоянную температуру по всей поверхности электронных радио изделий устраняет неравномерность температурного поля, вызывающие механические напряжения и разрушения электрических соединений, за счет чего увеличивается надежность аппаратуры [46], что особенно важно в связи с развитием микроэлектроники. Применение гибридной излучающей панели приводит к уменьшению массы конструкции панели до 20 % по отношению к радиационной панели с тепловыми трубами. Гибридная излучающая панель удовлетворяет специфическим требованиям к системам обеспечения теплового режима РЭА, таким как возможность ее изгиба, создание гибридных излучающих панелей различной геометрии и различных параметров, что обусловлено большим разнообразием и сложностью конструкций элементов и блоков РЭА.

При охлаждении РЭА с помощью гибридной излучающей панели используется ее уникальное свойство – сочетание высокой плоскостной теплопроводности и низкой электропроводности. Для достижения низкой электропроводности тепловых труб в настоящее время приходится использовать сложные конструктивные решения.

Кроме всего прочего, использование гибридной излучающей панели обеспечивает удобный монтаж электронных блоков. Например, интегральные схемы в плоских корпусах можно монтировать на плоской внутренней стороне гибридной панели в любом удобном месте.

Для проверки эффективности использования гибридной структуры на основе графита в гибридной излучающей панели СОТР лунной базы целесообразно разработать аналитическую математическую модель гибридной излучающей панели.

При моделировании гибридной излучающей панели следует использовать полученные в результате экспериментальных исследований теплотехнические свойства гибридной структуры.

Для эффективного отвода тепла от труднодоступных теплонапряженных элементов, уменьшения неравномерности температурного поля по конструкции аппаратуры, избежав применения более сложных и дорогостоящих способов отвода тепла, следует уделить внимание проектированию гибких теплопередающих элементов высокой тепловой проводимости.

Применение гибких теплопередающих элементов обусловлено тем, что часто источники и стоки тепла расположены в различных зонах аппаратуры, доступ к которым затруднен. В ряде конструкций аппаратуры, подвергаемой линейным и вибрационным перегрузкам, требуется гибкая связь тепловыделяющих элементов этой аппаратуры с неподвижными стоками тепла. В других конструкциях в зависимости от назначения требуется переключение источников и стоков тепла или перемещение их друг относительно друга на различные расстояния. Во всех этих случаях использование гибких теплопередающих элементов имеет преимущество по сравнению с другими средствами отвода тепла. В настоящее время в качестве гибких теплопередающих элементов СОТР РЭА используются тепловые трубы. При работе тепловых труб на поверхности Луны в условиях гравитации возникнут трудности, описанные ранее.

В качестве новой технологии при проектировании гибких теплопередающих элементов следует рассмотреть гибридные гибкие теплопередающие ленты на основе графита. Типовой вариант гибридной теплопередающей ленты, изготовленной из слоев высокопроводящей графитовой пленки, представлен на Рисунке 2.4 [47].



Рисунок 2.4 – Типовой вариант гибридной теплопередающей ленты [47]

Для проверки эффективности использования гибкой гибридной теплопередающей ленты на основе графита в СОТР РЭА лунной базы целесообразно разработать аналитическую математическую модель гибридной теплопередающей ленты.

При моделировании гибридной гибкой теплопередающей ленты следует использовать полученные в результате экспериментальных исследований теплотехнические свойства гибридной структуры.

Выбор проектных параметров гибридных излучающих панелей для СОТР радиоэлектронной аппаратуры и гибридных средств передачи тепла, должен проводиться с привлечением методов математического моделирования и оптимизации.

2.4 Использование ресурсов Луны

Четвертым направлением решения научно-технической проблемы, связанной с разработкой СОТР модуля лунной базы – комплексное использование ресурсов Луны.

В соответствии с принципами, лежащими в основе проектирования СОТР модуля лунной базы, как то использование ресурсов Луны и минимизация поставок компонентов с Земли для функционирования лунной базы, и возможность развития и расширения лунной базы с использованием ресурсов Луны, для достижения цели работы, как разработки методологии исследования и проектирования СОТР лунной базы, решается задача технико-экономического анализа и обоснования целесообразности использования местных лунных ресурсов при разработке схем и новой элементной базы СОТР лунного модуля, включая добычу воды для производства теплового аккумулятора с рабочим веществом на основе реголита с водой. Указанная задача должна решаться в комплексе с обоснованием целесообразности использования местных лунных ресурсов для восполнения компонентов системы жизнеобеспечения и обеспечения транспортных операций.

Для эксплуатации лунной базы требуется вода и кислород для экипажа, а также кислород и водород для обеспечения транспортных операций между лунной базой и орбитой Луны.

В качестве местного ресурса, практически неограниченного на лунной поверхности, возможно использование реголита. Химические реакции, с помощью которых возможно производить кислород и водород из лунного реголита, хорошо известны. Процесс добычи, переработки и извлечения указанных компонентов в настоящее время тщательно изучен [48, 49, 50, 51, 52]. Одним из перспективных методов получения кислорода из реголита является восстановление ильменита водородом. Получение водорода возможно путем нагрева реголита до $900\text{ }^{\circ}\text{C}$. Вода производится в результате реакции окисления водорода кислородом.

Для выбора оптимальной схемы снабжения лунной базы кислородом, водородом и водой требуется провести сравнение стоимости транспортно-технологического обеспечения вариантов поставки (производства) указанных компонентов для всех потребителей. Такими альтернативными вариантами являются:

- поставка компонентов с Земли;
- получение компонентов в полном объеме из местных ресурсов при помощи добывающе-перерабатывающих комплексов (ДПК);
- регенерация продуктов жизнедеятельности экипажа лунной базы и получение недостающих компонентов из местных ресурсов при помощи ДПК;
- регенерация продуктов жизнедеятельности экипажа лунной базы, поставка водорода с Земли и получение недостающих компонентов из местных ресурсов при помощи ДПК.

Источники и потребители воды, водорода и кислорода на лунной базе представлены на Рисунке 2.5.

Для сравнения стоимости указанных вариантов следует учесть полную стоимость жизненного цикла добычи компонентов на Луне, снабжения с Земли и регенерации продуктов жизнедеятельности экипажа. Стоимость жизненного цикла включает в себя все затраты, понесенные при проектировании, разработке, испытаниях и производстве, доставке на Луну и эксплуатации.

Для расчета стоимости доставки грузов на поверхность Луны необходимо провести анализ удельной стоимости транспортировки полезного груза для альтернативных вариантов транспортных систем. При расчетах следует рассмотреть два варианта транспортной системы для доставки грузов, с учетом системы энергоснабжения и добывающе-перерабатывающих комплексов.

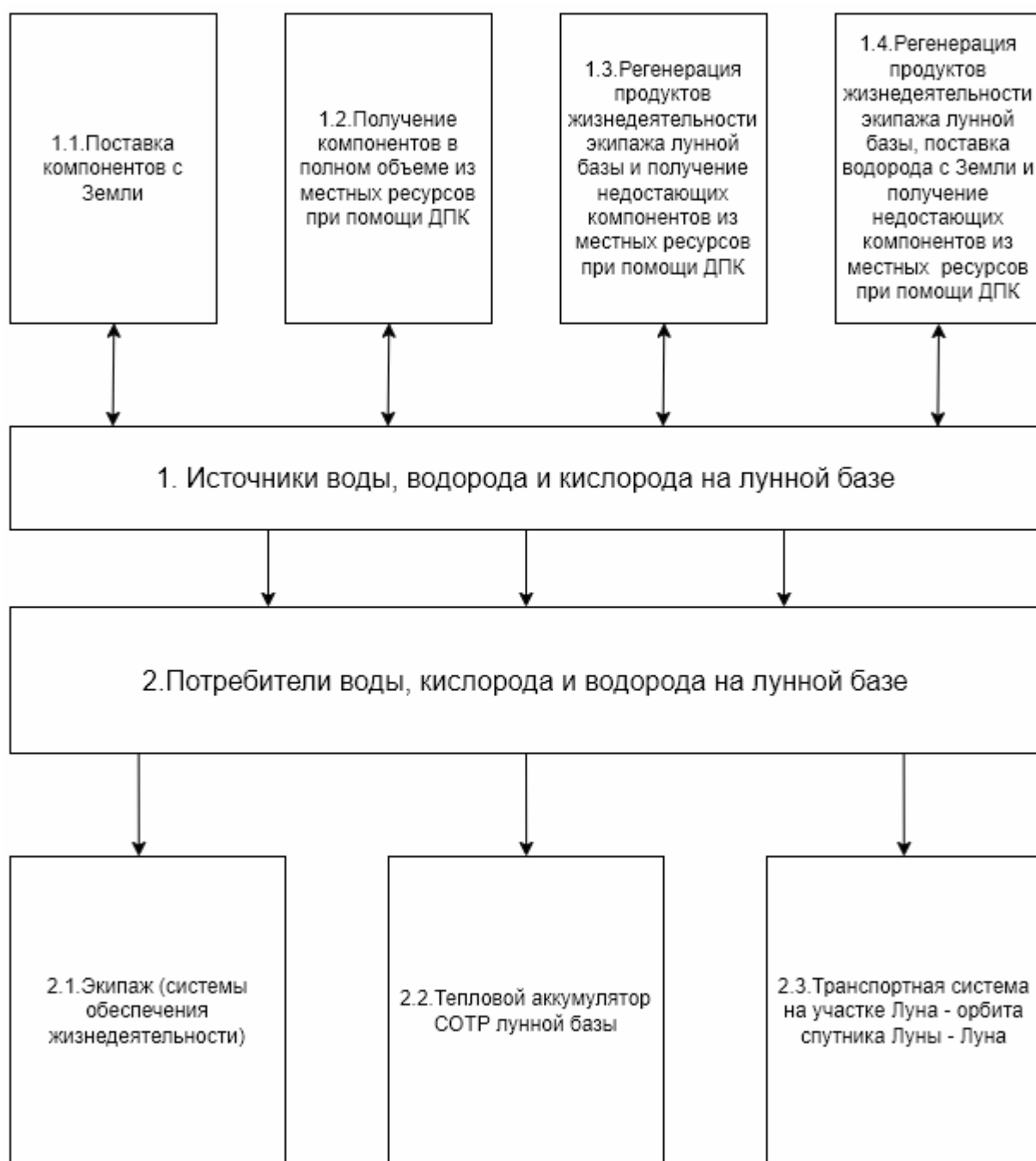


Рисунок 2.5 – Источники и потребители воды, водорода и кислорода на лунной базе

В качестве первого варианта выступает система на основе ракеты-носителя сверхтяжелого класса (масса полезного груза на низкой околоземной орбите около 117 т), межорбитального кислород-водородного разгонного блока массой

до 55 т (с топливом) и одноразового лунного посадочного корабля массой до 30 т (с заправкой топлива) с двигателем на высококипящих компонентах топлива.

Вторым вариантом является система на основе ракеты-носителя тяжелого класса (типа «Ангара-А5»), разгонного блока типа «Фрегат», многоразового межорбитального буксира с ядерной электроракетной установкой мощностью до 1 МВт и грузового многоразового лунного посадочного корабля (Г-МЛПК). В данном варианте на окололунную орбиту доставляется полезный груз массой до 10 т. Сам Г-МЛПК изначально доставляется на Луну с помощью первого варианта транспортной системы.

Следует учесть возможные варианты транспортных операций пилотируемого взлетно-посадочного комплекса при смене экипажей.

Большинство технологических процессов переработки лунного грунта требуют больших затрат как электрической, так и тепловой энергии. В связи с этим необходимо выбрать наиболее перспективного кандидата на роль основного источника энергии лунной базы и провести расчет удельной стоимости производства электрической энергии на поверхности Луны.

Для экономической оценки эффективности вариантов обеспечения лунной базы кислородом, водородом и водой необходимо выбрать метод оценки затрат на разработку, проектирование и производство ракетно-космической техники (РКТ), к которой, несомненно, относится лунная база с ее добывающе-перерабатывающим комплексом.

Следует рассмотреть традиционные методы оценки себестоимости и прогнозирования цен по этапам жизненного цикла создания РКТ, рекомендуемые для практического применения в условиях высокой неопределенности и динамичности внешней среды. Такими методами в настоящее время являются: метод прямого счета по каждой статье калькуляции, экспертный метод, аналого-сопоставительный метод, структурный метод, комбинированный метод, балловый метод, метод параметрического ценообразования.

На Рисунке 2.6 представлена структура полной стоимости жизненного цикла добычи воды, водорода и кислорода на Луне.

Первым компонентом жизненного цикла системы являются затраты, понесенные при проектировании, разработке, испытаниях и производстве.

Вторым компонентом жизненного цикла системы являются эксплуатационные затраты.

При доставке компонентов с Земли следует учесть массу конструкций баков.

Для оценки затрат на проектирование, разработку, испытания и производство добывающе-перерабатывающего комплекса целесообразно представить стоимость проектирования, разработки, испытания и производства в виде функциональной зависимости от массы изделия, которая, в свою очередь, представляется функцией относительно массы вырабатываемого компонента. Для оценки затрат энергетической установки, используемой ДПК для производства вырабатываемых компонентов, следует оценить зависимость удельной стоимости производства электрической энергии на поверхности Луны от потребной электрической мощности. Потребную электрическую мощность целесообразно представить в виде функции относительно массы вырабатываемого компонента.

При проведении расчета стоимости полного жизненного цикла оборудования для производства (поставки) необходимых компонентов для выбора оптимальной схемы снабжения лунной базы из нескольких представленных ранее вариантов следует учитывать время эксплуатации лунной базы.

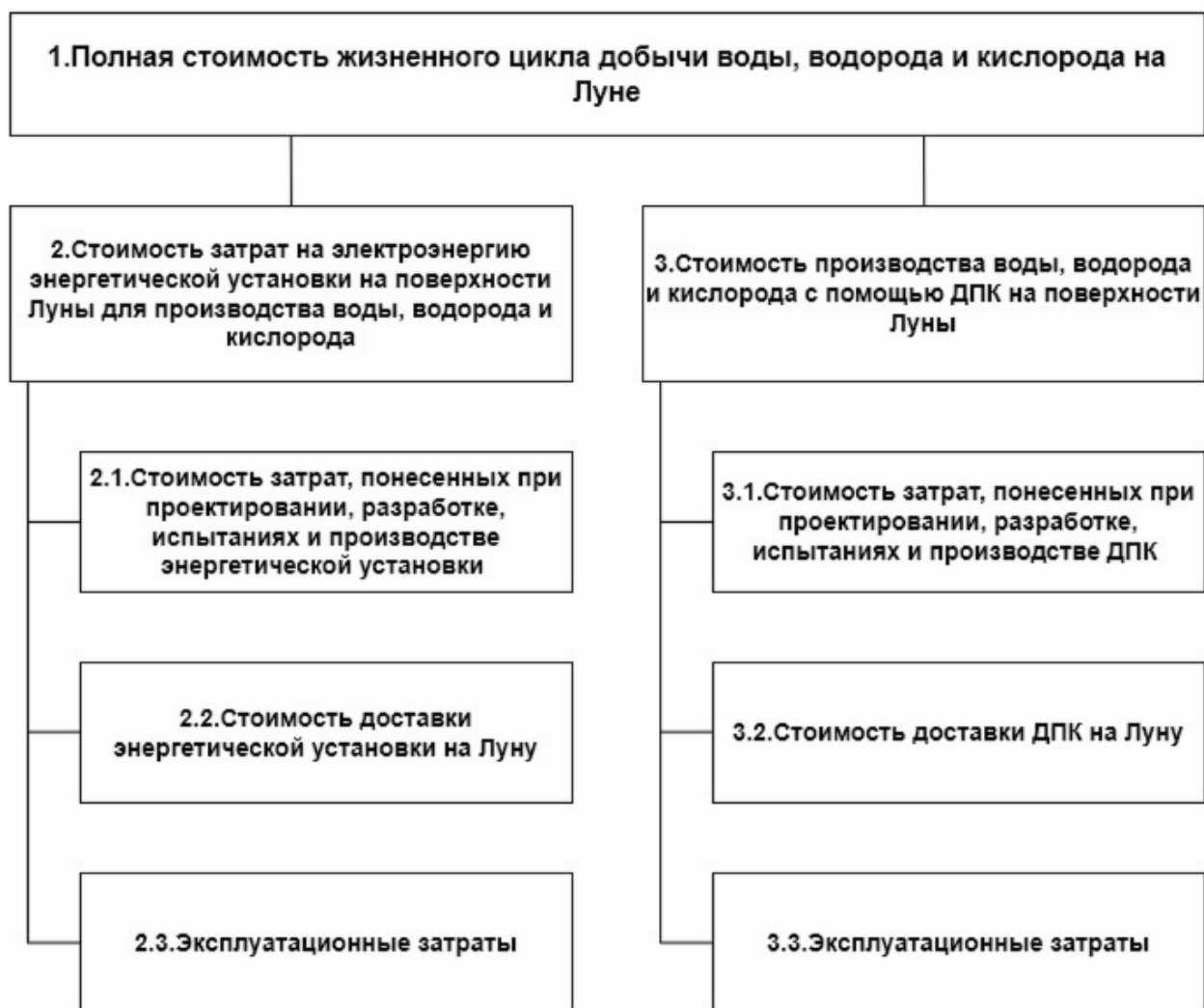


Рисунок 2.6 – Структура полной стоимости жизненного цикла добычи воды, водорода и кислорода на Луне

2.5 Проектирование системы обеспечения теплового режима лунной базы в условиях неопределенности параметров на этапе системных предпроектных исследований

Пятым направлением решения научно-технической проблемы, связанной разработкой СОТР модуля лунной базы – учет неопределенности параметров при проектировании СОТР лунной базы на этапе системных предпроектных исследований.

На этапе системных предпроектных исследований наиболее ответственные решения приходится принимать в условиях недостатка исходной информации. Неопределенными параметрами на поверхности Луны являются теплофизические свойства реголита, такие как теплоемкость и плотность, коэффициенты поглощения и излучения РТО по причине запыленности поверхностей, и, как следствие, температура условной внешней среды [53]. Также неопределенными параметрами являются коэффициенты выражения, описывающего зависимость потока микрометеоритных частиц у поверхности Луны от массы частицы [2].

Для формализации задачи оптимального проектирования как задачи оптимизации требуется произвести переход от заданных тактико-технических требований СОТР лунной базы к целевой функции, отражающей степень удовлетворения тактико-техническим требованиям.

Следующим шагом задачи проектирования является классификация переменных и определение допустимых областей изменения этих переменных. Проектируемыми переменными выступают оптимизируемые параметры. Остальные параметры – неопределенные, если их значения не могут быть точно заданы к данному моменту, и определенные, если их значения заданы.

Далее требуется определить ограничения, которым должны удовлетворять параметры. Если функции ограничений включают в себя неопределенные параметры, определяется тип ограничений – жесткий, или мягкий, если они должны выполняться с заданным значением меры (степени) неопределенности.

Если значения параметров определены неточно, применение моделей многокритериальной оптимизации, предназначенных для вычислений с точными значениями, может привести к недопустимым решениям [54]. Проблема учета параметрической неопределенности при предварительном проектировании СОТР лунной базы обуславливает необходимость выбора способа ее представления. Вид формируемой информации о параметрах СОТР: статистическая или экспертная – определяет тип неопределенности: алеаторную или эпистемическую, соответственно [55].

Алеаторная неопределенность возникает, когда параметры характеризуются вариабельностью, зафиксированной в результатах наблюдений (статистических данных). Если статистические данные отсутствуют или их недостаточно, то одним из вариантов решения данной задачи является получение информации о параметрах от экспертов, то есть имеет место эпистемическая неопределенность. Этот вид неопределенности имеет место на предварительном этапе проектирования СОТР лунной базы.

Для представления эпистемической неопределенности существует ряд теорий [56]. Для учета эпистемической неопределенности в задачах оптимизации необходимо обеспечить:

- формальное представление неопределенных переменных;
- формальное представление функции от неопределенных переменных (метод распространения неопределенности входных неопределенных переменных на функцию от этих переменных);
- модели оптимизации в условиях параметрической неопределенности.

Для учета эпистемической неопределенности параметров при проектировании СОТР лунной базы целесообразно воспользоваться теорией неопределенности, предложенной Б. Лю в 2007 г. [57], которая служит новым инструментом для представления эпистемической неопределенности и работы с ней.

При проведении исследований в рамках неопределенного программирования необходимо привлечение к работе эксперта. С помощью эксперта строятся функции распределения неопределенности для неопределенных параметров. Эксперт задает области значений неопределенных параметров и ряд значений функций распределения. На основе данных, полученных от эксперта, производится аппроксимация функции распределения каждого неопределенного параметра, которая дает эмпирическую функцию распределения.

На начальных стадиях разработки для оценки параметров СОТР в качестве показателей следует принять массу системы, энергопотребление и надежность.

Тогда в качестве критериев оптимизации принимаются минимальная масса системы, минимальное энергопотребление и максимальная надежность. При этом, получается трехкритериальная задача оптимизации с ограничениями по габаритам.

В соответствии с теорией неопределенности, предложенной Б. Лю [57], при наличии неопределенных параметров, целевая функция и функции ограничений при каждом фиксированном векторе решений, являются неопределенными переменными со своими функциями распределения. Тогда, для постановки задачи оптимизации, необходимо перейти к детерминированным моделям заменой целевых функций и ограничений детерминированными дубликатами. В качестве дубликатов целевых функций следует использовать характеристики неопределенных функций, таких как ожидаемое значение, определяемое как среднее значение неопределенной переменной в смысле неопределенной меры, дисперсию, определяемую как среднее значение неопределенной переменной в смысле неопределенной меры и критические значения неопределенной переменной.

Выбор дубликатов неопределенных целевых функций является прерогативой лица, принимающего решение.

Таким образом, задача неопределенного программирования с использованием дубликатов неопределенных целевых функций и ограничений должна быть представлена детерминированной задачей математического программирования.

Для решения задачи неопределенного программирования с целевыми функциями и ограничениями, имеющими неопределенные параметры, требуется реализация следующих этапов:

1. построение с помощью эксперта функций распределения для неопределенных параметров;
2. выбор множеств дубликатов для целевых функций;
3. вычисление дубликатов целевых функций и ограничений;
4. выбор метода оптимизации;

5. выбор оптимального решения из предложенных решений.

При выборе метода оптимизации проектных параметров СОТР лунной базы необходимо учитывать, что целевые функции сравниваемых вариантов описываются нелинейными зависимостями и оцениваются при помощи сложных моделирующих алгоритмов, что обуславливает высокую трудоемкость вычислений при использовании точных методов глобальной оптимизации. Применение классических численных методов поиска локального и глобального экстремума многоэкстремальных функций со сложным рельефом поверхностей становится малоэффективным. Оптимизацию проектных параметров СОТР лунной базы следует проводить с использованием современных методов глобальной оптимизации, среди которых получили распространение метаэвристические методы оптимизации [58, 59].

Большой интерес представляет анализ и выбор проектных параметров отдельных агрегатов и элементов СОТР лунной базы, обладающих большой массой. Среди них стоит выделить новый перспективный гибридный РТО и тепловой аккумулятор с рабочим веществом на основе реголита с водой.

Для определения проектных параметров РТО СОТР лунной базы следует провести оптимизацию с неточными параметрами модели РТО методом неопределенного программирования Б. Лю. Неопределенными параметрами, влияющими на проектные параметры РТО, в условиях лунной среды являются: степень черноты излучающей поверхности РТО, температура условной внешней среды, коэффициенты уравнения зависимости распределения потока метеоритных частиц от массы.

При проектировании теплового аккумулятора внешнего контура СОТР лунной базы, определяющим параметром является объем рабочего вещества на основе реголита с водой. Для определения объема рабочего вещества ТА необходимо проведение анализа теплоемкостной характеристики рабочего вещества ТА в условиях эпистемической параметрической неопределенности лунной среды [57]. Неопределенными параметрами, влияющими на теплоемкостную характеристику ТА в условиях лунной среды, являются:

пористость реголита, насыпная плотность реголита, теплоемкость реголита. Поэтому предварительную оценку параметров ТА предлагается проводить на основе моделирования эпистемической неопределенности параметров и использования показателя индекса риска, согласно теории неопределенности Б. Лю [57, 60].

Для этого в качестве функции потерь при анализе параметров ТА следует рассматривать количество тепла, поглощенного реголитом с водой в виде рабочего вещества. В качестве показателя степени уверенности в том, что количество тепла, поглощенного ТА, будет больше количество тепла, которое требуется аккумулировать в зависимости от места расположения базы на поверхности Луны, может быть использован неопределенный показатель – индекс риска [60].

Заключение по Главе 2

Анализ состояния проблемы проектирования СОТР лунной базы и методологических основ ее решения позволяет сделать следующие основные выводы:

1. Теоретическое обобщение рассматриваемой проблемы состоит в разработке методологии процесса анализа и проектировании СОТР лунной базы, заключающейся в обосновании структуры процесса, в формировании содержания и логики каждого этапа и последовательности их реализации.

Решение этой проблемы состоит в разработке принципов, моделей, алгоритмов и программ для конкретных задач анализа и проектирования СОТР лунной базы.

2. Новая структурная схема СОТР модуля лунной базы с тепловым аккумулятором наружного контура с рабочим веществом на основе реголита и тепловым аккумулятором внутреннего контура с плавящимся рабочим веществом, позволит обеспечить тепловой режим лунной базы в течение лунного дня на экваторе и средних широтах, когда температура лунной

поверхности превышает температуру излучающей панели РТО. Проведение технико-экономического анализа позволит обосновать целесообразность использования местных лунных ресурсов при разработке схем и новой элементной базы СОТР лунного модуля.

3. Разработка новых конструкторских решений на основе использования гибридной структуры из пакета высокопроводящей фольги пиролитического графита, покрытого с наружной стороны алюминиевой фольгой, для производства излучающих панелей РТО СОТР лунной базы и излучающих панелей пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры является необходимым условием для обеспечения теплового режима обитаемой лунной базы в условиях лунной гравитации.

4. Оценку и оптимизацию параметров агрегатов и СОТР лунной базы в целом в условиях параметрической эпистемической неопределенности на этапе системных предпроектных исследований следует проводить на основании теории неопределенности Баодина Лю, позволяющей учесть неопределенность параметров агрегатов СОТР лунной базы и окружающей лунной среды.

ГЛАВА 3 УСЛОВИЯ ВНЕШНЕЙ СРЕДЫ ДЛЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА НА ЛУНЕ

3.1 Лунная поверхность и характеристики рельефа

Лунные моря и лунные материки составляют основные виды рельефа Луны. Указанные виды рельефа отличаются друг от друга по способу, которым они образовались, возрасту и химическому составу. Возвышенные области, имеющие более светлую окраску, называются лунными материками. Материки покрыты кратерами от ударов метеоритов, достигающих в диаметре сотен километров. На крупные кратеры накладываются более мелкие. Равнины, отличающиеся более темным цветом, имеющие более низкий рельеф, чем лунные материки, называются лунными морями [61]. Моря и материки на поверхности Луны располагаются неравномерно, что подтверждается распределением указанных типов рельефа между видимым и не видимым с Земли полушарием. Основная масса лунных морей сосредоточены на видимом полушарии Луны и составляют более трети поверхности [62].

На лунные материки приходится около семидесяти процентов поверхности. Обратное полушарие Луны практически полностью состоит из материков. Наибольший перепад высот, наблюдаемый только на материках, составляет 17 км [63].

Спекшиеся выбросы поверхности при попадании метеоритов называются брекчиями. Поверхность Луны, покрытую брекчиями, принято называть мегареголитом [64, 18].

Возраст материков достигает 4,5 млрд лет и практически совпадает со временем образования Луны. Магматические материковые породы преобразовывались в ударные брекчии более 3,9 млрд лет назад, когда метеоритная бомбардировка проходила наиболее интенсивно [65].

Вулканические равнины, характеризующиеся понижением рельефа относительно материков, называются лунными морями. Около 90 % лунных

морей находится на видимом полушарии. Лунные моря имеют круглую форму и располагаются на дне ударных бассейнов, образованных в Нектарский период [66]. Колебания высот поверхности лунных морей невелики.

В районах лунных морей располагаются положительные гравитационные аномалии, которые называются масконами [67].

Химический состав морских базальтов, являющихся основным типом морских лунных пород, близок к земным породам габбро-базальтов [68].

Основные виды рельефа лунных материков – это ударные кратеры размером более двух километров. Характерным примером подобного образования является Море Дождей размером более 1200 км. Ударные кратеры, расположенные в районах лунных морей, имеющих значительно меньший возраст, чем материки, выглядят свежее и их значительно меньше. В центре крупных кратеров появляются центральные горки. У ударных кратеров, имеющих небольшой возраст, наблюдается ярко выраженный вал. В процессе старения кратеров их глубина уменьшается, а у вала пропадает четкость [69].

Крупные кратеры размером 30 – 200 км имеют плоское дно, в центре которого располагается горка. Дно молодых кратеров покрывает морщинистая поверхность, говорящая о наличие вязкого материала. Склоны у кратеров с морщинистой поверхностью представляют из себя многочисленные оседающие террасы. На склонах молодых кратеров зачастую присутствуют застывшие потоки вязкого лавоподобного материала [70].

Кратеры, размером превышающие 150 – 200 км, вместо центральных горок имеют кольцевые возвышенности. Подобные образования принято называть бассейнами. На поверхности Луны существует более 90 бассейнов диаметром от 200 до 1300 км. Характерным лунным бассейном является Море Восточное. В этом бассейне присутствует 4 кольца. Внешнее кольцо имеет размер 900 км. Два внутренних горных кольца называются Скалистыми горами.

На лунной поверхности присутствуют малые ударные кратеры. Малыми кратерами называются кратеры диаметром от одного сантиметра до одного километра. Малые кратеры располагаются на всей поверхности Луны.

Внешний вид малых кратеров определяется строением и возрастом. Большинство малых кратеров имеют чашеобразную форму [71, 72].

Чем старше область Луны, тем больше времени она подвергалась метеоритной бомбардировке и тем выше плотность кратеров на ее поверхности. Поэтому для определения возраста поверхности можно использовать подсчет плотности кратеров [73].

До посадки советской межпланетной станции «Луна-9» свойства лунного грунта были неизвестны. Предполагалось, что из-за малой силы тяжести Луна возможно покрыта толстым слоем пыли, в которой может утонуть любой посадочный модуль [74]. Была и другая точка зрения, что Лунная поверхность прочная. В местах посадки космических аппаратов Лунный грунт был настолько прочен, что аппараты в нем не утонули. Панорамное изображение лунной поверхности, полученное с советской станции «Луна-9», показало, что на изучаемом участке рельефа присутствуют отрицательные формы, имеющие вид кратеров, типичных для всей поверхности Луны» [75]. Пылевого слоя в пределах панорамы замечено не было. Среднее количество обломков пород на поверхности реголита соответствует среднему количеству около трех камней на 1 м² лунной поверхности [76]. Указанную поверхность принято называть каменистой россыпью. Преобладают обломки камней неправильной формы [77].

Размеры кратеров колеблются от метров до сотен метров и зависят от толщины слоя реголита. Наиболее крупные камни, как правило, сосредоточены в пределах вала кратера. При удалении от кратера камни уменьшаются в размерах. Около старых кратеров наблюдаются камни сглаженной формы [78].

Универсальной характеристикой микрорельефа поверхности Луны, характерной для всех мест посадок автоматических лунных станций и пилотируемых экспедиций «Аполлон» является наличие кратеров разного возраста и различного размера, начиная с еле видимого до холмистой структуры и каменных россыпей [79].

3.2 Теплофизические свойства реголита

Лунная поверхность в силу отсутствия атмосферы подвергается постоянным ударам метеоритов различных размеров. Наблюдения показали, что камни на лунной поверхности разрушаются из-за раскалывания. Продолжительность нахождения на лунной поверхности камня массой около килограмма до его разрушения составляет около 11 млн лет.

В результате бомбардировки Луны метеоритами образовалось вещество, покрывающее всю поверхность Луны, которое окажет существенное влияние на конфигурацию лунной базы, ее систему жизнеобеспечения и систему обеспечения теплового режима. Таким веществом является лунный реголит – слой рыхлого слабо связанного обломочного материала [2]. Реголит образуется за счет ударной переработки пород скального основания и состоит из обломков этих пород, минеральных зерен и вторичных частиц – продуктов ударной переработки. Реголитовые брекчии представляют из себя вторичные частицы [29]. Реголитовые брекчии представляют собой результаты ударно-термического слипания сыпучего материала лунного грунта в ударных выбросах. В реголите попадают частицы стекла, которые образуются в результате плавления реголита при значительных ударах и разрушения базальтов.

Реголит состоит из частиц с широким диапазоном размеров, от микронных до крупных камней. Реголит формировался под действием метеоритной бомбардировки одновременно с процессом агрегации. Чем меньше диаметр частиц реголита, тем больше влияния оказывают агрегационные процессы [30].

Лунный реголит по химическому составу представляет собой коренные породы района. Следует отметить также баллистический привнос вещества из других областей и присутствие метеоритной массы. В результате влияния солнечного ветра и галактического излучения реголит обогащается водородом и редкими газами, а также способствует восстановлению до элементарного состояния Fe, Ti, Si и др. [31, 32].

Во время экспедиций «Аполлон» [33], станций «Луна-16», «Луна-20» и «Луна-24» [34, 35, 36] проводились попытки измерения мощности реголита. Во время бурения была достигнута глубина 305 сантиметров, но достичь скальных пород, залегающих под реголитом, не удалось [37].

Диаметр кратеров прямо пропорционален возрасту лунной поверхности и, соответственно, толщине покрытия реголита [38]. Для районов посадки автоматических станций «Луна-16» и «Луна-17», определенная этим методом толщина покрытия реголита оказалась равной 4 м. Мощность морского реголита по этим оценкам варьировала в пределах 3,3 – 7,5 м.

Плотность лунного реголита зависит от его химического и минералогического состава. На Луне по последним данным плотность лунного реголита находится в диапазоне от 2,3 до 3,2 г/см³ [39, 40].

На плотность реголита большое влияние оказывает его пористость. Пористость реголита на глубине более одного метра составляет примерно $\varepsilon = 0.45 \frac{\text{м}^3}{\text{м}^3}$. Эта величина показывает долю не занятого зернистыми элементами объема слоя. Имеет место зависимость $\rho_n = (1 - \varepsilon)\rho_t$, где ρ_n – насыпная плотность реголита, ρ_t – плотность зерен реголита твердой фазы, ρ_t – плотность зерен реголита твердой фазы.

В вакууме насыпная плотность реголита составляет $\rho = 1960 \text{ кг/м}^3$ в морских регионах и $\rho = 1825 \text{ кг/м}^3$ в материковых районах. В лунных морях породообразующим минералом является базальт, коэффициент теплопроводности которого $\lambda = 3,49 \text{ Вт/(м К)}$, в материковых районах породообразующим минералом является полевой шпат – $\lambda = 2,3 \text{ Вт/(м К)}$. После пересчета на полный объем засыпки плотность частиц реголита в морских регионах составила $\rho = 3564 \text{ кг/м}^3$ и $\rho = 3318 \text{ кг/м}^3$ в материковых районах.

Температура реголита в значительной степени влияет на его теплофизические свойства. В диапазоне температур $T=90 \div 350 \text{ К}$ теплоемкость реголита описывается следующей зависимостью [29]:

$$c = -23.173 + 2.127T + 1.500910^{-2}T^2 - 7.369910^{-5}T^3 + 9.655210^{-8}T^4.$$

На Рисунке 3.1 представлен график зависимости теплоемкости реголита от температуры.

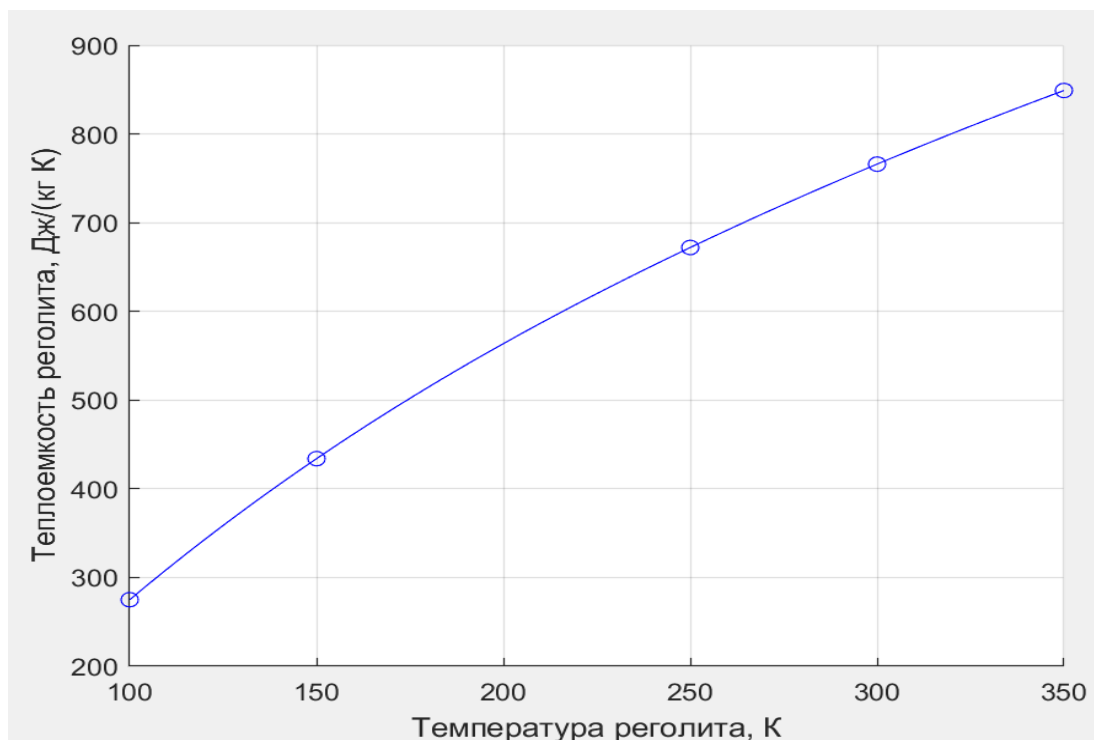


Рисунок 3.1 – Зависимость теплоемкости реголита от температуры

Температура, минеральный состав, форма, размер и пористость влияют на теплопроводность лунного реголита.

Модель лунного реголита рассматривается в виде квазинепрерывной среды. В этом случае, в эффективной теплопроводности λ_{ef} лунного реголита в вакууме выделяется два основных компонента.

$$\lambda_{ef} = \lambda_k + \lambda_l,$$

где: λ_k - контактная теплопроводность, λ_l - лучистый перенос тепла.

Контактная теплопроводность реголита с подобранным коэффициентом имеет вид:

$$\lambda_k = \frac{0.0166*0.5^{0.6}+0.0166h^{0.6}}{2};$$

Где h - глубина залегания реголита.

Температурная зависимость лучистого переноса тепла определяется выражением:

$$\lambda_l = 8.4 * 10^{-11} T^3.$$

Зависимость физических характеристик реголита от глубины залегания представлена в Таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Зависимость физических характеристик реголита от глубины залегания

Интервал глубины, см	Средняя плотность, ρ (г/см ³)	Средняя пористость, ϵ (%)	Относительная плотность D (%)
0 – 15	1,50	52	65
0 – 30	1,58	49	74
30 – 60	1,74	44	92
0 – 60	1,66	46	83

На Рисунке 3.2 представлен график эффективной теплопроводности лунного реголита от его температуры и глубины залегания в вакууме. Глубина залегания указана на рисунке цифрами в метрах.

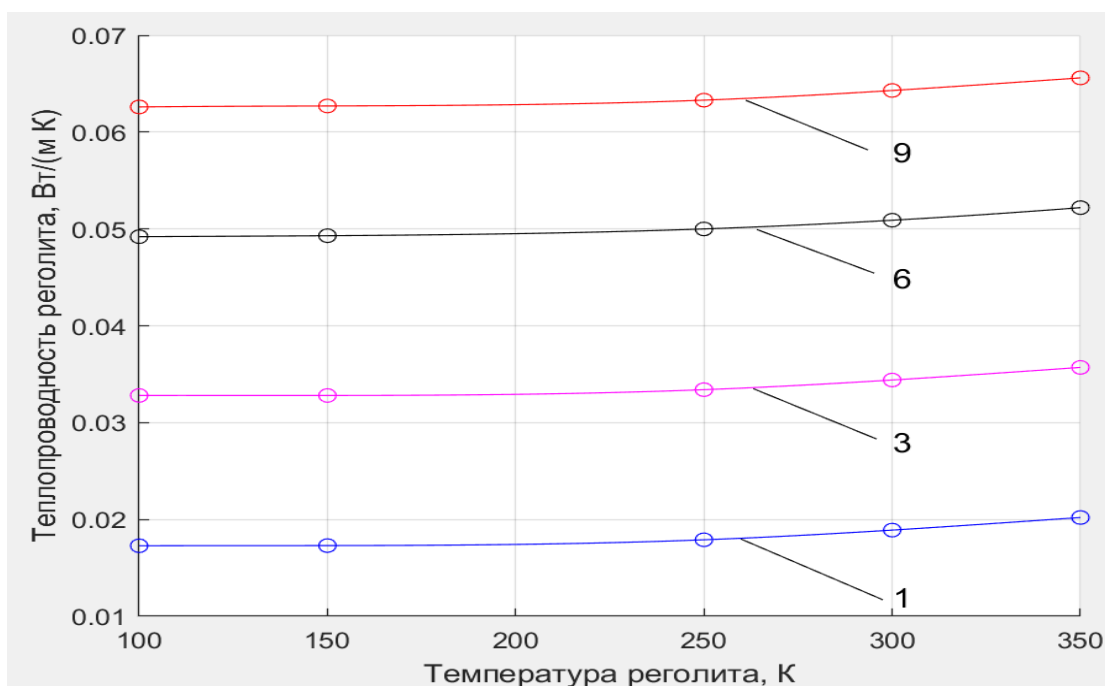


Рисунок 3.2 – Эффективная теплопроводность лунного реголита от температуры и глубины залегания в вакууме

3.3 Влияние лунной пыли на функционирование лунной базы

Лунная пыль. На Луне отсутствует атмосфера, и, как следствие, лунная поверхность постоянно подвержена бомбардировке микрометеоритов, а также воздействию солнечного и галактического излучения. В результате воздействия микрометеоритов за миллиарды лет существования скальная основа поверхности Луны измельчилась, превратившись в частицы с широким диапазоном размеров. Из-за взрывной природы возникновения частиц, они имеют нерегулярную форму с острыми краями, либо близкими к сферическим каплям.

Самую мелкую компоненту реголита, <100 мкм, называют лунной пылью. Средний размер частиц лунной пыли располагается в пределах от 40 до 100 мкм. Подобные частицы составляют половину веса лунного реголита. Форма пылевых частиц крайне нерегулярная с выраженными заостренными краями, что в значительной степени отличает их от земных аналогов. Частицы

лунной пыли по форме своей продолговатые, что приводит к слипанию их вдоль продольных осей. Из-за этой особенности наблюдается анизотропия физических свойств лунной пыли [53].

Лунная пыль как негативный фактор окружающей среды. Лунная пыль оказалась непредвиденным и неблагоприятным фактором, отмеченным в отчетах астронавтов и в многих научных публикациях, обсуждающих влияние лунной пыли на системы и оборудование космических аппаратов, на условия пребывания и деятельность астронавтов на лунной поверхности [80, 81, 82].

Во время программы "Аполлон" по высадке людей на Луну и их возвращению на Землю операции на поверхности Луны были затруднены воздействием мелкой, всепроникающей, очень клейкой пыли. Отчеты о высадках на поверхность Луны содержат ссылки на проблемы, связанные с ухудшением видимости, засорением оборудования, покрытием поверхностей, истиранием поверхностей, ухудшением характеристик уплотнения, ухудшением тепловых характеристик и незначительные проблемы со здоровьем. Некоторые из потенциально наиболее серьезных последствий были вызваны попаданием лунной пыли на поверхности терморегулирования, вызвавшей перегрев в нескольких научных экспериментах и аккумуляторах лунного транспортного средства [83].

Астронавты "Аполло-11" столкнулись во время посадки с проблемой ухудшения видимости. На высоте 30 м от поверхности Луны возникло облако пыли, которое уплотнялось при снижении. Возникло опасение, что одна из посадочных опор наткнется на крупный камень или попадет в кратер.

Вторым негативным фактором оказалась крайняя абразивность лунной пыли. После работы вне посадочного модуля, циферблаты приборов и солнцезащитные козырьки шлемов скафандров были настолько поцарапаны, что невозможно было прочитать показания приборов. По истечении восьмичасовой работы, скафандры и перчатки имели значительные потертости, не позволившие бы произвести еще один дополнительный выход из посадочного модуля, из-за возможной потери герметичности.

Лунная пыль быстро покрывает все поверхности, с которыми она контактировала, включая скафандры, инструмент, оборудование и системы аппарата. Работы по очистке одежды и оборудования от пыли оказались мало эффективным.

Опыт выполнения программы “Apollo” показал, что самым неприятным фактором лунной пыли является ее влияние на здоровье человека, что выражалось раздражением слизистых оболочек при вдыхании лунной пыли. Лунная пыль обладает резким запахом, напоминающим порох. Пыль проникла через одежду астронавтов и попала на их тела. В условиях отсутствия гравитации во время обратного полета к Земле пыль распространялась по объему космического аппарата. Экипажу пришлось дышать этой атмосферой с пылью.

Ожидается [83], что 50 граммов пыли проникнет внутрь лунной инфраструктуры за один выход на поверхность Луны одного члена экипажа. Самые крупные частицы пыли размером порядка 100 мкм осадут в условиях лунной гравитации менее чем за минуту, независимо от плотности материала, в то время как частицы размером порядка 1 мкм могут оставаться в аэрозоле от одного до семи дней. Более мелкие частицы, в том числе наиболее опасные для здоровья органов дыхания, могут оставаться во взвешенном состоянии неопределенное время. Задача снижения запыленности требует разработки и тестирования стратегий, таких как специализированные пылесосы, щетки, салфетки и конструкции воздушных шлюзов, которые учитывают проникновение пыли.

Осаждение лунной пыли приводит к нарушению процессов терморегулирования. Лунная пыль обладает высоким коэффициентом излучения (около 0,93), что не препятствует радиационным излучателям отводить тепло через слой пыли. Однако пыль обладает относительно высокой поглощающей способностью (около 0,76), поэтому при значительном количестве пыли на радиаторах возникает дополнительная тепловая нагрузка от солнечного нагрева.

Динамика лунной пыли. Транспортные механизмы попадания пыли на поверхности можно разделить на две категории: естественные и антропогенные. Двумя известными естественными механизмами являются удары метеоритов и электростатический перенос. Когда метеориты падают на поверхность Луны, они поднимают количество пыли, примерно в сто раз превышающее их массу. Подсчитано [83, 84], что общее накопление пыли в результате первичных и вторичных ударов микрометеоритов составляет около $0,1 \text{ г/м}^2$ в год.

Воздействие солнечного излучения, особенно ультрафиолетовой части его спектра, на верхний слой реголита приводит к формированию поверхностного заряда реголита. Заряженная поверхность реголита и возникшие над поверхностью фотоэлектроны создают приповерхностный двойной слой. Электрическое поле, возникающее в слое, и флуктуации заряда частиц на поверхности приводят к тому, что электрические силы превышают силы гравитации. В результате этого частицы реголита микронного и субмикронного размеров способны отрываться от поверхности и левитировать над поверхностью. Такие динамические процессы приводят к переносу пылевых частиц над поверхностью Луны.

Другим механизмом, вызывающим левитацию лунной пыли, является тепловая флуктуация субмикронных частиц [53].

В результате проведения программы «Apollo» было установлено, что динамика лунной пыли у поверхности наиболее активно происходит в результате антропогенного воздействия. Лунная пыль поднимается с поверхности в результате работы реактивных двигателей, работе механических систем аппарата на поверхности Луны, активности астронавтов. Подсчитано [83], что многократные посадки и взлеты взлетно-посадочного комплекса (ВПК) с лунной базы приведут к запыленности территории радиусом 1,5 км от места посадок. Что касается передвижения космонавтов, то частицы, поднимаемые при ходьбе, могут достигать высоты нескольких метров и могут приземляться на расстоянии до 8 м от их источника.

Стратегии защиты от лунной пыли. Для защиты от пыли оптических систем и радиационных теплообменников системы обеспечения теплового режима лунной базы разрабатываются новые стратегии борьбы с пылью.

В рамках первой стратегии могут быть сконструированы системы, которые выдерживают накопление лунной пыли. Они могли бы воспользоваться преимуществами высокой эмиссии пыли. Возможно, будут разработаны системы, которые даже потребуют нанесения слоя лунной пыли перед использованием.

Вторая стратегия заключается в разработке поверхностей терморегулирования, которые позволят свести к минимуму накопление лунной пыли. Они могут включать поверхности, которые являются пассивными, так что природа поверхности либо отталкивает пыль или имеет такие низкие адгезионные силы, что пыль осыпается сама по себе или при переворачивании, или поверхности, которые активны, такие как поле, которое отталкивает пыль от поверхности. Возможна пассивная система, воздействующая не на терморегулирующее покрытие, а на окружающую среду, окружающую поверхность системы отвода тепла. Особенностью лунного реголита и лунной пыли является присутствие большого количества наночастиц металлического железа, что делает ее эффективным поглотителем микроволн. Спекание частиц пыли, расположенных в непосредственной близости от защищаемых поверхностей, позволит уменьшить их количество до такой степени, что они не станут оказывать значительного влияния на оптические свойства РТО лунной базы. В качестве активной системы защиты от пыли рассматривается электростатическое ограждение. В этой концепции источник α -частиц размещается вблизи края поверхности терморегулирования. Далее, α -частицы, которые имеют большой радиус действия в вакууме, накапливаются на частицах пыли, давая им положительный заряд. Рядом расположена отрицательно заряженная пластина, которая притягивает теперь положительно заряженные частицы пыли, не позволяя им достичь поверхности терморегулирования. Когда частица попадает на отрицательно заряженную

пластину, заряд нейтрализуется, и частица пыли соскальзывает с пластины обратно на поверхность.

Третья стратегия заключается в разработке эффективных методов очистки пыли с излучающих поверхностей РТО. Наличие наночастиц железа в лунной пыли делает ее восприимчивой к удалению магнитом. Этот метод наиболее эффективен при удалении мельчайших частиц. Возможно, более крупные частицы будут удаляться механической щеткой, а меньшие – магнитной щеткой. Это возможно автоматизировать таким образом, что периодически щетка проводит по излучающей поверхности РТО, за которой следует магнитная палочка.

Четвертая стратегия представляет собой концепцию вибропылеуловителя с оптимизированным режимом вибрации, являющейся активной системой снижения запыленности поверхностей, которая использует вибрационное возбуждение на целевых модальных частотах [85].

Наиболее успешные технологии могут включать две или три из перечисленных стратегий.

Влияние лунной пыли на оптические свойства излучающей поверхности РТО. Осаждение пыли на РТО СОТР лунной базы приводит к изменению оптических свойств излучающей поверхности. Исследование изменения поглощающей и излучательной способности поверхностей терморегулирования от степени запыления проводилось с использованием имитатора лунной пыли JSC-1AF [86, 87]. Исследования показали, что с ростом запыленности излучательная способность образцов покрытий увеличивается до величины $\varepsilon = 0.93$, а отношение поглощающей и излучательной способности α/ε , линейно возрастала, независимо от типа образца, и достигало двухкратного увеличения при полном покрытии пылью.

Анализ динамики лунной пыли на поверхности Луны и воздействия ее на излучающие поверхности РТО СОТР лунной базы позволили сделать следующие выводы:

– вертикальная ориентация РТО системы обеспечения теплового режима предпочтительна с точки зрения осыпания пыли с излучающей поверхности под действием сил гравитации;

– взлетно-посадочная площадка лунной базы должна находиться не ближе 1,5 км от расположения РТО СОТР базы;

– использование новых стратегий борьбы с пылью позволит уменьшить запыление излучающей поверхности РТО;

– при проектировании СОТР лунной базы необходимо учитывать неопределенность оптических свойств излучающей поверхности РТО, возникающей в результате ее запыленности.

3.4 Внешние и внутренние источники тепла лунной базы

Нормальное функционирование лунной базы, создание надежных условий жизнедеятельности экипажа и работы бортовых приборов существенно зависят от теплового режима внутренней среды базы. Тепловой режим базы формируется под воздействием внешних и внутренних источников теплоты. Значения поглощенных внешних тепловых потоков зависят от конфигурации базы, варианта размещения ее модулей относительно лунной поверхности, широты и региона лунной поверхности.

Лунную поверхность условно можно разделить на две зоны, существенно различающиеся по своим свойствам. Это зона полюсов, северного и южного. И зона средних широт и экватора.

Исследования яркости лунной поверхности средних и экваториальных широт при различных фазах позволили вычислить сферическое альbedo Луны. Лунный шар в целом отражает примерно 7,3 % падающих на него солнечных лучей. Однако даже простые визуальные наблюдения яркости различных деталей лунной поверхности показывают, что на Луне имеются более светлые и более темные участки, для которых альbedo может значительно отличаться от

средней величины. Наиболее яркие образования отражают около 18 % лучей, а самые темные пятна (как правило, «моря») – около 5 %.

Самое светлое место на Луне – это дно кратера Аристарх и его центральная горка. Они почти в 3,5 раза ярче дна морей. Если сравнивать отражательную способность кратера Аристарх с отражательной способностью наиболее распространенных земных пород, то окажется, что большинство земных пород намного светлее.

Лунная поверхность обладает весьма примечательной и важной особенностью, существенно отличающей ее даже от тех земных аналогов, для которых альbedo имеют близкие значения. Точные фотометрические наблюдения показали, что отраженные лунной поверхностью солнечные лучи распределяются по направлениям крайне неравномерно, а именно так, что при всяком значении угла падения лучей большая часть света направляется обратно в сторону Солнца. Указанные свойства отражательной способности Луны являются следствием чрезвычайной изрытости, неровности и пористости материала ее поверхности.

Зона северного и южного полюсов имеет существенную особенность с точки зрения внешних источников тепла. Полярные круги Луны диаметром менее 50 км включают участки так называемых вечного дня и ночи. Дно и стенки кратеров, обращенные к полюсам, образуют участки вечной ночи, куда никогда не попадает солнечный свет. С другой стороны, существуют участки вечного света, которые расположены на склонах некоторых гор и кратеров на Северном и Южном полюсах Луны. Эти области являются основными кандидатами на размещение лунных баз и установку солнечных батарей, для которых уже не понадобятся аккумуляторы энергии большой емкости. Полярные области Луны интересны еще и тем, что по сравнению с экватором перепады температуры здесь минимальны: в среднем она составляет около 20°. В то же время в кратерах километровой глубины царят мрак и вечная мерзлота.

Около Северного полюса Луны существует только один пик вечного света, расположенный на склонах ближайшего к полюсу кратера Пири. В этот район

постоянно попадают солнечные лучи, а на дне кратера с большой долей вероятности существует водяной лед. Главным источником, определяющим температуру лунной поверхности, является Солнце. Температура освещенной Солнцем поверхности зависит главным образом от коэффициентов лучеиспускания и от угла между нормалью к поверхности и направлением на Солнце. Приняв допущение, что поверхность Луны гладкая и нетеплопроводная и пренебрегая небольшим углом между плоскостью лунного экватора и плоскостью эклиптики, можно выразить зависимость температуры лунной поверхности от зенитного расстояния Солнца (γ_s) и широты местности (β) следующим образом [88]:

$$T = \sqrt[4]{\frac{A_s S_0}{\varepsilon \sigma} \cos \beta \cos \gamma_s} .$$

Для расчета внешних поглощенных тепловых потоков на поверхности Луны принимаются следующие допущения [89, 90, 91, 92]:

1. Альbedo области планеты усредняется и принимается постоянным по всей видимой поверхности;
2. Плотность уходящего с планеты собственного излучения аппроксимируется выражением

$$E_{0cob} = C_1 + C_2 \frac{\cos \psi_0 + |\cos \psi_0|}{2} ,$$

учитывающим регулярный характер неравномерности собственного излучения, обусловленный неравномерностью освещения поверхности планеты Солнцем, где: C_1 и $C_1 + C_2$ – соответственно плотность излучения с теневой области и с области планеты с нулевым зенитным расстоянием Солнца, ψ_0 – зенитное расстояние Солнца для рассматриваемой области;

3. Интенсивность излучения планет и Солнца определяется как интенсивность излучения абсолютно черного тела при соответствующей средней радиационной температуре.

С учетом указанных допущений, расчет поглощенного внешнего потока тепла сводится к определению геометрических характеристик, относительного миделя μ_s по направлению на Солнце, углового коэффициента φ_1 и комбинированного углового коэффициента φ_2 . Если они определены, то поглощенный поток определяется по формулам:

поток от Солнца

$$Q_{\text{солн}} = A_s S_0 \mu_s;$$

отраженный поток от планеты

$$Q_{\text{отр}} = A_s S_0 a \varphi_2;$$

поток собственного излучения планеты

$$Q_{\text{соб}} = \varepsilon (C_1 \varphi_1 + C_2 \varphi_2),$$

Где A_s – коэффициент поглощения солнечного излучения, S_0 – плотность потока солнечного излучения, ε – коэффициент излучения.

У Луны наблюдается ярко выраженная неравномерность поля собственного излучения и оно удовлетворительно аппроксимируется при следующих значениях коэффициентов:

$$C_1=0, C_2 = (1 - a)S_0.$$

Локальный угловой коэффициент рассчитывался по формуле [93]:

$$\varphi_1 = \frac{\cos\psi \sin^2\theta_0}{\pi} \left[\frac{\pi}{2} + \arcsin(\operatorname{ctg}\theta \operatorname{ctg}\psi) \right] + \frac{1}{\pi} \arcsin \frac{\sqrt{\sin^2\theta_0 - \cos^2\psi}}{\sin\psi} - \frac{1}{\pi} \cos\theta_0 \sqrt{\sin^2\theta_0 - \cos^2\psi},$$

где ψ – угол между нормалью к элементу поверхности и вертикальным направлением, θ_0 – угол между вертикальным и касательным к планете направлениями из центра сферы [93].

Комбинированный угловой коэффициент рассчитывался по формуле [94]:

$$\varphi_2 = f_2^*(\theta_0, \psi) \cos\gamma_s \cos\delta_s + f_3^*(\theta_0, \psi) \sin\varphi_s \sin\gamma_s \cos\delta_s,$$

где:

$$\begin{aligned} f_2^*(\theta_0, \psi) &= k(\theta_0) \varphi_1(\theta_0, \psi), \\ k(\theta_0) &= f_2(\theta_0) / \sin^2\theta_0, \\ f_3^*(\theta_0, \psi) &= \frac{\cos^2\theta_0(3 + \sin^2\theta_0)}{16\sin\theta_0} \ln \frac{1 + \sin\theta_0}{1 - \sin\theta_0} - \frac{(1 - \sin\theta_0)(3 + 3\sin\theta_0 + 2\sin^2\theta_0)}{8}, \end{aligned}$$

где δ_s – угол между вертикальной плоскостью, проходящей через нормаль к элементу поверхности, и вертикальной плоскостью, параллельной солнечному потоку.

Альbedo двух основных типов рельефа Луны существенно отличаются друг от друга. Альbedo материковых регионов составляет 0,297, а альbedo поверхности лунных морей – 0.097. Поэтому расчет поглощенного внешнего теплового потока следует проводить для двух типов рельефа [95].

3.5 Расчет поглощенных лучистых потоков радиационным теплообменником лунной базы

В пределах солнечной системы основным внешним тепловым воздействием на космические объекты является лучистая энергия Солнца. В окрестности планет наряду с прямым излучением Солнца на космический аппарат поступает отраженное от планеты солнечное излучение и собственное излучение планеты, представляющее собой главным образом ту же солнечную энергию, поглощенную планетой и затем вновь излученную в длинноволновой области спектра.

При расчете внешних поглощенных лучистых потоков приняты допущения и зависимости, описанные в параграфе 3.3. Расчет поглощенных внешних лучистых потоков радиационным теплообменником проведен для двух типов рельефа: районов морей и материков. Альbedo материковых регионов составляет 0,297, а альbedo поверхности лунных морей – 0,097. В расчетах принято значение $\varepsilon=0,9$. Расчет проведен для установленного вертикально радиационного теплообменника, с центром, расположенным на расстоянии 2 метра от поверхности Луны.

На Рисунках 3.3 и 3.4 представлены зависимости удельного поглощенного отраженного солнечного излучения от широты расположения радиационного теплообменника в районах морей и материков.

Из приведенных графиков следует, что количество удельного поглощенного радиационным теплообменником, расположенного в районе материка, отраженного лунной поверхностью солнечного излучения в четыре раза больше, чем количество удельного поглощенного отраженного солнечного излучения РТО, располагающегося в районе лунного моря.

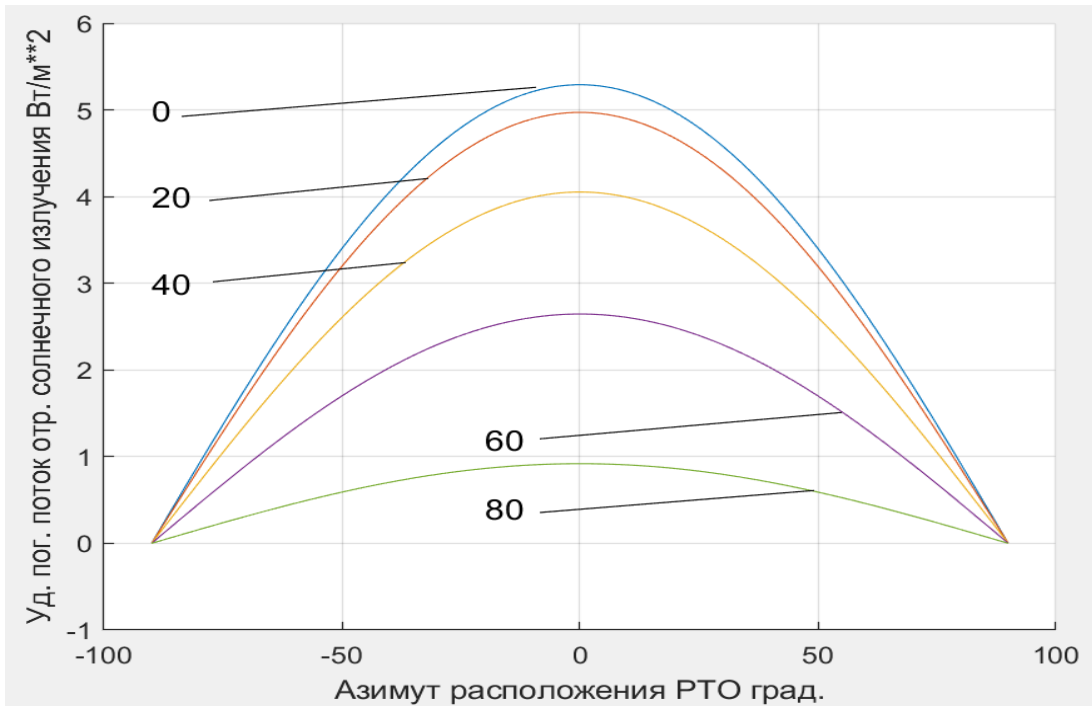


Рисунок 3.3 – Зависимость удельного поглотенного отраженного солнечного излучения от широты расположения радиационного теплообменника на море

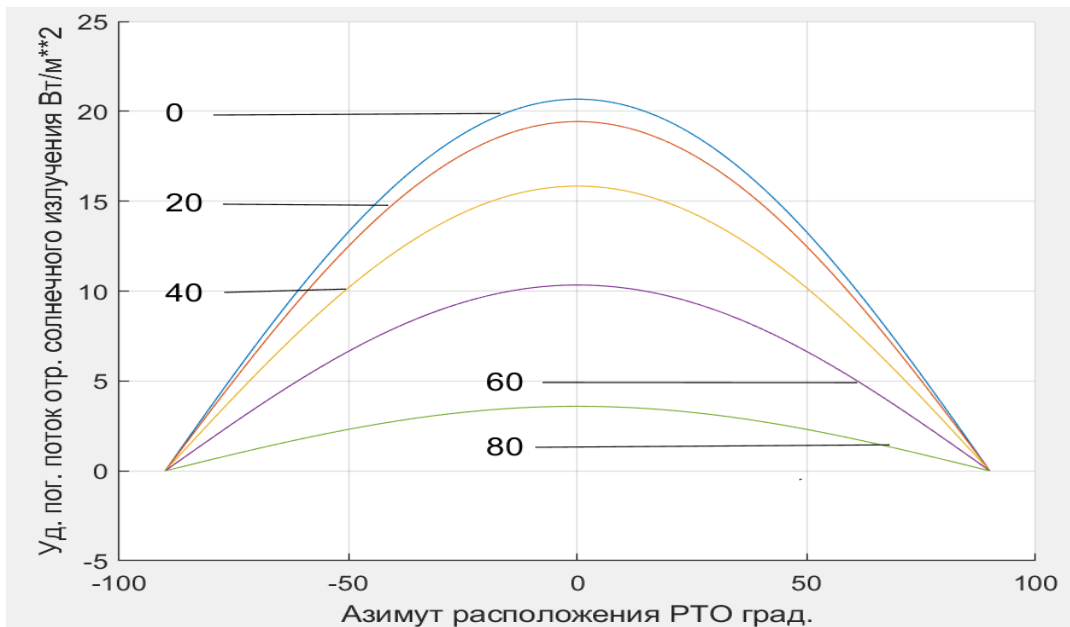


Рисунок 3.4 – Зависимость удельного поглотенного отраженного солнечного излучения от широты расположения радиационного теплообменника на материке

На Рисунках 3.5 и 3.6 представлена зависимость удельного поглощенного РТО собственного излучения Луны от широты расположения радиационного теплообменника на море и материке.

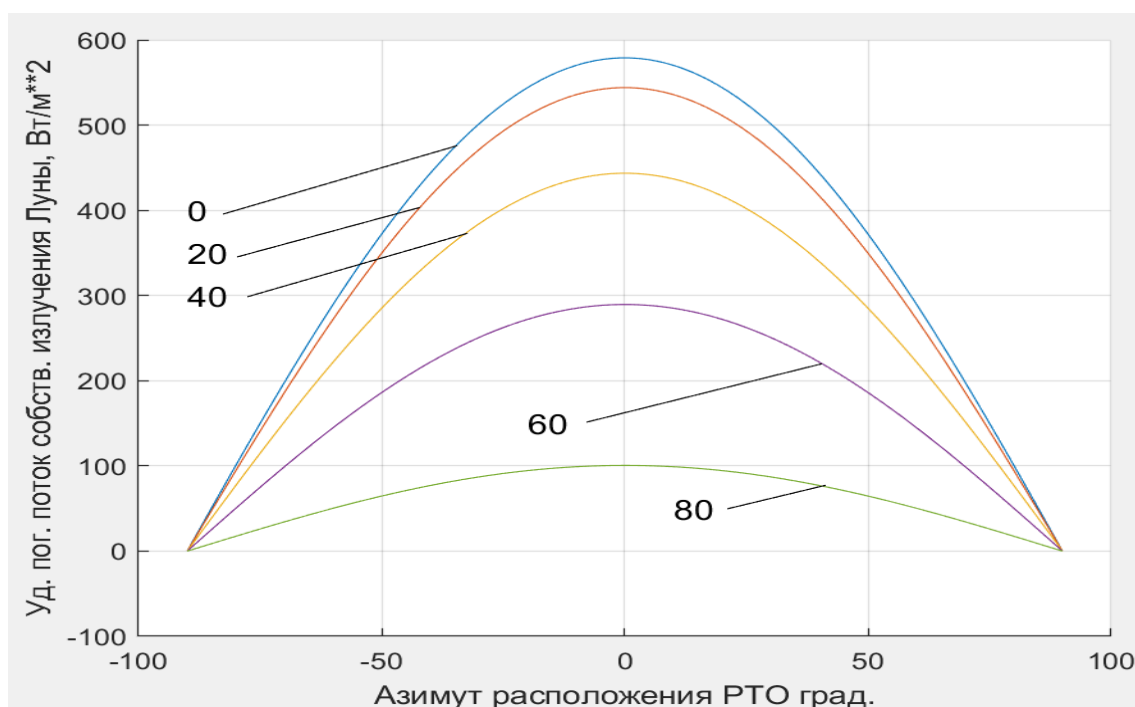


Рисунок 3.5 – Зависимость удельного поглощенного РТО собственного излучения Луны от широты расположения радиационного теплообменника на море

Результаты расчетов показывают, что количество удельного поглощенного РТО собственного излучения Луны, расположенного в районе моря на треть превышает количество удельного поглощенного РТО собственного излучения Луны, расположенного в районе материка для одинаковой широты.

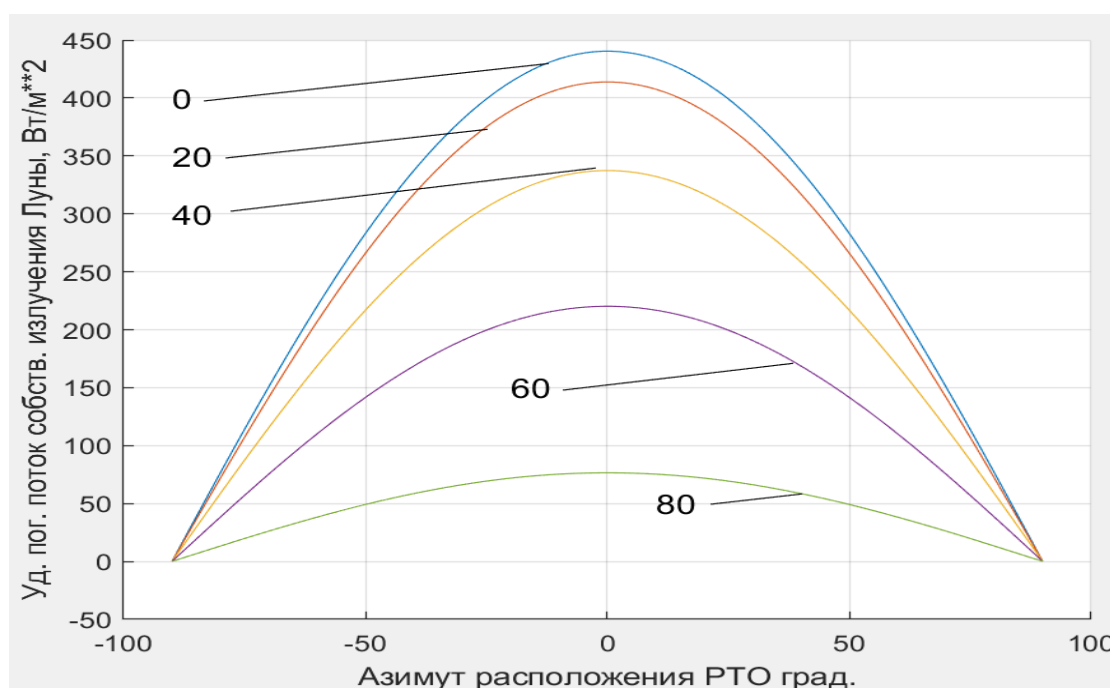


Рисунок 3.6 – Зависимость удельного поглощенного РТО собственного излучения Луны от широты расположения радиационного теплообменника на материке

На Рисунках 3.7, 3.8 и 3.9 представлены зависимости удельного поглощенного РТО собственного солнечного и удельного суммарного излучения от широты расположения радиационного теплообменника на море и материке.

Из результатов проведенных расчетов следует, что удельный максимальный поглощенный РТО суммарный поток излучения, расположенного как на море, так и на материке, приходится на широты 15 градусов южнее и севернее экватора. Количество поглощенного РТО удельного суммарного излучения, расположенного в районе моря на 30 % больше количества поглощенного РТО удельного суммарного излучения, расположенного в районе материка для одинаковой широты.

На Рисунке 3.10 представлена зависимость удельного максимального суммарного поглощенного излучения от широты расположения радиационного теплообменника на море и материке.

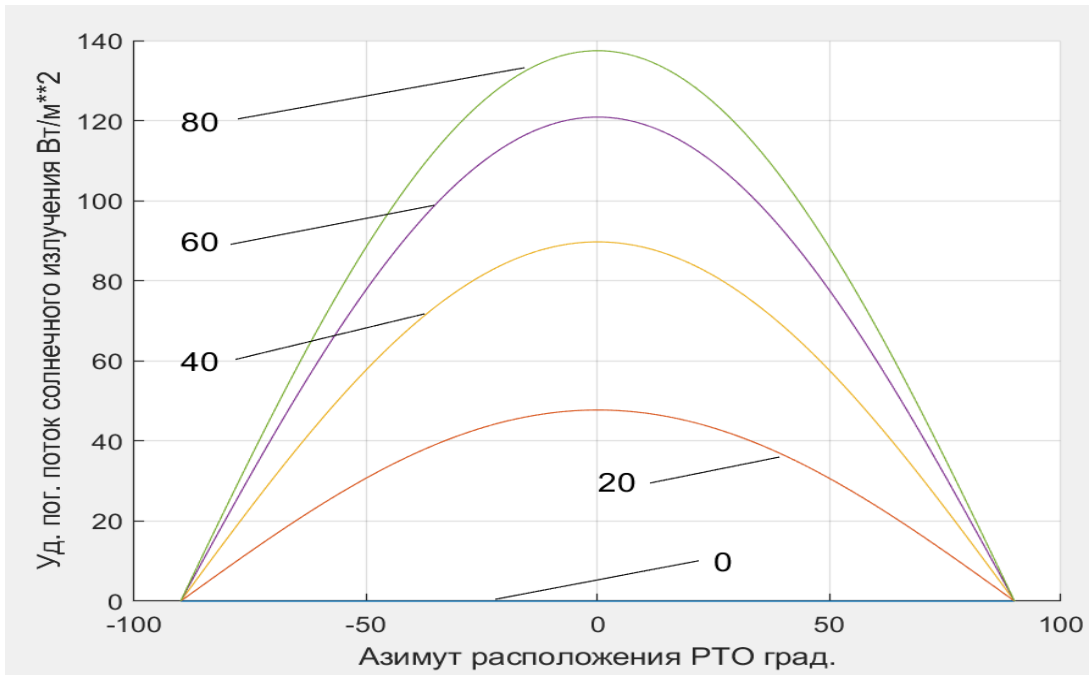


Рисунок 3.7 – Зависимость удельного поглощенного РТО собственного солнечного излучения

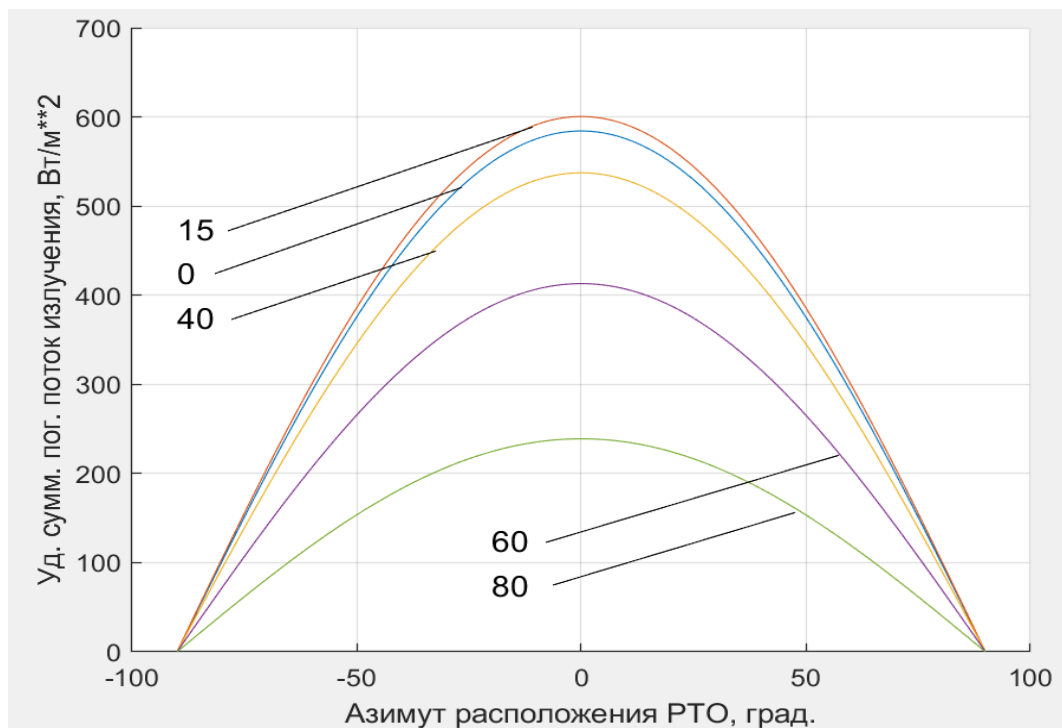


Рисунок 3.8 – Зависимость удельного поглощенного РТО суммарного излучения от широты расположения радиационного теплообменника на море

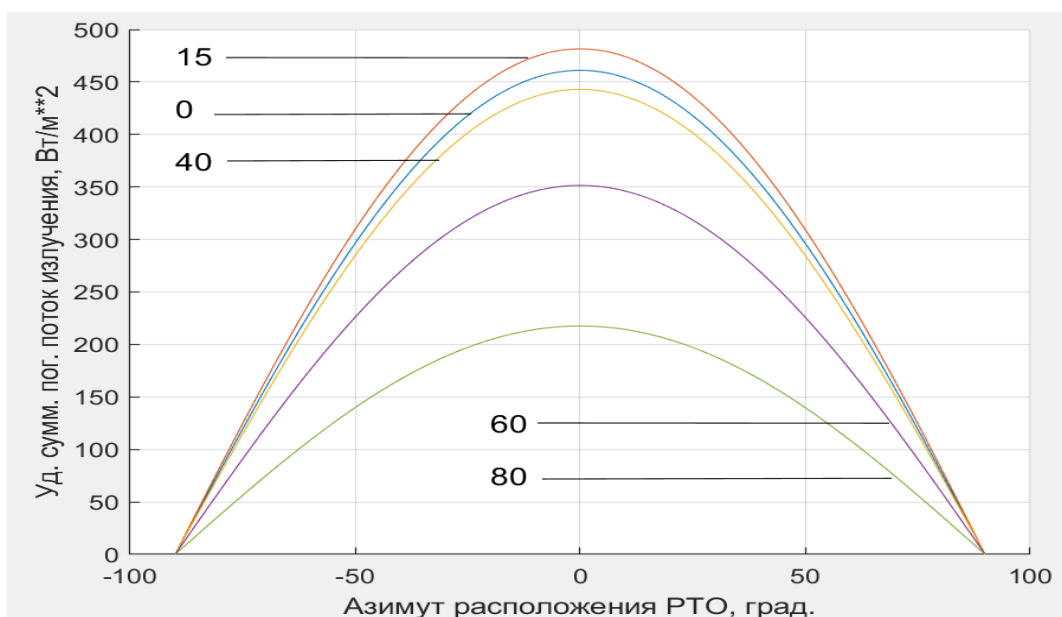


Рисунок 3.9 – Зависимость удельного поглощенного РТО суммарного излучения от широты расположения радиационного теплообменника на материке

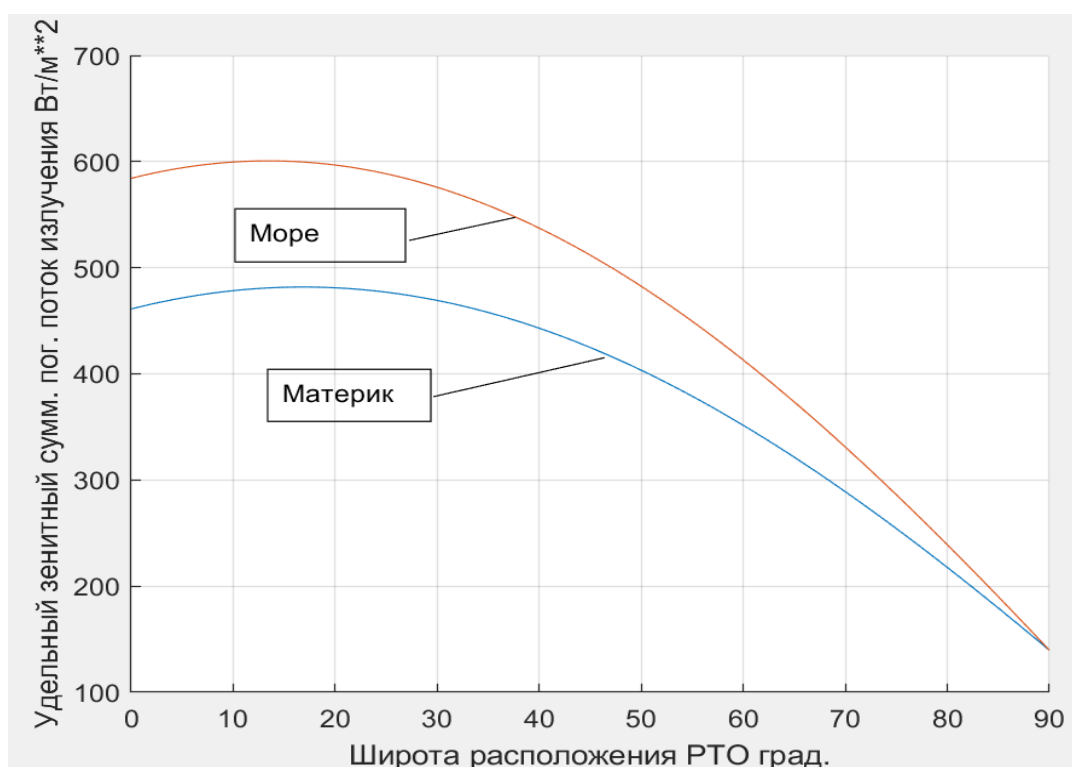


Рисунок 3.10 – Зависимость удельного максимального суммарного поглощенного РТО излучения от широты расположения на море и материке

Проведено исследование зависимости удельного максимального поглощенного радиационным теплообменником суммарного излучения от широты расположения РТО для различных углов, между нормалью к поверхности РТО и направлением на центр Луны. Результаты представлены на Рисунке 3.11.

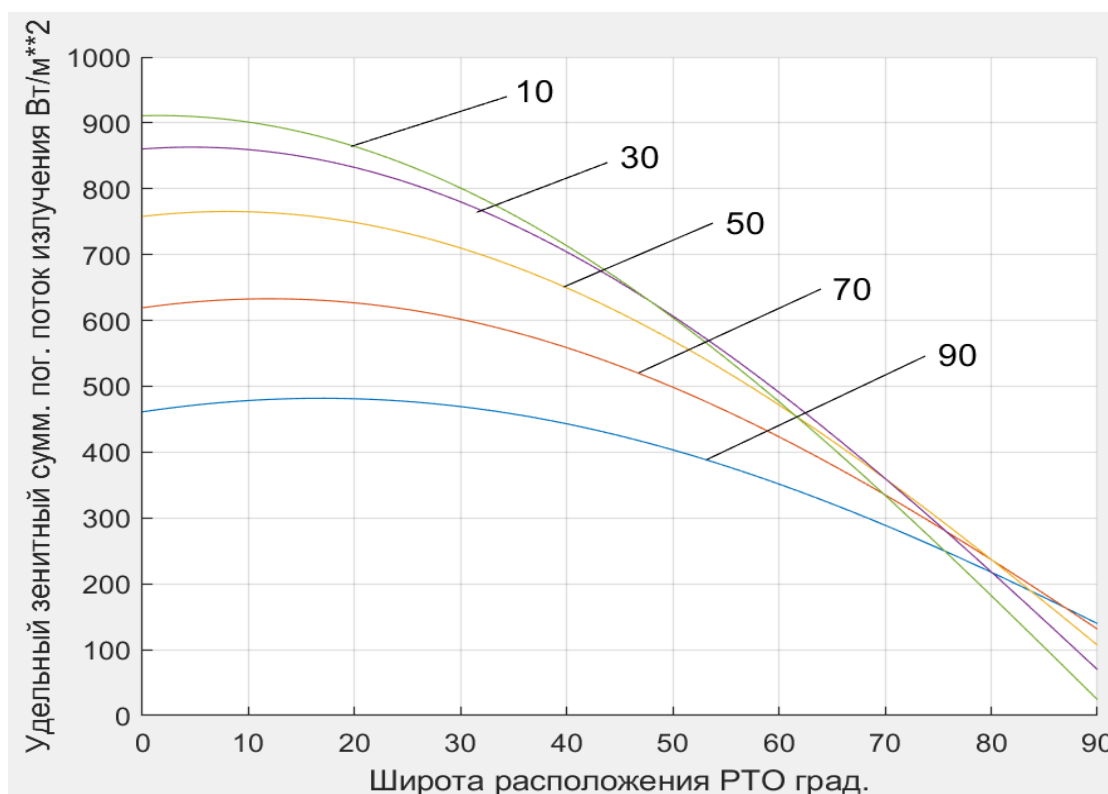


Рисунок 3.11 – Зависимость максимального удельного поглощенного радиационным теплообменником суммарного излучения от широты расположения РТО для различных углов, между нормалью к поверхности РТО и направлением на центр Луны

Из Рисунка 3.11 следует, что максимальное удельное поглощенное радиационным теплообменником суммарное излучение уменьшается с увеличением угла между нормалью к поверхности излучателя и направлением на центр Луны и принимает минимальное значение при вертикальном расположении радиатора.

Проведенные исследования позволили сделать выводы о том, что поглощенное удельное суммарное излучение радиационным теплообменником, расположенным в районе материка, на 30 % меньше, чем у теплообменника, расположенного в районе лунного моря и, что при вертикальном расположении радиационного теплообменника достигается минимизация максимального удельного поглощенного суммарного излучения.

Заключение по Главе 3

На основании анализа воздействия окружающей лунной среды на работу СОТР лунной базы, сделаны выводы:

1. Удельный поглощенный тепловой поток для одной и той же широты в районе лунных морей на 30 % превышает удельный поглощенный тепловой поток на материке.
2. Вертикальное расположение радиационного теплообменника позволяет минимизировать удельный поглощенный тепловой поток.

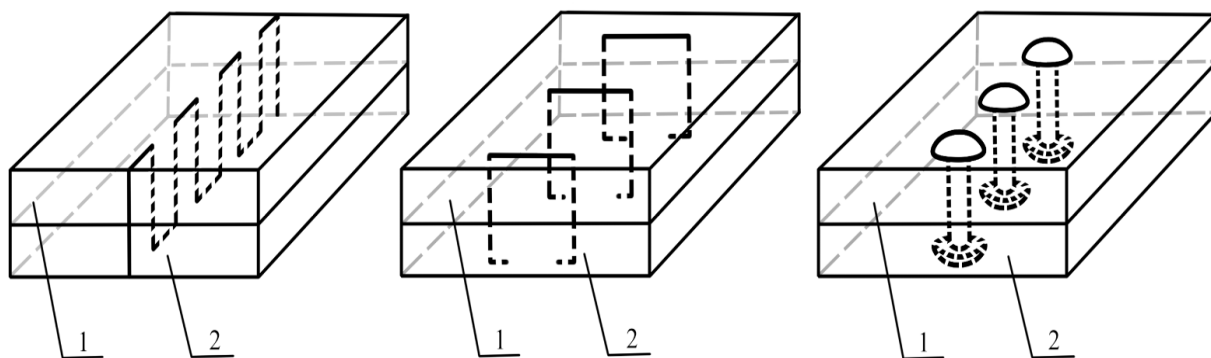
ГЛАВА 4 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГИБРИДНОГО РАДИАЦИОННОГО ТЕПЛООБМЕННИКА

4.1 Математическая модель гибридного радиационного теплообменника

Разработана аналитическая математическая модель гибридного РТО. В качестве излучающего ребра РТО предлагается использовать двухслойную гибридную структуру, прототип которой для пассивного радиатора рассмотрен в [43, 96].

Верхняя пластина представляет собой панель из алюминия с наружным излучающим слоем. Нижняя пластина является гибридной графитовой структурой, состоящей из пакета графитовых пленок. Пластины фиксируются клеевым соединением. Гибридная графитовая структура обладает существенной анизотропией в коэффициенте теплопроводности. Теплопроводность в плоскости пакета превышает теплопроводность в перпендикулярном (внеплоскостном) направлении более чем в 100 раз и составляет 1600 Вт/(мК) [97, 99, 41, 42]. Теплопроводность во внеплоскостном направлении составляет 15 Вт/(мК). Для повышения внеплоскостной теплопроводности можно пробить ребро РТО скрепками типа «степлер», прошить проволокой или использовать заклепки, как показано на Рисунке 4.1.

Рассмотрим математическую модель РТО. Считаем, что РТО состоит из нескольких параллельных трубок с теплоносителем, соединенных между собой излучающими панелями во всей ширине РТО. На Рисунке 4.2 представлена расчетная схема панели РТО, включающая трубку с теплоносителем диаметра d и длиной h , двухслойную излучающую панель шириной $2l$ с верхним излучающим слоем из алюминия толщиной δ и нижним слоем, имеющим гибридную графитовую структуру толщиной δ_g . На излучающую поверхность падает тепловой поток плотностью q_H [Вт/м²], а нижняя сторона панели теплоизолированная.



Тип соединения "Шов"

Тип соединения "Скрепка"

Тип соединения "Заклёпка"

1 - панель из алюминиевого сплава, 2 - панель графитовых плёнок

Рисунок 4.1 – Гибридная структура ребра РТО с высокой теплопроводностью

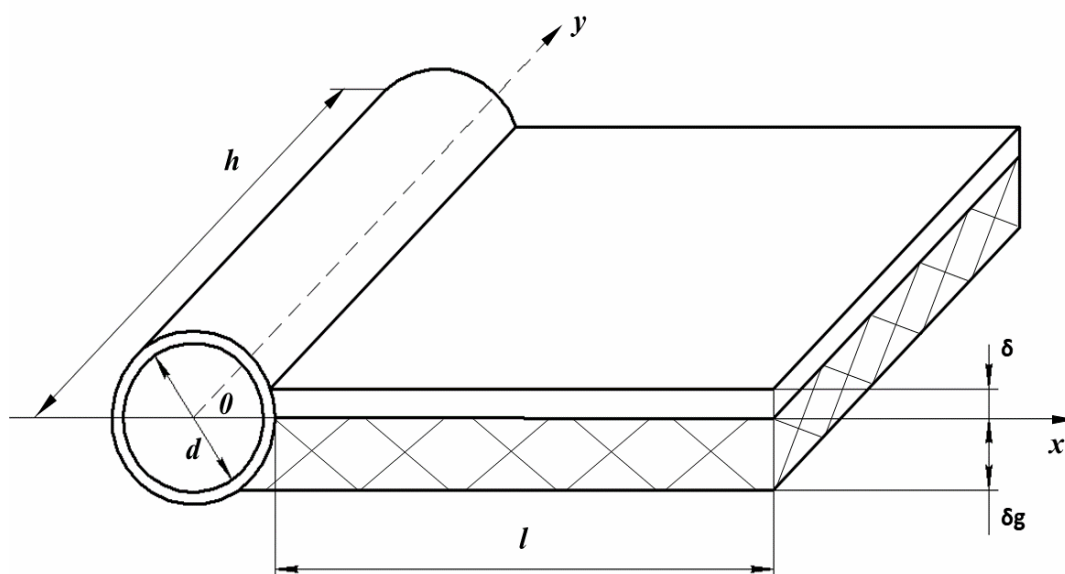


Рисунок 4.2 – Расчетная схема РТО

Вводятся следующие традиционные допущения [100, 101, 102, 94]:

1. пренебрегаем теплопроводностью вдоль ребра по оси y по сравнению с теплопроводностью в поперечном направлении;
2. на линии касания трубки с ребром тепловой поток в ребре принимается

равным тепловому потоку, отдаваемому теплоносителем;

3. вводится понятие температуры условной внешней среды T_e , определяемой из условия [103]:

$$q_H = \varepsilon \sigma \left(\frac{T_e}{100} \right)^4 = \varepsilon \sigma (A + BT_e);$$

аналогично, используется аппроксимация вида $\varepsilon \sigma \left(\frac{T}{100} \right)^4 = \varepsilon \sigma (A + BT)$, где: ε – степень черноты; σ – постоянная Стефана-Больцмана; $T = T(x, y)$ – температура излучающей панели;

4. двухслойное ребро композиционной структуры рассматривается в виде однородного анизотропного ребра толщиной $(\delta + \delta_g)$ с приведенными интегральными теплофизическими характеристиками. Для аналитической оценки эффективных коэффициентов теплопроводности ребра λ_{efx} и λ_{efz} по осям x и z используются рекомендуемые соотношения [99, 104]:

$$\lambda_{efx} = \frac{\lambda_{Al} \delta + \lambda_{gx} \delta_g}{\delta + \delta_g}; \quad \lambda_{efz} = \frac{\lambda_{Al} \lambda_{gz} (\delta + \delta_g)}{\delta \lambda_{gz} + \delta_g \lambda_{Al}},$$

где λ_{Al} – коэффициент теплопроводности алюминия; $\lambda_{gx}, \lambda_{gz}$ – коэффициенты теплопроводности гибридной графитовой структуры по осям x и z соответственно.

Тогда поле температур ребра $T(x, y)$ определяется из решения следующей краевой задачи:

$$\begin{cases} \lambda_{efx} (\delta + \delta_g) \frac{\partial^2 T(x, y)}{\partial x^2} - \varepsilon \sigma (A + BT) + \varepsilon \sigma (A + BT_e) = 0; \\ \frac{\alpha \pi d}{2} (T_{tn}(y) - T(0, y)) = -\lambda_{efx} (\delta + \delta_g) \frac{\partial T(0, y)}{\partial x}; \\ \frac{\partial T(l, y)}{\partial x} = 0, \end{cases} \quad (1)$$

где α – коэффициент теплоотдачи от теплоносителя к стенке трубки;

$T_{tn}(y)$ – температура теплоносителя в трубке.

Для температуры теплоносителя справедливо уравнение теплового баланса:

$$-\lambda_{efx} (\delta + \delta_g) \frac{\delta T(0,y)}{\partial x} = -\frac{1}{2} c_p G \frac{dT_{tn}(y)}{dy}, \quad (2)$$

где c_p, G – удельная теплоемкость и массовый расход теплоносителя.

Краевая задача (1) и уравнение (2) имеют аналитическое решение [100, 94]:

$$T(x,y) = T_e + \frac{T_{tn}(y) - T_e}{1 + ab \, thal} \frac{chal \, chax - shal \, shax}{chal};$$

$$T_{tn}(y) = T_e + (T_{tnin} - T_e) e^{-\frac{K_s \, 2hl}{c_p G}},$$

$$\text{где: } a^2 = \frac{\varepsilon \sigma B}{\lambda_{efx} (\delta + \delta_g)}; \quad b = \frac{\lambda_{efx} (\delta + \delta_g)}{\alpha p d}; \quad K_s = \frac{\lambda_{efx} (\delta + \delta_g) a \, thal}{(1 + ab \, thal) l};$$

T_{tnin} – температура теплоносителя на входе в трубку.

Результаты расчетов по построенной модели показали, что с увеличением толщины пакета графитовых пленок происходит рост эффективности ребра РТО как показано на Рисунке 4.3.

Расчеты показали, что при толщине пакета в 2 мм при фиксированной эффективности длина ребра РТО увеличивается в восемь раз, что для конвективных РТО приводит к восьмикратному уменьшению вероятности выхода системы из строя по причине метеорного пробоя, упрощению конструкции, снижению общей массы и сокращению энергопотребления системы.

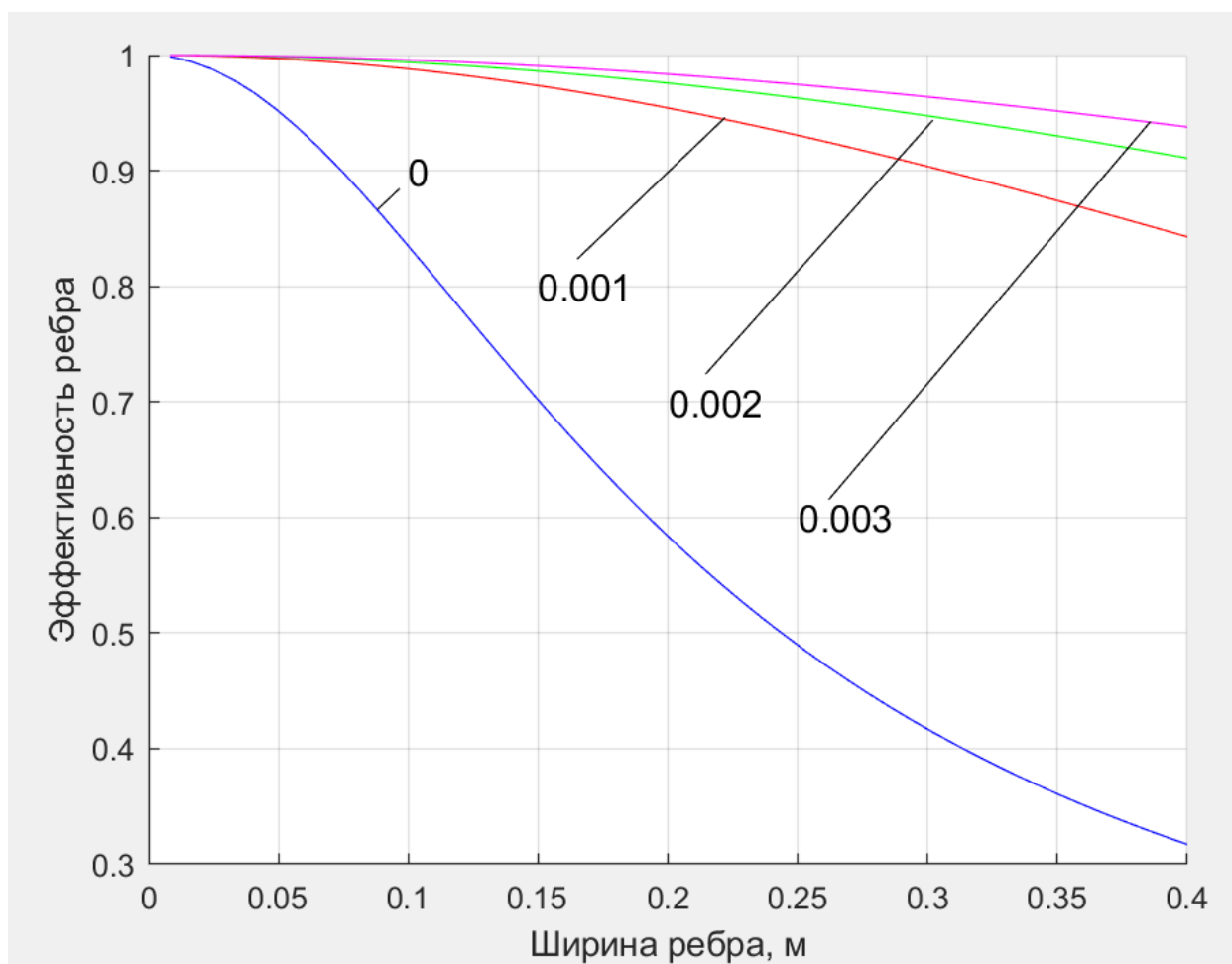


Рисунок 4.3 – Зависимость эффективности ребра РТО от толщины пакета графитовых пленок δ_g

На Рисунке 4.4 представлено распределение температуры по длине ребра для различных толщин пакета пленки. Из графиков видно, что использование пакета пленки толщиной 2 мм позволяет получить на панели радиатора с шириной ребра 0,2 метра такую же температуру, как у радиатора без пленки вблизи трубопровода с теплоносителем.

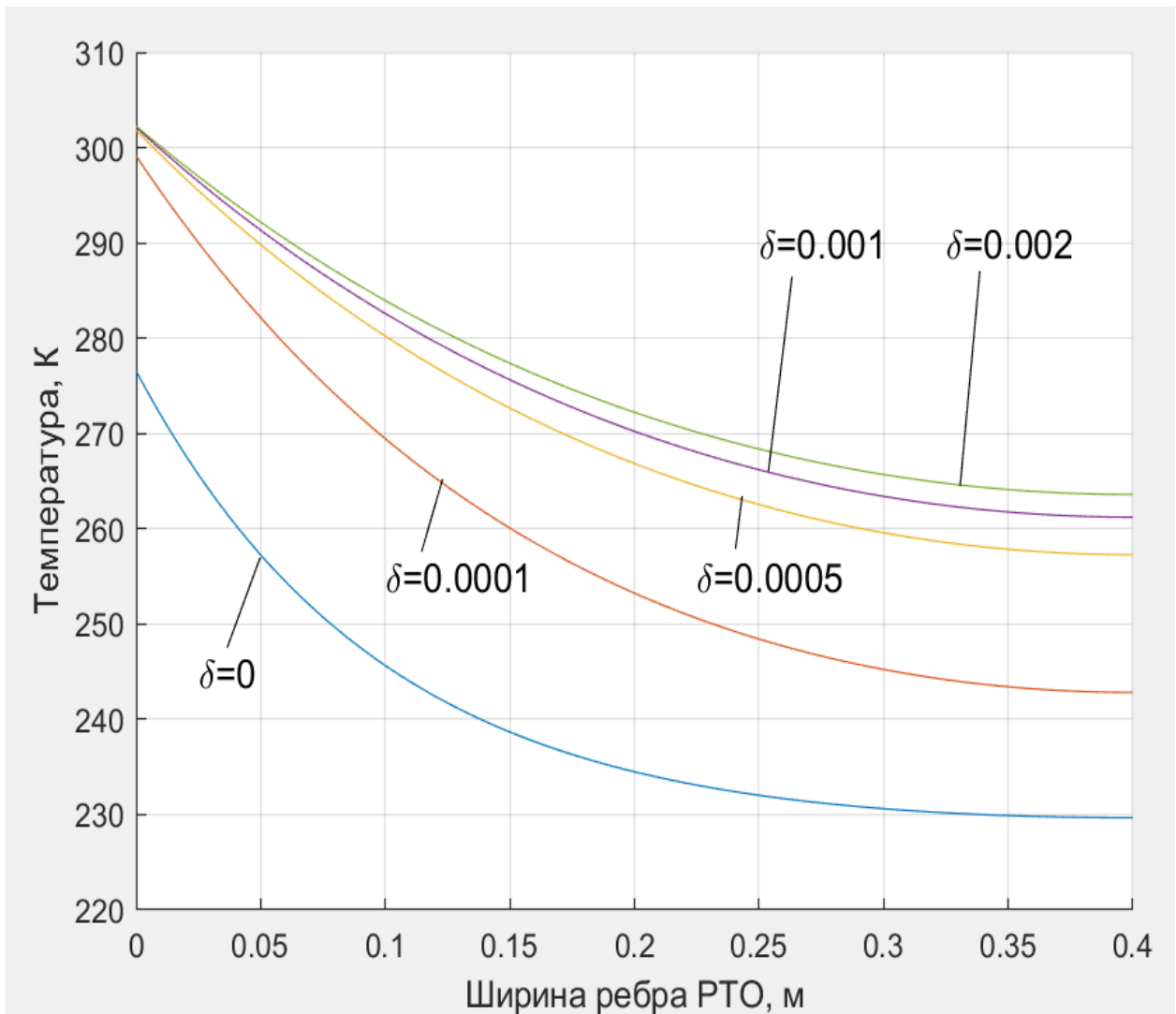


Рисунок 4.4 – Распределение температуры по длине ребра для различных толщин пакета пленки

На Рисунке 4.5 представлено поле температур по поверхности радиатора.

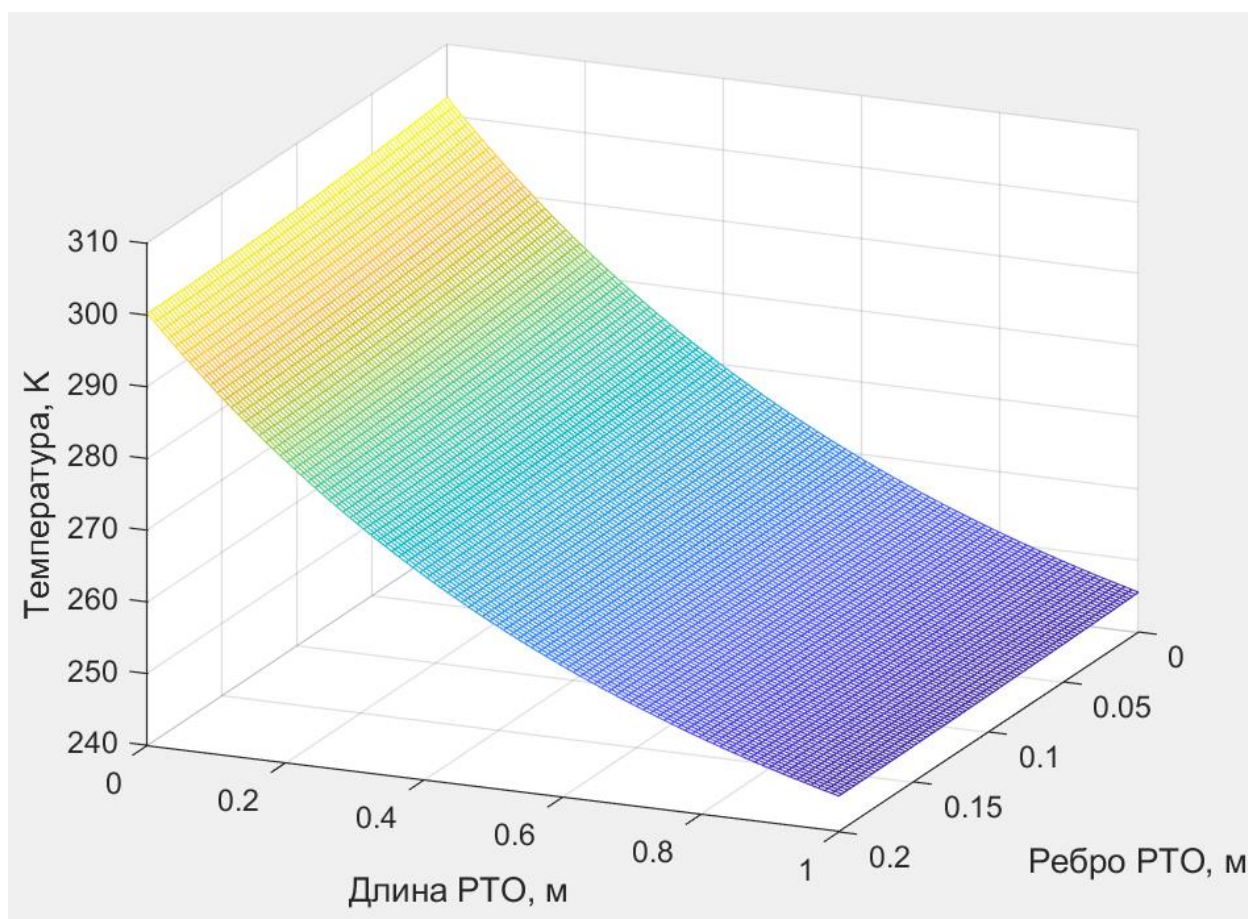


Рисунок 4.5 – Поле температур по поверхности радиатора

Разработанная аналитическая математическая модель позволяет провести предварительный анализ теплового режима и проектных параметров излучающей панели РТО, а также оценить его массовые и надежность характеристики.

4.2 Моделирование радиационного теплообменника гибридной структуры

Для расчета поля температур радиационного теплообменника гибридной структуры и оптимизации его параметров разработана расчетная схема панели РТО. РТО представляет собой трубку с теплоносителем диаметра d и длиной L , двухслойную излучающую панель, расположенную с двух сторон трубки с

теплоносителем, с верхним излучающим слоем из дюралюминия толщиной δ , шириной l с каждой стороны и нижним слоем, имеющим гибридную графитовую структуру толщиной δ_g . Излучающая поверхность поглощает тепловой поток плотностью q_n , Вт/м², а нижняя сторона панели теплоизолированная. РТО осесимметричен относительно вертикальной оси y , проходящей через центр трубки с теплоносителем. Поэтому выбрана расчетная схема, представленная на Рисунке 4.6.

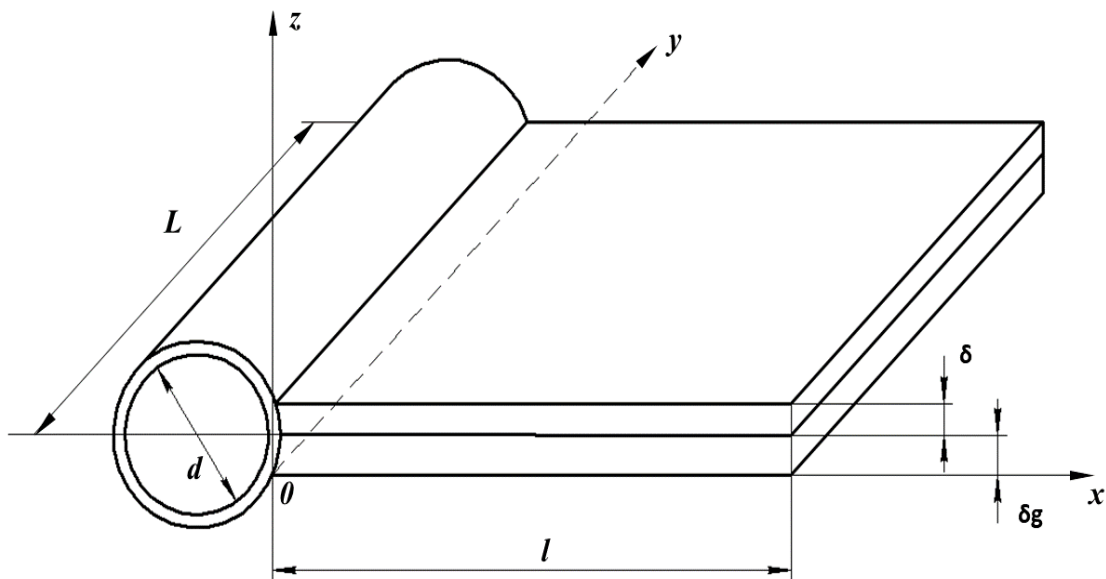


Рисунок 4.6 – Расчетная схема РТО

В соответствии с расчетной схемой гибридного РТО математическая модель РТО сводится к решению уравнений теплопроводности для излучающей панели [105]:

$$\frac{\partial^2 T(x,y,z)}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T(x,y,z)}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T(x,y,z)}{\partial z^2} = 0; 0 < x < l; 0 < y < L,; \delta_g < z < \delta;$$

и для графитовой пластины:

$$\lambda_{gx} \frac{\partial^2 T_g(x,y,z)}{\partial x^2} + \lambda_{gy} \frac{\partial^2 T_g(x,y,z)}{\partial y^2} + \lambda_{gz} \frac{\partial^2 T_g(x,y,z)}{\partial z^2} = 0;$$

$$0 < x < l; 0 < y < L; 0 < z < \delta_g;$$

На общей границе пластин выполняются условия равенства температур и тепловых потоков:

$$T(x, y, \delta_g) = T_g(x, y, \delta_g);$$

$$\lambda \frac{\partial T(x, y, \delta_g)}{\partial z} = \lambda_{gz} \frac{\partial T_g(x, y, \delta_g)}{\partial z};$$

Граничные условия задачи:

$$\frac{\alpha \pi d}{2} [T_{tn}(y) - T(0, y, z)] = -\lambda \delta \frac{\partial T(0, y, z)}{\partial x};$$

$$-\lambda \frac{\partial T(x, y, \delta_g + \delta)}{\partial x} = \varepsilon \sigma T^4(x, y, \delta_g + \delta) - q_n;$$

$$\frac{\alpha \pi d}{2} [T_{tn}(y) - T(0, y, z)] = -\lambda_{gx} \delta_g \frac{\partial T(0, y, z)}{\partial x} - \lambda \delta \frac{\partial T(0, y, z)}{\partial x};$$

$$-\lambda \delta \frac{\partial T(0, y, z)}{\partial x} - \lambda_{gx} \delta_g \frac{\partial T(0, y, z)}{\partial x} = -c_p G \frac{dT_{tn}(y)}{dy};$$

$$\frac{\partial T(l, y, z)}{\partial x} = 0;$$

$$\frac{\partial T_g(l, y, z)}{\partial x} = 0;$$

$$\frac{\partial T_g(x, y, 0)}{\partial z} = 0;$$

$$T_{tn}(0) = T_{tn\ wx};$$

где: T – температура панели РТО, T_{tn} – температура теплоносителя в трубопроводе, $T_{tn\ wx}$ – температура теплоносителя на входе в трубопровод, T_g – температура графитовой пленки, x, y, z – пространственные координаты, λ –

теплопроводность дюралюминия; λ_{gx} , λ_{gy} , λ_{gz} – теплопроводность графитовой пленки по координатам, α – коэффициент теплоотдачи, ε – степень черноты излучающей поверхности, σ – константа Стефана-Больцмана, c_p – теплоемкость теплоносителя, G – расход теплоносителя.

Численное моделирование проводилось в программной среде *COMSOL*.

На Рисунке 4.7 представлен один из вариантов построения расчетной сетки узлов модели. Ось по длине трубопровода градуирована в метрах.

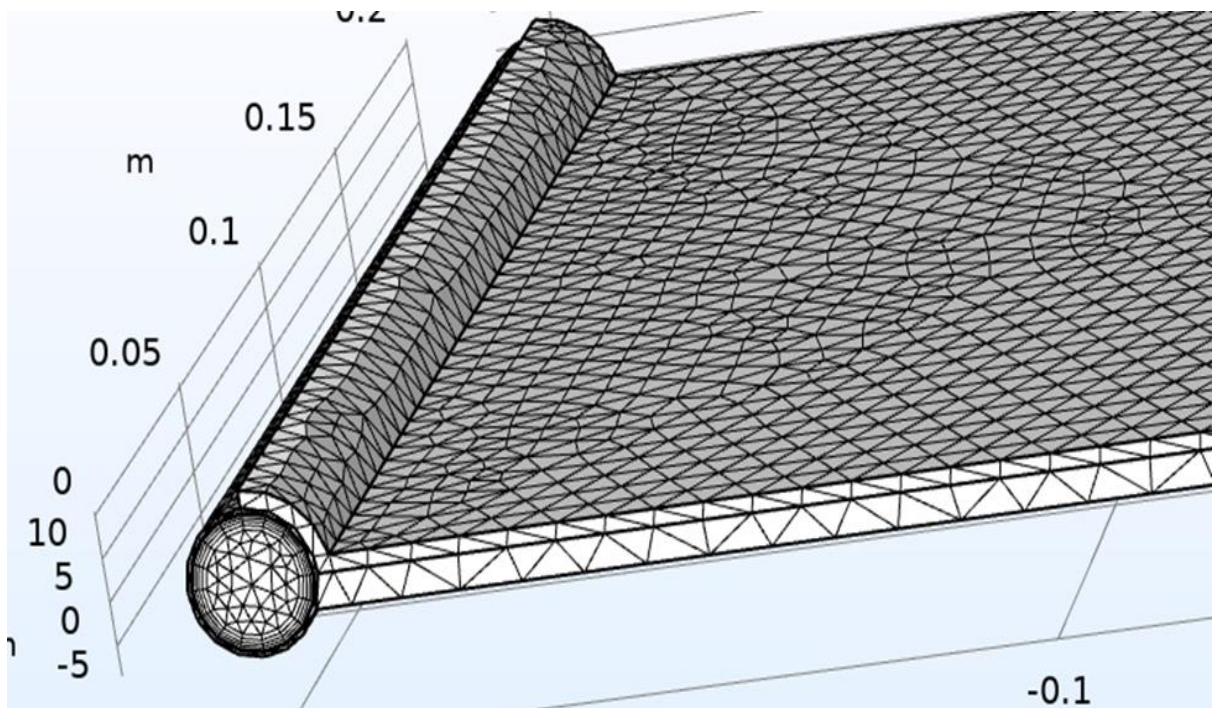


Рисунок 4.7 – Расчетная сетка модели

С использованием описанной выше модели был проведен расчет температурного поля излучающей поверхности гибридного РТО. Результаты расчета температурного поля излучающей поверхности представлены на Рисунке 4.8.

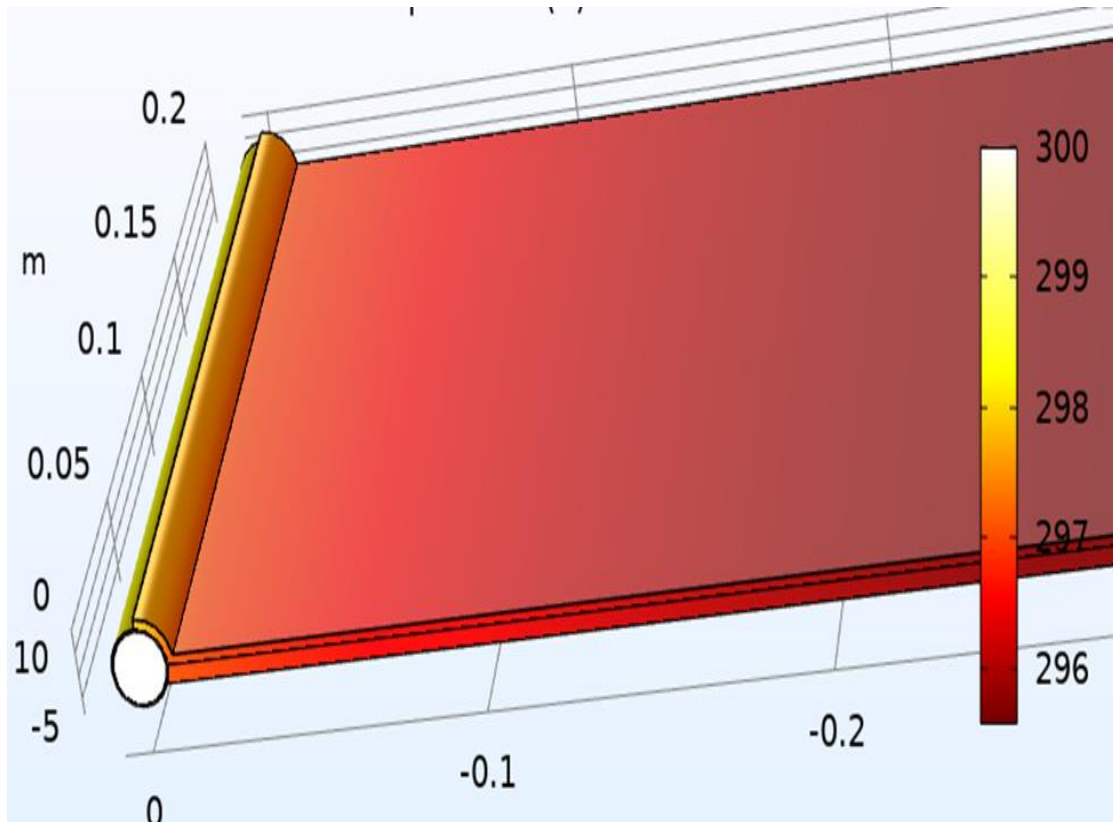


Рисунок 4.8 – Температурное поле излучающей поверхности гибридного РТО

Для сравнения точности математических моделей РТО гибридной структуры проведены расчеты зависимости эффективности ребра гибридного РТО от ширины ребра [106].

На Рисунке 4.9 представлена зависимость температуры излучающей поверхности панели от ширины ребра РТО. Сплошной линией отображен результат расчета аналитической моделью, а пунктирной – трехмерной моделью в частных производных второго порядка. Результаты расчетов близки, относительная погрешность не превышает 3 %.

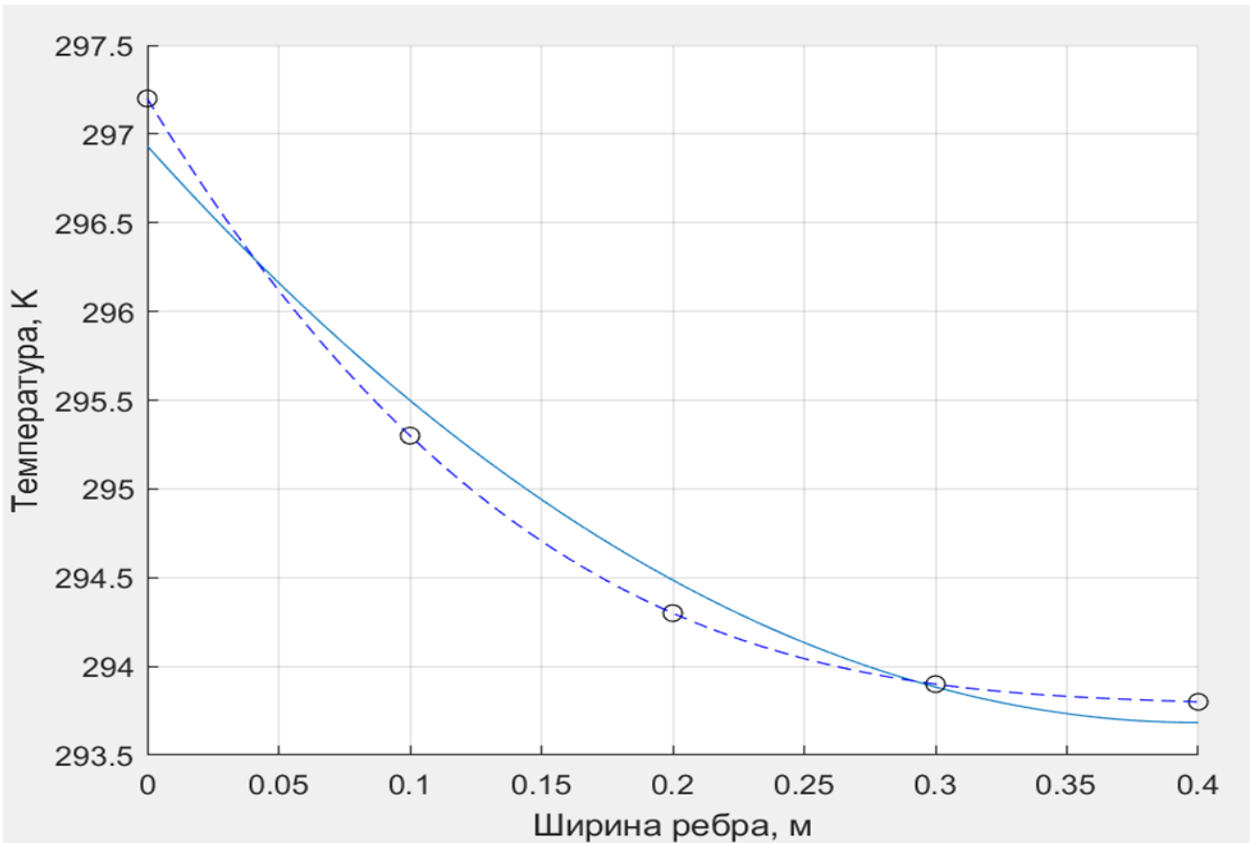


Рисунок 4.9 – Зависимость температуры излучающей поверхности панели от ширины ребра РТО

Для двух вариантов толщины графитовой пленки: 0,001 м и 0,003 м была рассчитана зависимость эффективности ребра гибридного РТО от ширины ребра. Зависимость представлена на Рисунке 4.10. Результат расчета аналитической моделью изображен сплошной линией, а трехмерной моделью в частных производных второго порядка – пунктирной.

Расчет эффективности ребра РТО проводился по следующей зависимости [94, 107]:

$$\eta = \frac{Q_r}{Q_{r \max}},$$

$$Q_r = \iint_{0-l}^{L-l} [\varepsilon \sigma T^4(x, y) - q_n] dx dy,$$

$$Q_{r \max} = \iint_{0-l}^{L-l} [\varepsilon \sigma T^4(0, y) - q_n] dx dy.$$

Относительная погрешность результатов расчетов не превышает 3 %.

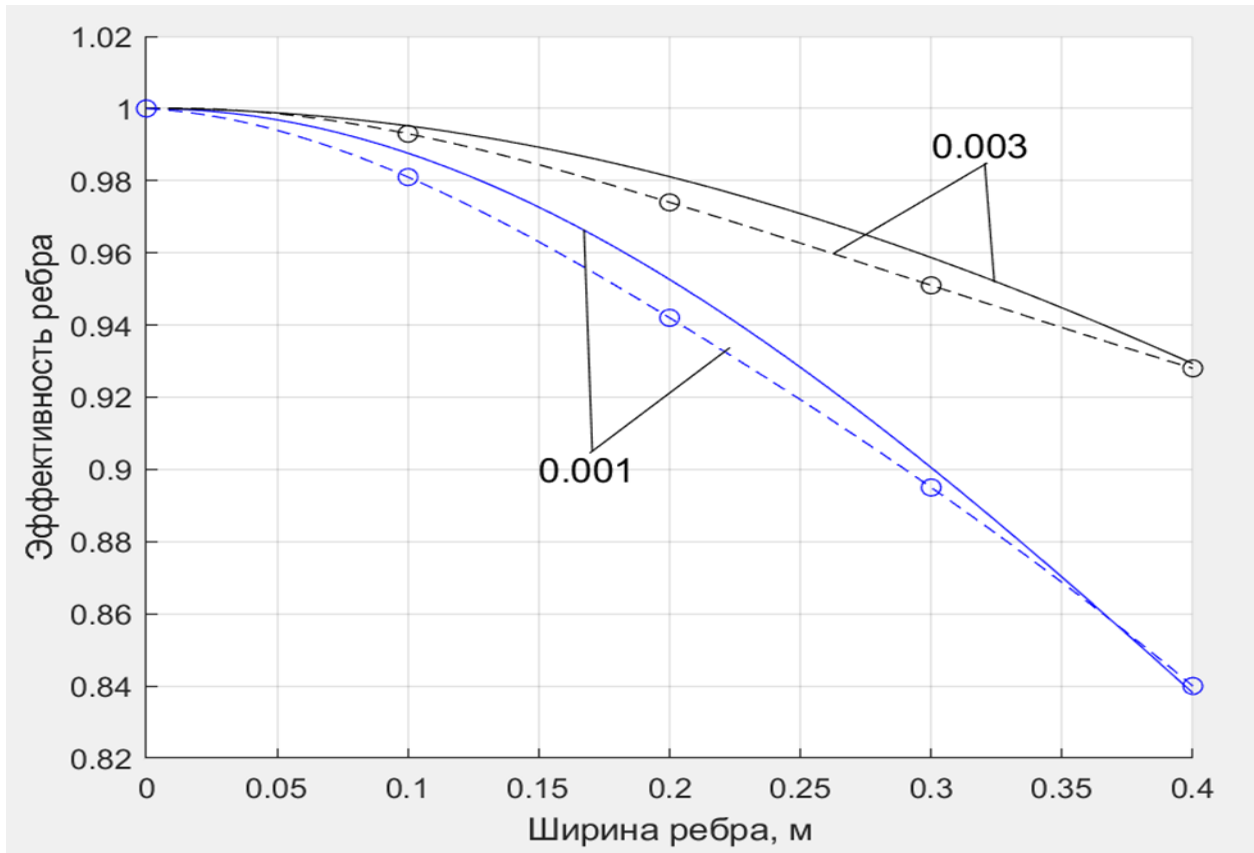


Рисунок 4.10 – Зависимость эффективности ребра от ширины ребра гибридного РТО

Для оценки распределения температурного поля излучающей поверхности гибридного РТО в случае пробития панели метеором было смоделировано двойное пробитие панели метеорами диаметром 5 мм. Результат расчета представлен на Рисунке 4.11.

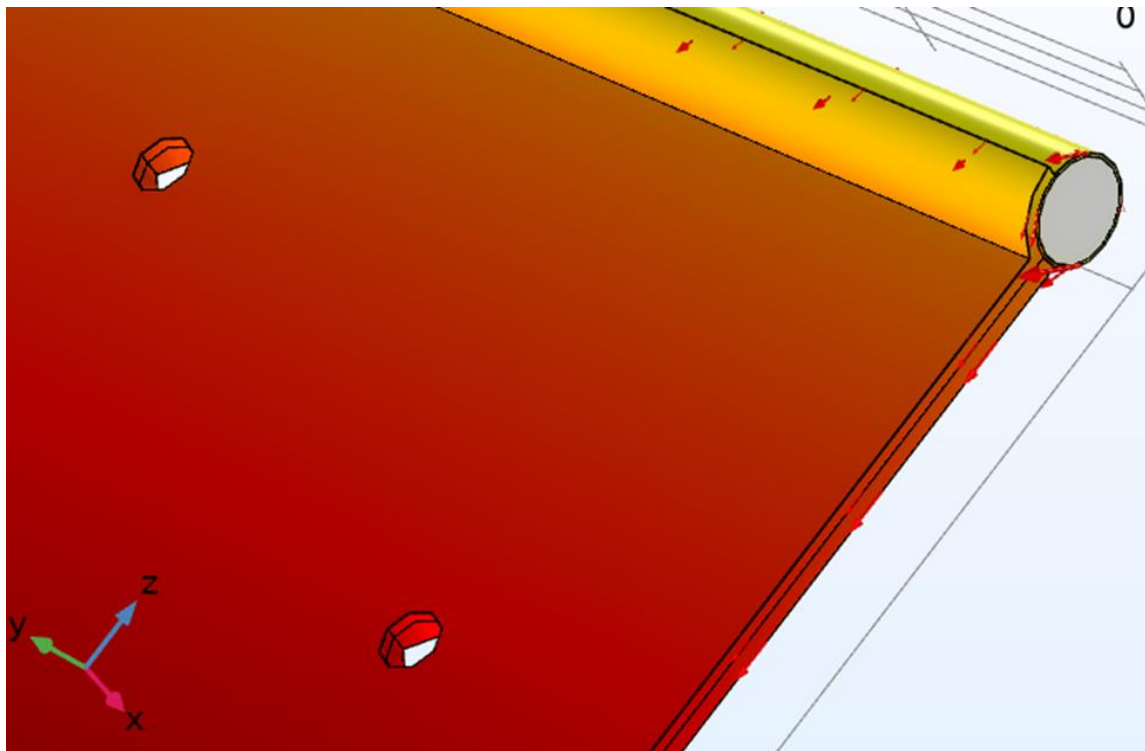


Рисунок 4.11 – Температурное поле излучающей поверхности гибридного РТО при двойном пробитии панели метеорами

Расчеты показали, что температурное поле излучающей поверхности гибридного РТО имеет равномерный характер. Тепловые потоки обтекают места пробоя панели в следствии высокой теплопроводности графитового слоя. Расчеты показали, что при пробитии метеорами излучающей поверхности гибридного РТО, эффективность ребра практически не меняется.

По результатам проведенных расчетов сделан вывод о адекватности представленной математической модели радиационного теплообменника гибридной структуры. Предложенная математическая модель может быть использована для исследования тепловых процессов в радиационном теплообменнике гибридной структуры и оптимизации его параметров.

4.3 Моделирование пассивной системы обеспечения теплового режима радиоэлектронной аппаратуры с использованием гибридной излучающей панели

Использование высокопроводящих гибридных структур на основе графита для производства излучающих гибридных панелей является третьим направлением решения научно-технической проблемы, связанной с разработкой СОТР модуля лунной базы. Излучающая гибридная панель представляет собой пакет графитовых пленок, покрытый с наружных излучающих сторон алюминиевой фольгой [108, 109].

На Рисунке 4.12 представлена расчетная схема типового варианта излучающей панели с расположенным на ней блоком тепловыделяющего оборудования.

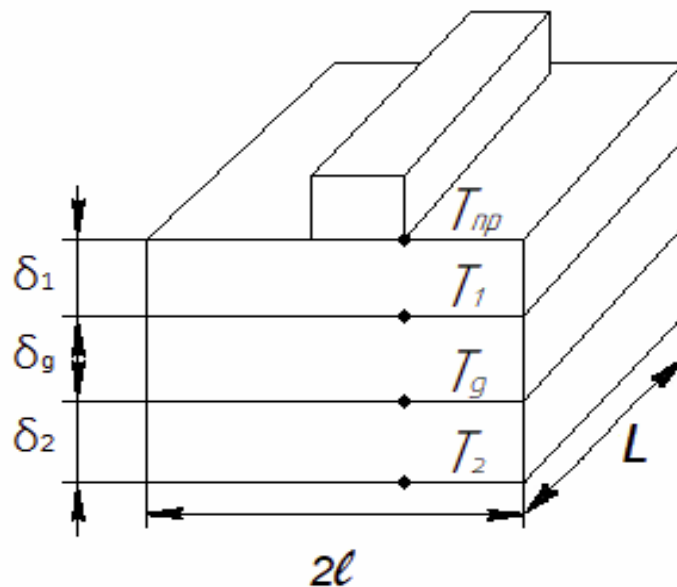


Рисунок 4.12 – Излучающая панель с расположенным на ней блоком тепловыделяющего оборудования

Излучающая панель представляет собой трехслойную конструкцию: верхний и нижний слой толщиной δ_1 и δ_2 выполнен из алюминия, между ними расположена гибридная графитовая структура толщиной δ_g . Габариты панели: длина – L , ширина панели – $2l$. На одной стороне панели вдоль по центру расположен блок тепловыделяющего оборудования с температурой $T_{пр}$.

Для предварительной оценки проектных параметров гибридной излучающей панели вводятся следующие традиционные допущения [109, 94]:

1. Используется аппроксимация вида

$$\varepsilon\sigma\left(\frac{T}{100}\right)^4 = \varepsilon\sigma(A + BT);$$

2. Блок приборов считаем изотермическим и теплоизолированным;

3. Температура блока приборов постоянна и равномерно распределена по объему;

4. Трехслойное ребро композиционной структуры рассматривается в виде однородного анизотропного ребра толщиной $(\delta_1 + \delta_g + \delta_2)$ с приведенными интегральными теплофизическими характеристиками. Для аналитической оценки эффективного плоскостного коэффициента теплопроводности ребра λ_{ef} используется рекомендованное соотношение [99 104]:

$$\lambda_{ef} = \frac{\lambda_{Al} \delta_2 + \lambda_{Al} \delta_1 + \lambda_g \delta_g}{\delta_1 + \delta_g + \delta_2},$$

где: λ_{Al} – теплопроводность алюминия, λ_g – плоскостная теплопроводность графитового слоя.

Количество тепла, отводимого излучающей панелью может быть рассчитано:

$$Q = \varepsilon\sigma_p(\delta_g, l) 4lLT_2^4 - q_{вн}2lL,$$

где: ε – степень черноты излучающей поверхности панели, σ – постоянная Стефана-Больцмана, η_p – эффективность ребра панели, $q_{\text{вн}}$ – внешний поглощенный тепловой поток.

$$\eta_p(\delta_g, l) = \frac{\text{th}(al)}{al},$$

$$a^2 = \frac{\varepsilon\sigma B}{\lambda_{ef}(\delta_1 + \delta_g + \delta_2)},$$

как показано в параграфе 4.1.

Температура наружного слоя панели может быть рассчитана из следующего соотношения:

$$T = T_{\text{пр}} - Q \left(\frac{\delta_1}{\lambda_{Al}} + \frac{\delta_g}{\lambda_g} + \frac{\delta_2}{\lambda_{Al}} \right).$$

Таким образом, на предварительном этапе проектирования решаются две задачи.

Первой задачей является минимизация массы излучающей панели при заданном в техническом задании выделяемым блоком приборов количестве тепла. Заданы ограничения геометрических размеров. Масса излучающей панели:

$$M_{\text{ип}} = \rho_{Al}(\delta_1 + \delta_2) 2lL + \rho_g \delta_g 2lL.$$

Постановка задачи:

$$\min (M_{\text{ип}}),$$

при условии:

$$f = \left\{ \varepsilon \sigma \eta_p (\delta_g, l) 4 l L \left[T_{\text{пр}} - Q_{\text{зад}} \left(\frac{\delta_1}{\lambda_{Al}} + \frac{\delta_g}{\lambda_g} + \frac{\delta_2}{\lambda_{Al}} \right) \right]^4 - q_{\text{вн}} 2 l L \right\} -$$

$$-Q_{\text{зад}} \geq 0,$$

$$l > 0, \delta_g > 0,$$

где: l и δ_g – оптимизируемые переменные, $Q_{\text{зад}}$ – количество тепла, выделяемого блоком приборов.

Вторая задача – расчет проектных параметров излучающей панели l и δ_g на начальном этапе проектирования при заданных габаритах блока приборов L , количестве тепла, выделяемого блоком приборов, и значении эффективности ребра панели – $\eta_{\text{рзад}}$.

Ширина излучающей панели может быть рассчитана:

$$l = \frac{Q_{\text{зад}}}{4L \left\{ \varepsilon \sigma \eta_p \left[T_{\text{пр}} - Q_{\text{зад}} \left(\frac{\delta_1}{\lambda_{Al}} + \frac{\delta_g}{\lambda_g} + \frac{\delta_2}{\lambda_{Al}} \right) \right]^4 - q_{\text{вн}} \right\}}.$$

Толщина слоя графита определяется путем решения уравнения:

$$\frac{\text{th} \left(l \sqrt{\frac{\varepsilon \sigma B}{\lambda_{ef} (\delta_1 + \delta_g + \delta_2)}} \right)}{l \sqrt{\frac{\varepsilon \sigma B}{\lambda_{ef} (\delta_1 + \delta_g + \delta_2)}}} - \eta_{\text{рзад}} = 0.$$

Разработанная аналитическая математическая модель позволяет проведение предварительного расчета и оптимизации проектных параметров излучающей панели, а также оценить ее массовые характеристики.

Заключение по Главе 4

Рассмотрение вопросов функционирования СОТР лунной базы в условиях поверхности Луны, как то: наличия гравитации, затрудняющей работу тепловых труб; наличия лунной пыли на лунной поверхности, ухудшающей оптические свойства излучающих поверхностей РТО и излучающих панелей пассивной СОТР РЭА, использование метода математического моделирования в задачах создания и исследования элементной базы СОТР лунной базы и проведение экспериментальных исследований теплофизических свойств гибридной графитовой структуры позволило разработать аналитическую и численную математические модели гибридных РТО, гибридных излучающих панелей РЭА и теплопроводящей гибридной ленты, алгоритмы расчета проектных параметров указанных агрегатов СОТР, провести массовый и надежность анализ агрегатов СОТР на основе гибридных графитовых структур.

На основании анализа конструктивных особенностей гибридных графитовых структур разработаны:

- аналитическая математическая модель гибридного РТО и гибридной излучающей панели пассивной СОТР РЭА. В качестве излучающего ребра используется двухслойная гибридная структура;

- трехмерная математическая модель гибридного РТО и гибридной излучающей панели пассивной СОТР РЭА в частных производных второго порядка для численного расчета проектных параметров указанных агрегатов, показавшую относительную погрешность результатов расчетов по сравнению с аналитической моделью не выше 3 %.

ГЛАВА 5 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ГИБРИДНОЙ СТРУКТУРЫ

5.1 Экспериментальная установка и методика определения теплофизических свойств гибридной структуры

Разработка новых материалов привела к появлению работ в области исследования теплофизических свойств, таких как теплопроводность, температуропроводность, теплоемкость [110, 111, 112, 113].

Цель проводимого экспериментального исследования заключается в следующем:

- определение внеплоскостной температуропроводности гибридной структуры из высокопроводящей фольги пиролитического графита;
- определение внеплоскостной теплопроводности гибридной структуры из высокопроводящей фольги пиролитического графита;
- подтверждение повышения внеплоскостной теплопроводности гибридной структуры путем прошивки пакета фольги медной проволокой;
- определение плоскостной температуропроводности гибридной структуры;
- определение плоскостной теплопроводности гибридной структуры.

Гибридная структура из пиролитического графита, предложенная для использования в конструкции РТО и термопанелей СОТР КА и лунной базы представляет собой тонкостенную панель с высокой плоскостной проводимостью тепла.

Определение теплофизических свойств гибридной структуры из пиролитического графита производится нестационарным методом лазерной вспышки [114, 115]. Этот метод заключается в нагреве передней стороны небольшого, обычно дискообразного плоскопараллельного образца коротким энергетическим (лазерным) импульсом. Повышение температуры на задней поверхности измеряется в зависимости от времени с помощью инфракрасного

детектора. При известной плотности и теплоемкости теплопроводность определяется по следующей зависимости:

$$\lambda(T) = \rho(T)c_p(T)a(T);$$

где: c_p – теплопроводность образца, ρ – плотность образца, a – температуропроводность образца.

Данный метод хорошо подходит для исследования тонкостенных опытных образцов. Метод лазерной вспышки позволяет определить в результате одной серии экспериментов сразу две теплофизические величины – температуропроводность и теплопроводность.

Измерение температуропроводности образца гибридной структуры методом лазерной вспышки проводится на приборе NETZSCH LFA 457 MicroFlash (Германия) [116]. Процесс измерения по данному методу происходит в два этапа:

1. регистрация прецизионным инфракрасным детектором роста температуры тыльной стороны плоскопараллельного образца как функции времени после облучения его фронтальной стороны коротким импульсом инфракрасного лазерного излучения с длиной волны 1,064 мкм;

2. расчет температуропроводности с использованием выбранной математической модели.

Экспериментальный образец, помещается с помощью держателя в прибор NETZSCH LFA 457 MicroFlash. Нагрев передней стороны образца производится коротким энергетическим (лазерным) импульсом. Напряжение лазера изменяется в диапазоне 1100–2114 В. Повышение температуры на задней поверхности измеряется в зависимости от времени с помощью инфракрасного детектора. Система держателя образца окружена печью, позволяющей нагревать опытный образец до 1373 К. Изменение сигнала инфракрасного детектора по времени в результате энергетического импульса представлено на Рисунке 5.1.

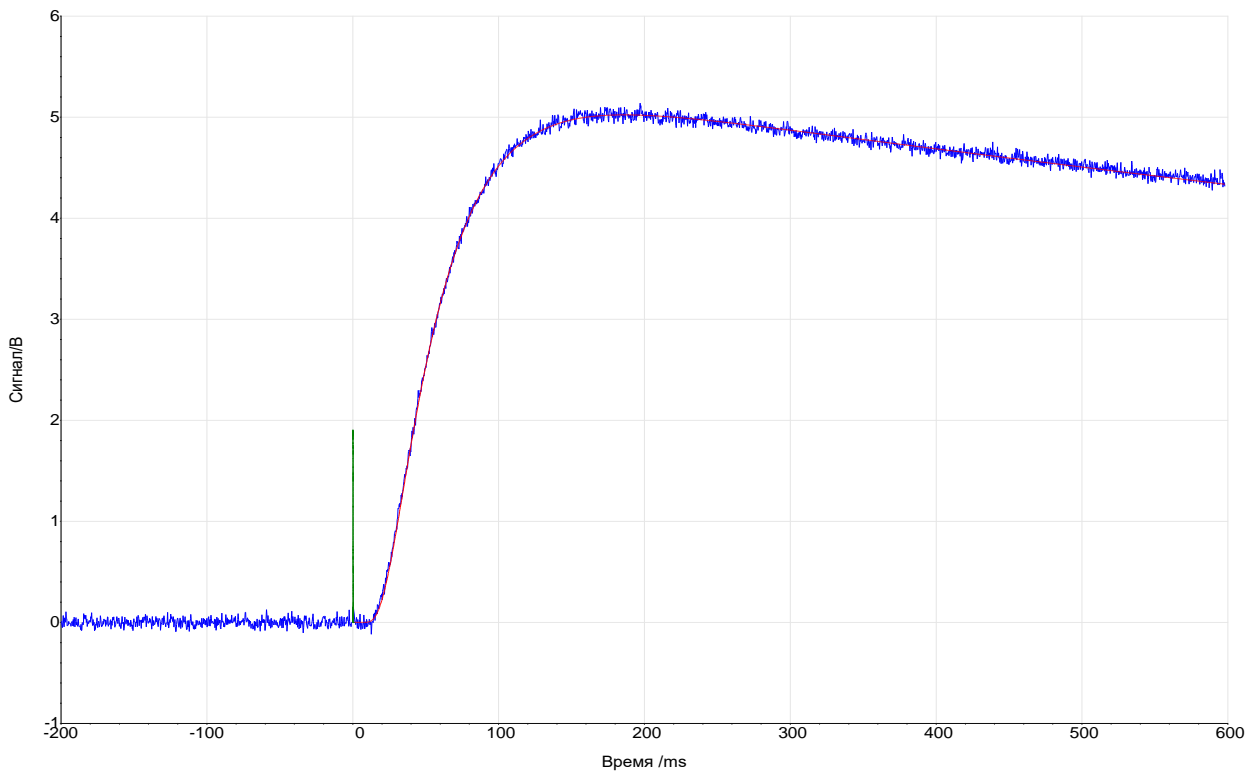


Рисунок 5.1 – Изменение сигнала инфракрасного детектора по времени в результате энергетического импульса

На Рисунке 5.1 синим цветом изображена кривая изменения сигнала инфракрасного детектора по времени. Горизонтальная ось соответствует изменению времени в миллисекундах, вертикальная ось соответствует изменению сигнала инфракрасного детектора в вольтах. Измеренные данные анализируются с учетом потерь тепла и учетом эффекта конечных импульсов. Стандартным компонентом программного обеспечения для анализа является улучшенная модель Кейпа-Леманна «Care-Lehmann + коррекция импульса» [117]. Эта модель учитывает фронтальные и радиальные потери тепла и обычно хорошо подходит для большинства материалов. Полученная в результате аппроксимации моделью Кейпа-Леманна кривая изображена на рисунке 5.1 красным цветом. Левая горизонтальная часть кривой соответствует состоянию опытного образца до энергетического импульса. Момент энергетического

импульса отмечен на рисунке вертикальной зеленой чертой. Нулевое значение по временной оси соответствует моменту импульса. После энергетического импульса инфракрасный детектор фиксирует быстрый прогрев задней стороне образца до некоторого максимума и последующее постепенное его остывание. Результатом аппроксимации «Care-Lehmann + коррекция импульса» сигнала инфракрасного детектора является значение коэффициента температуропроводности исследуемого образца.

Измерения проводятся восемь – десять раз. Пример результата измерений представлен на Рисунке 5.2.

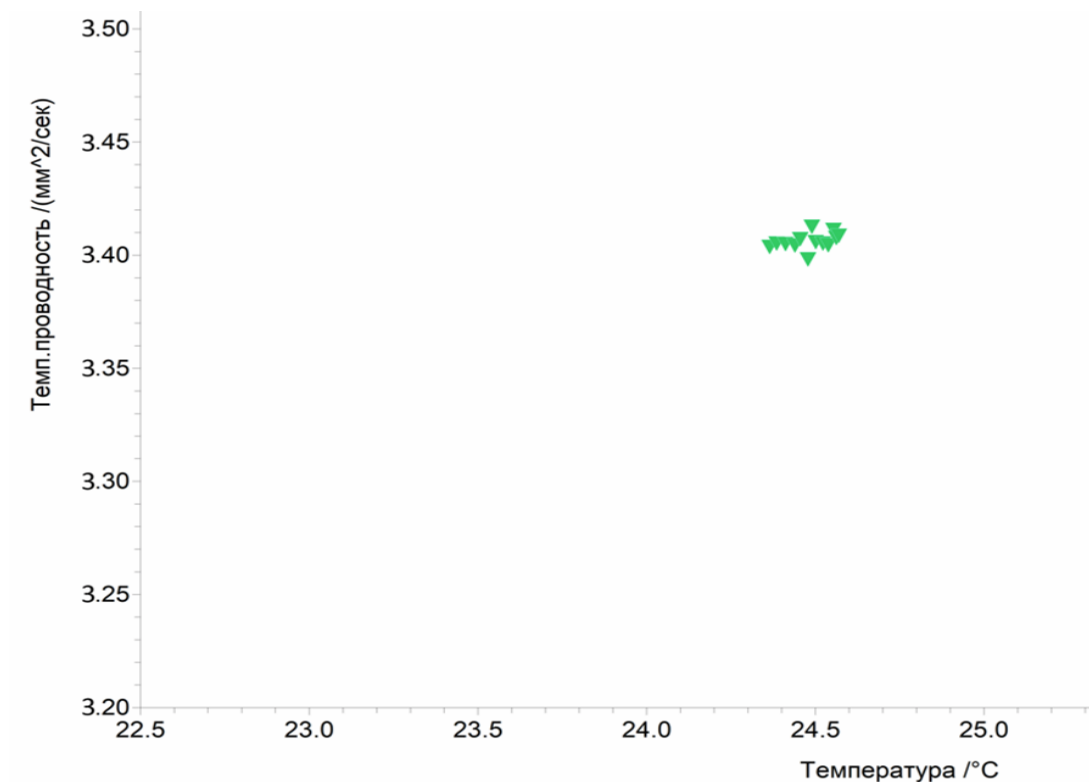


Рисунок 5.2 – Пример результатов измерений коэффициента температуропроводности исследуемого образца

На Рисунке 5.2 по горизонтальной оси отмечено значение температуры исследуемого образца, вертикальная ось соответствует

температуропроводности образца. Далее определяется среднее значение температуропроводности.

Определение температуропроводности производится для некоторого выбранного диапазона температур исследуемого образца. Результатом измерений является зависимость температуропроводности образца от его температуры.

Для определения теплоемкости образца используется аппроксимация полиномом 6 степени, Рисунок 5.3 [118]. При определении теплоемкости образца учтен вклад клея по правилу смеси.

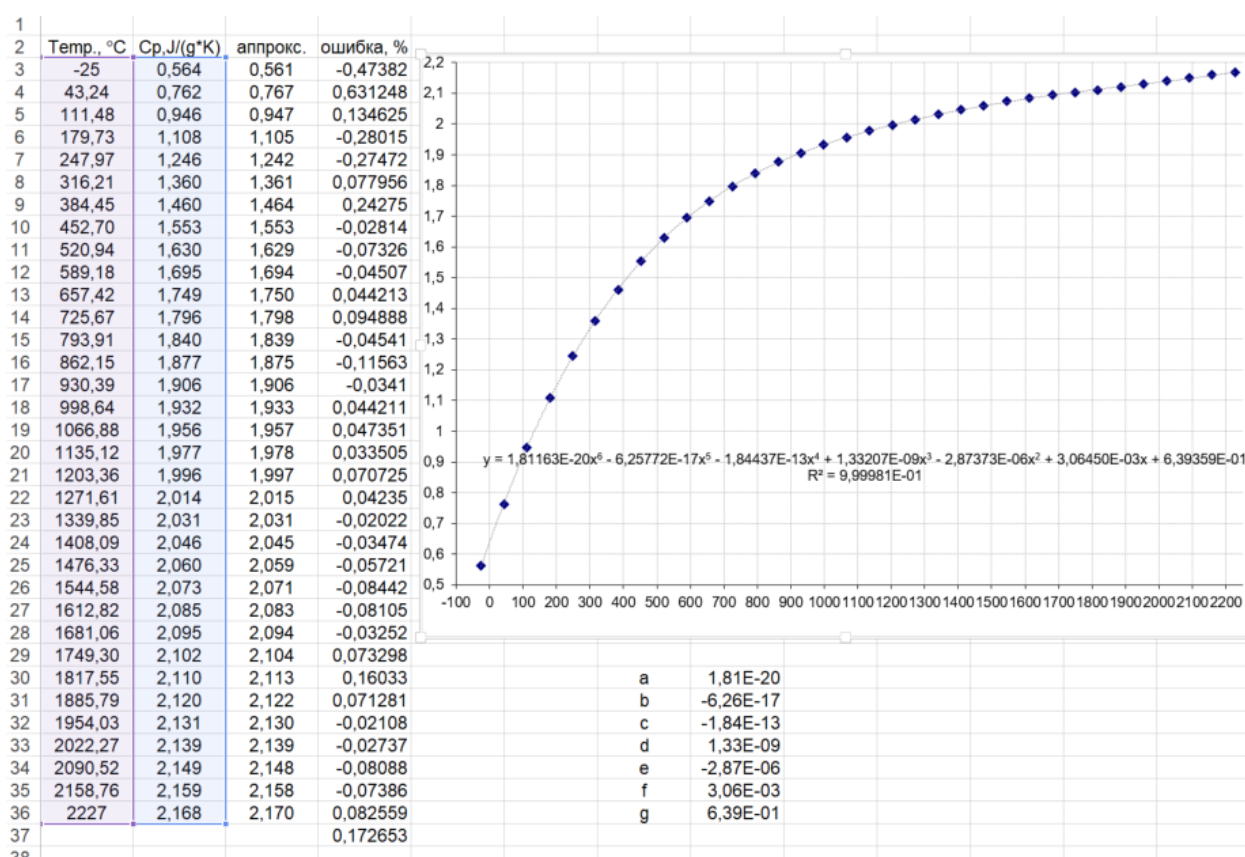


Рисунок 5.3 – Аппроксимация теплоемкости образца

$$c_p(T) = 1,8116 \cdot 10^{-20} T^6 - 6,2577 \cdot 10^{-17} T^5 - 1,8443 \cdot 10^{-13} T^4 + \\ + 1,3321 \cdot 10^{-9} T^3 - 2,8738 \cdot 10^{-6} T^2 + 3,0645 \cdot 10^{-3} T + 0,6394.$$

После определения плотности исследуемого образца проводится расчет теплопроводности образца по формуле:

$$\lambda(T) = \rho(T)c_p(T)a(T).$$

Результатом проводимых исследований является зависимость температуропроводности и теплопроводности образца от температуры.

5.2 Технология изготовления опытного образца гибридной структуры

Экспериментальный образец гибридной структуры собирается из высокопроводящей фольги пиролитического графита. В процессе производства фольги используются карбонизированные полимерные пленки и высокотемпературная термообработка. Оптимизируя условия термообработки, можно получить фольгу с высокими значениями теплопроводности по направлению в плоскости. Максимальная толщина листов составляет не более 25 мкм.

Тонкая пиролитическая графитовая фольга используется во многих приложениях наземной электроники. Например, такая фольга встроена в смартфоны для распределения тепла от электронных горячих точек. Именно по этой причине материал можно получить по относительно низкой цене.

Для практического применения в конструкциях РТО и термопанелей СОТР КА и лунной базы требуются пакеты из фольги толщиной от 0,001 м. Чтобы получить пакеты из фольги определенной толщины, фольгу нужно уложить друг на друга и склеить. Склеивание должно отвечать следующим требованиям:

- толщина склеивания должна быть очень мала, чтобы свести к минимуму тепловое сопротивление между слоями фольги и, таким образом, не снизить внеплоскостную теплопроводность пакета;

- высокая прочность сцепления, которая должна быть больше механической прочности графитового материала. Подходящая технология

склеивания должна также учитывать тот факт, что фольгированный материал поставляется в бесконечных рулонах шириной 160 мм, которые требуют технологии перекрытия для изготовления протяженных плоских конфигураций.

Выделяются два перспективных метода склеивания: прямое склеивание и адгезивное склеивание.

Прямое склеивание. Эта технология склеивания осуществляется путем нанесения плазменных покрытий на графитовую фольгу. Таким образом, тонкие плазменные полимерные покрытия будут ковалентно (химически устойчиво) связываться с графитом в процессе осаждения. Эти плазменные полимерные покрытия несут химические функциональные группы, которые могут подвергаться химическим реакциям и, наконец, ответственны за склеивание слоев графитовой фольги друг с другом. Плазменное покрытие может быть нанесено методом рулон-к-рулону, и этот метод используется для многих фольгированных материалов в земных технологиях и сегодня рассматривается как надежный процесс. Такое покрытие обеспечивает склеивание практически без промежуточного слоя между листами фольги, что гарантирует высокую теплопроводность по толщине пакета.

Клеевое соединение. Листы графитовой фольги могут быть склеены с помощью клеев. Этот материал часто используется в конструкциях космических аппаратов: известен как передаточные ленты в сэндвич – конструкциях. Однако недостатком использования клеевого соединения является относительно высокая толщина материала. Лучшие результаты могут быть получены с помощью так называемых микро-дозировующих методов, которые были разработаны в ходе миниатюризации приборного оборудования. Эта технология представляет собой развитие метода струйной печати, когда крошечные капельки клея помещаются без контакта на фольгу со значительной скоростью и разрешением. Термопластичный клей может быть нанесен струей при повышенной температуре на поверхность фольги, чтобы сформировать рисунок из клеевых точек. Размер точки и расстояние между точками могут

быть выбраны таким образом, что при склеивании фольги под действием температуры и давления образуется очень тонкий клеевой слой. Клеевое точечное нанесение можно выполнять рулон к рулону с обеих сторон фольги. Склеивание стопки фольги в конечном итоге может быть выполнено на плоском горячем прессе.

Для изготовления экспериментальных образцов использована фольга пиролитического графита производства фирмы “DSN thermal solution”, Китай, со следующими характеристиками:

- толщина фольги 25 ± 3 мкм;
- плоскостная теплопроводность 1400 – 1600 Вт / (м К);
- внеплоскостная теплопроводность 12 – 18 Вт / (м К);
- плотность 2000 кг / м³;
- теплоемкость 870 Дж / (кг К);
- рабочие температуры 220 – 773 К.

Сборка пакета из высокопроводящей фольги пиролитического графита произведена путем адгезионного склеивания. Использован клей Liquid Extreme + C,S Coollaboratory (Германия).

Экспериментальный образец для исследования внеплоскостной температуропроводности и теплопроводности выполнен в виде диска диаметром 0,0125 м, высотой 0,001 м, представлен на Рисунке 5.4.

Экспериментальный образец для исследования плоскостной температуропроводности и теплопроводности изготовлен в виде параллелепипеда длиной 0,01 м, шириной 0,01 м, высотой 0,006 м, Рисунок 5.5.



Рисунок 5.4 – Экспериментальный образец для исследования внеплоскостной температуропроводности и теплопроводности



Рисунок 5.5 – Экспериментальный образец для исследования плоскостной температуропроводности и теплопроводности

5.3 Экспериментальное определение теплофизических свойств гибридной структуры

Экспериментальное определение плоскостной температуропроводности и теплопроводности гибридной структуры. С помощью прибора NETZSCH LFA 457 MicroFlash проведено определение плоскостной температуропроводности опытного образца в виде параллелепипеда в диапазоне температур 256,3 – 372,8 К. Слои фольги пиролитического графита опытного образца располагались параллельно направлению лазерного импульса. Тепловой контакт слоев в образце обеспечивался путем адгезионного склеивания. Эксперимент проводился для пяти значений температуры опытного образца. Для каждого значения температуры проведено девять замеров. Разброс полученных результатов температуропроводности находится в пределах 0,6 % относительно среднего значения. Результаты измерений обрабатывались с использованием модели Кейпа-Леманна «Care-Lehmann + коррекция импульса». Полученные в результате эксперимента значения плоскостной температуропроводности опытного образца представлены на Рисунке 5.6.

Измерения плотности опытного образца показали, что в пределах диапазона температур проведения эксперимента она существенно не изменяется. Значение плотности опытного образца указано на Рисунке 5.7.

На основании полученных значений плоскостной температуропроводности проведен расчет плоскостной теплопроводности опытного образца гибридной структуры для соответствующих значений температур. Полученные результаты и графики зависимостей плоскостной температуропроводности и плоскостной теплопроводности от температуры образца представлены на Рисунке 5.7.

1	##Thermal_diffusivity					
2						
3	##General_information					
4	#Database	mai.mdb				
5	#Instrumer	#LFA_457				
6	#Identity	MAI Белявский А.Е.				
7	#Date/Time	#####				
8	#Material	Unknown				
9	#Ref_temp	20				
10	#Ref_densi	6				
11	#Sample	N1				
12	#Type	#Single_layer				
13	#Coating	---				
14	#Thickness	6,2				
15	#Diameter,	9,73				
16	#Sensor	InSb				
17	#Beam_enl	12,7				
18	#Laser_filt	100				
19	#Atmosphe	Воздух				
20	#Gas_flow,	0				
21	#Laborator	408				
22	#Operator	Сенатулин Б.Р.				
23	#Customer	MAI Белявский А.Е.				
24	#Remark_r	---				
25	#Cp_table	Cp_const				
26	#Expansior	dL_const				
27	#Temp_rec	calibr_LFA.t15				
28	#Purge_gas	0				
29	#CalcCode	CL+p/l/0-0-0				
30						
31	##Results					
32	#Shot_num	#Temperat	#Model	#Diffusivity	#Laser_volt	#Pulse_width/ms
33	1	256,1	Capel + к.к	563,364	2210	0,5
34	2	256,4	Capel + к.к	574,736	2210	0,5
35	3	256,2	Capel + к.к	568,836	2210	0,5
36	4	256,5	Capel + к.к	579,857	2210	0,5
37	5	256,7	Capel + к.к	585,638	2210	0,5
38	6	256,8	Capel + к.к	589,648	2210	0,5
39	7	256,4	Capel + к.к	574,736	2210	0,5
40	8	255,9	Capel + к.к	593,637	2210	0,5
41	9	256,1	Capel + к.к	563,364	2210	0,5
42	#Mean	256,3		571,265		
43	#Std_Dev	0,3		6,746		

44	10	278,1	Capel + к.в	582,746	2210	0,5
45	11	277,9	Capel + к.в	576,864	2210	0,5
46	12	277,6	Capel + к.в	568,987	2210	0,5
47	13	277,9	Capel + к.в	576,864	2210	0,5
48	14	278,2	Capel + к.в	586,113	2210	0,5
49	15	278,4	Capel + к.в	591,274	2210	0,5
50	16	278,5	Capel + к.в	594,978	2210	0,5
51	17	278,4	Capel + к.в	591,274	2210	0,5
52	18	278,3	Capel + к.в	589,895	2210	0,5
53	#Mean	278,2		589,113		
54	#Std_Dev	0,2		4,951		
55	19	299,4	Capel + к.в	593,748	2210	0,5
56	20	299,2	Capel + к.в	585,857	2210	0,5
57	21	299,1	Capel + к.в	581,895	2210	0,5
58	22	298,8	Capel + к.в	576,857	2210	0,5
59	23	299,1	Capel + к.в	581,895	2210	0,5
60	24	299,3	Capel + к.в	589,012	2210	0,5
61	25	299,5	Capel + к.в	594,011	2210	0,5
62	26	299,4	Capel + к.в	591,836	2210	0,5
63	27	299,6	Capel + к.в	598,539	2210	0,5
64	28	299,3	Capel + к.в	589,012	2210	0,5
65	#Mean	299,3		589,012		
66	#Std_Dev	0,2		4,571		
67	29	335,1	Capel + к.в	534,245	2210	0,5
68	30	334,8	Capel + к.в	538,929	2210	0,5
69	31	334,6	Capel + к.в	547,538	2210	0,5
70	32	334,9	Capel + к.в	528,136	2210	0,5
71	33	335,2	Capel + к.в	538,437	2210	0,5
72	34	335,4	Capel + к.в	549,516	2210	0,5
73	35	335,3	Capel + к.в	544,123	2210	0,5
74	36	335,5	Capel + к.в	552,339	2210	0,5
75	37	335,6	Capel + к.в	557,497	2210	0,5
76	#Mean	335,2		552,437		
77	#Std_Dev	0,3		8,084		
78	38	372,7	Capel + к.в	471,847	2114	0,5
79	39	372,5	Capel + к.в	462,872	2114	0,5
80	40	372,6	Capel + к.в	466,847	2114	0,5
81	41	372,3	Capel + к.в	455,495	2114	0,5
82	42	372,6	Capel + к.в	466,847	2114	0,5
83	43	372,9	Capel + к.в	479,484	2114	0,5
84	44	373,3	Capel + к.в	491,874	2114	0,5
85	45	373,4	Capel + к.в	494,911	2114	0,5
86	46	373,1	Capel + к.в	483,553	2114	0,5
87	#Mean	372,8		475,935		
88	#Std_Dev	0,3		5,641		
89						
90						
91						

Рисунок 5.6 – Значения плоскостной теплопроводности опытного образца, полученные в результате эксперимента

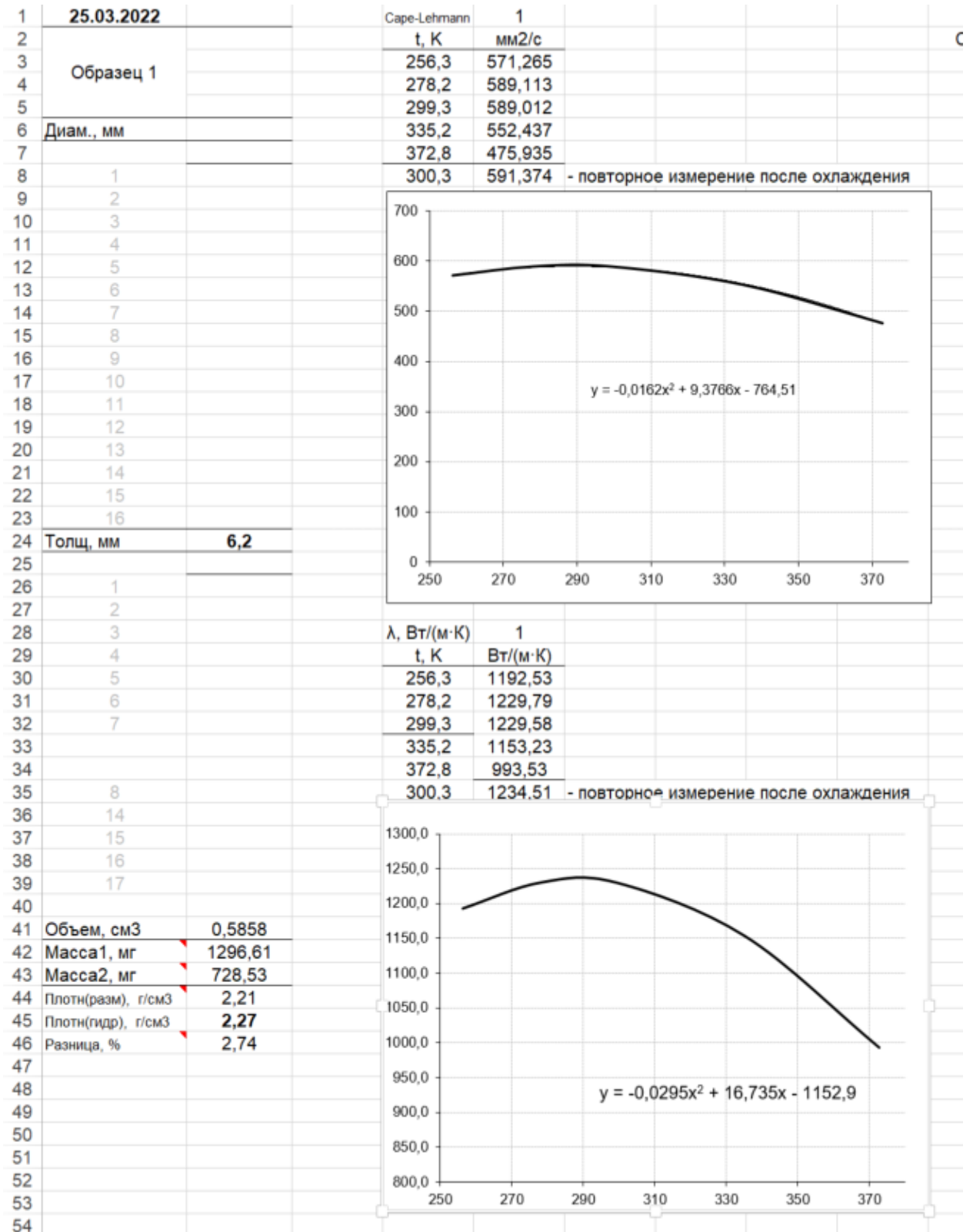


Рисунок 5.7 – Зависимость плоскостной температуропроводности и плоскостной теплопроводности от температуры образца

На Рисунке 5.7 представлены графики зависимости плоскостной температуропроводности и плоскостной теплопроводности от температуры опытного образца гибридной структуры в диапазоне 256,3 – 372,8 К. Графики имеют ярко выраженный максимум в районе значения температуры 290 К.

Получены аппроксимационные зависимости плоскостной температуропроводности гибридной структуры из пиролитического графита от температуры для диапазона температур 256,3 – 372,8 К:

$$\alpha(T) = -0,0162T^2 + 9,3766 T - 764,51;$$

и плоскостной теплопроводности гибридной структуры из пиролитического графита от температуры для диапазона температур 256,3 – 372,8 К:

$$\lambda(T) = -0,0295T^2 + 16,735T - 1152,9.$$

Экспериментальное определение внеплоскостной температуропроводности и теплопроводности гибридной структуры. С помощью прибора NETZSCH LFA 457 MicroFlash проведено определение внеплоскостной температуропроводности опытного образца в виде диска в диапазоне температур 256,2 – 372,8 К. Эксперимент проводился для пяти значений температуры опытного образца. Для каждого значения температуры проведено девять замеров. Разброс полученных результатов температуропроводности находится в пределах 0,6 % относительно среднего значения. Результаты измерений обрабатывались с использованием модели Кейпа-Леманна «Care-Lehmann + коррекция импульса». Полученные в результате эксперимента значения внеплоскостной температуропроводности опытного образца представлены на Рисунке 5.8.

На основании полученных значений внеплоскостной температуропроводности проведен расчет внеплоскостной теплопроводности опытного образца гибридной структуры для соответствующих значений

температур. Полученные результаты и графики зависимостей внеплоскостной теплопроводности и внеплоскостной теплопроводности от температуры образца представлены на Рисунке 5.9.

1	##Thermal_diffusivity					
2	21.04.2022	21.04.2022				
3	##General_information					
4	#Database	mai.mdb				
5	#Instrument	LFA_457				
6	#Identity	МАИ	Белявский А.Е.			
7	#Date/Time	21.04.2022 13:48				
8	#Material	Unknown				
9	#Ref_tempe	20				
10	#Ref_density	6				
11	#Sample	N1				
12	#Type	#Single_layer				
13	#Coating	---				
14	#Thickness_	0,619				
15	#Diameter/m	12,86				
16	#Sensor	InSb				
17	#Beam_enla	12,7				
18	#Laser_filter	100				
19	#Atmospher	Воздух				
20	#Gas_flow/(0				
21	#Laboratory	408				
22	#Operator	Сенатулин Б.Р.				
23	#Customer	МАИ	Белявский А.Е.			
24	#Remark_m	---				
25	#Cp_table	Cp_const				
26	#Expansion_dL_const					
27	#Temp_reca	calibr_LFA.tl5				
28	#Purge_gas	0				
29	#CalcCode	R+p/l/0-0-0				
30						
31	##Results					
32	#Shot_numt	#Temperature/°C	#Model	#Diffusivity	#Laser_volt	#Pulse_width/ms
33	1	255,8	Излуч. + к.	3,945	2114	0,5
34	2	256,1	Излуч. + к.	3,957	2114	0,5
35	3	255,6	Излуч. + к.	3,875	2114	0,5
36	4	255,9	Излуч. + к.	3,948	2114	0,5
37	5	256,2	Излуч. + к.	3,96	2114	0,5
38	6	256,3	Излуч. + к.	3,985	2114	0,5
39	7	256,1	Излуч. + к.	3,957	2114	0,5
40	8	255,8	Излуч. + к.	3,945	2114	0,5
41	9	256,1	Излуч. + к.	3,957	2114	0,5
42	10	256,4	Излуч. + к.	4,058	2114	0,5
43	11	256,3	Излуч. + к.	3,985	2114	0,5
44	#Mean	256,2		3,961		
45	#Std_Dev	0		0,004		
46	12	277,6	Излуч. + к.	4,169	2018	0,5

46	12	277,6	Излуч. + к.	4,169	2018	0,5
47	13	277,8	Излуч. + к.	4,211	2018	0,5
48	14	277,7	Излуч. + к.	4,281	2018	0,5
49	15	278,1	Излуч. + к.	4,221	2018	0,5
50	16	278,2	Излуч. + к.	4,237	2018	0,5
51	17	278,1	Излуч. + к.	4,221	2018	0,5
52	18	278,3	Излуч. + к.	4,348	2018	0,5
53	19	278,4	Излуч. + к.	4,261	2018	0,5
54	20	278,1	Излуч. + к.	4,221	2018	0,5
55	21	278,2	Излуч. + к.	4,237	2018	0,5
56	#Mean	278,1		4,221		
57	#Std_Dev	0,3		0,003		
58	22	300,9	Излуч. + к.	4,133	2018	0,5
59	23	300,7	Излуч. + к.	3,869	2018	0,5
60	24	300,8	Излуч. + к.	3,978	2018	0,5
61	25	300,9	Излуч. + к.	4,133	2018	0,5
62	26	301,1	Излуч. + к.	4,186	2018	0,5
63	27	300,9	Излуч. + к.	4,133	2018	0,5
64	28	301,2	Излуч. + к.	4,241	2018	0,5
65	29	301,3	Излуч. + к.	4,375	2018	0,5
66	30	301,2	Излуч. + к.	4,241	2018	0,5
67	31	301,4	Излуч. + к.	4,398	2018	0,5
68	#Mean	301,2		4,241		
69	#Std_Dev	0,2		0,004		
70	32	335,6	Излуч. + к.	3,778	2018	0,5
71	33	335,7	Излуч. + к.	3,873	2018	0,5
72	34	335,9	Излуч. + к.	4,022	2018	0,5
73	35	335,8	Излуч. + к.	3,976	2018	0,5
74	36	335,9	Излуч. + к.	4,022	2018	0,5
75	37	336	Излуч. + к.	4,112	2018	0,5
76	38	336,1	Излуч. + к.	4,198	2018	0,5
77	39	336	Излуч. + к.	4,112	2018	0,5
78	40	336,2	Излуч. + к.	4,214	2018	0,5
79	41	336,3	Излуч. + к.	4,306	2018	0,5
80	#Mean	335,9		4,022		
81	#Std_Dev	0,3		0,002		
82	43	372,5	Излуч. + к.	3,489	2114	0,5
83	44	372,7	Излуч. + к.	3,598	2114	0,5
84	45	372,6	Излуч. + к.	3,513	2114	0,5
85	46	372,8	Излуч. + к.	3,671	2114	0,5
86	47	372,7	Излуч. + к.	3,598	2114	0,5
87	48	372,9	Излуч. + к.	3,712	2114	0,5
88	49	373,2	Излуч. + к.	3,897	2114	0,5
89	50	373,1	Излуч. + к.	3,804	2114	0,5
90	51	373	Излуч. + к.	3,784	2114	0,5
91	#Mean	372,8		3,671		
92	#Std_Dev	0		0,002		
93						

Рисунок 5.8 – Значения внеплоскостной температуропроводности опытного образца, полученные в результате эксперимента

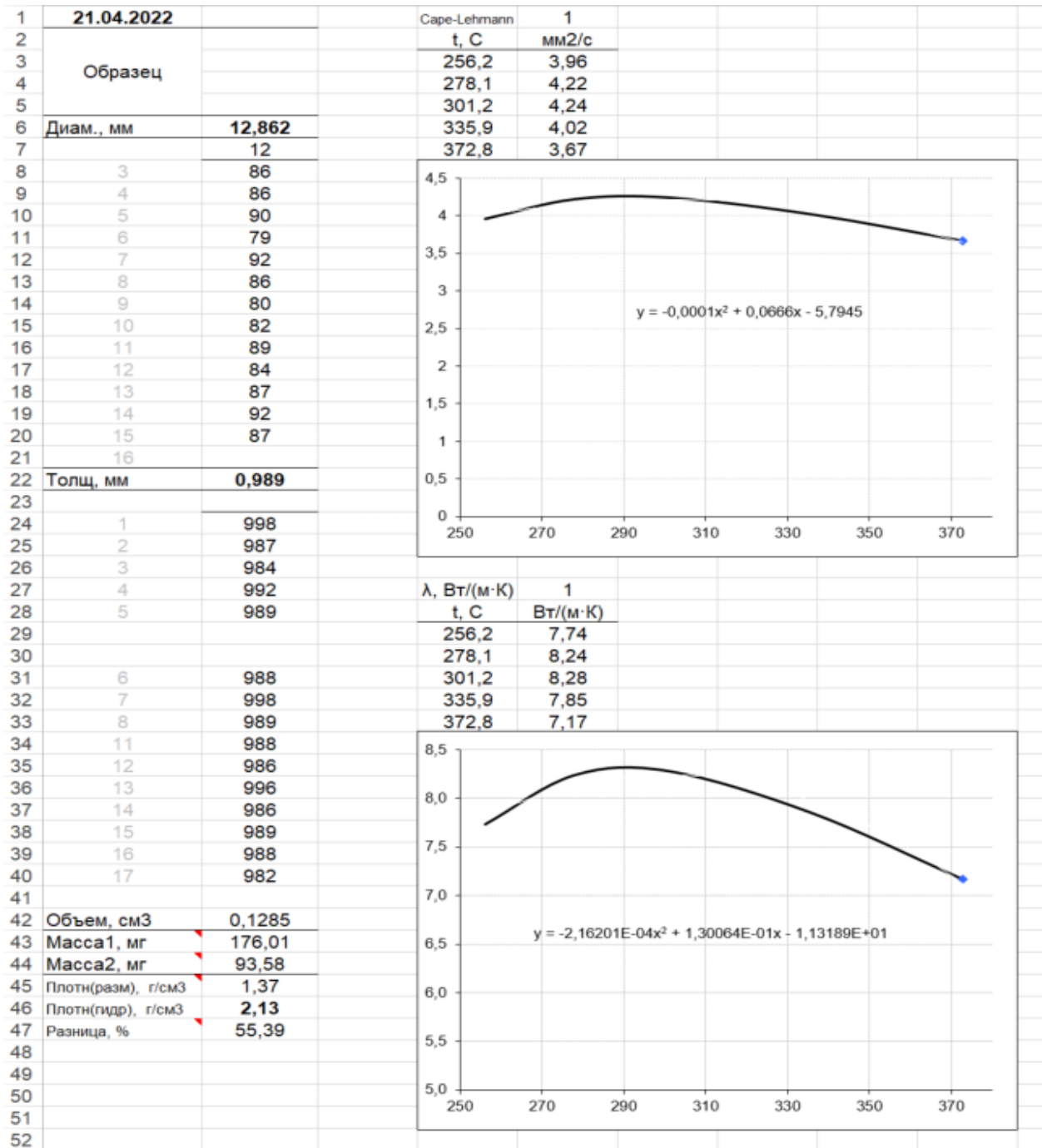


Рисунок 5.9 – Зависимость внеплоскостной температуропроводности и внеплоскостной теплопроводности от температуры образца

На Рисунке 5.9 представлены графики зависимости внеплоскостной температуропроводности и внеплоскостной теплопроводности от температуры

опытного образца гибридной структуры в диапазоне 256,2 – 372,8 К. Графики имеют ярко выраженный максимум в районе значения температуры 290 К.

Получены аппроксимационные зависимости внеплоскостной температуропроводности гибридной структуры из пиролитического графита от температуры для диапазона температур 256,2 – 372,8 К:

$$\alpha(T) = -0,0001T^2 + 0,0666 T - 5,7945;$$

и внеплоскостной теплопроводности гибридной структуры из пиролитического графита от температуры для диапазона температур 256,2 – 372,8 К:

$$\lambda(T) = -0,0002162T^2 + 0,13T - 11,3189.$$

полученные аппроксимационные зависимости плоскостной и внеплоскостной теплопроводности гибридной структуры из пиролитического графита от температуры для диапазона температур 256 – 372 К могут быть использованы при моделировании РТО СОРТ КА и лунной базы на основе гибридных структур [119].

5.4 Экспериментальное определение возможности повышения внеплоскостных теплофизических свойств гибридной структуры

Для подтверждения возможности повышения внеплоскостной температуропроводности и внеплоскостной теплопроводности гибридной структуры проведена серия экспериментов с опытным образцом, прошитым медной проволокой в виде “скрепок” [106], Рисунок 5.10.

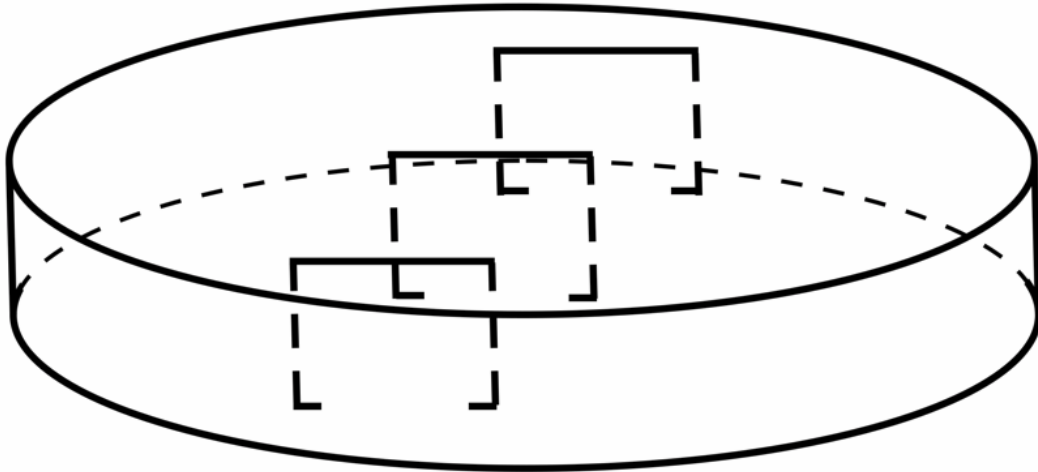


Рисунок 5.10 – Опытный образец гибридной структуры, прошитый медной проволокой в виде “скрепок”

Опытный образец гибридной структуры изготовлен в виде диска диаметром 0,0125 м, высотой 0,001 м, прошитый в плоскости диска медной проволокой в виде “скрепок”, изображен на Рисунке 5.11. Диаметр проволоки 0,0004 м, количество “скрепок” – 48 штук.

С помощью прибора NETZSCH LFA 457 MicroFlash проведено определение внеплоскостной температуропроводности опытного образца в виде диска в диапазоне температур 256,4 – 372,8 К. Эксперимент проводился для пяти значений температуры опытного образца. Для каждого значения температуры проведено девять замеров. Результаты измерений обрабатывались с использованием модели Кейпа-Леманна «Care-Lehmann + коррекция импульса».

Изменение сигнала инфракрасного детектора по времени в результате энергетического импульса при исследовании опытного образца гибридной структуры, прошитого медными скрепками, представлено на Рисунке 5.12.



Рисунок 5.11 – Опытный образец гибридной структуры в виде диска, прошитый в плоскости медной проволокой в виде “скрепок”

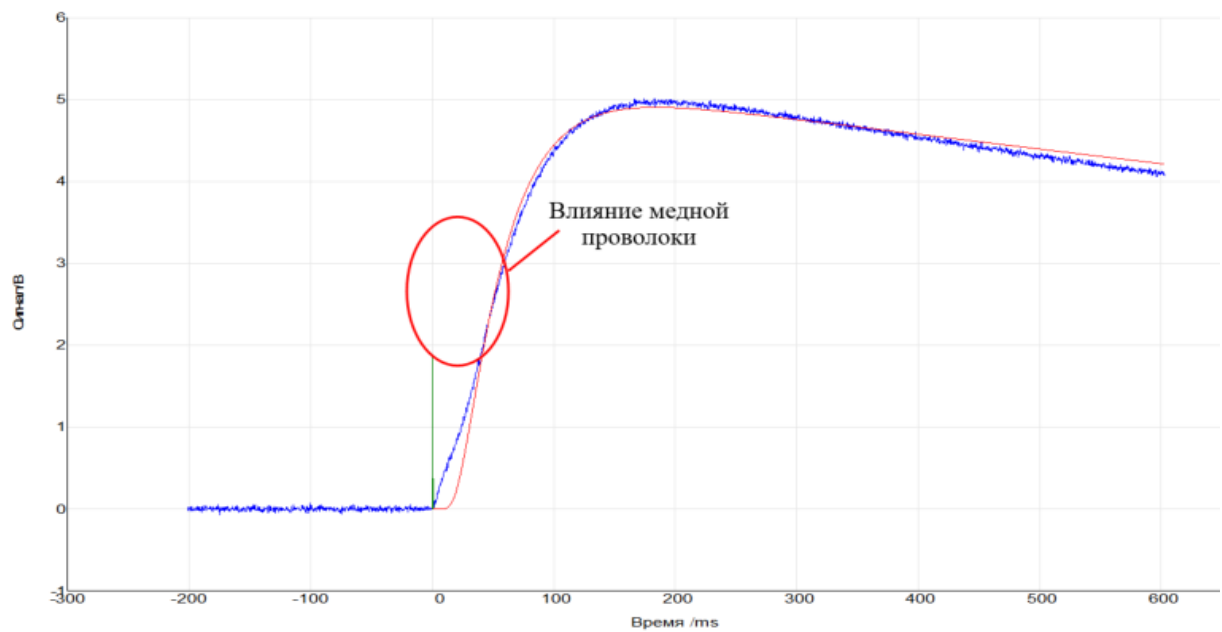


Рисунок 5.12 – Изменение сигнала инфракрасного детектора по времени в результате энергетического импульса при исследовании опытного образца гибридной структуры, прошитого медными скрепками

Сравнение графика изменения сигнала инфракрасного детектора по времени в результате энергетического импульса при исследовании опытного образца однородной гибридной структуры, представленной на Рисунке 5.1 и графика изменения сигнала инфракрасного детектора по времени в результате энергетического импульса при исследовании опытного образца гибридной структуры, прошитого медными скрепками показывает, что время запаздывания начала прогрева задней поверхности опытного образца гибридной структуры, прошитого медными скрепками значительно меньше аналогичного временного интервала при испытании опытного образца однородной гибридной структуры. Указанный эффект связан с повышением внеплоскостной теплопроводности образца за счет высокой теплопроводности медной проволоки.

Значения внеплоскостной температуропроводности, полученные в результате эксперимента при температуре 24,5 °С для опытного образца однородной гибридной структуры (образец 1) и опытного образца гибридной структуры, прошитого медными скрепками (образец 2) представлены на Рисунке 5.13.

Из Рисунка 5.13 следует, что внеплоскостная температуропроводность образца, прошитого медными скрепками, примерно на тридцать процентов выше, чем у однородного образца.

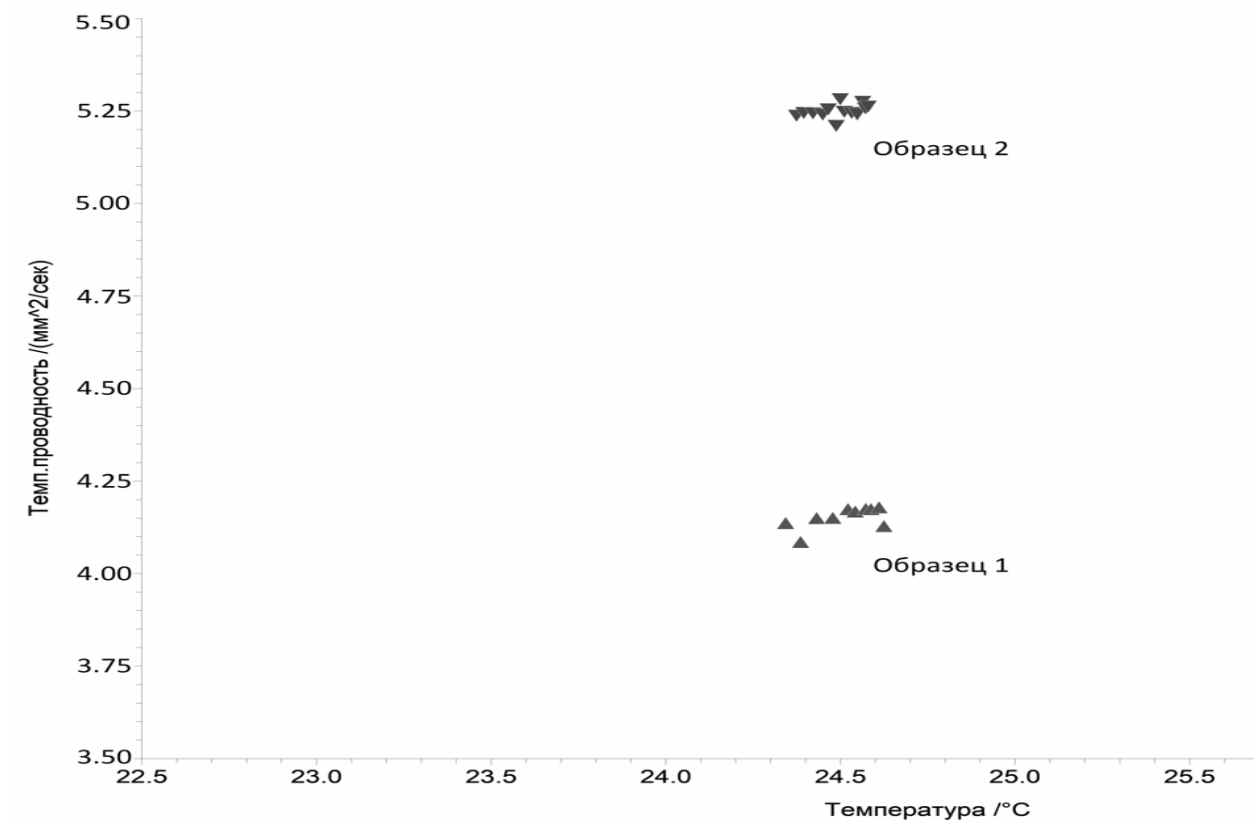


Рисунок 5.13 – Значения внеплоскостной температуропроводности для опытного образца однородной гибридной структуры (образец 1) и опытного образца гибридной структуры, прошитого медными скрепками (образец 2)

Полученные в результате эксперимента значения внеплоскостной температуропроводности опытного образца, прошитого медными скрепками, представлены на рисунке 5.14.

1	##Thermal_diffusivity				
2	21.04.2022 медь				
3	##General_information				
4	#Database mai.mdb				
5	#Instrument#LFA_457				
6	#Identity МАИ	Белявский А.Е.			
7	#Date/Time 21.04.2022 13:48				
8	#Material Unknown				
9	#Ref_tempe 20				
10	#Ref_densit 6				
11	#Sample N1				
12	#Type #Single_layer				
13	#Coating ---				
14	#Thickness_ 0,619				
15	#Diameter/r 12,86				
16	#Sensor InSb				
17	#Beam_enla 12,7				
18	#Laser_filter 100				
19	#Atmospher Воздух				
20	#Gas_flow/(0				
21	#Laboratory 408				
22	#Operator Сенатулин Б.Р.				
23	#Customer МАИ	Белявский А.Е.			
24	#Remark_m ---				
25	#Cp_table Cp_const				
26	#Expansion_dL_const				
27	#Temp_reca calibr_LFA.tl5				
28	#Purge_gas 0				
29	#CalcCode R+p/l/0-0-0				
30					
31	##Results				
32	#Shot_numl #Temperature/°C #Model #Diffusivity #Laser_volt #Pulse_width/ms				
33	1 255,9 Излуч. + к.	4,768	2114	0,5	
34	2 256,3 Излуч. + к.	5,079	2114	0,5	
35	3 255,8 Излуч. + к.	4,726	2114	0,5	
36	4 256,1 Излуч. + к.	4,976	2114	0,5	
37	5 256,2 Излуч. + к.	5,014	2114	0,5	
38	6 256,4 Излуч. + к.	5,152	2114	0,5	
39	7 256,3 Излуч. + к.	5,079	2114	0,5	
40	8 256,1 Излуч. + к.	4,976	2114	0,5	
41	9 256,5 Излуч. + к.	5,218	2114	0,5	
42	10 256,4 Излуч. + к.	5,152	2114	0,5	
43	11 256,6 Излуч. + к.	5,311	2114	0,5	
44	#Mean 256,4	5,152			
45	#Std_Dev 0	0,004			

46	12	277,6	Излуч. + к.	5,389	2018	0,5
47	13	277,8	Излуч. + к.	5,452	2018	0,5
48	14	277,7	Излуч. + к.	5,412	2018	0,5
49	15	277,8	Излуч. + к.	5,452	2018	0,5
50	16	278,2	Излуч. + к.	5,611	2018	0,5
51	17	278,1	Излуч. + к.	5,573	2018	0,5
52	18	278,3	Излуч. + к.	5,634	2018	0,5
53	19	278,4	Излуч. + к.	5,672	2018	0,5
54	20	278,1	Излуч. + к.	5,573	2018	0,5
55	21	278,2	Излуч. + к.	5,611	2018	0,5
56	#Mean	277,9		5,49		
57	#Std_Dev	0,3		0,003		
58	22	301,1	Излуч. + к.	5,412	2018	0,5
59	23	300,9	Излуч. + к.	5,347	2018	0,5
60	24	301,1	Излуч. + к.	5,412	2018	0,5
61	25	301,2	Излуч. + к.	5,464	2018	0,5
62	26	301,3	Излуч. + к.	5,489	2018	0,5
63	27	301,1	Излуч. + к.	5,412	2018	0,5
64	28	301,3	Излуч. + к.	5,489	2018	0,5
65	29	301,5	Излуч. + к.	5,548	2018	0,5
66	30	301,4	Излуч. + к.	5,512	2018	0,5
67	31	301,6	Излуч. + к.	5,968	2018	0,5
68	#Mean	301,4		5,512		
69	#Std_Dev	0,2		0,004		
70	32	335,8	Излуч. + к.	5,147	2018	0,5
71	33	335,7	Излуч. + к.	5,113	2018	0,5
72	34	335,9	Излуч. + к.	5,196	2018	0,5
73	35	335,8	Излуч. + к.	5,147	2018	0,5
74	36	335,9	Излуч. + к.	5,196	2018	0,5
75	37	336,1	Излуч. + к.	5,221	2018	0,5
76	38	336,3	Излуч. + к.	5,318	2018	0,5
77	39	336,2	Излуч. + к.	5,276	2018	0,5
78	40	336,2	Излуч. + к.	5,276	2018	0,5
79	41	336,3	Излуч. + к.	5,318	2018	0,5
80	#Mean	336,1		5,221		
81	#Std_Dev	0,3		0,002		
82	43	372,4	Излуч. + к.	4,708	2114	0,5
83	44	372,5	Излуч. + к.	4,743	2114	0,5
84	45	372,3	Излуч. + к.	4,675	2114	0,5
85	46	372,5	Излуч. + к.	4,743	2114	0,5
86	47	372,6	Излуч. + к.	4,791	2114	0,5
87	48	372,7	Излуч. + к.	4,837	2114	0,5
88	49	372,9	Излуч. + к.	4,926	2114	0,5
89	50	372,8	Излуч. + к.	4,879	2114	0,5
90	51	372,9	Излуч. + к.	4,926	2114	0,5
91	#Mean	372,6		4,791		
92	#Std_Dev	0		0,002		
93						

Рисунок 5.14 – Полученные в результате эксперимента значения
внеплоскостной температуропроводности опытного образца, прошитого
медными скрепками

На основании полученных значений внеплоскостной температуропроводности проведен расчет внеплоскостной теплопроводности опытного образца гибридной структуры, прошитого медными скрепками, для

соответствующих значений температур. Полученные результаты и графики зависимостей внеплоскостной температуропроводности и внеплоскостной теплопроводности от температуры образца представлены на Рисунке 5.15.

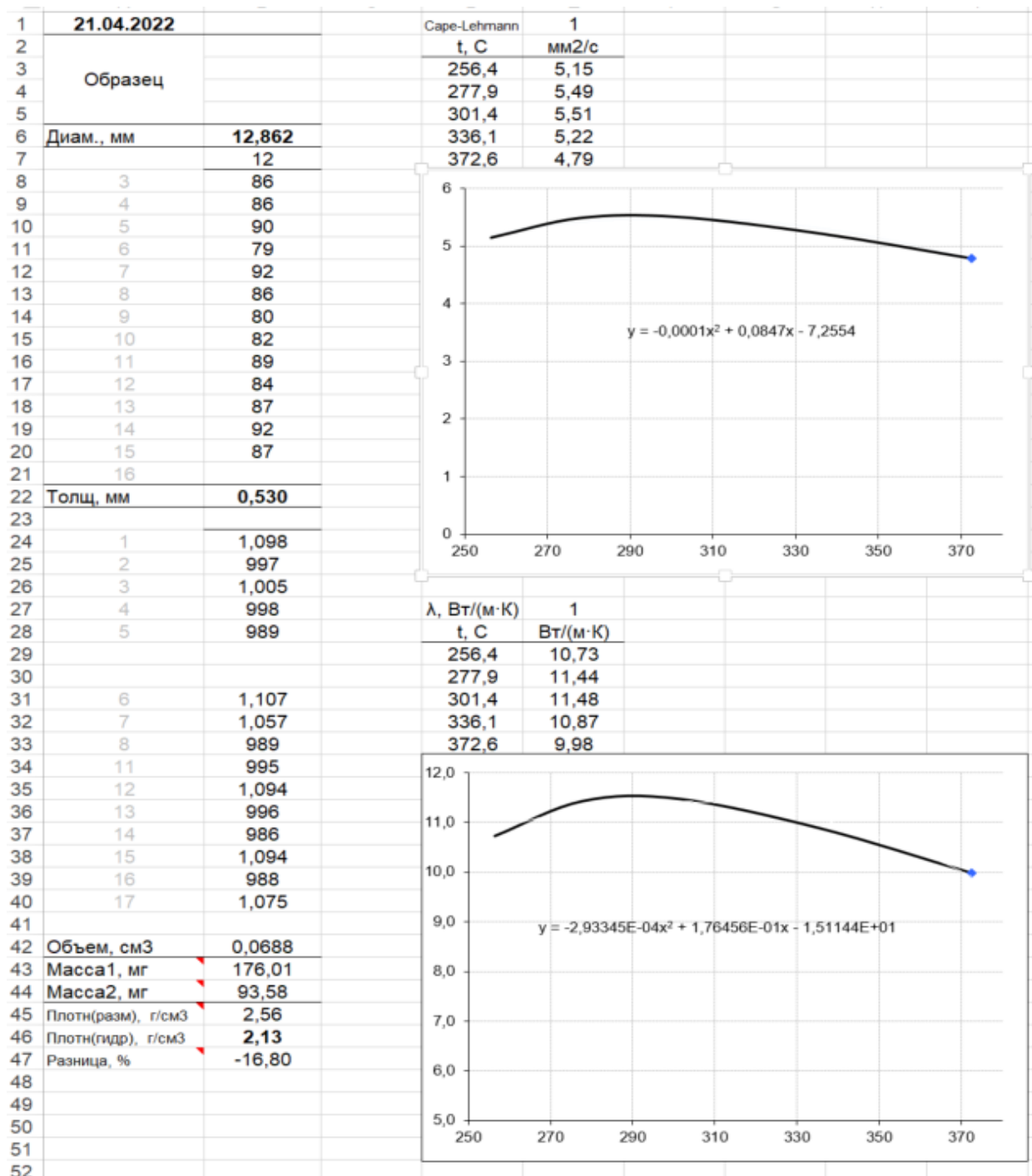


Рисунок 5.15 – Зависимость внеплоскостной температуропроводности и внеплоскостной теплопроводности от температуры образца гибридной структуры, прошитого медными скрепками

На Рисунке 5.15 представлены графики зависимости внеплоскостной температуропроводности и внеплоскостной теплопроводности от температуры опытного образца гибридной структуры, прошитого медными скрепками, в диапазоне 256,4 – 372,6 К. Графики имеют ярко выраженный максимум в районе значения температуры 290 К.

Получены аппроксимационные зависимости внеплоскостной температуропроводности, теплопроводности гибридной структуры из пиролитического графита, прошитой медными скрепками диаметром 0,0004 м с плотностью прошивки 39 скрепок на 1 см², от температуры для диапазона температур 256,4 – 372,6 К:

$$\alpha(T) = -0,0001T^2 + 0,0847 T - 7,2554;$$

Получена аппроксимация зависимости внеплоскостной теплопроводности гибридной структуры, прошитой медными скрепками диаметром 0,0004 м с плотностью прошивки 39 скрепок на 1 см², от температуры для диапазона температур 256,4 – 372,6 К

$$\lambda(T) = -0,0002933T^2 + 0,1764T - 15,114.$$

Заключение по Главе 5

Проведенные тепловые испытания показали, что:

1. после серии испытаний с нагревом опытных образцов методом лазерной вспышки до температуры 372 К на нагреваемых поверхностях образцов не наблюдается заметных следов разрушения;
2. улучшенная модель Кейпа-Леманна «Care-Lehmann + коррекция импульса», учитывающая фронтальные и радиальные потери тепла показывает

удовлетворительный результат при аппроксимировании изменения сигнала инфракрасного детектора по времени;

3. опытные образцы гибридных структур из фольги пиролитического графита имеют ярко выраженную анизотропию температуропроводности и теплопроводности в плоскостном и внеплоскостном направлении передачи тепла;

4. получены аппроксимации зависимостей внеплоскостной температуропроводности и теплопроводности гибридной структуры из пиролитического графита от температуры для диапазона температур 256 – 372 К;

5. получены аппроксимации зависимостей плоскостной температуропроводности и теплопроводности гибридной структуры из пиролитического графита от температуры для диапазона температур 256 – 372 К;

6. внеплоскостной прошив опытного образца медной проволокой приводит к увеличению внеплоскостной температуропроводности и внеплоскостной теплопроводности гибридных структур в зависимости от плотности прошива;

7. получены аппроксимации зависимостей внеплоскостной температуропроводности и внеплоскостной теплопроводности гибридной структуры из пиролитического графита, прошитой медными скрепками диаметром 0,0004 м с плотностью прошивки 39 скрепок на 1 см², от температуры для диапазона температур 256 – 372 К;

8. полученные аппроксимационные зависимости плоскостной и внеплоскостной теплопроводности гибридной структуры из пиролитического графита от температуры для диапазона температур 256 – 372 К могут быть использованы при моделировании РТО СОРТ КА и лунной базы на основе гибридных структур.

ГЛАВА 6 АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГИБРИДНОГО РАДИАЦИОННОГО ТЕПЛООБМЕННИКА

6.1 Исследование эффективности радиационного теплообменника гибридной структуры

На Рисунке 6.1 представлен вариант гибридного РТО с огибанием дюралюминиевого слоя гибридной радиационной панели вокруг трубки с теплоносителем.

Для анализа эффективности РТО гибридной структуры смоделированы гибридные РТО с односторонней излучающей поверхностью радиационной панели.

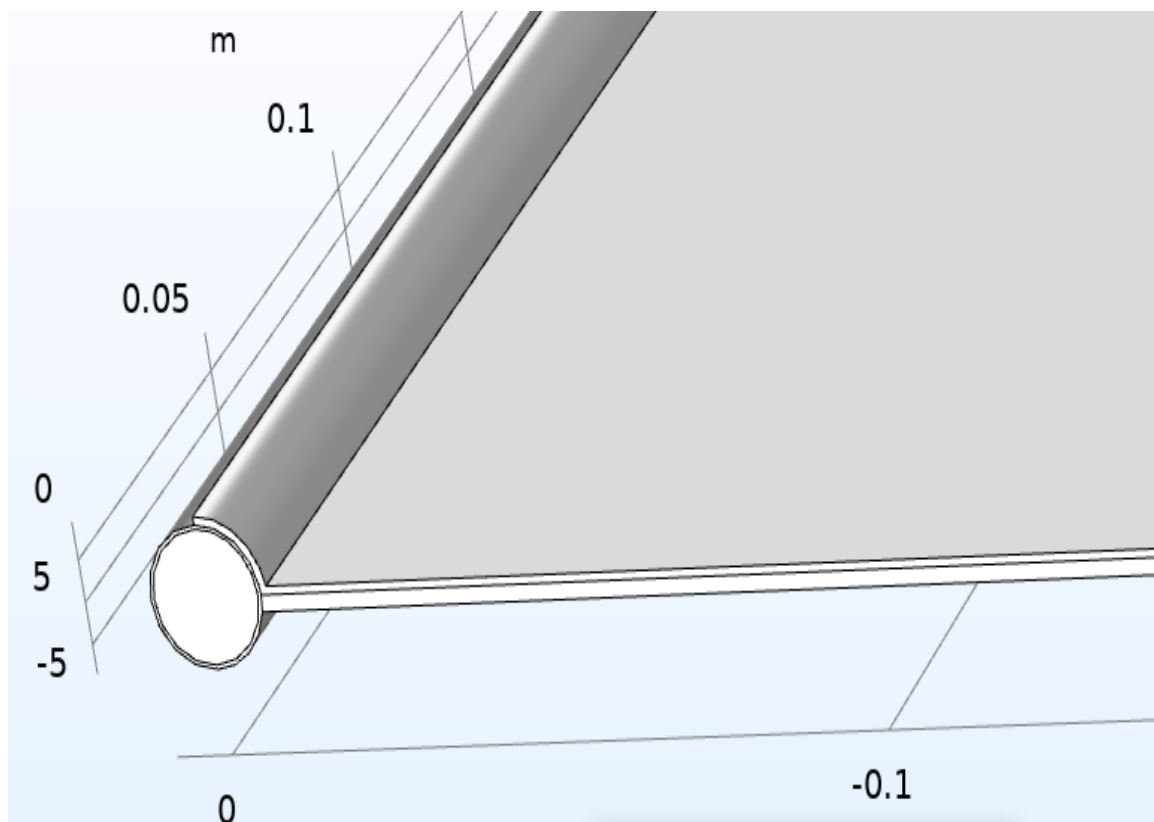


Рисунок 6.1 – Вариант гибридного РТО с огибанием дюралюминиевого слоя панели вокруг трубки с теплоносителем

На Рисунке 6.2 изображен вариант гибридного РТО с дюралюминиевым слоем панели, выполненным встык с трубкой с теплоносителем. Дюралюминиевый слой панели РТО на Рисунках 6.1 и 6.2 расположен сверху.

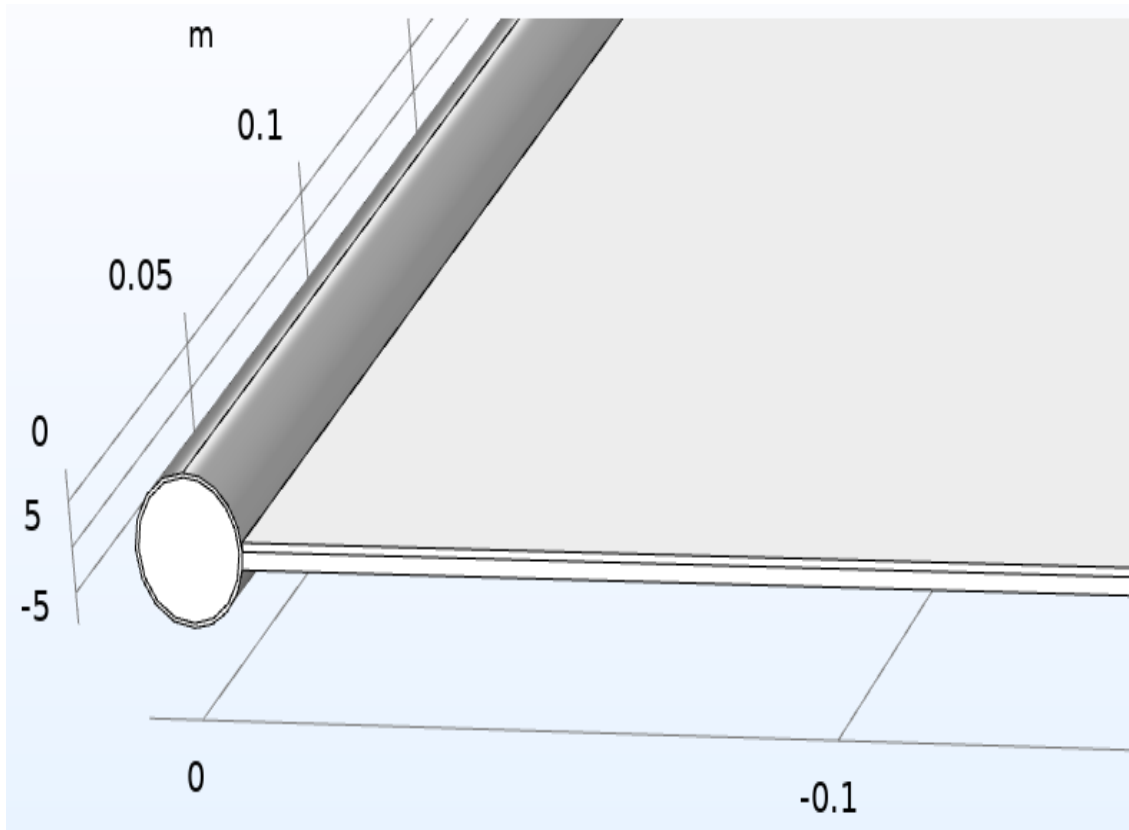


Рисунок 6.2 – Вариант гибридного РТО с дюралюминиевым слоем панели, выполненным встык с трубкой с теплоносителем

На Рисунке 6.3 изображен гибридный РТО с чередующимися полосами графита. На Рисунке 6.3 полосы графита покрывают половину площади панели РТО, толщина полос в два раза больше толщины графитового слоя, равномерно покрывающего панель РТО и одинакового с полосами по массе.

Для анализа эффективности РТО гибридной структуры смоделированы гибридные РТО с двухсторонней излучающей поверхностью радиационной панели Рисунок 6.4.

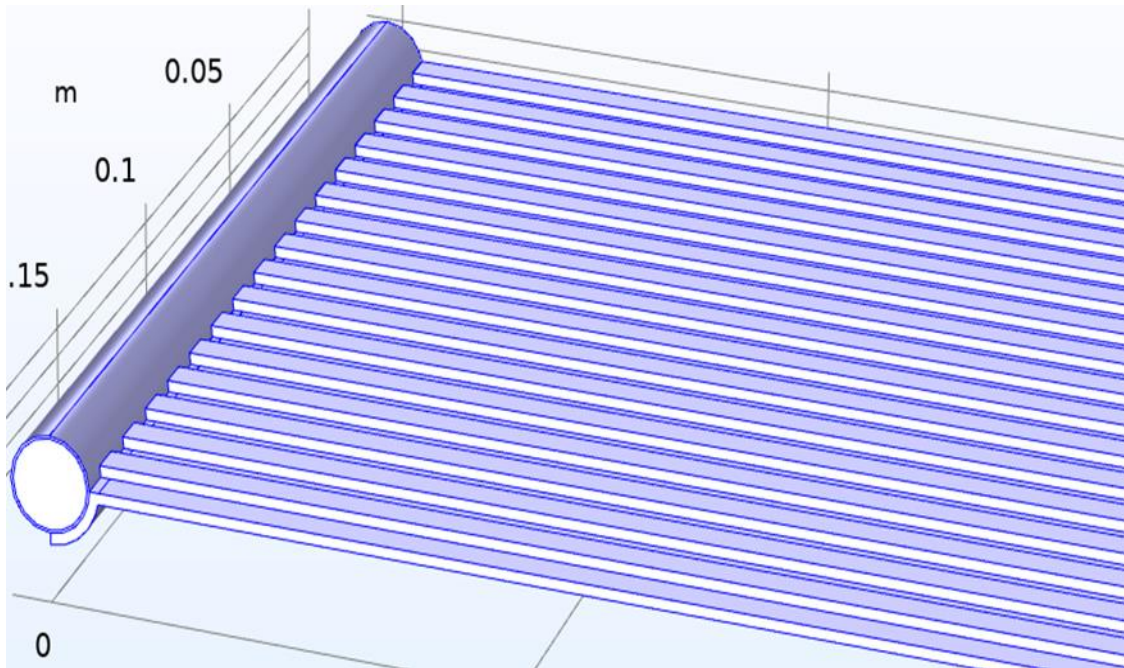


Рисунок 6.3 – Панель гибридного РТО с чередующимися полосами графита

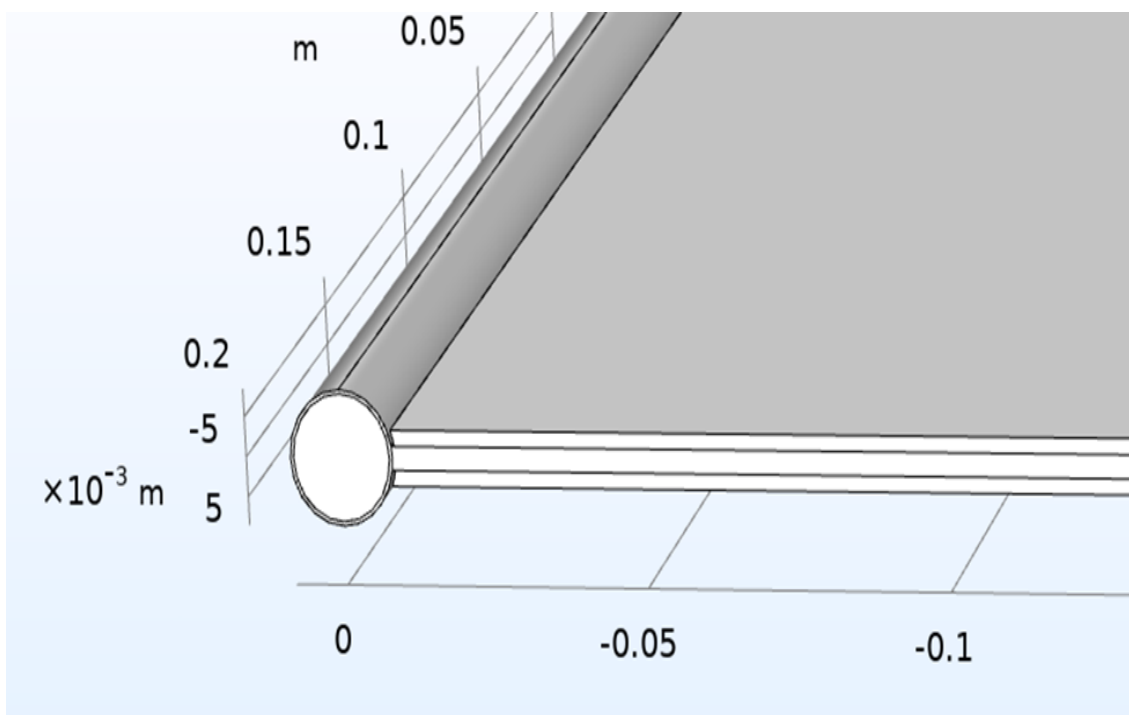


Рисунок 6.4 – Гибридный РТО с двухсторонней излучающей поверхностью

На Рисунке 6.4 представлен гибридный РТО с двухсторонней излучающей поверхностью. Излучающая панель гибридного РТО имеет трехслойную конфигурацию, с наружными пластинами, выполненными из дюралюминия и средним слоем, выполненным из графита. Излучающими поверхностями являются верхняя и нижняя поверхности дюралюминиевых пластин.

Исследование гибридного РТО с односторонней излучающей поверхностью радиационной панели.

Для вариантов гибридного РТО, представленных на Рисунках 6.1 и 6.2, проведен расчет температурного поля и по результатам расчета построены зависимости эффективности ребра излучающей панели РТО от ширины панели при толщине графитового слоя 0,001 м, 0,003 м и 0,005 м. Зависимости представлены на Рисунке 6.5.

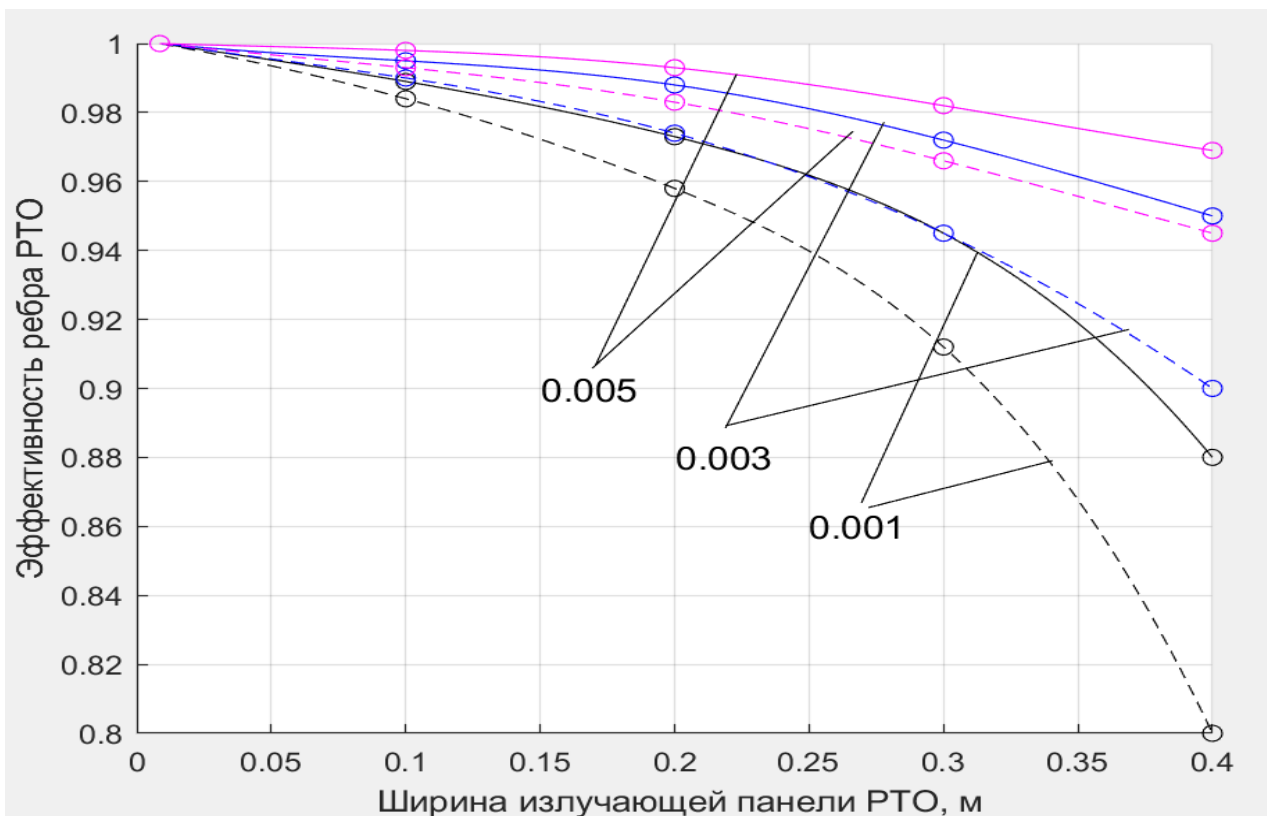


Рисунок 6.5 – Зависимость эффективности ребра панели РТО от ширины панели при различном соединении дюралюминиевого слоя панели с трубкой с теплоносителем

Непрерывные кривые соответствуют случаю соединения дюралюминиевого слоя панели встык с трубкой с теплоносителем, пунктирные кривые соответствуют варианту огибания дюралюминиевого слоя панели вокруг трубки с теплоносителем. Эффективность ребра РТО при соединении дюралюминиевого слоя панели встык с трубкой с теплоносителем выше, чем в случае огибания дюралюминиевого слоя панели вокруг трубки с теплоносителем.

Для РТО, выполненного по схеме, представленной на Рисунке 6.2, проведен расчет зависимости эффективности ребра РТО от толщины дюралюминиевой пластины при фиксированной толщине гибридной панели РТО 0,003 м, 0,004 м, и 0,005 м. Расчет проводился для ширины излучающей поверхности РТО l , равной 0,336 м. Результаты представлены на Рисунке 6.6.

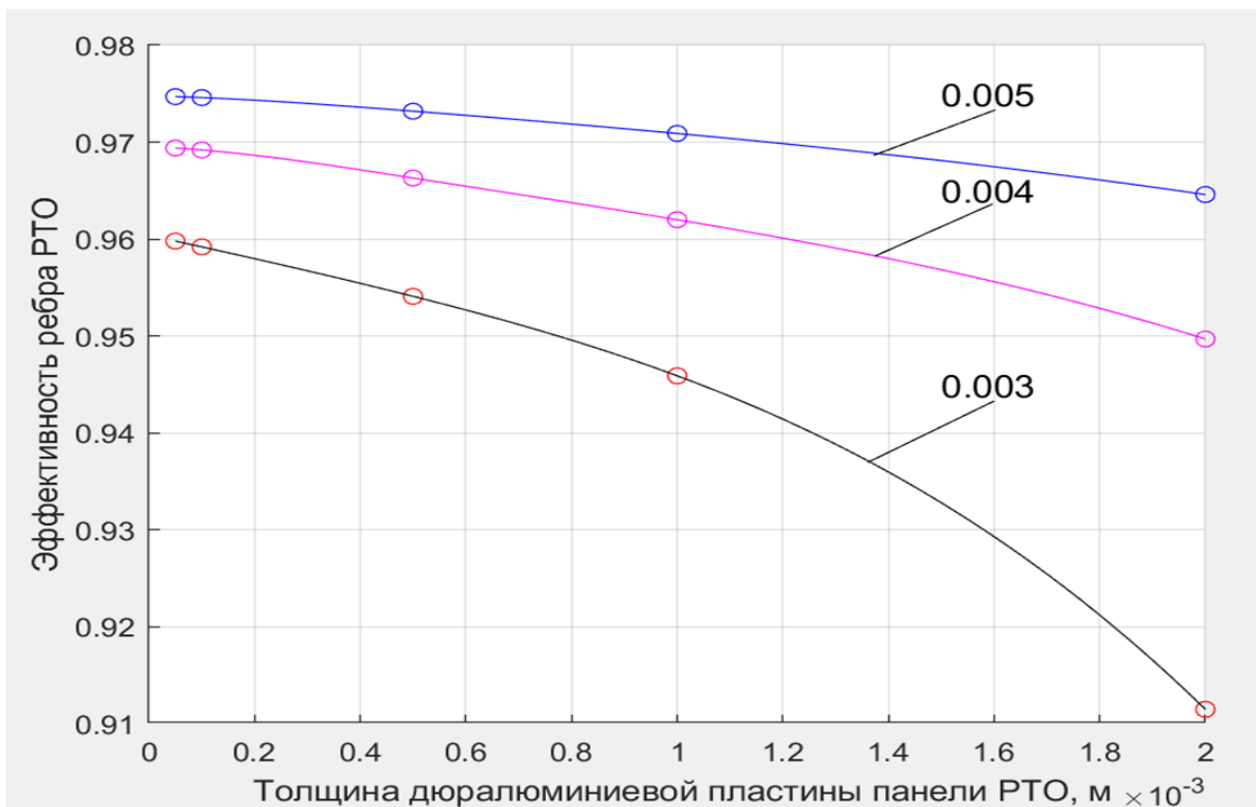


Рисунок 6.6 – Зависимость эффективности ребра РТО от толщины дюралюминиевой пластины при фиксированной толщине гибридной панели РТО

Анализ результатов позволил сделать вывод, что эффективности ребра РТО возрастает при уменьшении толщины дюралюминиевой пластины. Однако отказаться от слоя дюралюминия в гибридной панели не представляется возможным, в следствии того, что оптические характеристики графитовой поверхности уступают оптическим характеристикам дюралюминия.

С целью уменьшения массы конструкции, смоделирована гибридная РТО с графитовым слоем, нанесенным на дюралюминиевую панель чередующимися полосами, представленная на Рисунке 6.3. Ось по длине трубопровода градуирована в метрах.

Результат расчета температурного поля панели РТО представлен на Рисунке 6.7. На рисунке отчетливо видна неравномерность прогрева излучающей панели.

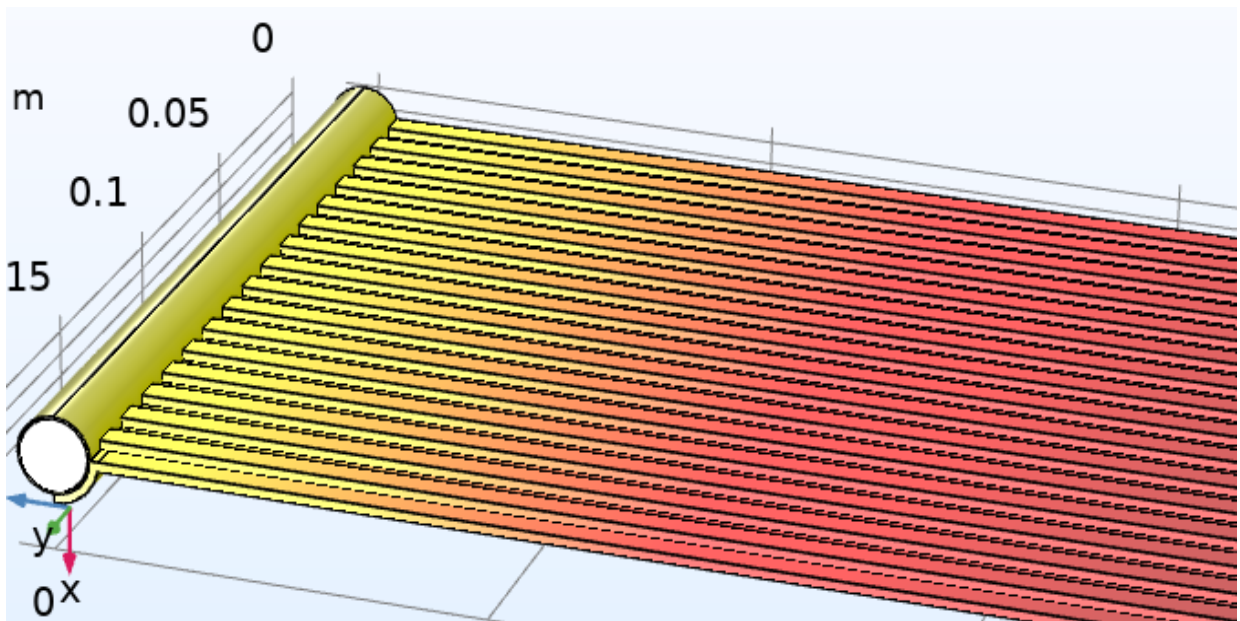


Рисунок 6.7 – Температурное поле панели РТО

Результаты расчета эффективности ребра РТО от количества полос графита представлены на Рисунке 6.8. Расчеты проводились для толщины графитовых полос 0,002 м, 0,004 м, 0,006 м и 0,008 м.

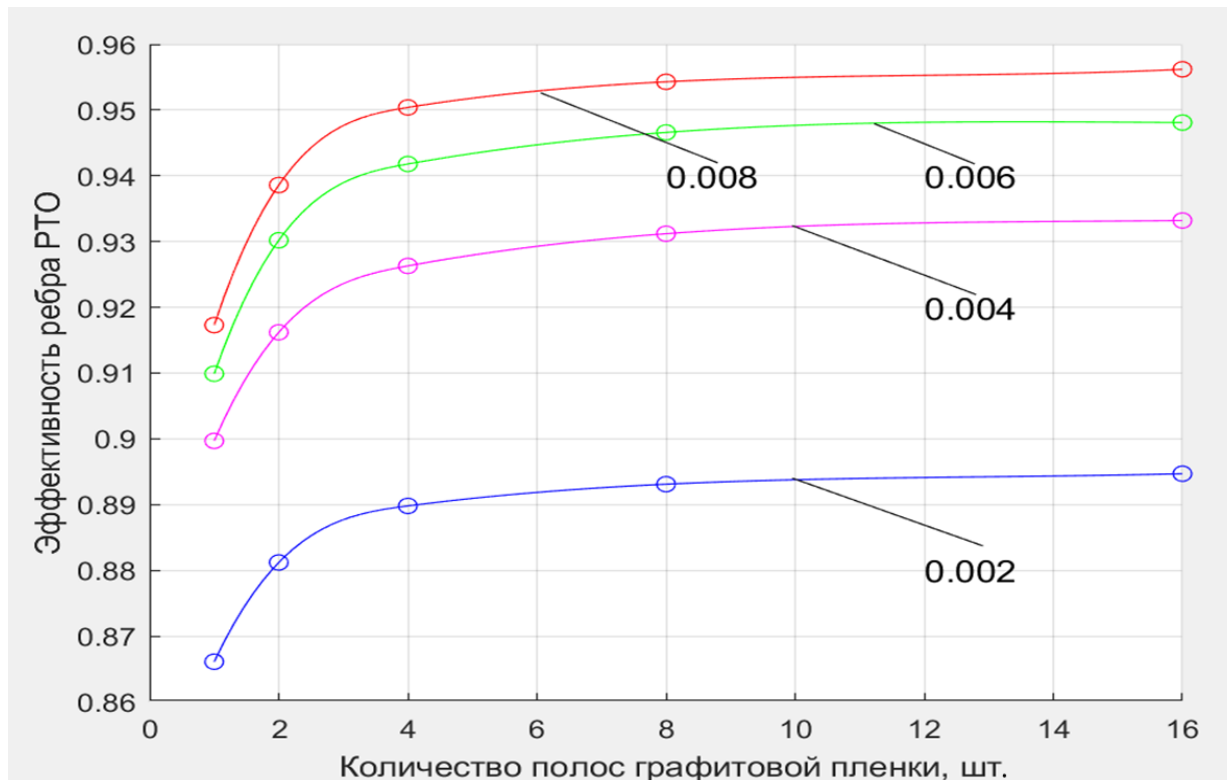


Рисунок 6.8 – Зависимость эффективности ребра РТО от количества полос графита

Расчеты показали, что эффективность ребра РТО возрастает с увеличением количества полос графита и в пределе достигает эффективности графитового слоя, равномерно покрывающего панель РТО и одинакового с полосами по массе. На основании расчетов сделан вывод о нецелесообразности разбиения равномерного слоя графита на полосы.

На основании проведенных исследований эффективности гибридного РТО с односторонней излучающей поверхностью сделаны следующие выводы: соединение дюралюминиевого слоя панели следует исполнять встык с трубкой с теплоносителем; эффективности ребра РТО возрастает при уменьшении толщины дюралюминиевой пластины при фиксированной толщине гибридной панели РТО; слой графита гибридной панели следует выполнять непрерывным и равномерным.

Исследование гибридного РТО с двухсторонней излучающей поверхностью радиационной панели.

Проведен сравнительный анализ эффективности ребра гибридного РТО с одной и двумя излучающими поверхностями. Результаты анализа представлены на Рисунке 6.9.

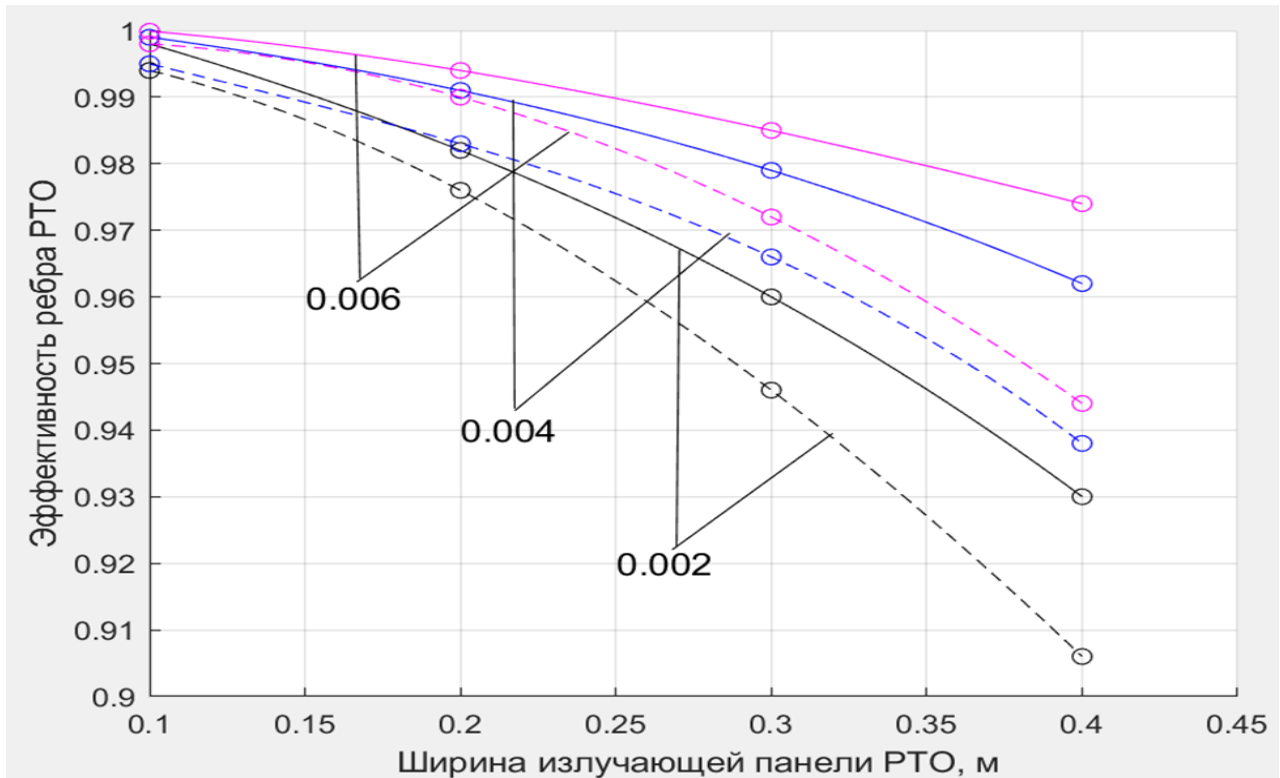


Рисунок 6.9 – Зависимость эффективности ребра гибридного РТО с одной и двумя излучающими поверхностями

Непрерывные кривые отображают эффективность панели РТО с одной излучающей поверхностью, а пунктирные кривые относятся к РТО с двумя излучающими поверхностями. Расчет проведен для толщин графитового слоя 0,002 м, 0,004 м и 0,006 м. Из анализа результатов следует, что эффективности ребра РТО с двумя излучающими поверхностями при увеличении ширины излучающей поверхности убывает быстрее, чем у РТО с одной излучающей поверхностью. Следовательно, для достижения эффективности ребра

гибридного РТО с двумя излучающими поверхностями равной эффективности ребра с одной излучающей поверхностью необходимо увеличивать толщину слоя графита.

На Рисунке 6.10 представлена зависимость эффективности ребра гибридного РТО с двумя излучающими поверхностями от ширины излучающей поверхности РТО для различных значений толщины слоя графита. Из рисунка следует, что эффективности ребра РТО повышается при увеличении толщины слоя графита.

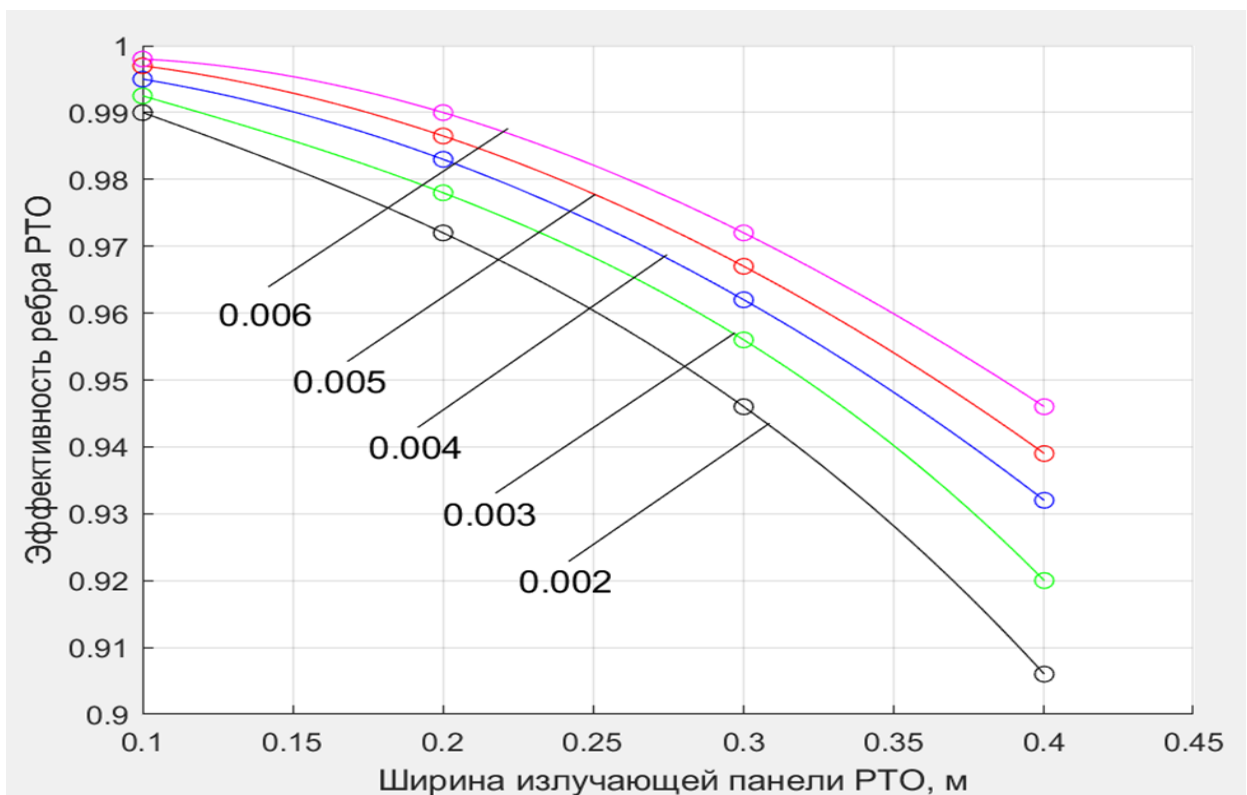


Рисунок 6.10 – Зависимость эффективности ребра гибридного РТО с двумя излучающими поверхностями от ширины излучающей поверхности РТО

На Рисунке 6.11 представлена зависимость эффективности ребра гибридного РТО с двумя излучающими поверхностями от толщины дюралюминиевых пластин при фиксированной толщине гибридной панели РТО 0,006 м, 0,008 м, и 0,01м.

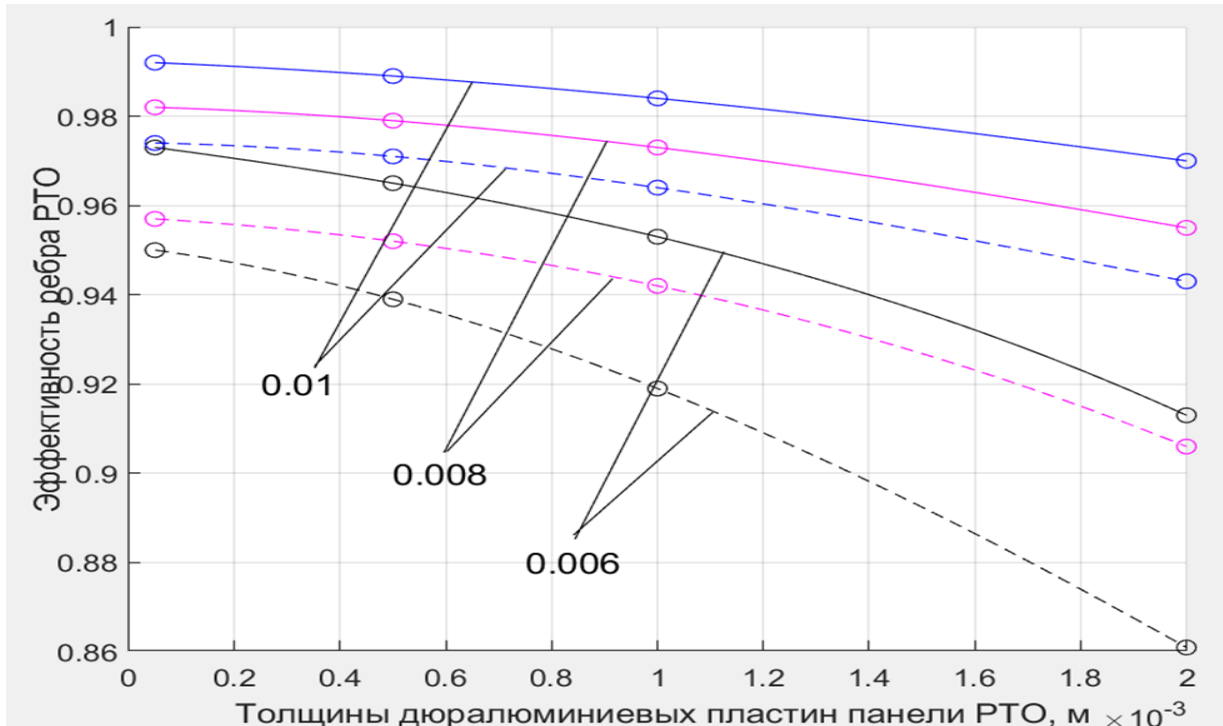


Рисунок 6.11 – Зависимость эффективности ребра РТО с двумя излучающими поверхностями от толщины дюралюминиевых пластин при фиксированной толщине гибридной панели РТО

На Рисунке 6.11 зависимости, изображенные непрерывными линиями, получены для РТО с шириной излучающей поверхности l , равной 0,3 м. Зависимости, изображенные пунктиром, получены для РТО с шириной излучающей поверхности l , равной 0,4 м. Результаты исследования показывают, что эффективности ребра гибридного РТО с двумя излучающими поверхностями возрастает при уменьшении толщин дюралюминиевых пластин, как и в случае гибридного РТО с одной излучающей поверхностью. Максимальная эффективность ребра гибридного РТО достигается при замещении в излучающей панели дюралюминия графитом с использованием на излучающих поверхностях слоя дюралюминия в виде фольги для сохранения высоких оптических характеристик излучающих поверхностей.

Жесткость конструкции подобных гибридных РТО космических аппаратов и планетных станций достигается использованием каркасов из материалов с малой удельной плотностью, например, композиционных материалов.

На основании проведенных исследований эффективности гибридного РТО с двухсторонней излучающей поверхностью сделаны следующие выводы: для повышения эффективности ребра гибридного РТО с двумя излучающими поверхностями требуется увеличивать толщину слоя графита; эффективности ребра РТО возрастает при уменьшении толщины дюралюминиевой пластины при фиксированной толщине гибридной панели РТО.

6.2 Массовый анализ гибридных радиационных теплообменников

Для анализа массовых характеристик гибридных РТО проведено сравнение массы конвективного радиационного теплообменника и радиационного теплообменника на основе тепловых труб с массой аналогичных по производительности излучаемого тепла радиационными теплообменниками с гибридной излучающей панелью. На Рисунке 6.12 изображен конвективный радиационный теплообменник. На Рисунке 6.13 изображен радиационный теплообменник на основе тепловых труб.

Представленный на Рисунке 6.12 конвективный РТО состоит из одной трубки с теплоносителем внутренним диаметром $d = 0,014$ м и толщиной $0,0005$ м, расположенной по середине радиационной панели длиной $L = 29,5$ м, толщиной $\delta = 0,001$ м и шириной панели $l = 0,075$ м. Количество тепла, излучаемого РТО, $Q = 791$ Вт. Эффективность ребра панели $\eta = 0,95$.

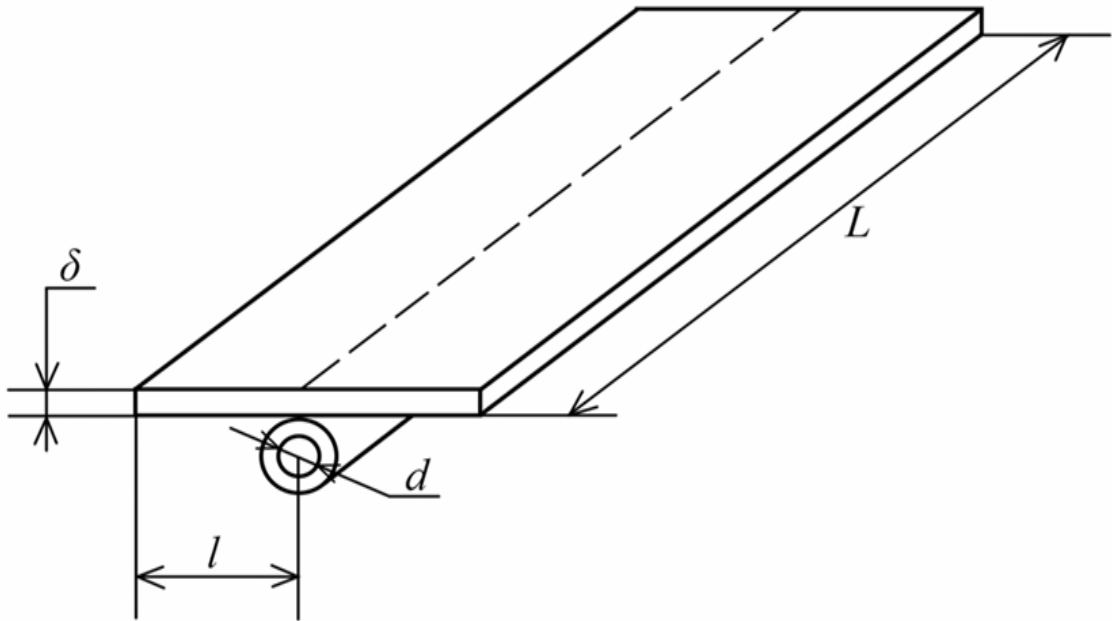


Рисунок 6.12 – Конвективный радиационный теплообменник



Рисунок 6.13 – Радиационный теплообменник на основе тепловых труб

Для гибридного РТО с аналогичными характеристиками рассчитана зависимость эффективности ребра от ширины излучающей панели. Графики зависимости для различной толщины графитового слоя гибридной панели представлены на Рисунке 6.14.

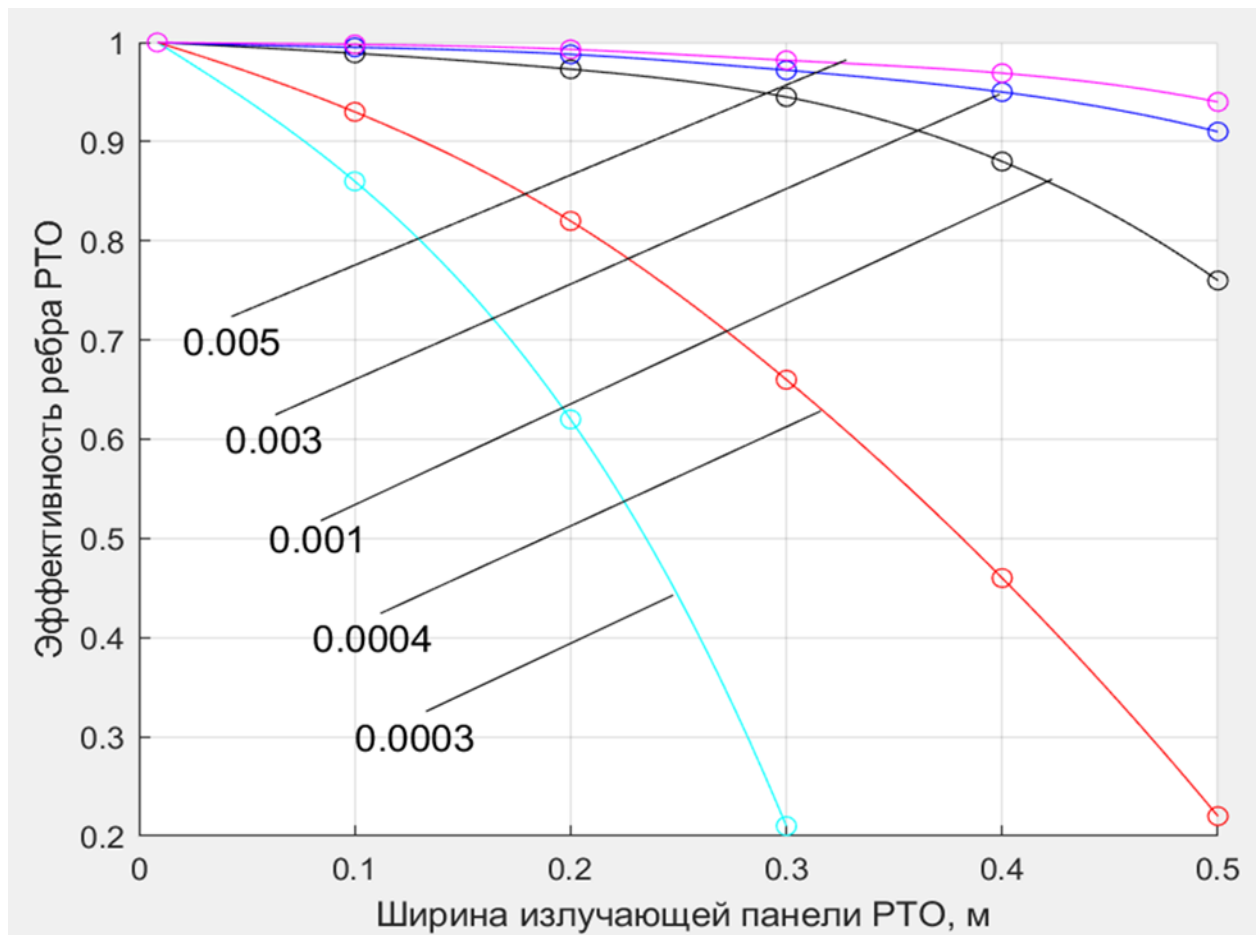


Рисунок 6.14 – Зависимость эффективности ребра от ширины излучающей панели гибридного РТО для различной толщины графитового слоя

На основании результатов расчета получена зависимость толщины пакета графита излучающей панели гибридного РТО от ширины излучающей панели при эффективности ребра панели $\eta = 0,95$. Зависимость представлена на Рисунке 6.15.

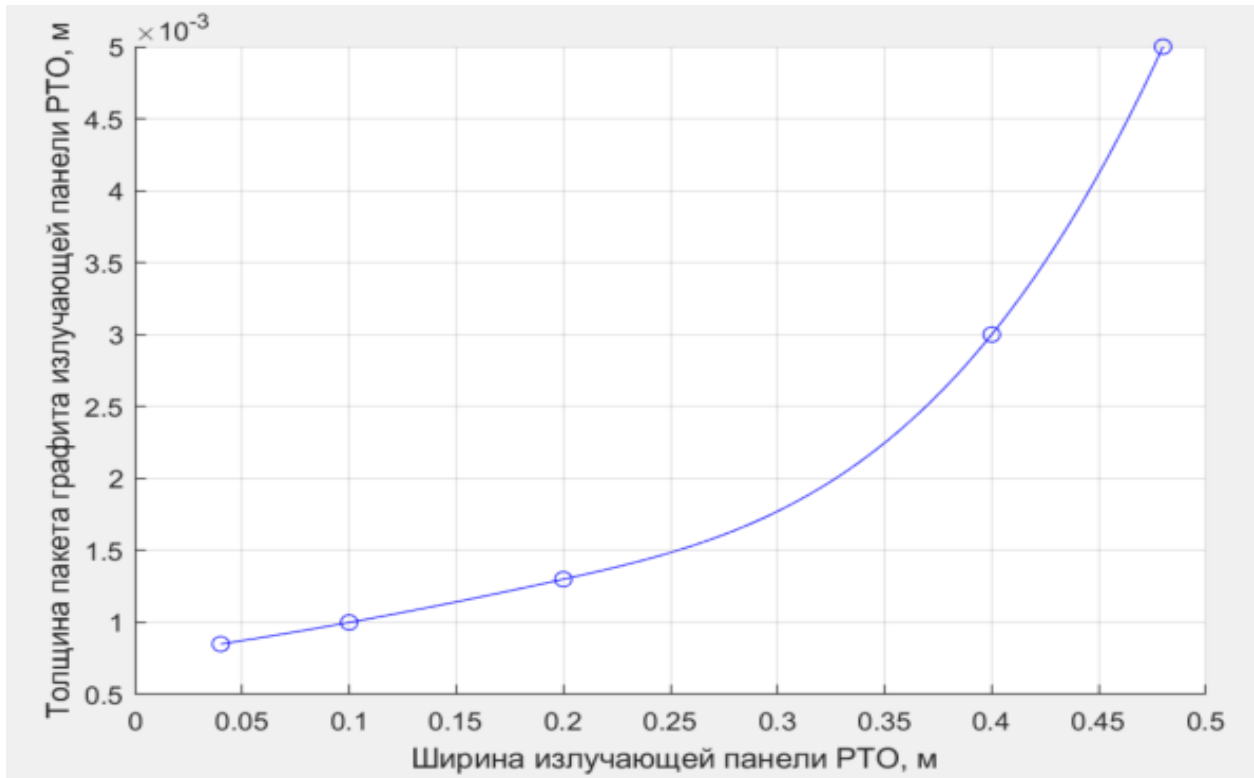


Рисунок 6.15 – Зависимость толщины пакета графита излучающей панели гибридного РТО от ширины излучающей панели при эффективности ребра панели $\eta = 0,95$

Для ширины излучающей панели $l = 0,075$ м толщина излучающей панели гибридного РТО, аналогичного по характеристикам конвективному РТО составляет $\delta^* = 0,00085$ м. Масса излучающей панели конвективного РТО составляет $m_{rto} = 11,95$ кг. Масса излучающей панели гибридного РТО составляет $m_{rto}^* = 8,36$ кг. Вероятность отсутствия пробоя трубок с теплоносителем РТО метеорами за счет конструкции достигается $P = 0,995$ [19]. Для достижения аналогичной вероятности отсутствия пробоя трубки с теплоносителем необходимо прикрепить с наружной стороны излучающей панели РТО над трубкой дюралюминиевую противометеорную пластину шириной $h = d$, толщиной $\Delta = 0,0015$ м. Масса пластины составляет 1,12 кг. Суммарная масса излучающей панели гибридного РТО с дюралюминиевой противометеорной пластиной составляет 9,48 кг. Выигрыш по массе

излучающей панели гибридного РТО по сравнению с конвективным РТО составляет 2,47 кг или 21%.

Представленный на Рисунке 6.13 радиационный теплообменник на основе тепловых труб представляет собой выгнутую прямоугольную излучающую панель, с расположенным с внутренней стороны п-образным трубопроводом с теплоносителем. Компоновка РТО представлена на Рисунке 6.16 [120, 121].

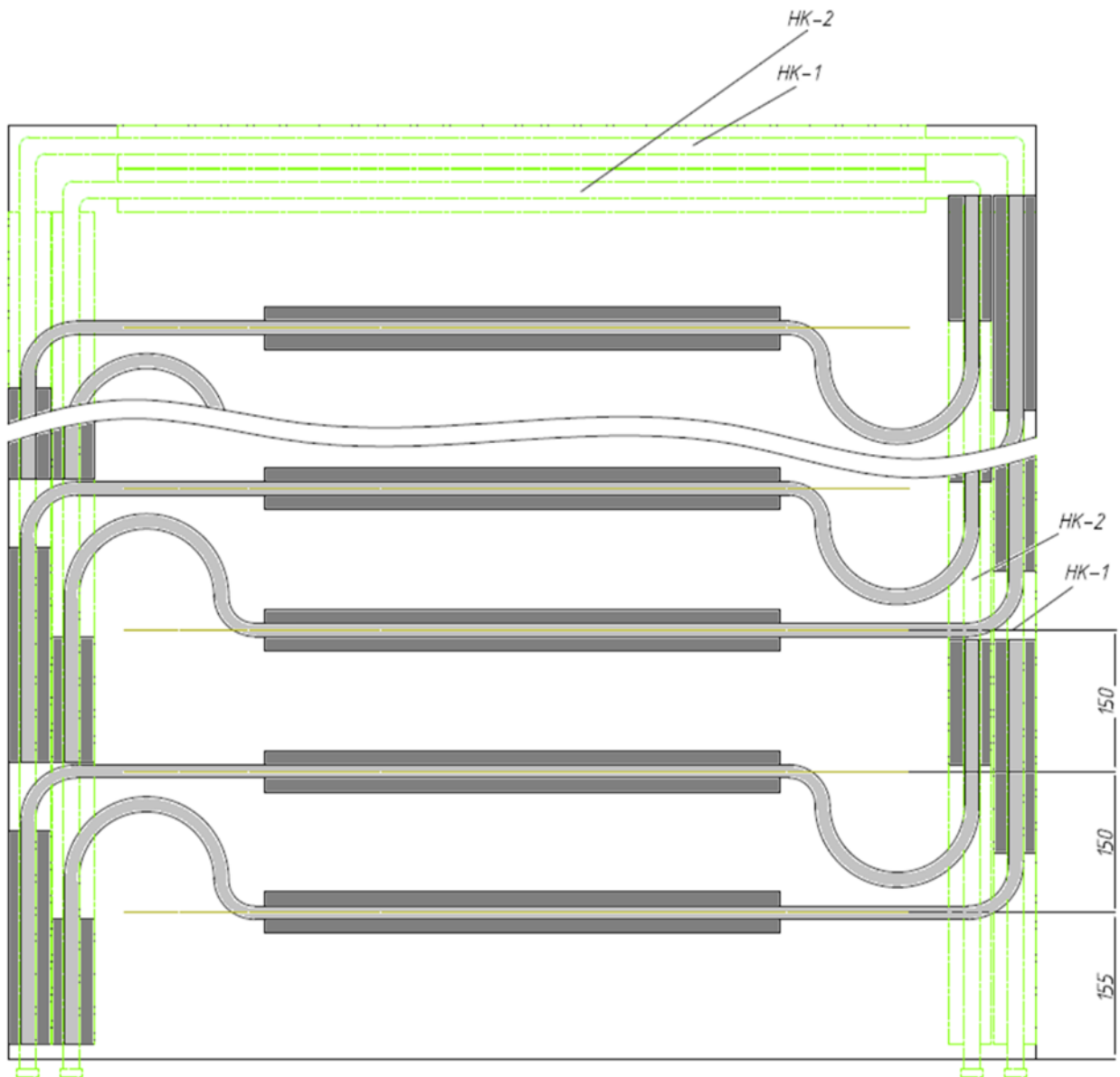


Рисунок 6.16 – Компоновка РТО на основе тепловых труб

Высота излучающей поверхности составляет 2,02 м, ширина – 1,2 м, толщина панели $h = 0,001$ м. Диаметр трубопровода с теплоносителем составляет 0,016 м. Панель и трубопровод выполнены из дюралюминия. Для выравнивания температурного поля излучающей панели используются 12 тепловых труб. Тепловая труба выполнена в виде двух испарителей по краям трубы и конденсатора между ними. Испарители крепятся к трубопроводу с теплоносителем, конденсатор имеет контакт с излучающей панелью. Масса погонного метра тепловой трубы составляет 0,2 кг/м. эффективность ребра панели составляет $\eta_p = 0,6$. Поле температур по лицевой стороне панели радиатора представлено на Рисунке 6.17.

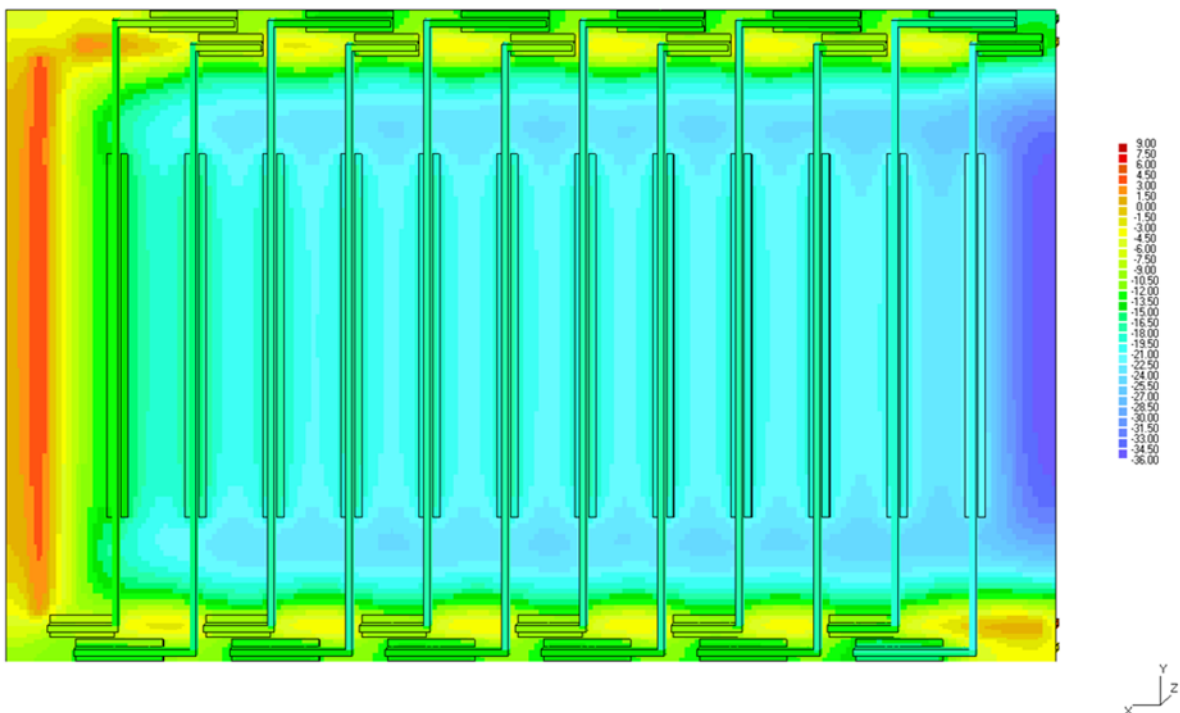


Рисунок 6.17 – Поле температур по лицевой стороне панели радиатора

Для гибридного РТО с аналогичными характеристиками рассчитана зависимость эффективности ребра от ширины излучающей панели. Ширина излучающей панели гибридного РТО рассматриваемой конфигурации

составила $l = 0,06$ м. Графики зависимости эффективности ребра от ширины ребра для различной толщины графитового слоя гибридной панели представлены на Рисунке 6.18.

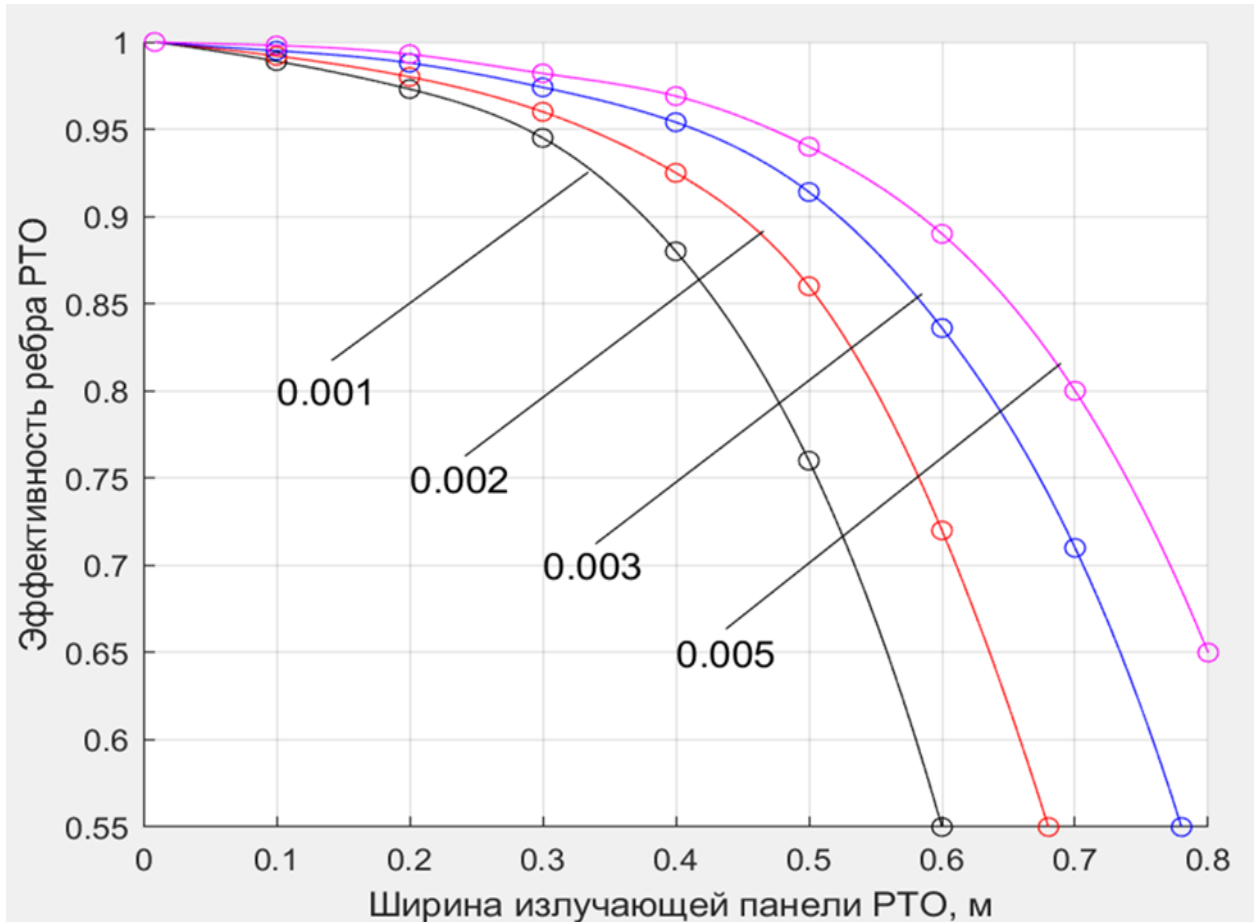


Рисунок 6.18 – Зависимость эффективности ребра от ширины ребра излучающей панели гибридного РТО для различной толщины графитового слоя

На Рисунке 6.19 представлена зависимость толщины пакета графита излучающей панели гибридного РТО от ширины ребра излучающей панели при эффективности ребра панели $\eta_p = 0,6$ [122].

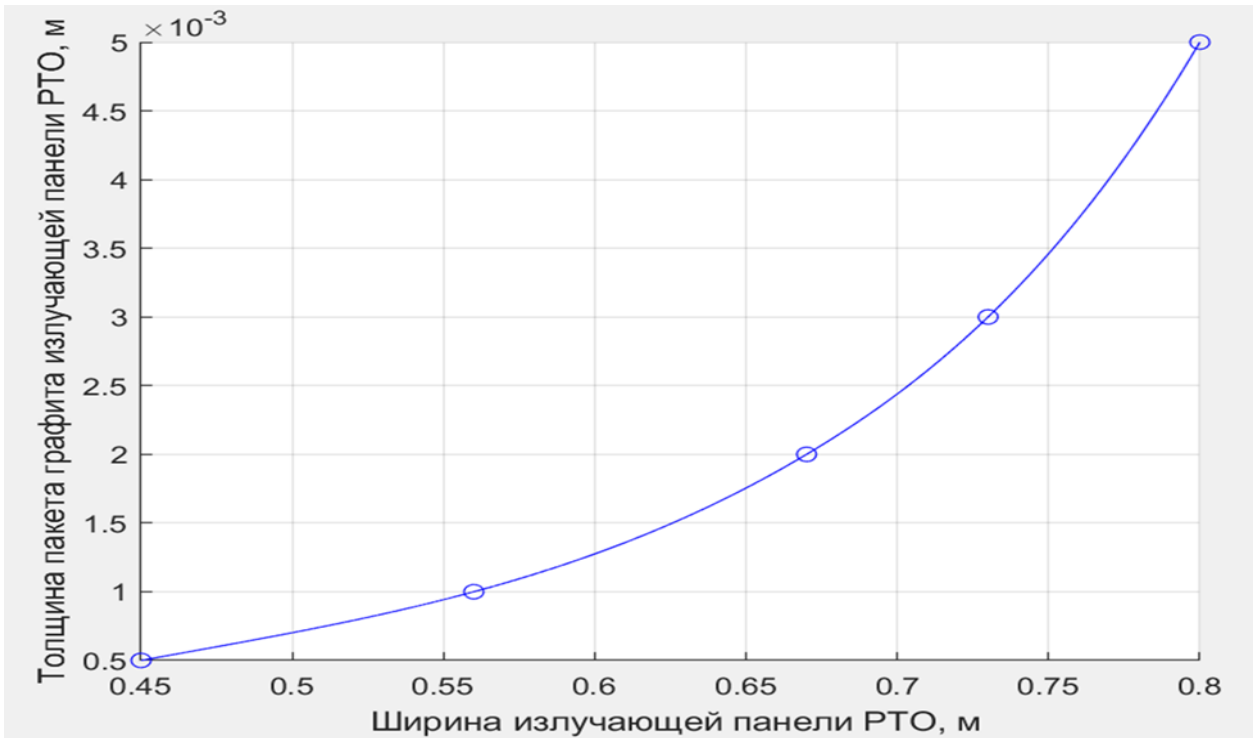


Рисунок 6.19 – Зависимость толщины пакета графита излучающей панели гибридного РТО от ширины ребра излучающей панели при $\eta_p = 0,6$

Для ширины излучающей панели $l = 0,6$ м толщина излучающей панели гибридного РТО, аналогичного по характеристикам РТО с использованием тепловых труб составляет $\delta_g = 0,0014$ м. Масса излучающей панели РТО с использованием тепловых труб составляет 6,54 кг. Масса тепловых труб составляет 4,2 кг. Суммарная масса излучающей панели РТО и тепловых труб составляет $m_{rto} = 10,74$ кг. Масса излучающей панели гибридного РТО составляет $m_{rto}^* = 7,6$ кг. Вероятность отсутствия пробоя трубок с теплоносителем РТО метеорами за счет конструкции достигается $P = 0,995$ [2]. Для достижения аналогичной вероятности отсутствия пробоя трубки с теплоносителем необходимо прикрепить с наружной стороны излучающей панели РТО над трубопроводом с теплоносителем дюралюминиевую противометеорную пластину шириной $h = (3,14 d)/2$, толщиной $\Delta = 0,001$ м. Масса пластины составляет 0,3 кг. Суммарная масса излучающей панели гибридного РТО с дюралюминиевой противометеорной пластиной составляет

7,9 кг. Выигрыш по массе излучающей панели гибридного РТО по сравнению с РТО с использованием тепловых труб составляет 2,84 кг или 26,5 %.

Проведенный анализ показал: масса излучающей панели конвективного радиационного теплообменника на 61% выше массы излучающей панели гибридного РТО, аналогичного по производительности излучаемого тепла; масса излучающей панели радиационного теплообменника с использованием тепловых труб на 26,5 % выше массы излучающей панели гибридного РТО, аналогичного по производительности излучаемого тепла. Полученный результат подтверждает эффективность использования гибридных РТО по сравнению с конвективными РТО и РТО с использованием тепловых труб для снижения массы конструкции радиатора.

6.3 Исследование надежности радиационного теплообменника гибридной структуры при метеоритном воздействии

Столкновения с метеоритными частицами в зависимости от их размеров, количества, скорости и плотности, а также от места удара способны вызвать пробой герметичных элементов конструкции, агрегатов и систем, а также эрозию внешних поверхностей (поверхностей с определенными радиационными характеристиками) и ухудшение их рабочих характеристик. Для оценки надежности РТО гибридной структуры при метеоритном воздействии проведено сравнение вероятности отсутствия метеоритного пробоя при одинаковом времени работы у конвективного радиационного теплообменника и радиационного теплообменника на основе тепловых труб с вероятностью отсутствия метеоритного пробоя у РТО гибридной структуры, аналогичного по производительности излучаемого тепла. Проведен анализ повреждений, которые получит излучающая поверхность РТО в течении срока эксплуатации.

Для оценки метеоритного воздействия на гибридный РТО, расположенный на поверхности Луны, проведено исследование метеоритного потока на

поверхности Луны. Рассчитана минимальная масса метеорита, способного пробить наружную дюралевую пластину излучающей поверхности РТО. Определена в процентном соотношении площадь излучающей поверхности РТО, которая получит повреждения в течение срока эксплуатации.

Предметом исследования являлся рассмотренный в предыдущем параграфе гибридный РТО с двумя излучающими поверхностями радиационной панели. Внутри панели расположен слой графита, снаружи панель с двух сторон покрыта дюралюминиевыми пластинами толщиной 0,0001 м. РТО предполагается использовать в системе обеспечения теплового режима модуля лунной базы с тепловыделением 12 000 Вт [2]. РТО располагается перпендикулярно поверхности Луны. Площадь каждой стороны панели РТО составляет 78 м².

Одним из основных требований к объектам лунной инфраструктуры является обеспечение длительного ресурса (не менее 15 лет) оборудования, доставляемого с Земли. При ограниченном ресурсе значительный объем программы будет состоять из замены агрегатов и объектов, выработавших свой ресурс, новыми, что может затруднить наращивание и развитие лунной инфраструктуры [2].

Метеоритную среду обычно характеризуют величиной потока метеоритных частиц с массой $m \leq m_0$ на единицу площади в единицу времени. Прямые измерения, проведенные на советских автоматических межпланетных станциях и американских лунных и межпланетных КА показали, что поток микрометеоритных частиц у поверхности Луны существенно не отличается по величине от потока в межпланетном пространстве и для $m = 10^{-13}$ - 10^{-7} г может быть описан выражением [123]:

$$\lg N = - (10,7 \pm 0,3) - (0,57 \pm 0,03) \lg m_0,$$

где: N – поток метеоритных частиц, [частица / м²с], m_0 - масса частицы [г].

Для ориентировочной оценки массы частицы использовано соотношение, полученное экспериментальным путем для определения максимальной (предельной) толщины стенки δ_0 , при которой наступает сквозное разрушение при достаточно высоких скоростях удара [124]:

$$\frac{\delta_0}{d_0} = 1,15 \left(\frac{\rho_0}{\rho_1} \right)^{1/3} v_0^{2/3},$$

где: d_0 – диаметр частицы [м], ρ_0 – плотность частицы [г/см³], ρ_1 – плотность материала стенки [г/см³], v_0 – скорость частицы [км/с]. Учитывая, что масса частицы может быть найдена из соотношения:

$$m_0 = \frac{\pi \rho_0 d_0^3}{6},$$

$$\delta_0 = 1,4 \left(m_0 / \rho_1 \right)^{1/3} v_0^{2/3}.$$

Принимая скорость частиц в околоземном и окололунном пространстве $v_0=30$ [км/с] и толщину дюралевой пластины излучающей панели гибридного РТО $\delta_0 = 0,0001$ [м], получаем $m_0=10^{-12}$ [кг].

Поток метеоритных частиц массой свыше m_0 составляет $N=10^{-5,57}$ [частица / м²с]. Для пятнадцатилетнего срока работы и указанной выше площади РТО количество ударов частиц с вероятным пробоем дюралевой пластины составляет $9,9 \cdot 10^4$ шт. Полагая среднюю плотность частиц $\rho_0=5$ [г/см³], общая площадь пробоев составит $3,97 \cdot 10^{-4}$ м². В процентном соотношении метеоритному поражению подвергнется $5,1 \cdot 10^{-4}$ % от площади излучающей панели. Указанное уменьшение площади излучающей поверхности не может рассматриваться для гибридного РТО как критическое.

Проведено сравнение вероятности отсутствия метеоритного пробоя при одинаковом времени работы у конвективного радиационного теплообменника и радиационного теплообменника на основе тепловых труб с вероятностью

отсутствия метеоритного пробоя у РТО гибридной структуры, аналогичного по производительности излучаемого тепла. Конвективный РТО и РТО на основе тепловых труб рассмотрены в разделе «Массовый анализ гибридных РТО», где на Рисунках 6.14 и 6.18 представлены схемы радиаторов и указаны их параметры. Расчет показал уменьшение массы излучающей панели гибридного РТО по сравнению с конвективным РТО на 2,47 кг при одинаковой вероятности отсутствия пробоя трубки с теплоносителем. Указанное уменьшение массы можно использовать для уменьшения общей массы системы или для повышения вероятности отсутствия метеоритного пробоя за счет дополнительного экранирования трубки с теплоносителем пластиной из дюралюминия. Взаимосвязь толщины стенки Δ [см] и вероятностью отсутствия пробоя P_0 описывается зависимостью, в которой учитывается анизотропность метеоритов [107]:

$$\Delta = \alpha \gamma \left(\frac{6}{n}\right)^{\frac{1}{3}} \rho_{tr}^{-\frac{1}{3}} \left(\frac{\rho_m}{\rho_{tr}}\right)^F \left(\frac{v_m}{c}\right)^{\theta} \left(\frac{\alpha F \tau}{-\ln P_0}\right)^{\frac{\beta}{3}} \left(\frac{2}{3n\theta\beta+2}\right)^{\frac{\beta}{3}}.$$

Здесь коэффициенты (по данным Уиппла [4]) равны $a=1,75$, $y=2$, $F=\frac{1}{2}$, $\theta=\frac{2}{3}$, $n=1$, $\alpha=5,7 \cdot 10^{-9}$, $\beta=1,34$ при плотности метеоров, принятой равной $\rho_m=0,44 \text{ г/см}^3$. Среднюю скорость метеоров при этом рекомендуется брать равной 30 км/сек [107]. После подстановки приведенных выше постоянных уравнение принимает более простой вид:

$$\Delta = \frac{1410}{(\rho_{tr})^{\frac{1}{3}} E_{tr}^{\frac{1}{3}}} \left(\frac{F \tau}{-\ln P_0}\right)^{\frac{1}{4}},$$

где: ρ_{tr} и E_{tr} плотность и модуль упругости вещества стенки трубопровода, P_0 – вероятность отсутствия пробоя.

Вероятность отсутствия пробоя трубок с теплоносителем РТО метеоритами за счет конструкции достигается $P = 0,9942$.

Запаса по массе хватает для дополнительного экранирования трубки с теплоносителем пластиной из дюралюминия толщиной до 0,0014 м. Зависимость вероятности отсутствия пробоя от толщины защиты трубки с теплоносителем представлена на Рисунке 6.20.

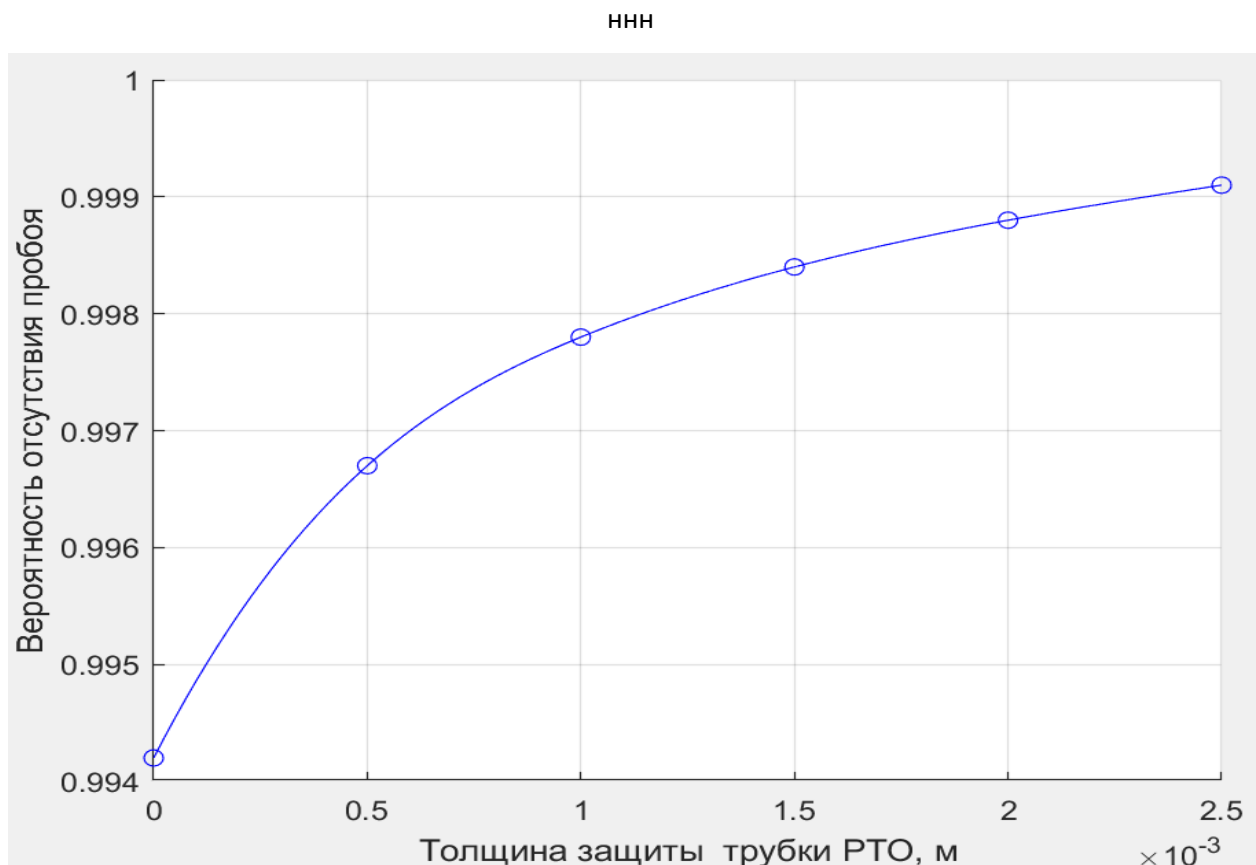


Рисунок 6.20 – Вероятность отсутствия пробоя от толщины защиты трубки с теплоносителем

График зависимость показывает, что дополнительное экранирование трубки с теплоносителем гибридного РТО позволяет увеличить вероятность отсутствия пробоя трубки с теплоносителем с $P_0 = 0,9942$ до 0,9982, что существенно повышает надежность РТО гибридной структуры при метеоритном воздействии.

Сравнение радиационного теплообменника с использованием тепловых труб и РТО гибридной структуры. Как показали расчеты, масса излучающей панели гибридного РТО с дюралюминиевой противометеоритной пластиной меньше массы излучающей панели РТО с тепловыми трубами аналогичной по производительности излучаемого тепла на 2,84 кг. Зависимость вероятности отсутствия пробоя от толщины защиты трубки с теплоносителем при дополнительном экранировании трубки с теплоносителем пластиной из дюралюминия представлена на Рисунке 6.21.

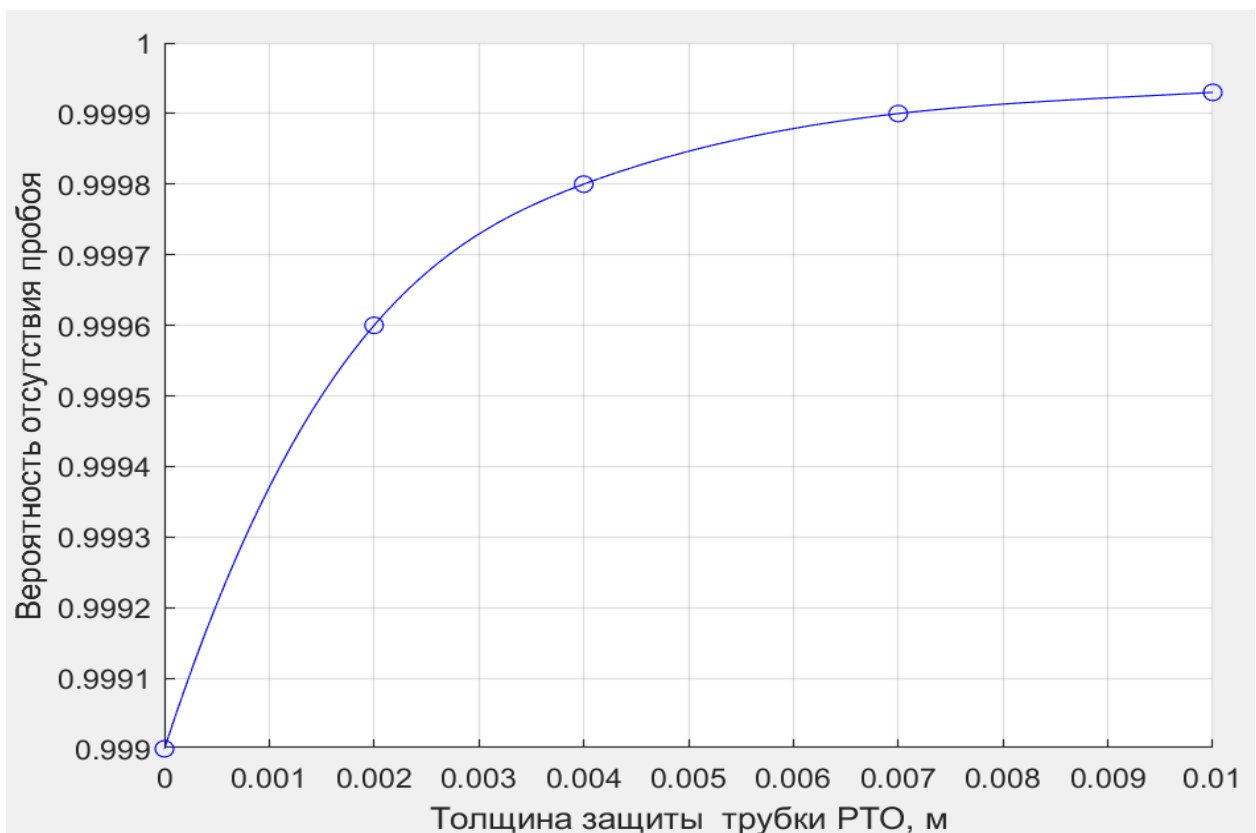


Рисунок 6.21 – Вероятность отсутствия пробоя от толщины защиты трубки с теплоносителем

Запас выигрыша по массе у гибридного РТО позволяет использовать дополнительную защиту до 0,009 м., что позволяет увеличить вероятность отсутствия пробоя трубки с теплоносителем с $P_0 = 0,999$ до 0,99993. Полученное повышение вероятности отсутствия пробоя трубки с

теплоносителем значительно повышает надежность РТО гибридной структуры при метеоритном воздействии.

Проведенное исследование показало возможность установки за счет снижения веса конструкции гибридного РТО дополнительной защиты трубки с теплоносителем. Такая дополнительная защита позволяет существенно увеличить вероятность отсутствия пробоя трубки с теплоносителем у РТО гибридной конструкции по отношению с конвективным РТО и РТО на основе тепловых труб аналогичных по производительности излучаемого тепла.

6.4 Массовый анализ и анализ надежности использования гибридной излучающей панели с блоком приборов

Для отвода тепла от блока тепловыделяющего оборудования в настоящее время применяются излучающие сотовые панели с установленными в них аксиальными тепловыми трубами для повышения эффективности ребра. На одной стороне панели располагается блок приборов. Излучающие наружные поверхности изготавливаются из алюминия. Расстояние между тепловыми трубами составляет 0,15 м, масса погонного метра тепловой трубы составляет 0,2 кг/м. Эффективность ребра используемых панелей составляет $\eta_p = 0,6$. Удельная масса панели составляет 0,08 кг/дм². Удельная масса отводимого тепла 0,04 кг/Вт. В случае отказа от тепловых труб и использования гибридной излучающей панели для отвода тепла от блока оборудования на основе графита, аналогичная эффективность ребра излучающей панели достигается при удельной массе панели 0,065 кг/дм² и удельной массе отводимого тепла 0,032 кг/Вт, что на 20 % меньше, чем при использовании излучающей панели с тепловыми трубами. Отказ от тепловых труб в конструкции гибридной излучающей панели приводит к отсутствию вероятности пробоя тепловых труб метеоритами и, как следствие, повышению надежности работы агрегата. Кроме того, переход на гибридные излучающие панели позволяет преодолеть

трудности использования аксиальных тепловых труб в поле гравитации, например, при проектировании СОТР модуля лунной базы.

Для уточнения выше сказанного, проведено сравнение массовой характеристики гибридной излучающей панели с блоком приборов с массовой характеристикой типовой излучающей панели с блоком приборов на основе тепловых труб. Расчеты проведены для $Q = 500$ Вт тепловыделения блока приборов.

Типовая излучающая панель с блоком приборов на основе тепловых труб представляет собой прямоугольную излучающую сотовую панель, представленную в параграфе 6.3. На сотовую панель установлен выделяющий тепло блок приборов. Высота излучающей поверхности составляет 2,02 м, ширина – 1,2 м, толщина излучающих наружных алюминиевых пластин сотовой панели $h = 0,0005$ м. Для выравнивания температурного поля излучающей сотовой панели в ней установлены 12 тепловых труб. Диаметр тепловых труб составляет 0,016 м. Тепловые трубы выполнены в виде двух конденсаторов по краям трубы и испарителя между ними. Испарители крепятся к блоку приборов, конденсаторы имеют контакт с излучающей панелью. Масса погонного метра тепловой трубы составляет 0,2 кг/м. эффективность ребра панели составляет $\eta_p = 0,6$.

Для гибридной излучающей панели с аналогичными характеристиками рассчитана зависимость эффективности ребра от ширины излучающей панели. Ширина излучающей панели гибридного РТО рассматриваемой конфигурации составила $l = 0,06$ м. Зависимость толщины пакета графита излучающей гибридной панели от ширины ребра излучающей панели при $\eta_p = 0,6$ представлен на Рисунке 6.19.

Конструктивно излучающая панель с расположенным на ней блоком тепловыделяющего оборудования представлена на рисунке 4.12 глава 4. Верхний и нижний алюминиевые слои имеют толщины $\delta_1 = 0,0001$ м и $\delta_2 = 0,0001$ м. Для ширины излучающей панели $l = 0,6$ м толщина гибридной излучающей панели, аналогичной по характеристикам излучающей панели с

использованием тепловых труб составляет $\delta_g = 0,0014$ м. Суммарная масса излучающей панели с тепловыми трубами составляет 10,7 кг, из которых масса тепловых труб составляет 4,2 кг. Масса гибридной излучающей панели рассматриваемой производительности составляет 8,9 кг, что на 17 % легче, чем суммарная масса излучающей панели с тепловыми трубами.

Вторым по важности после массы параметром излучающей панели с блоком приборов выступает надежность. Время работы СОТР лунной базы предположительно на порядок дольше, чем время работы аналогичной СОТР КА. Для излучающей панели с тепловыми трубами существует вероятность пробития труб метеоритами. На Рисунке 6.22 представлена зависимость вероятности отсутствия метеоритного пробоя тепловых труб излучающей поверхности. По оси абсцисс отложено количество пробитых метеоритами тепловых труб панели от одной до двенадцать. Время работы панели – 15 лет. Выход из строя даже одной тепловой трубы приводит к снижению эффективности ребра излучающей поверхности, и, следовательно, количества отводимого тепла, что приведет к перегреву приборного оборудования и отказу в работе. Из Рисунка 6.22 следует, что при рассматриваемом времени экспозиции реально возможно пробитие и большего количества тепловых труб, что с еще большей вероятностью приведет к выходу из строя блока оборудования. Гибридная излучающая панель изначально обладает достаточной эффективностью ребра. Из расчетов, приведенных в параграфе 6.2 следует, что в процентном соотношении метеоритному поражению подвергнется $5,1 \cdot 10^{-4}$ % от площади излучающей панели. Указанное поражение панели микрометеоритами не приведет к существенному уменьшению излучаемого панелью тепла. Стоит добавить, что лунная база и СОТР как ее важный элемент предполагают долговременную эксплуатацию, что влечет за собой актуальность уменьшения вероятности выхода из строя элементов СОТР за счет метеоритного воздействия.

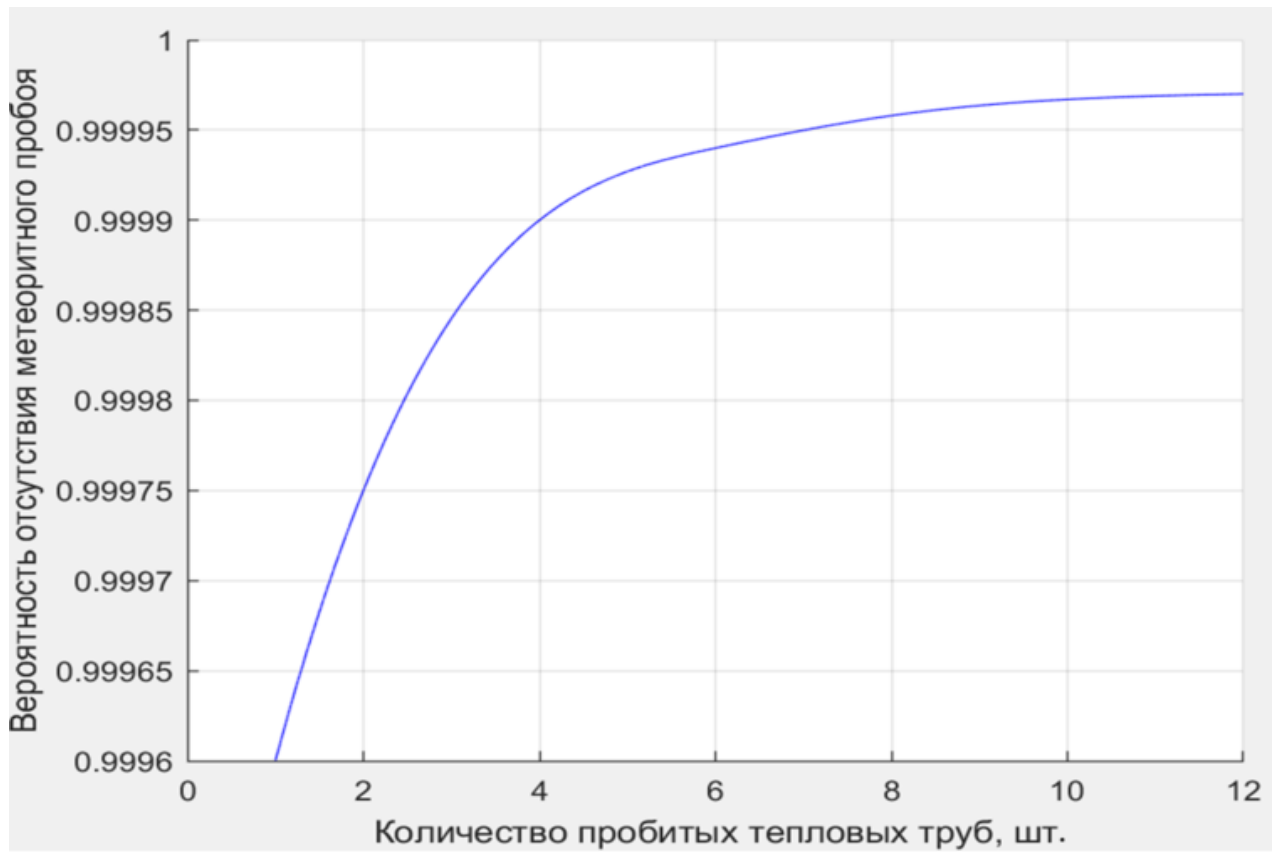


Рисунок 6.22 – Зависимость вероятности отсутствия метеоритного пробоя тепловых труб излучающей поверхности от количества пораженных труб

Проведенный анализ показал: масса излучающей панели с расположенным на ней блоком тепловыделяющего оборудования с использованием тепловых труб на 17 % больше, чем масса гибридной излучающей панели с расположенным на ней блоком тепловыделяющего оборудования аналогичной теплопроизводительности. Поражение гибридной излучающей панели микрометеоритами не приводит к существенному ухудшению работоспособности панели в отличие от излучающей панели с тепловыми трубами, особенно при увеличении времени работы на поверхности Луны. Полученный результат подтверждает эффективность использования гибридных излучающих панелей с расположенным на ней блоком тепловыделяющего оборудования по сравнению с излучающими сотопанелями с использованием тепловых труб.

6.5 Массовый анализ теплопроводящей гибридной ленты

Для передачи тепла от источника к стоку, расположенных в различных зонах аппаратуры, доступ к которым затруднен, в аппаратуре, подвергаемой линейным и вибрационным перегрузкам, в конструкциях при использовании переключения источников и стоков тепла или перемещении их друг относительно друга на различные расстояния используются гибкие теплопередающие элементы.

В качестве одного из возможных вариантов гибких теплопередающих элементов может быть представлена гибридная лента, изготовленная из слоев высокопроводящей графитовой пленки, представленная на Рисунке 6.23 [125].



Рисунок 6.23 – Гибридная лента, изготовленная из слоев высокопроводящей графитовой пленки

Гибридная лента не скреплена между слоями для обеспечения гибкости, а концы закреплены алюминиевыми кронштейнами, зажатыми и обжатыми для обеспечения теплопередачи в направлении слоя.

Гибридная лента может быть выполнена также в виде свернутой трубки или пучка проводов. Конфигурация ленты зависит от того, с какой системой терморегулирования она будет интегрирована. В одних конфигурациях гибридная лента может быть исполнена без прочной клеммы для крепления. В других конфигурациях концевой фитинг может быть приварен, припаян, склеен или иным образом прикреплен к гибкой части ленты для обеспечения надежного монтажа и теплового контакта. Расчет теплового потока, передаваемого гибридной лентой, может быть проведен по следующей зависимости: $Q = \frac{\lambda}{l} \Delta T F$; где: λ – плоскостная теплопроводность гибридной ленты, l – длина гибридной ленты, ΔT – перепад температуры между источником и стоком тепла, F – площадь поперечного сечения гибридной ленты.

По причине сложностей, возникающих при использовании аксиальных тепловых труб в СОТР лунной базы под воздействием гравитации, проведен массовый и сравнительный анализ гибкой теплопроводящей гибридной ленты, являющейся альтернативой тепловым трубам. На Рисунке 6.24 представлена зависимость количества тепла, передающегося лентой, от длины ленты для различного перепада температур между источником и стоком тепла. Расчет проведен для площади поперечного сечения ленты $F=0,0001 \text{ м}^2$. Кривая 1 соответствует перепаду температур между источником и стоком тепла 5 К. Кривая 2 – 10 К, 3 – 15 К, 4 – 20 К.

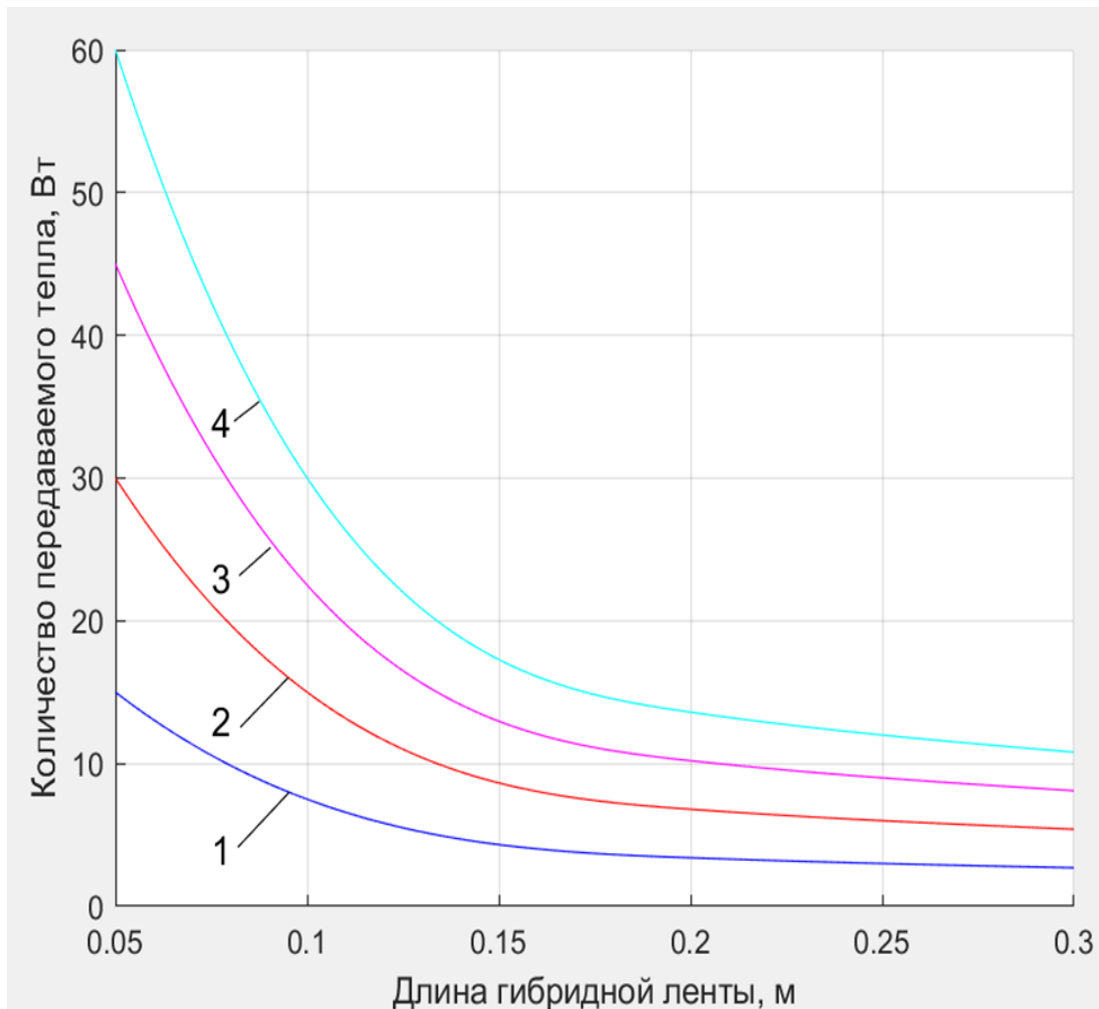


Рисунок 6.24 – Зависимость количества тепла, передающегося лентой, от длины

На Рисунке 6.25 представлены зависимости массы гибридной ленты и тепловой трубы от длины для различного перепада температур между источником и стоком тепла. Расчет проведен при передаче количества тепла от источника к стоку $Q = 60$ Вт. Кривая 1 соответствует аналогу тепловой трубы AGHP – 10, с учетом 30 % предполагаемого увеличения массы разрабатываемых тепловых труб для работы в условиях гравитации с использованием гибридного фитиля тепловой трубы, представляющего спеченый порошковый фитиль для испарительной зоны. Кривая 2 соответствует перепаду температур между источником и стоком тепла 10 К. Кривая 3 соответствует перепаду температур 15 К, кривая 4 – 20 К.

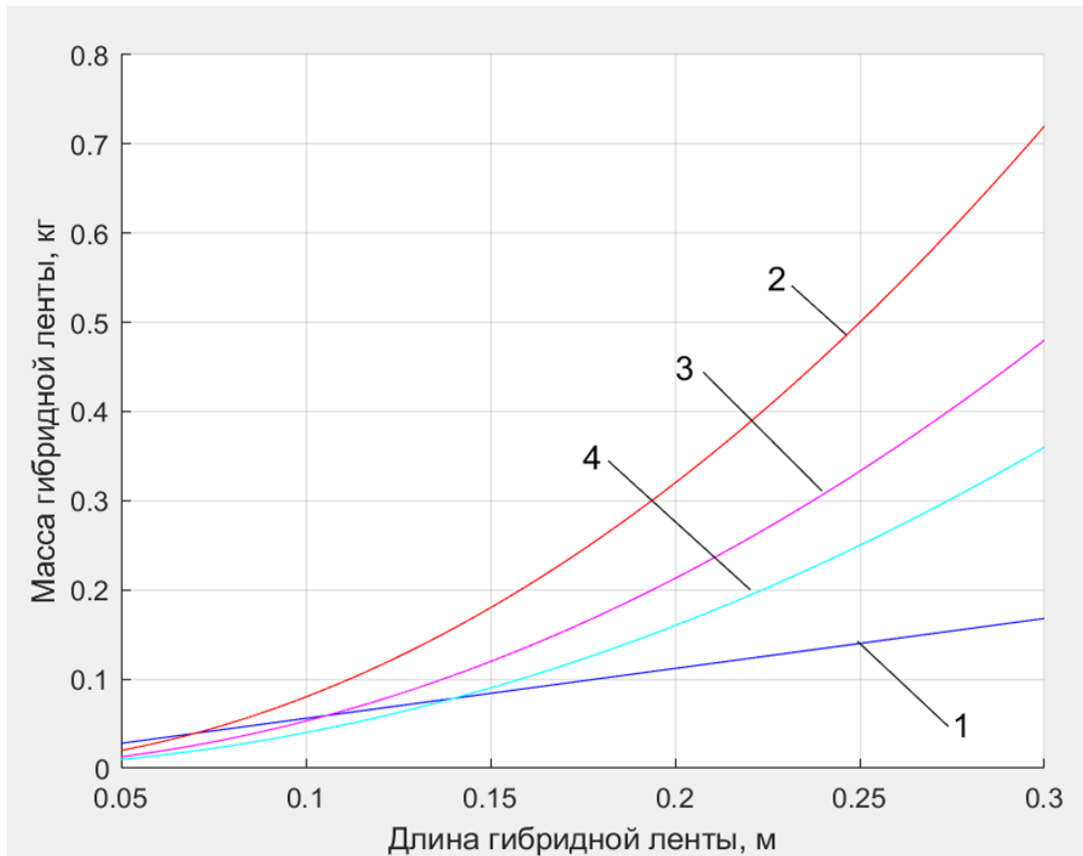


Рисунок 6.25 – Зависимости массы гибридной ленты и тепловой трубы от длины для различного перепада температур между источником и стоком тепла

Из приведенных графиков следует, что в диапазоне длины до 0,2 м разрабатываемые для условий гравитации тепловые трубы имеют схожие тепломассовые характеристики с гибридными теплопередающими лентами. При значительной простоте последних в изготовлении, применение гибридных теплопередающих лент при передаче тепла на расстояние до 0,2 м становится предпочтительным перед тепловыми трубами. А в условиях лунной гравитации они являются единственными эффективными пассивными средствами теплопередачи.

Заключение по Главе 6

Рассмотрение вопросов функционирования СОТР лунной базы в условиях поверхности Луны, как то: наличия гравитации, затрудняющей работу тепловых труб; наличия лунной пыли на лунной поверхности, ухудшающей оптические свойства излучающих поверхностей РТО и излучающих панелей пассивной СОТР РЭА, использование метода математического моделирования в задачах создания и исследования элементной базы СОТР лунной базы и проведение экспериментальных исследований теплофизических свойств гибридной графитовой структуры позволило разработать аналитические и численные математические модели гибридных РТО, гибридных излучающих панелей РЭА и теплопроводящей гибридной ленты, алгоритмы расчета проектных параметров указанных агрегатов СОТР, провести массовый и надежностный анализ агрегатов СОТР на основе гибридных графитовых структур, в том числе:

- массовый анализ излучающей панели гибридной структуры РТО и гибридной излучающей панели с блоком приборов, показавший, что при одинаковой эффективности ребра, удельная масса агрегатов с использованием гибридной структуры на 20 % меньше, чем удельная масса агрегатов на основе тепловых труб, имеющих ограниченную работоспособность в условиях поля тяжести планеты;

- массовый анализ теплопроводящей гибридной ленты, показавший, что разрабатываемые для условий гравитации тепловые трубы имеют схожие тепловые и массовые характеристики с гибридными теплопередающими лентами, что при значительной простоте последних в изготовлении и использовании, применение гибридных теплопередающих лент при передаче тепла на расстояние до 0,2 м становится предпочтительным перед тепловыми трубами;

- анализ надежности РТО гибридной структуры от метеоритного пробоя, показавший, что использование дополнительного экранирования трубок с

теплоносителем за счет уменьшения массы излучающей панели гибридного РТО позволяет увеличить вероятность отсутствия пробоя трубки с теплоносителем с $P_0 = 0,9942$ до $0,9982$, что существенно повышает надежность РТО гибридной структуры при метеоритном воздействии;

– анализ надежности гибридной излучающей панели от метеоритного пробоя показал, что ее надежность практически равна 1 при надежности типовой излучающей панели на основе тепловых труб равной $0,9975$.

ГЛАВА 7 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ПРОЕКТНЫЙ АНАЛИЗ ТЕПЛООВОГО АККУМУЛЯТОРА ВНУТРЕННЕГО КОНТУРА СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ В ТЕЧЕНИЕ ЗЕМНЫХ СУТОК

7.1 Математическая модель теплового аккумулятора внутреннего контура системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы

Рассмотрим тепловой аккумулятор внутреннего контура СОТР модуля лунной базы, предназначенного для демпфирования пиков внутреннего тепловыделения [126, 127, 128]. В работе проведен выбор принципа теплового аккумулирования для использования его в ТА. Выбор проведен на основе классификации и сравнения принципов теплового аккумулирования, представленных в Приложении 1 и 2. Сравнение показало, что на современном уровне развития техники наиболее перспективным и технически реализуемым является применение во внутреннем контуре СОТР лунной базы тепловых аккумуляторов с плавящимся рабочим веществом [129]. В дальнейшем, когда будут решены проблемы, связанные с термохимическим адсорбционным аккумулированием, очевидно, найдут применение тепловые аккумуляторы на основе термохимических реакций и сорбции.

Для выбора рабочего вещества ТА проведен анализ перспективных фазопереходных аккумулирующих веществ. Анализ представлен в Приложении 3. Из анализа следует, что в качестве фазопереходного плавящегося рабочего вещества ТА внутреннего контура СОТР модуля лунной базы предпочтительными являются воскообразные вещества типа парафина, так как они стабильны при термоциклических переходах и имеют температуры плавления в диапазоне рабочих температур гермоотсеков модулей лунной базы.

Проведено исследование конструкций ТА с плавящимся рабочим веществом с точки зрения использования его во внутреннем контуре СОТР модуля лунной базы. Исследование представлено в Приложении 4. Из

приведенного исследования следует, что для внутреннего контура СОТР лунной базы предпочтительно использовать тепловые аккумуляторы, выполненные в виде параллельных пластин фазопереходного вещества, между которыми протекает теплоноситель [130, 131].

Рассмотрим математическую модель ТА, выполненного в виде параллельных пластин фазопереходного вещества, между которыми протекает теплоноситель.

В качестве универсальной расчетной схемы рассматривается элемент, включающей канал, окруженный слоем плавящегося рабочего вещества [132], представленный на Рисунке 7.1.

На Рисунке 7.1 приняты следующие обозначения: $T_{\text{тн}}$ – температура теплоносителя, $T_{\text{ст}}$ – температура стенки, $T_{\text{в}}$ – температура рабочего вещества, G – расход теплоносителя, H – толщина ячейки рабочего вещества, $H_{\text{к}}$ – толщина канала, $\delta_{\text{ст}}$ – толщина стенки канала с теплоносителем.

При построении математической модели ТА приняты следующие допущения:

1. скорости и температуры теплоносителя равномерно распределены по поперечному сечению канала;
2. теплопроводностью вдоль потока для теплоносителя можно пренебречь по сравнению с конвективным теплообменом;
3. теплоноситель считаем несжимаемой жидкостью;
4. корпус теплового аккумулятора теплоизолирован.

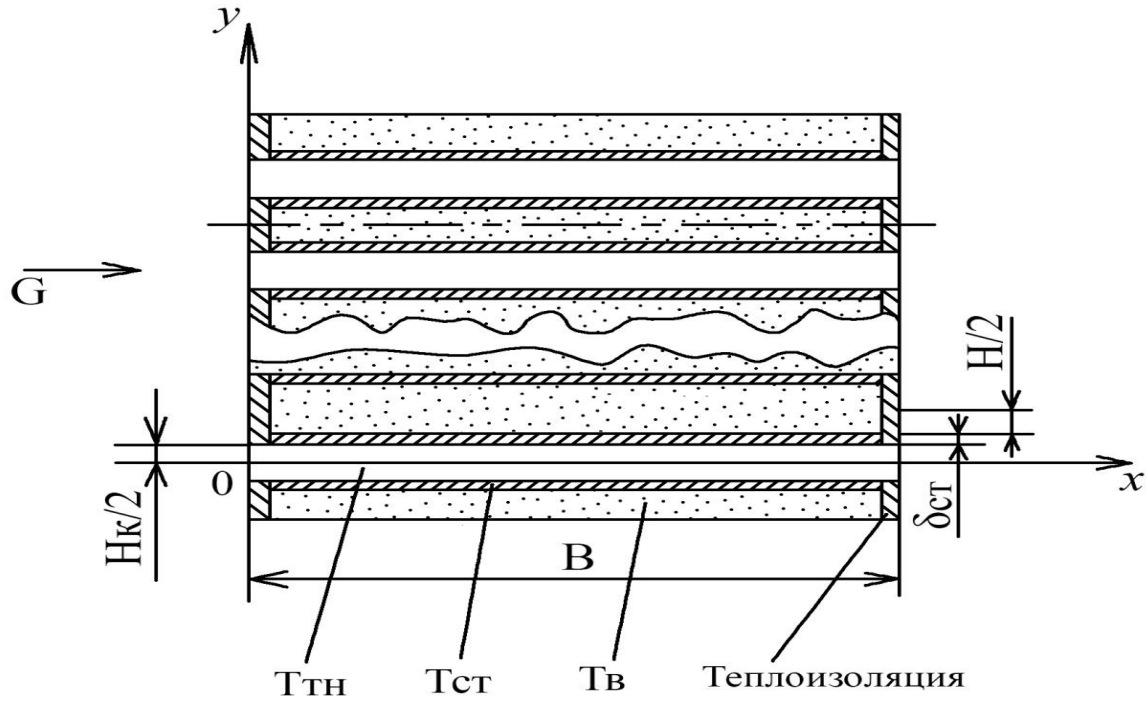


Рисунок 7.1 – Расчетная схема теплового аккумулятора

В этих предположениях записана следующая система уравнений:

$$\frac{\partial T_{\text{ТН}}(x,t)}{\partial t} = -u \frac{\partial T_{\text{ТН}}(x,t)}{\partial x} + \frac{\alpha}{c_p \rho_{\text{ТН}} \rho_{\text{ТН}} H_K/2} (T_{\text{СТ}}(x,t) - T_{\text{ТН}}(x,t));$$

$$\frac{\partial T_{\text{СТ}}(x,t)}{\partial t} = \frac{\lambda_{\text{СТ}}}{\rho_{\text{СТ}} c_{\text{СТ}}} \frac{\partial^2 T_{\text{СТ}}}{\partial x^2} + \frac{\alpha}{\delta_{\text{СТ}} \rho_{\text{СТ}} c_{\text{СТ}}} (T_{\text{ТН}}(x,t) - T_{\text{СТ}}(x,t)) - \frac{\lambda_{\text{В}}}{\delta_{\text{СТ}} \rho_{\text{СТ}} c_{\text{СТ}}} \frac{\partial T_{\text{В}}(x,y=\frac{H_K}{2} + \delta_{\text{СТ}},t)}{\partial y};$$

$$\frac{\partial T_{\text{В}}(x,y,t)}{\partial t} = \frac{1}{c_{\text{В}}(T_{\text{В}}(x,y,t))} \left[\frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_{\text{В}}(T_{\text{В}}(x,y,t)) \frac{\partial T_{\text{В}}(x,y,t)}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_{\text{В}}(T_{\text{В}}(x,y,t)) \frac{\partial T_{\text{В}}(x,y,t)}{\partial y} \right) \right];$$

начальные условия:

$$\tau = 0,$$

$$T_{\text{ТН}}(x, 0) = f(x);$$

$$T_{\text{СТ}}(x, 0) = \varphi(x);$$

$$T_{\text{В}}(x, y, 0) = \chi(x, y);$$

граничные условия:

$$T_{\text{TH}}(0, t) = \eta(0, t);$$

$$\frac{\partial T_{\text{B}}(x, y = \frac{H_{\text{K}}}{2} + \delta_{\text{CT}} + \frac{H}{2}, t)}{\partial y} = 0;$$

$$\frac{\partial T_{\text{B}}(x=0, y, t)}{\partial x} = \frac{\partial T_{\text{B}}(x=B, y, t)}{\partial x} = 0;$$

$$\frac{\partial T_{\text{CT}}(x=0, t)}{\partial x} = \frac{\partial T_{\text{CT}}(x=B, t)}{\partial x} = 0;$$

где u – скорость движения теплоносителя в канале; $c_{p \text{ TH}}, \rho_{\text{TH}}$ – удельная теплоемкость и плотность теплоносителя; α – коэффициент теплоотдачи, определяющийся через число Нуссельта.

$$Nu = \frac{\alpha D_{\text{эф}}}{\lambda_{\text{TH}}};$$

где: λ_{TH} – коэффициент теплопроводности теплоносителя;

$$Nu = \begin{cases} 4,36 \text{ } n \text{ } \text{Pr} & Re \leq 2300; \\ 0,023 Re^{0,8} \text{ } \text{Pr}^{0,4} \text{ } n \text{ } \text{Pr} & Re > 2300; \end{cases}$$

$$Re = \frac{u \cdot D_{\text{эф}}}{\nu_{\text{TH}}}; \quad Pr = \frac{\nu_{\text{TH}}}{a}; \quad a = \frac{\lambda_{\text{TH}}}{c_{p \text{ TH}} \cdot \rho_{\text{TH}}};$$

где: a – коэффициент температуропроводности теплоносителя, ν_{TH} – коэффициент кинетической вязкости теплоносителя.

Уравнение изменения температуры рабочего вещества теплового аккумулятора по времени справедливо для каждой из фаз состояния рабочего вещества. Условия на фазовом фронте будут учтены, если уравнение теплопроводности для рабочего вещества заменить уравнением [133]:

$$\frac{\partial T_{\text{B}}(x, y, t)}{\partial t} = \frac{1}{c_{\text{B}}(T_{\text{B}}(x, y, t)) + Q_{\text{пл}} \cdot \delta(T_{\text{B}} - T_{\text{пл}})} \left[\frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_{\text{B}}(T_{\text{B}}(x, y, t)) \frac{\partial T_{\text{B}}}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_{\text{B}}(T_{\text{B}}(x, y, t)) \frac{\partial T_{\text{B}}}{\partial y} \right) \right];$$

где $Q_{\text{пл}}$ – удельная объемная теплота плавления, $T_{\text{пл}}$ – температура плавления вещества,

$$\delta(\xi) = \frac{d\eta(\xi)}{d\xi} - \text{функция Дирака. При этом:}$$

$$\eta(\xi) = \begin{cases} 0 & \text{при } \xi \leq 0; \\ 1 & \text{при } \xi > 0; \end{cases}$$

$$\xi = T_{\text{в}} - T_{\text{пл}}$$

$$\lambda_{\text{в}} = \begin{cases} \lambda_1 & \text{при } T_{\text{в}} \leq T_{\text{пл}}; \\ \lambda_2 & \text{при } T_{\text{в}} > T_{\text{пл}}; \end{cases}$$

где: λ_1 – теплопроводность рабочего вещества в твердой фазе; λ_2 – теплопроводность рабочего вещества в жидкой фазе.

Для использования численного решения задачи теплопроводности для систем с подвижной границей фаз («задача Стефана») функции $c = c_{\text{в}} + Q_{\text{пл}} \cdot \delta(\xi)$ и $\lambda_{\text{в}}$, изменяющиеся скачкообразно при температуре фазового перехода, подвергаются сглаживанию в некотором конечном интервале температур. Для этого функция $\delta(\xi)$ заменяется на некоторую функцию $\delta(\xi, \Delta)$, отличную от нуля на участке $|T_{\text{в}} - T_{\text{пл}}| \leq \Delta$. Вид функции выбирается из условия, что

$$\begin{aligned} &\text{при } |T_{\text{в}} - T_{\text{пл}}| > \Delta, \delta(\xi, \Delta) = 0; \\ &\text{при } |T_{\text{в}} - T_{\text{пл}}| \leq \Delta, \int_{T_{\text{пл}} - \Delta}^{T_{\text{пл}} + \Delta} \delta(\xi, \Delta) dT = 1 \quad . \end{aligned}$$

В этом случае эффективную теплоемкость рабочего вещества, согласно принципу суперпозиции, можно записать в виде:

$$\tilde{c}(T_{\text{в}}) = c_{\text{в}} + Q_{\text{пл}} \delta(\xi, \Delta);$$

т.е. фактически теплоемкость зависит от температуры.

Если принять, что на участке $|T_{\text{в}} - T_{\text{пл}}| \leq \Delta$ δ – функция имеет вид ступеньки, тогда теплоемкость вещества на этом участке определяется как:

$$\begin{aligned}\tilde{c}_B(T_B) &= \left(\frac{c_{B1} + c_{B2}}{2} + \frac{Q_{пл}}{2 \cdot \Delta} \right) \frac{\rho_1 + \rho_2}{2}; \\ \tilde{c}_B(T_B) &= c_{B1} \rho_1 \text{ при } T_B < T_{пл} - \Delta; \\ \tilde{c}_B(T_B) &= c_{B2} \rho_2 \text{ при } T_B > T_{пл} + \Delta;\end{aligned}$$

где c_{B1} , ρ_1 – удельная теплоемкость и плотность рабочего вещества в твердой фазе; c_{B2} , ρ_2 – удельная теплоемкость и плотность рабочего вещества в жидкой фазе.

Значение λ_B в различных фазах определяются следующим образом:

$$\begin{aligned}\lambda_B &= \lambda_1 \text{ при } T_B < T_{пл} - \Delta; \\ \lambda_B &= \lambda_2 \text{ при } T_B > T_{пл} + \Delta; \\ \lambda_B &= \frac{\lambda_1 - \lambda_2}{2 \cdot \Delta} (T_B - T_{пл}) + \frac{\lambda_1 + \lambda_2}{2} \text{ при } |T_B - T_{пл}| \leq \Delta.\end{aligned}$$

В результате такого сглаживания, Рисунок 7.2, 7.3, задача Стефана сводится к задаче теплопроводности без явного выделения границы раздела фаз.

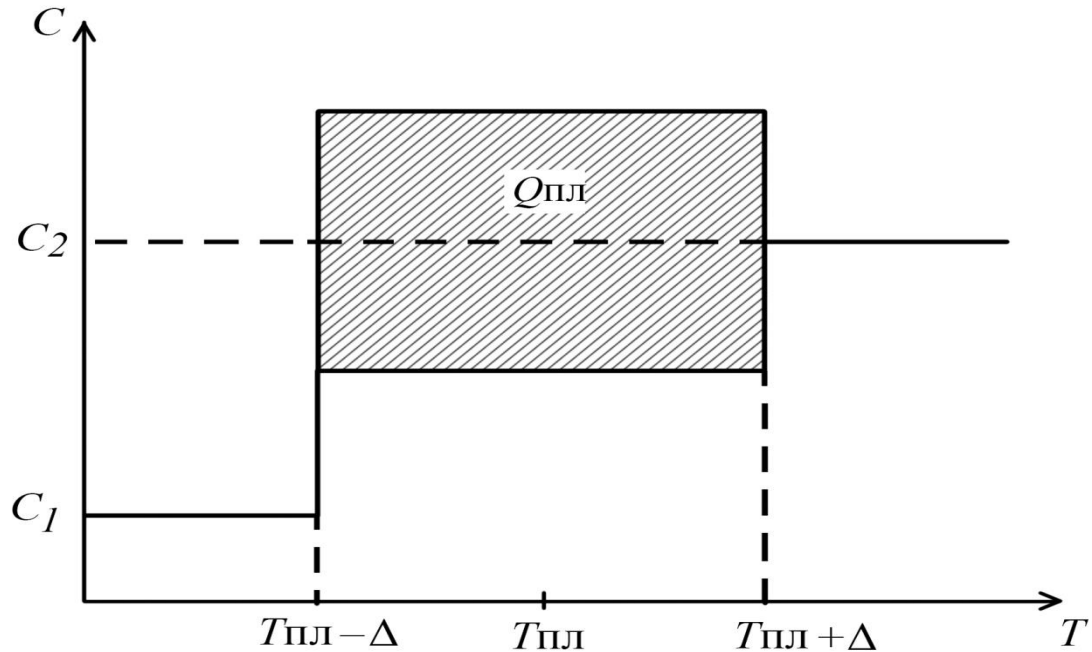


Рисунок 7.2 – Эффективная теплоемкость рабочего вещества

Границы фазового превращения при таком способе явно не выделяются. Их положение устанавливаются после расчета температурного поля рабочего вещества.

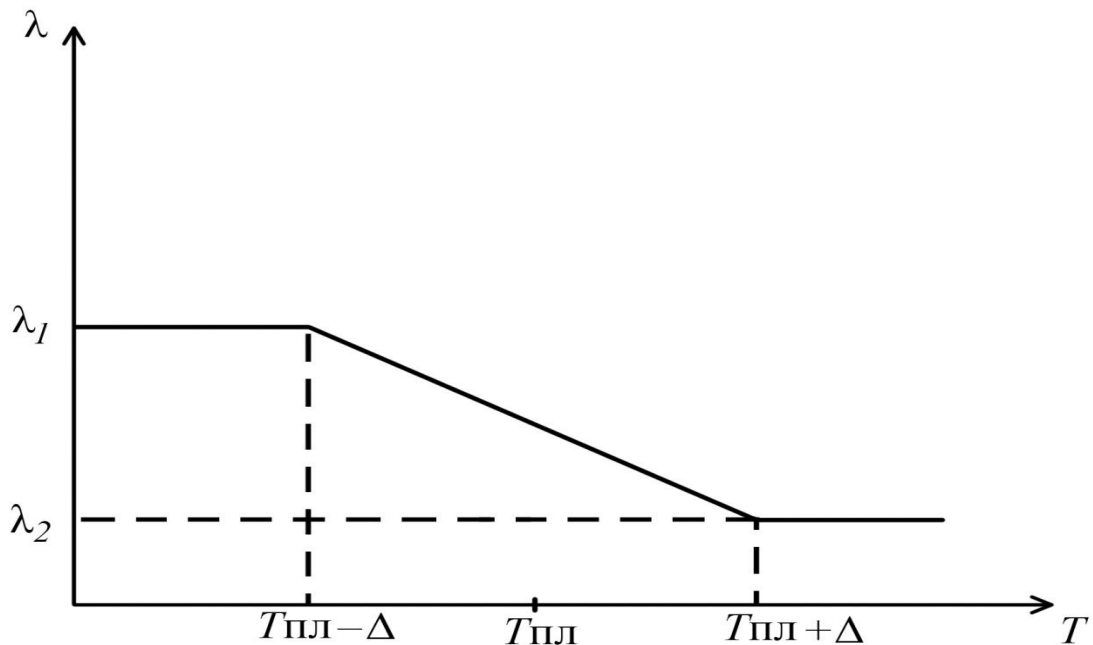


Рисунок 7.3 – Теплопроводность рабочего вещества при фазовом переходе

При численном решении задачи Стефана методом сквозного счета без явного выделения границы раздела фаз возникает проблема выбора интервала температур Δ для δ – функции, описывающей эффективную теплоемкость и теплопроводность рабочего вещества.

Для математических моделей, описывающих элементарную ячейку рабочего вещества решение этой проблемы не вызывает сложностей. Авторы работы рекомендуют выбирать Δ из условия попадания промежуточного значения температуры рабочего вещества ячейки в точку $T_{\text{пл}} - \Delta$ при плавлении и $T_{\text{пл}} + \Delta$ при затвердевании.

При моделировании ячейки теплового аккумулятора в виде канала с теплоносителем, окруженным слоем рабочего вещества, выбор интервала

температур Δ усложняется. Для такой расчетной схемы шаг расчета по времени Δt является функцией скорости теплоносителя V и линейного размера ячейки в направлении движения теплоносителя Δx :

$$\Delta t = \frac{\Delta x}{V}.$$

При подобном выборе интервала Δt практически невозможно попадание промежуточной расчетной температуры рабочего вещества в точку $T_{\text{пл}} - \Delta(T_{\text{пл}} + \Delta)$ и поэтому будет наблюдаться проскок промежуточной расчетной температуры либо в большую при плавлении, либо в меньшую при затвердевании сторону. При этом получается заниженное значение скрытой теплоты плавления, так как "распределение" ее в виде эффективной теплоемкости происходит в интервале температур $[T_{\text{пл}} - \Delta; T_{\text{пл}} + \Delta]$. Для компенсации указанного фактора в расчет температуры рабочего вещества вводится поправка. В начале плавления температура рабочего вещества T^i на текущем шаге по времени пересчитывается исходя из соображений теплового баланса.

«Распределение» скрытой теплоты плавления по теплоемкости начинается с температуры $T_{\text{пл}} - \Delta$. Количество тепла, поступившее в ячейку теплового аккумулятора при проскоке промежуточной расчетной температуры за указанную границу, составляет:

$$Q = m_{\text{рв}} c_{\text{рвт}} (T_{\text{тн}}^i - (T_{\text{пл}} - \Delta));$$

где: $m_{\text{рв}}$ – масса рабочего вещества, находящегося в ячейке; $c_{\text{рвт}}$ – теплоемкость рабочего вещества в твердой фазе.

Для расчета действительного значения промежуточной расчетной температуры $T_{\text{н}}^i$ необходимо заменить в уравнении теплоемкость рабочего вещества в твердой фазе на эффективную теплоемкость в интервале

температур $[T_{\text{пл}} - \Delta; T_{\text{н}}^i]$. При этом количество тепла рассчитывается следующим образом:

$$Q = m_{\text{рв}} c_{\text{пл}} (T_{\text{н}}^i - (T_{\text{пл}} - \Delta));$$

где: $c_{\text{пл}}$ - эффективная теплоемкость рабочего вещества.

После приведения подобных членов, выражение для нахождения искомого значения $T_{\text{н}}^i$ принимает вид:

$$T_{\text{н}}^i = T_{\text{пл}} - \Delta + \frac{c_{\text{рвт}}}{c} (T^i - (T_{\text{пл}} - \Delta)).$$

Из аналогичных соображений получены зависимости для расчета действительных значений промежуточных расчетных температур $T_{\text{н}}^i$ в конце плавления:

$$T_{\text{н}}^i = T_{\text{пл}} + \Delta + \frac{c_{\text{пл}}}{c_{\text{рвж}}} (T^i - (T_{\text{пл}} + \Delta));$$

где $c_{\text{рвж}}$ – теплоемкость рабочего вещества в жидкой фазе.

Для начала затвердевания рабочего вещества:

$$T_{\text{н}}^i = T_{\text{пл}} + \Delta + \frac{c_{\text{рвж}}}{c_{\text{пл}}} (T^i - (T_{\text{пл}} + \Delta)).$$

Для конца затвердевания рабочего вещества:

$$T_{\text{н}}^i = T_{\text{пл}} - \Delta + \frac{c_{\text{пл}}}{c_{\text{рвт}}} (T^i - (T_{\text{пл}} - \Delta)).$$

Разработана математическая модель теплового аккумулятора, выполненного в виде параллельных пластин фазопереходного вещества, между которыми протекает теплоноситель. Предложенная математическая модель может быть использована для исследования проектных параметров СОТР лунной базы.

7.2 Экспериментальная проверка адекватности математической модели теплового аккумулятора для использования во внутреннем контуре системы обеспечения теплового режима лунной базы натурному аналогу

Цель проводимого экспериментального исследования состоит в проверке адекватности представленной в предыдущем параграфе математической модели ТА натурному аналогу – тепловому аккумулятору, выполненному в виде параллельных пластин фазопереходного вещества, между которыми протекает теплоноситель.

Проверка адекватности проводилась методом сравнения температурных полей рабочих веществ смоделированного и натурального ТА при плавлении и затвердевании рабочего вещества аккумулятора, полученных в результате проведения натурального эксперимента и рассчитанных с использованием проверяемой математической модели.

Экспериментальное исследование проводилось в три этапа.

Первый этап исследования заключался в изготовлении теплового аккумулятора и экспериментальной установки, и определения с их помощью тепловых потоков между теплоносителем и тепловым аккумулятором при плавлении и затвердевании рабочего вещества. Обработка данных, полученных в результате натурального эксперимента, проводилась с использованием статистического критерия Кохрена и распределения Фишера с заданной надежностью.

Второй этап исследования заключался в проведении вычислительного эксперимента с использованием проверяемой математической модели ТА, в

результате которого было получено расчетное значение теплового потока между теплоносителем и тепловым аккумулятором при плавлении и затвердевании рабочего вещества.

На третьем этапе исследований определялась относительная погрешность расчетных значений тепловых потоков между теплоносителем и тепловым аккумулятором при плавлении и затвердевании рабочего вещества от значений потоков, полученных в результате натурного эксперимента.

В рамках первого этапа экспериментального исследования изготовлен тепловой аккумулятор в виде параллельных пластин фазопереходного вещества, между которыми протекает теплоноситель.

Изготовлена экспериментальная установка, представленная на Рисунке 7.4.

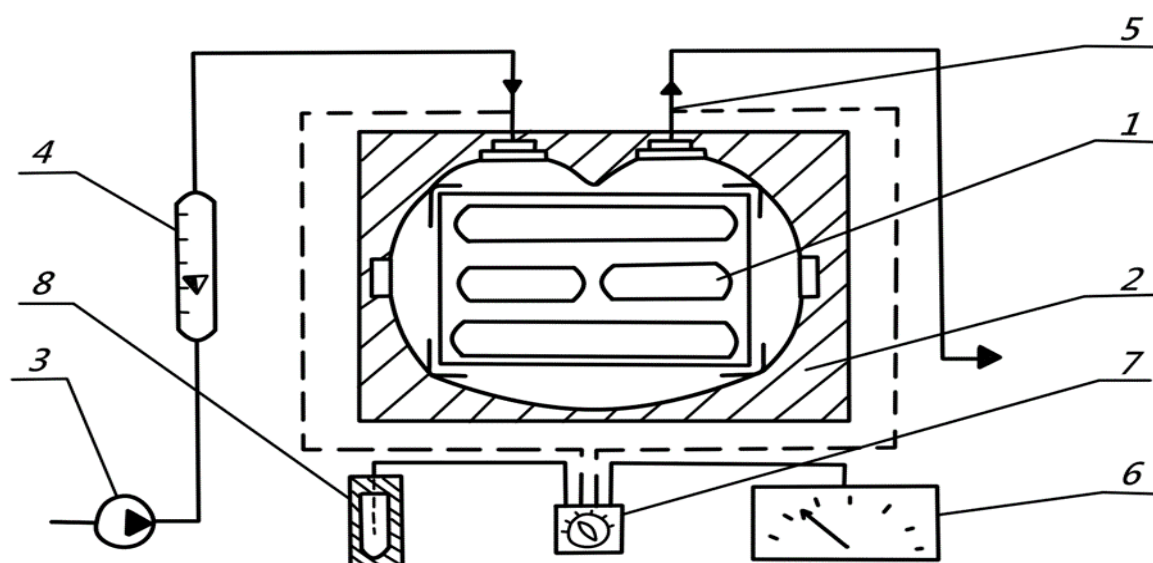


Рисунок 7.4 – Схема экспериментальной установки

В соответствии с принятыми на рисунке обозначениями, экспериментальная установка состоит из теплового аккумулятора – 1, помещенного в теплоизоляционный кожух – 2; побудителя расхода жидкого теплоносителя – 3; ротаметра – 4; термопар – 5; электронного

автоматического потенциометра КСП2 – 6; переключателя щитового щеточного ПМТ12 – 7 и термостата – 8 с нуль-термопарами.

Из побудителя расхода 3, жидкий теплоноситель с заданной температурой поступает через ротаметр 4 в тепловой аккумулятор 1. В тепловом аккумуляторе находится рабочее вещество с температурой плавления близкой к температуре теплоносителя. Теплоноситель прокачивается через тепловой аккумулятор. В случае, если рабочее вещество теплового аккумулятора имеет температуру выше, чем теплоноситель на входе в аккумулятор, происходит подогрев теплоносителя. Если теплоноситель на входе в тепловой аккумулятор горячее рабочего вещества, то происходит охлаждение теплоносителя. На штуцерах входа и выхода теплового аккумулятора размещены датчики температур – термопары 5. Свободные концы термопар помещены в нуль-термостат 8, в котором поддерживается температура $0\text{ }^{\circ}\text{C}$. Через щитовой переключатель 7 термопары соединены с электронным автоматическим потенциометром 6, регистрирующим показания термопар. В качестве теплоносителя в экспериментальной установке использовалась вода.

Характеристики используемого в экспериментальной установке оборудования и ТА представлены в приложении 5.

Результатом натурального эксперимента является получение значений температур теплоносителя на входе и выходе из ТА. Далее в соответствии с расходом теплоносителя рассчитан тепловой поток между теплоносителем и тепловым аккумулятором при плавлении и затвердевании рабочего вещества.

Проведена серия натуральных экспериментов в соответствии с Таблицей 7.1.

Таблица 7.1 – Параметры проведения эксперимента

№ эксперимента	Температура теплоносителя на входе в аккумулятор [K]	Начальная температура рабочего вещества	Расход теплоносителя через аккумулятор [м/с]

		аккумулятора [K]	
1	318	307	0,01
2	318	307	0,02
3	318	307	0,03
4	298	309	0,01
5	298	309	0,02
6	298	309	0,03

Эксперимент проводился при шести режимах работы теплового аккумулятора согласно Таблице 1. Для повышения достоверности проводилось по три повторных измерения для каждого режима работы.

Результаты эксперимента были подвергнуты обработке по методике, представленной в Приложении 6. Табличные функциональные зависимости температур теплоносителя от времени аппроксимировались полиномами третьей степени.

Аппроксимационные полиномы температуры теплоносителя на выходе из ТА третьей степени имеют следующий вид:

$$T_{\text{ТН Вых}} = 307 + 1,809 \cdot 10^{-2} + 8,762 \cdot 10^{-6} \tau^2 + 7,818 \cdot 10^{-8} \tau^3;$$

при $G = 0,01$ кг/с, $T_0 = 307$ К;

$$T_{\text{ТН Вых}} = 307 + 3,492 \cdot 10^{-2} + 1,771 \cdot 10^{-4} \tau^2 - 6,734 \cdot 10^{-7} \tau^3;$$

при $G = 0,02$ кг/с, $T_0 = 307$ К;

$$T_{\text{ТН Вых}} = 307 + 8,169 \cdot 10^{-2} + 8,089 \cdot 10^{-5} \tau^2 - 3,723 \cdot 10^{-7} \tau^3;$$

при $G = 0,03$ кг/с, $T_0 = 307$ К;

$$T_{\text{ТН Вых}} = 309 + 2,859 \cdot 10^{-2} + 9,089 \cdot 10^{-6} \tau^2 - 5,578 \cdot 10^{-8} \tau^3;$$

при $G = 0,01$ кг/с, $T_0 = 309$ К;

$$T_{\text{ТН Вых}} = 309 + 1,493 \cdot 10^{-1} + 1,089 \cdot 10^{-4} \tau^2 + 3,584 \cdot 10^{-7} \tau^3;$$

при $G = 0,02$ кг/с, $T_0 = 309$ К;

$$T_{\text{ТН Вых}} = 309 + 1,306 \cdot 10^{-1} + 1,028 \cdot 10^{-4} \tau^2 - 4,652 \cdot 10^{-7} \tau^3;$$

при $G = 0,03$ кг/с, $T_0 = 309$ К;

где $T_{\text{ТН Вых}}$ – температура теплоносителя на выходе из аккумулятора, τ – текущее время, G – расход теплоносителя, T_0 – начальная температура рабочего вещества теплового аккумулятора.

Второй этап экспериментального исследования – проведение вычислительного эксперимента. Эксперимент заключался в расчете параметров системы тепловой аккумулятор – теплоноситель на основе проверяемой динамической математической модели теплового аккумулятора. Начальные условия для вычислительного эксперимента принимались аналогичными начальными условиями натурального эксперимента.

Значения температур теплоносителя на выходе из ТА, полученные в результате расчетного и натурального экспериментов в режимах зарядки и разрядки представлены на Рисунках 7.5 и 7.6.

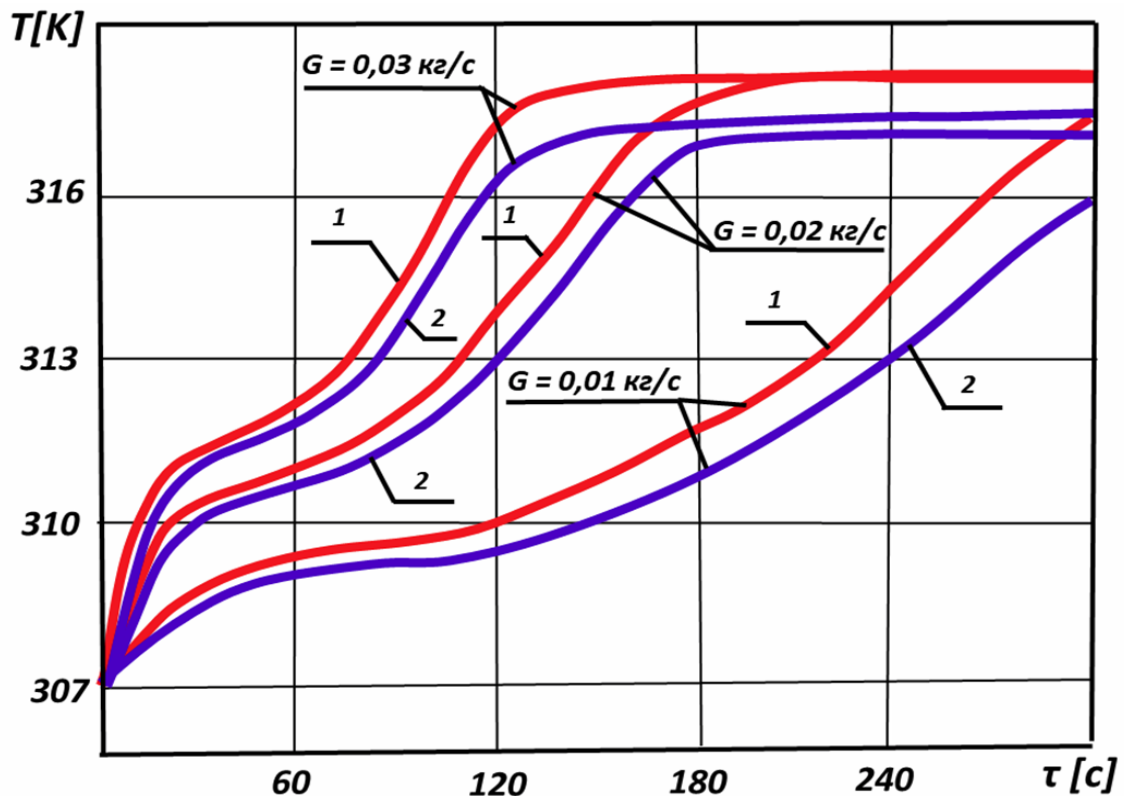


Рисунок 7.5 – Зависимость температуры теплоносителя на выходе из аккумулятора от времени при работе аккумулятора в режиме зарядки

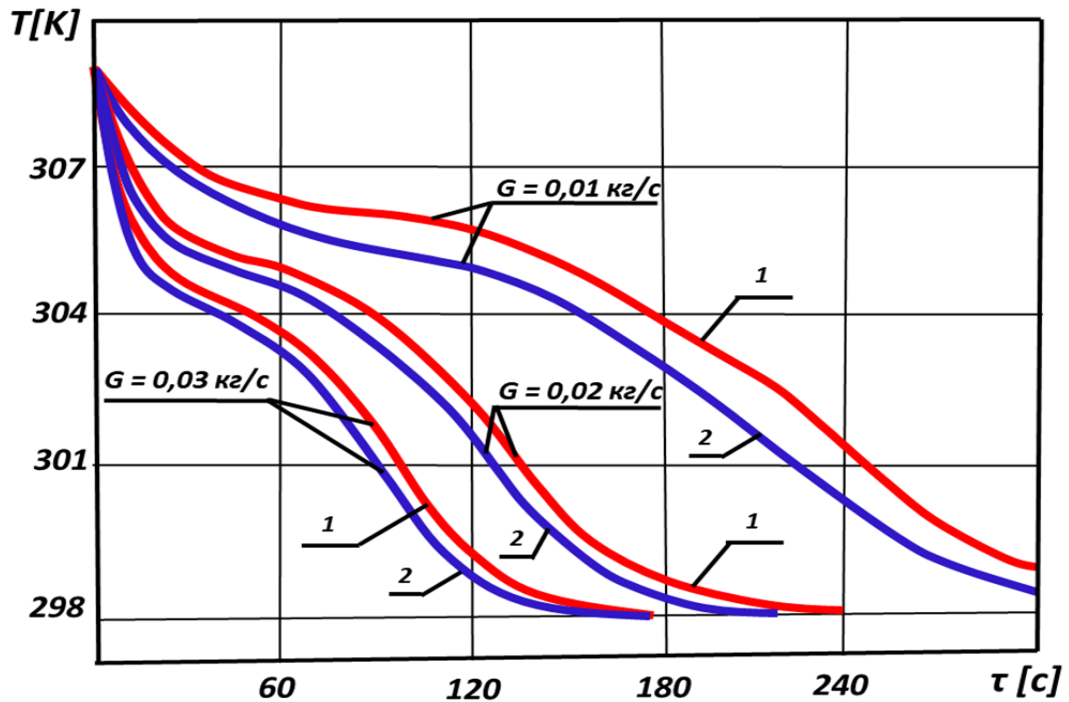


Рисунок 7.6 – Зависимость температуры теплоносителя на выходе из аккумулятора от времени при работе аккумулятора в режиме разрядки

Рисунок 7.5 характеризует режим плавления рабочего вещества аккумулятора, а Рисунок 7.6 – режим затвердевания. Кривые "1" на рисунках соответствуют результатам машинного эксперимента, а кривые "2" – результатам натурального. Из Рисунков 7.5 и 7.6 следует, что машинный эксперимент показал несколько завышенные значения температур теплоносителя на выходе из теплового аккумулятора по сравнению со значениями, полученными в результате натурального эксперимента, причем для режима плавления рабочего вещества аккумулятора эти различия больше, чем для режима затвердевания.

Указанная разница значений температур уменьшается при интенсификации процесса теплообмена, т.е. при увеличении расхода теплоносителя через аккумулятор. Эти различия, очевидно, можно объяснить присутствием в реальном эксперименте процессов, не описанных в

математической модели. Такими процессами являются потери тепла через теплоизоляцию аккумулятора и тепловые потоки, подводимые (отводимые) к горизонтальным граням корпуса и штуцерам теплового аккумулятора. При плавлении рабочего вещества аккумулятора эти потоки суммируются и вызывают большую погрешность расчетов, чем при затвердевании рабочего вещества, т.к. в этом случае не учитываемые моделью тепловые потоки имеют разные знаки и частично компенсируют друг друга.

По полученным температурам теплоносителя для натурного и расчетного экспериментов проведен расчет тепловых потоков между теплоносителем и тепловым аккумулятором. Тепловые потоки для режимов плавления и затвердевания рабочего вещества аккумулятора представлены на Рисунках 7.7 и 7.8.

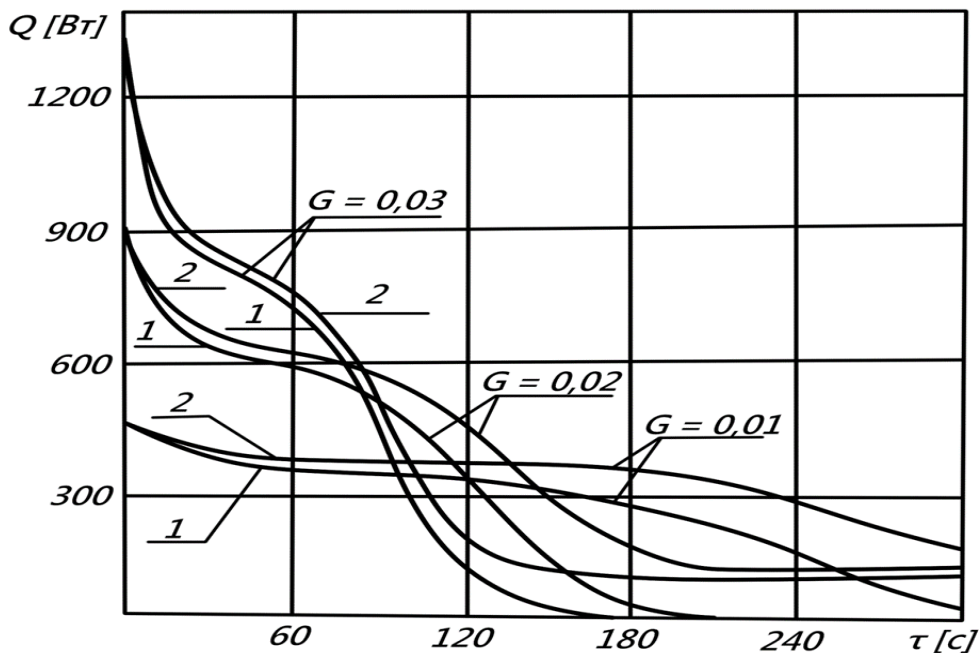


Рисунок 7.7 – Зависимость от времени теплового потока, снимаемого тепловым аккумулятором в режиме зарядки

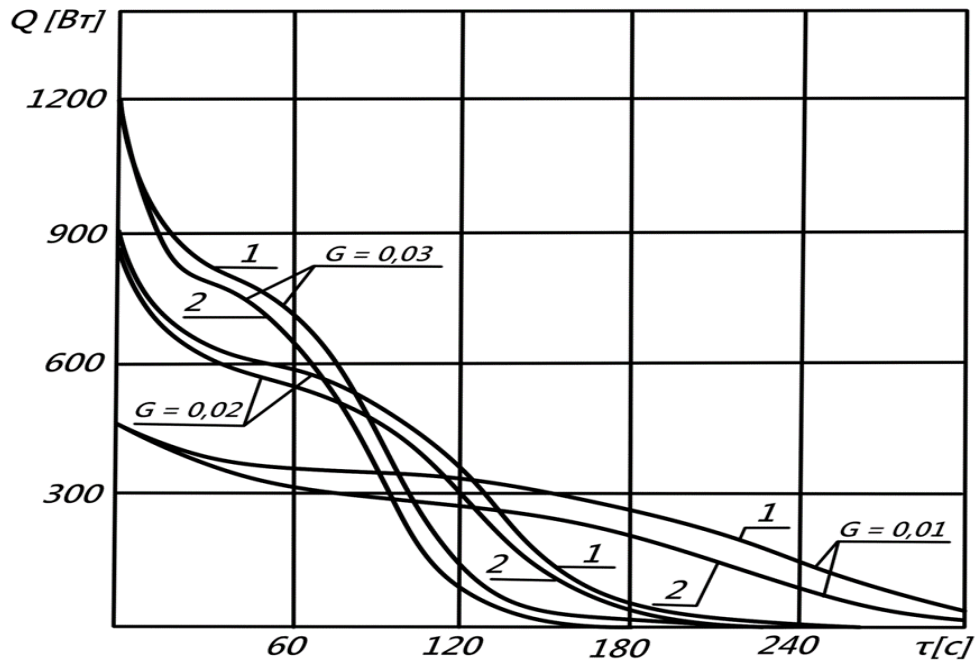


Рисунок 7.8 – Зависимость от времени теплового потока, отдаваемого тепловым аккумулятором в режиме разрядки

Из рисунков видно, что из-за неучтенных в математической модели аккумулятора тепловых потоков, для режима плавления расчетный тепловой поток занижен по сравнению с реальной системой, а для режима затвердевания рабочего вещества – завышен.

На третьем этапе исследования проведено определение относительной погрешности расчетных значений тепловых потоков между теплоносителем и тепловым аккумулятором при плавлении и затвердевании рабочего вещества от значений потоков, полученных в результате натурального эксперимента. Зависимости относительной погрешности тепловых потоков для различных режимов работы аккумулятора представлены на Рисунках 7.9 и 7.10.

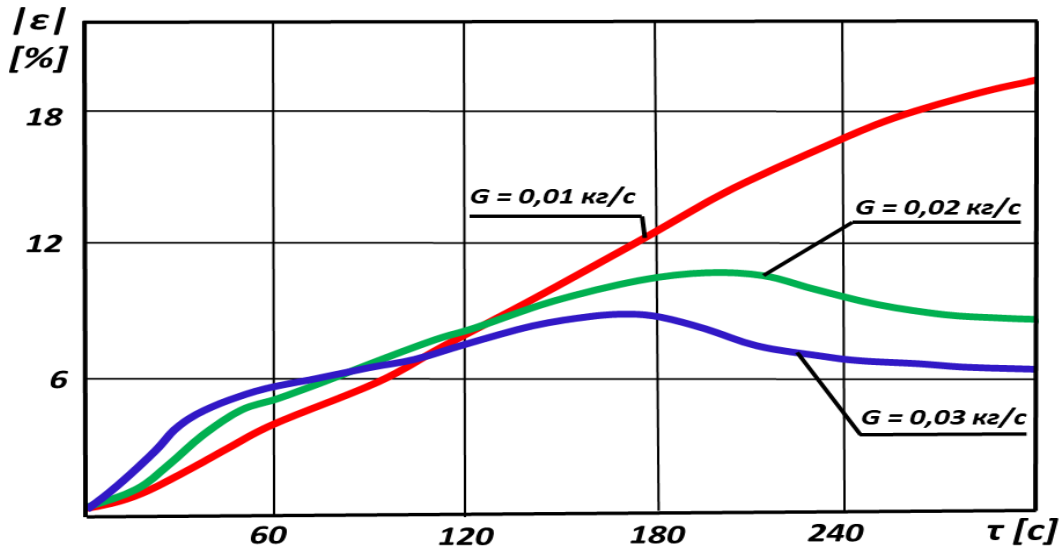


Рисунок 7.9 – Относительная погрешность расчетных значений тепловых потоков, снимаемых тепловым аккумулятором в режиме зарядки

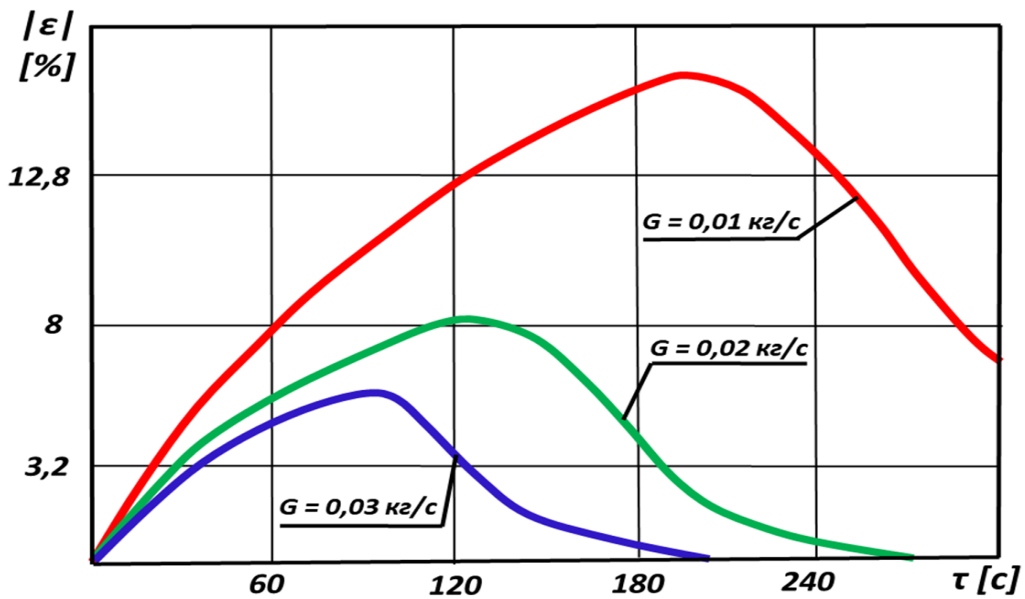


Рисунок 7.10 – Относительная погрешность расчетных значений тепловых потоков, отдаваемых тепловым аккумулятором в режиме разрядки

Рисунок 7.9 относится к режиму плавления рабочего вещества аккумулятора, Рисунок 7.10 относится к режиму затвердевания. Как видно из

рисунков, относительная погрешность расчетов уменьшается с интенсификацией процессов теплообмена и находится в пределах 0–15% по отношению к максимальному тепловому потоку рассматриваемого режима. Для режима плавления рабочего вещества аккумулятора относительная погрешность расчетов больше, чем для режимов затвердевания.

Экспериментальные исследования и анализ результатов натурного и машинного экспериментов показали наличие отклонения расчетных значений, полученных с использованием математической модели теплового аккумулятора, от значений реальной системы. Эти отклонения вызваны наличием в реальной системе тепловых процессов, не учитываемых в математической модели аккумулятора через наружную теплоизоляцию и тепловые потоки к горизонтальным граням корпуса и штуцерам аккумулятора. Для режима плавления рабочего вещества теплового аккумулятора относительная погрешность расчетов меньше, чем при режиме затвердевания. Величина относительной погрешности расчетов уменьшается при интенсификации моделируемых тепловых процессов и лежит в интервале 0–15%.

Проведенное экспериментальное исследование позволяет сделать следующие выводы:

1. предложенная математическая модель теплового аккумулятора с плавящимся рабочим веществом обладает удовлетворительной точностью, максимальная погрешность расчетов составляет 15%;
2. указанная математическая модель может быть использована при моделировании СОТР, включающих в свой состав тепловой аккумулятор с плавящимся рабочим веществом.

7.3 Оценка эффективности использования теплового аккумулятора внутреннего контура системы обеспечения теплового режима лунной базы в течение земных суток

Принцип математического моделирования позволяет уточнить эффективность использования ТА внутреннего контура СОТР лунной базы в течение земных суток. Использование ТА во внутреннем контуре СОТР демпфирует пиковые внутренние тепловыделения модуля лунной базы, что позволяет проектировать РТО не по максимальному значению внутреннего тепловыделения Q_{max} , а по некоторому расчетному значению $Q_{рто}$, лежащему в интервале $[Q_{ср\ интегр} \div Q_{max}]$, где $Q_{ср\ интегр}$ – среднее интегральное значение циклограммы внутреннего тепловыделения в модуле в течение 24 – х часового земного цикла.

Задача выбора оптимальных параметров СОТР с использованием ТА:

$$\max(\varepsilon),$$

при ограничении:

$$T_{\text{ТН Вых ТА}} \leq T_{\text{ТН Вх}},$$

где: $T_{\text{ТН Вых ТА}}$ – температура теплоносителя на выходе из ТА, $T_{\text{ТН Вх}}$ – температура теплоносителя на входе в гермоотсек модуля лунной базы, ε – относительное изменение массы системы.

$$\varepsilon = \frac{m_{\text{рто}}(Q_{\text{max}}) - (m_{\text{рто}}(Q_{\text{рто}}) + m_{\text{та}}(A(\tau)_{\text{max}}))}{m_{\text{рто}}(Q_{\text{max}})};$$

где: $m_{\text{рто}}(Q_{\text{max}})$ – масса РТО, рассчитанная по максимальной тепловой нагрузке, $m_{\text{рто}}(Q_{\text{рто}})$ – масса РТО, рассчитанная по значению $Q_{\text{рто}}$, $m_{\text{та}}(A(\tau)_{\text{max}})$ – масса ТА, рассчитанная на аккумуляцию расчетного максимального количества тепла $A(\tau)_{\text{max}}$.

Вопрос выбора расчетного максимального количества аккумулируемого тепла требует специального рассмотрения. Циклограмма внутреннего тепловыделения – $Q(\tau)$, носит в общем случае сложный характер. Количество аккумулируемого тепла зависит от теплового потока, отводимого радиационным теплообменником – $Q_{\text{рто}}$:

$$A(\tau)_{\text{max}} = f(Q_{\text{рто}}).$$

Количество теплоты, аккумулируемой к i – му моменту времени соответствует [134]:

$$A(\tau) = \int_{\tau_1}^{\tau_i} (Q(\tau_i) - Q_{\text{рто}}) d\tau;$$

где: τ_1 – момент времени, определяющийся следующим условием:

$$\begin{cases} Q(\tau_1) - Q_{\text{рто}} = 0 \\ Q(\tau_1 - 0) - Q_{\text{рто}} < 0 \end{cases}$$

Момент времени τ_i лежит в интервале $[\tau_1, \tau_2]$, где момент времени τ_2 определяется условием [135]:

$$\int_{\tau_1}^{\tau_2} (Q(\tau) - Q_{\text{рто}}) d\tau = 0.$$

В интервале $[\tau_1, \tau_2]$ существует максимальное значение аккумулируемого тепла $A(\tau_i)_{\text{max}}$. Поскольку в циклограмме тепловыделений возможно наличие

нескольких интервалов $[\tau_1, \tau_2]$, удовлетворяющих сформулированным выше условиям, то расчетным количеством аккумулируемой теплоты является наибольшее значение из $A(\tau_i)_{max}$.

Масса теплового аккумулятора с плавящимся рабочим веществом в общем случае складывается из массы рабочего вещества и массы конструкции (корпуса) аккумулятора.

$$m_{ТА} = m_{рв ТА} + m_{к ТА};$$

Масса корпуса теплового аккумулятора находится в определенной зависимости от массы рабочего вещества, которая близка к линейной.

$$m_{к ТА} = a m_{рв ТА};$$

где: a - коэффициент пропорциональности, который принимает значение $0,2 - 0,3$.

Масса рабочего вещества теплового аккумулятора зависит от количества теплоты A_{max} , которое требуется аккумулировать, и от величины скрытой теплоты плавления рабочего вещества – r .

$$m_{рв ТА} = \frac{A_{max}}{r} \eta;$$

где: η – коэффициент использования рабочего вещества. Таким образом, массу теплового аккумулятора можно записать в виде:

$$m_{ТА} = (1 + a) \frac{A_{max}}{r} \eta.$$

ТА внутреннего контура модуля лунной базы может быть установлен после промежуточного жидкостно-жидкостного теплообменника (ЖЖТ),

связывающего наружный и внутренний гидравлические контура, по ходу теплоносителя, или перед. На Рисунке 7.11 представлена зависимость относительной массы системы ϵ от расчетного теплового потока $Q_{\text{рто}}$, отводимого РТО для различных значений скрытой теплоты плавления рабочего вещества ТА.

Расчет проведен для типовой циклограммы внутренних тепловыделений, рабочее вещество ТА – парафины. На Рисунке 7.11 приняты следующие обозначения: непрерывные кривые относятся к установке ТА после ЖЖТ, связывающего наружный и внутренний гидравлические контура, по ходу теплоносителя, пунктирные кривые – ТА установлен перед ЖЖТ. Цифры соответствуют величине скрытой теплоты плавления рабочего вещества: 1 – $r=300$ кДж/кг, 2 – $r=260$ кДж/кг, 3 – $r=220$ кДж/кг.

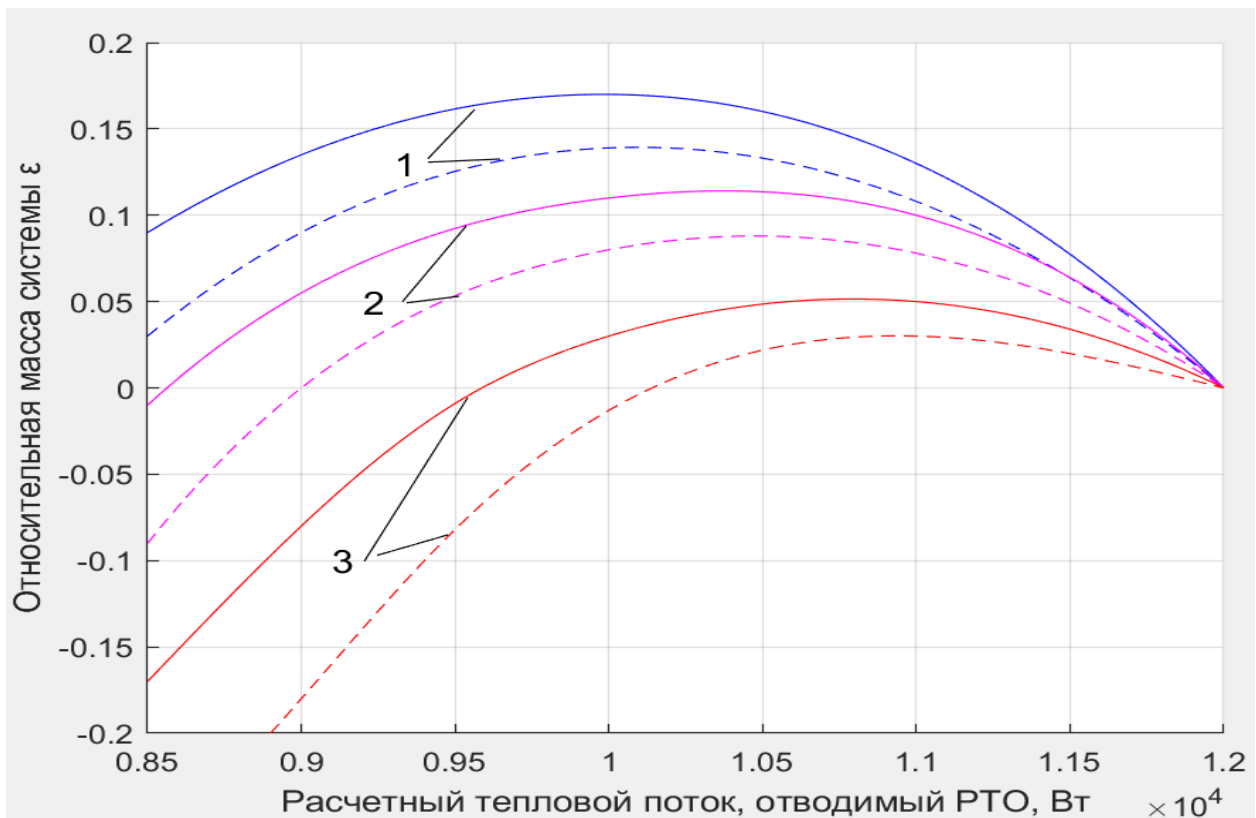


Рисунок 7.11 – Зависимость относительной массы системы ϵ от расчетного теплового потока $Q_{\text{рто}}$, отводимого РТО для различных значений скрытой теплоты плавления рабочего вещества ТА

Область положительных значений относительного изменения массы системы характеризует случаи, когда масса СОТР без ТА больше массы СОТР с ТА. Результаты расчетов показывают, что масса системы при размещении теплового аккумулятора перед ЖЖТ больше, чем масса системы с аккумулятором, расположенным после ЖЖТ. Это объясняется тем, что тепловой аккумулятор, расположенный перед ЖЖТ, снижает температуру теплоносителя наружного контура на входе в РТО за счет поглощения части теплового потока при температуре плавления рабочего вещества. А РТО, сбрасывающий тепловой поток на более низком температурном уровне, имеет при прочих равных условиях большую площадь и, следовательно, массу, чем РТО, сбрасывающий равный тепловой поток, но на более высоком температурном уровне.

Для СОТР с тепловым аккумулятором, расположенным после ЖЖТ по ходу теплоносителя, был проведен анализ зависимости относительного изменения массы системы от расчетного теплового потока $Q_{\text{рто}}$, отводимого РТО при различных значениях коэффициента удельной массы энергетической установки. Полученные зависимости представлены на Рисунке 7.12.

При расчетах принята величина скрытой теплоты плавления рабочего вещества $r = 300$ кДж/кг. На рисунке 7.12 приняты следующие обозначения: 1 – $c_{\text{уд}} = 0,04$ кг/Вт, 2 – $c_{\text{уд}} = 0,035$ кг/Вт, 3 – $c_{\text{уд}} = 0,03$ кг/Вт, 4 – $c_{\text{уд}} = 0,025$ кг/Вт, 5 – $c_{\text{уд}} = 0,02$ кг/Вт.

Как видно из зависимостей на рисунке 2, эффективность применения ТА в СОТР выше для больших значений коэффициента удельной массы энергетической установки. При уменьшении значения коэффициента удельной массы энергетической установки, масса системы перестает существенно зависеть от указанного параметра.

Проведено исследование эффективности СОТР с тепловым аккумулятором для различных вариантов циклограмм тепловыделений оборудования. Расчеты

показали, что количество аккумулируемой теплоты, а, следовательно, и массы теплового аккумулятора зависят как от абсолютной величины пиковой тепловой нагрузки и времени её действия, так и от отношения величины пиковой нагрузки и среднеинтегральной тепловой нагрузки за цикл тепловыделений.

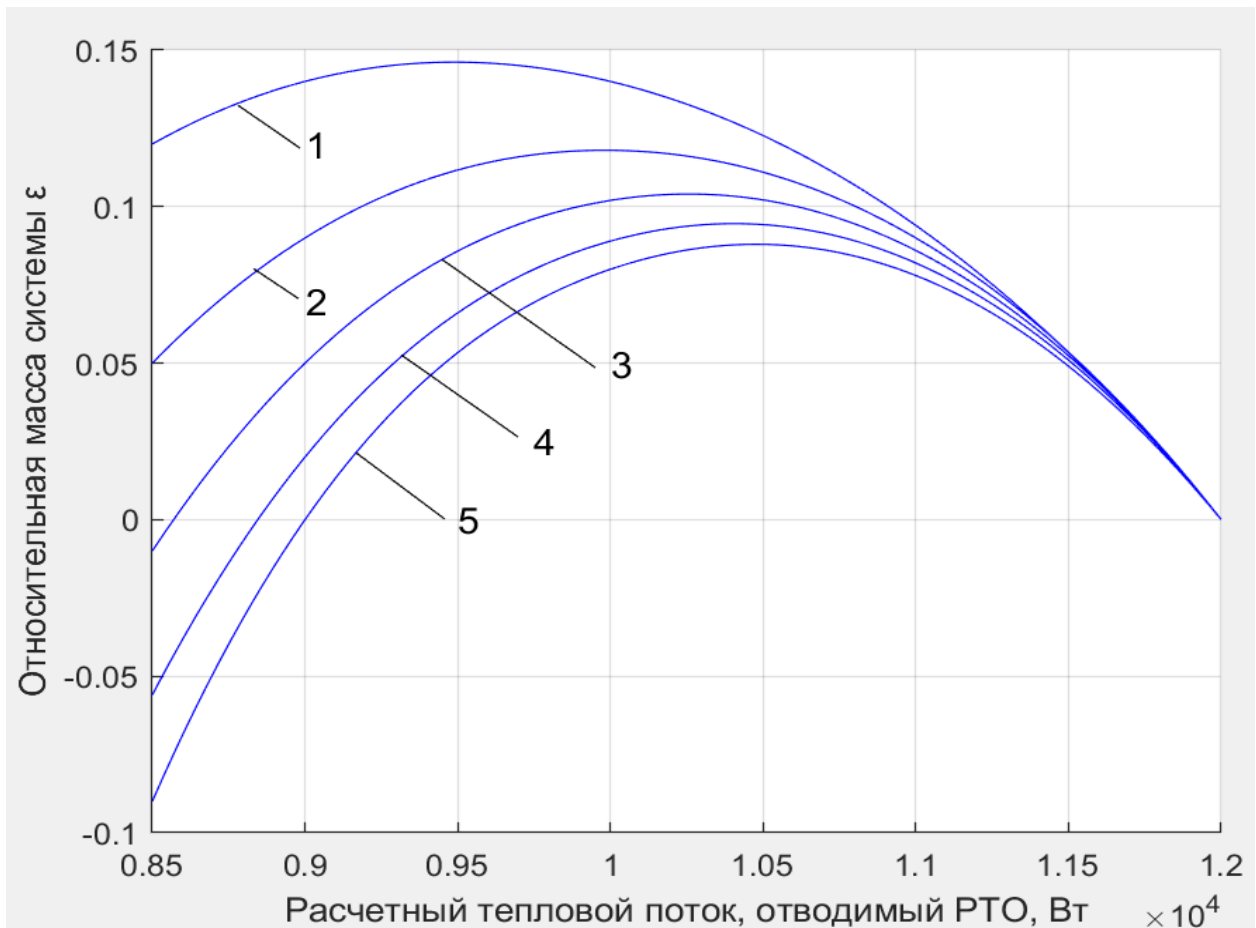


Рис 7.12 – Зависимость относительного изменения массы системы от расчетного теплового потока $Q_{\text{рто}}$, отводимого РТО при различных значениях коэффициента удельной массы энергетической установки

По результатам проведенных исследований сделаны следующие выводы. Поскольку количество аккумулируемой теплоты зависит от абсолютной величины пиковой тепловой нагрузки, времени её действия и её отношения к среднеинтегральной тепловой нагрузке за цикл тепловыделения, зависящих от

цели и характера применения разрабатываемых систем, оценку эффективности применения теплового аккумулятора в СОТР необходимо проводить для каждой конкретной системы и циклограммы тепловыделений.

Тепловой аккумулятор целесообразно располагать во внутреннем гидравлическом контуре СОТР после ЖЖТ по ходу теплоносителя, а рабочее вещество с заданной температур плавления выбирать из расчета максимальной скрытой теплоты плавления. Это позволит добиться лучших удельно-массовых характеристик системы.

7.4 Выбор конструктивных параметров теплового аккумулятора внутреннего контура системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы

При выборе метода оптимизации совместной работы конвективной СОТР и ТА с рабочим веществом, претерпевающим в процессе функционирования фазовый переход, необходимо учитывать нестационарный характер процессов теплообмена и переменную по времени функциональную структуру таких систем. Изменению функциональной схемы соответствует изменение системы уравнений, моделирующих работу СОТР.

Анализ существующих методов математического программирования показал, что для численного решения поставленной задачи целесообразно использовать метод направленного перебора. Это объясняется сложностью реализации динамической оптимизации системы переменной структуры с большим числом переменных.

Методом направленного перебора был проведен анализ оптимальных с точки зрения массоэнергетических характеристик СОТР конструктивных параметров теплового аккумулятора. Оптимизационные расчеты проводились с использованием динамических математических моделей агрегатов СОТР.

В качестве критерия эффективности совместной работы радиационного теплообменника и теплового аккумулятора, работающих в системе обеспечения теплового режима выбран следующий комплекс:

$$Kp = \frac{m_{рто} + m_{рв} + m_{эу} + m_{кта}}{m_{рто} + m_{рв}};$$

где: $m_{рто}$ – масса радиационного теплообменника, $m_{рв}$ – масса рабочего вещества теплового аккумулятора, $m_{эу}$ – доля приведенной массы энергоустановки, расходуемой на прокачку теплоносителя через тепловой аккумулятор, $m_{кта}$ – масса конструкции теплового аккумулятора.

Предложенный критерий имеет следующий физический смысл. Это отношение масс реальной и идеальной систем «радиационный теплообменник – тепловой аккумулятор». Описанный критерий позволяет учесть влияние "паразитной" массы на массу системы для различных конструктивных параметров теплового аккумулятора. Конструкция теплового аккумулятора тем рациональнее, чем меньшему значению критерия она соответствует.

Расчетная схема теплового аккумулятора пластинчатого типа представлена на Рисунке 7.13.

На Рисунке 7.13 приняты следующие обозначения: B, L – длина и ширина аккумулятора, $H_{тн}$ – ширина канала с теплоносителем, $H_{рв}$ – толщина слоя рабочего вещества, $\delta_{ст}$ – толщина стенки, разделяющей рабочее вещество аккумулятора и теплоноситель.

Зависимость критерия эффективности от толщины стенки канала с теплоносителем носит монотонный характер и убывает с уменьшением толщины стенки. В диапазоне толщин канала с теплоносителем свыше 0.006 м. критерий убывает с убыванием толщины канала. Это вызывается интенсификацией процессов теплообмена при увеличении числа критерия Pr. В диапазоне толщин канала 0.004 – 0.006 м. критерий принимает минимальное значение и при дальнейшем уменьшении толщины канала с теплоносителем

значение критерия возрастает, что связано с увеличением потерь давления при прокачке теплоносителя через тепловой аккумулятор.

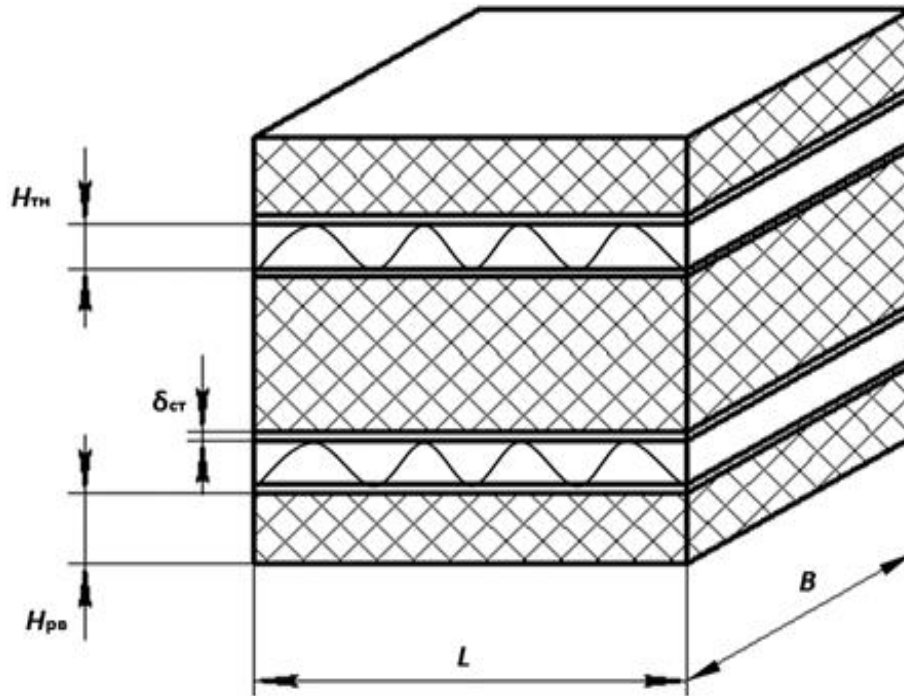


Рисунок 7.13 – Расчетная схема теплового аккумулятора пластинчатого типа

На Рисунке 7.14 представлена зависимость критерия эффективности от отношения длины теплового аккумулятора к суммарной ширине каналов с теплоносителем B/Lk ($Lk = Ln$, где n – число каналов с теплоносителем) для различных толщин слоя рабочего вещества. Из Рисунка 7.14 следует, что критерий эффективности убывает при увеличении B/Lk до 4, в диапазоне 4–5 принимает минимальное значение и при дальнейшем увеличении B/Lk начинает увеличиваться, что связано с увеличением мощности, требуемой на прокачку теплоносителя.

На Рисунке 7.15 представлена зависимость критерия эффективности от отношения длины теплового аккумулятора к суммарной ширине каналов с теплоносителем B/Lk для различных значений скрытой теплоты плавления.

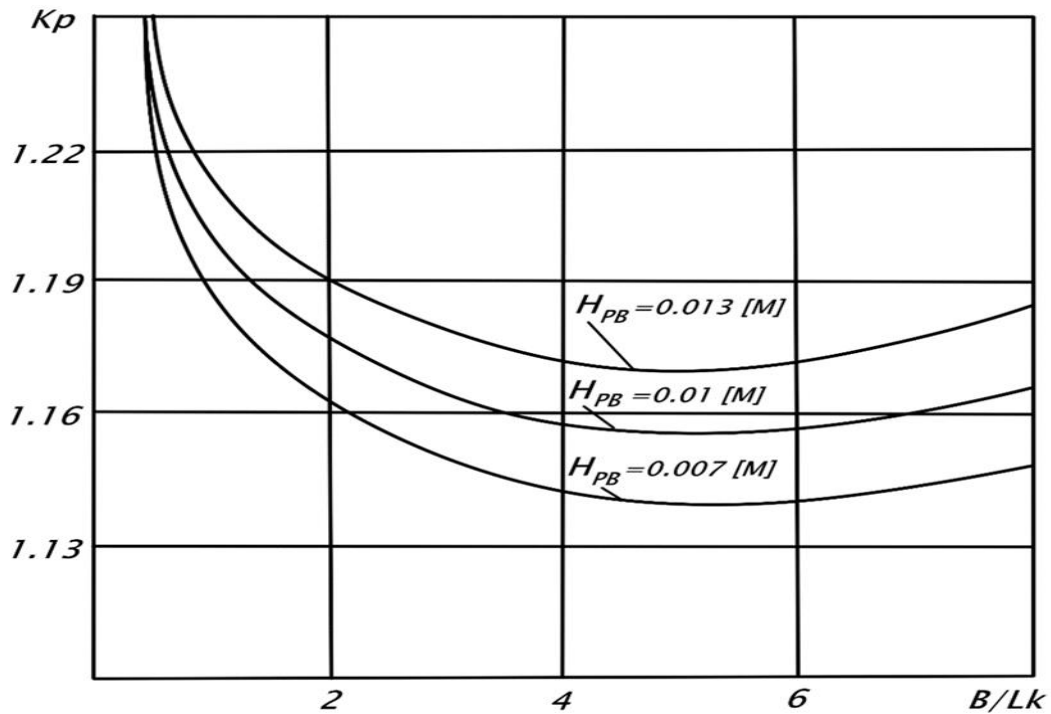


Рисунок 7.14 – Зависимость критерия эффективности от отношения длины теплового аккумулятора к суммарной ширине каналов с теплоносителем B/Lk для различных толщин слоя рабочего вещества

Из Рисунка 7.15 следует, что критерий эффективности убывает при увеличении B/Lk до 4, в диапазоне 4–5 принимает минимальное значение и при дальнейшем увеличении B/Lk начинает увеличиваться, что связано с увеличением мощности, требуемой на прокачку теплоносителя.

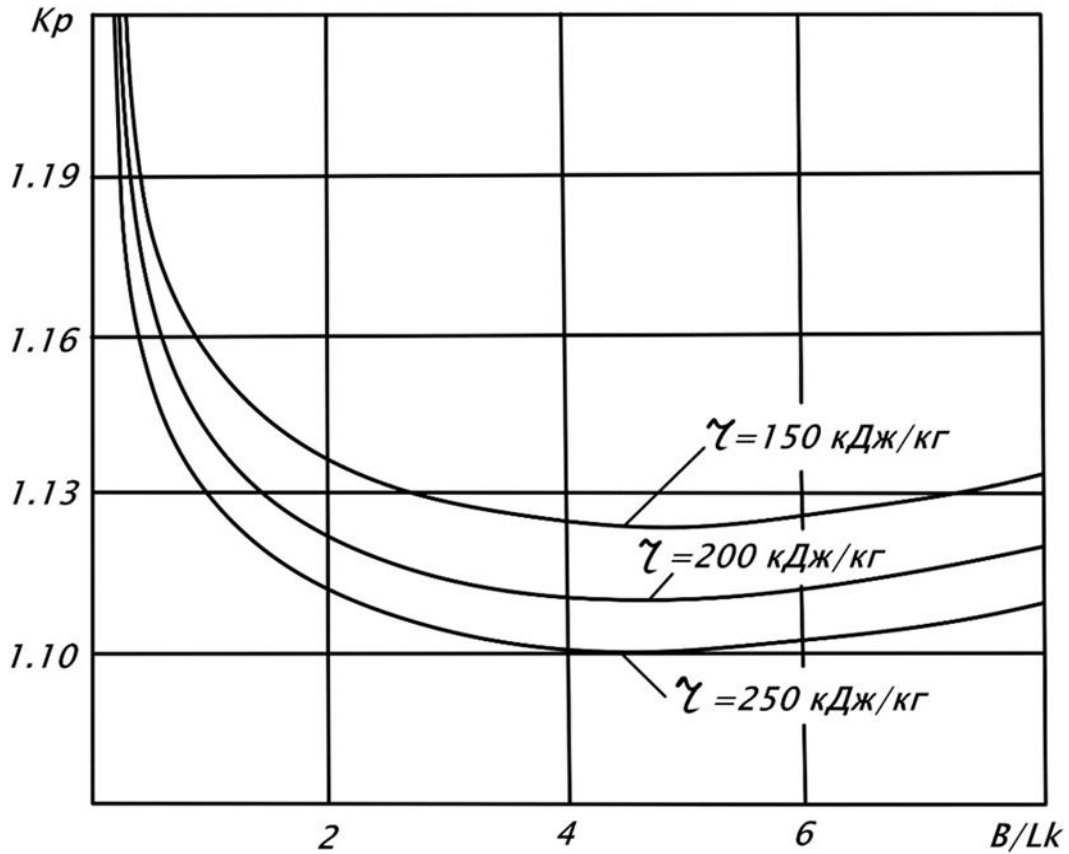


Рисунок 7.15 – Зависимость критерия эффективности от отношения длины теплового аккумулятора к суммарной ширине каналов с теплоносителем B/Lk для различных значений скрытой теплоты плавления

На Рисунке 7.16 представлена зависимость критерия эффективности от толщины рабочего вещества для различных значений скрытой теплоты плавления при оптимальном значении $\frac{B}{Lk} = 4$.

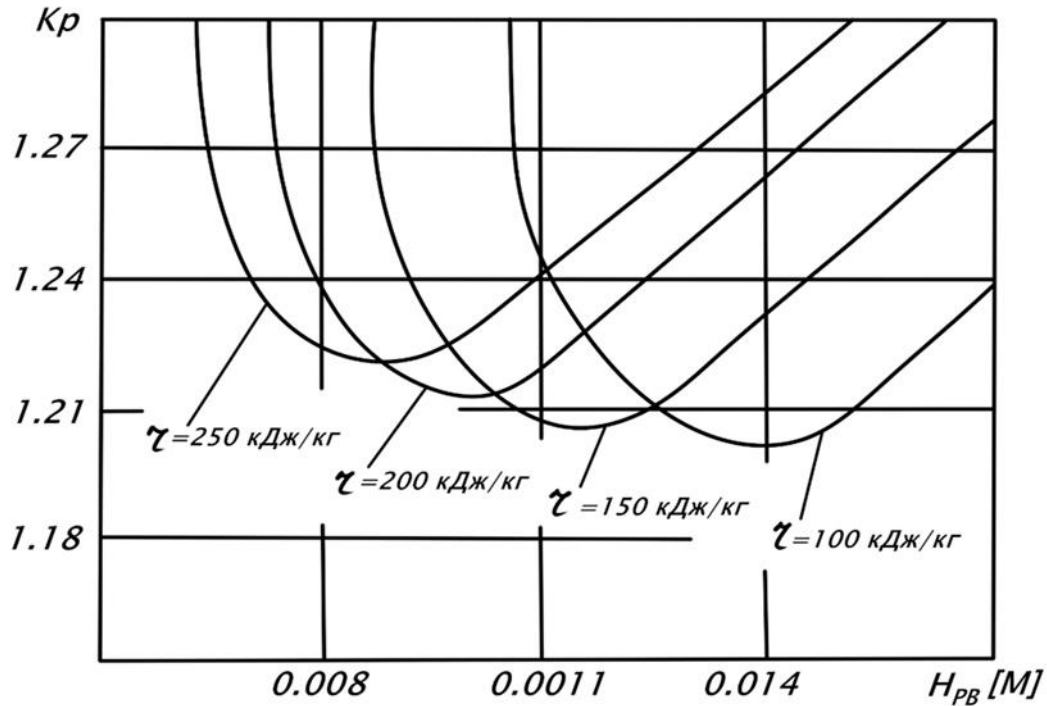


Рисунок 7.16 – Зависимость критерия эффективности от толщины рабочего вещества для различных значений скрытой теплоты плавления при

оптимальном значении $\frac{B}{Lk} = 4$

Зависимость критерия эффективности от толщины рабочего вещества имеет ярко выраженный минимум. По методике, представленной в Приложении 6, зависимость оптимальной толщины слоя рабочего вещества от величины скрытой теплоты плавления аппроксимирована полиномом второго порядка вида:

$$H_{pv} = 0,02 - 7,65 \cdot 10^{-5}r + 1,23 \cdot 10^{-7}r^2.$$

Зависимость оптимальной толщины слоя рабочего вещества от величины скрытой теплоты плавления представлена на Рисунке 7.17.

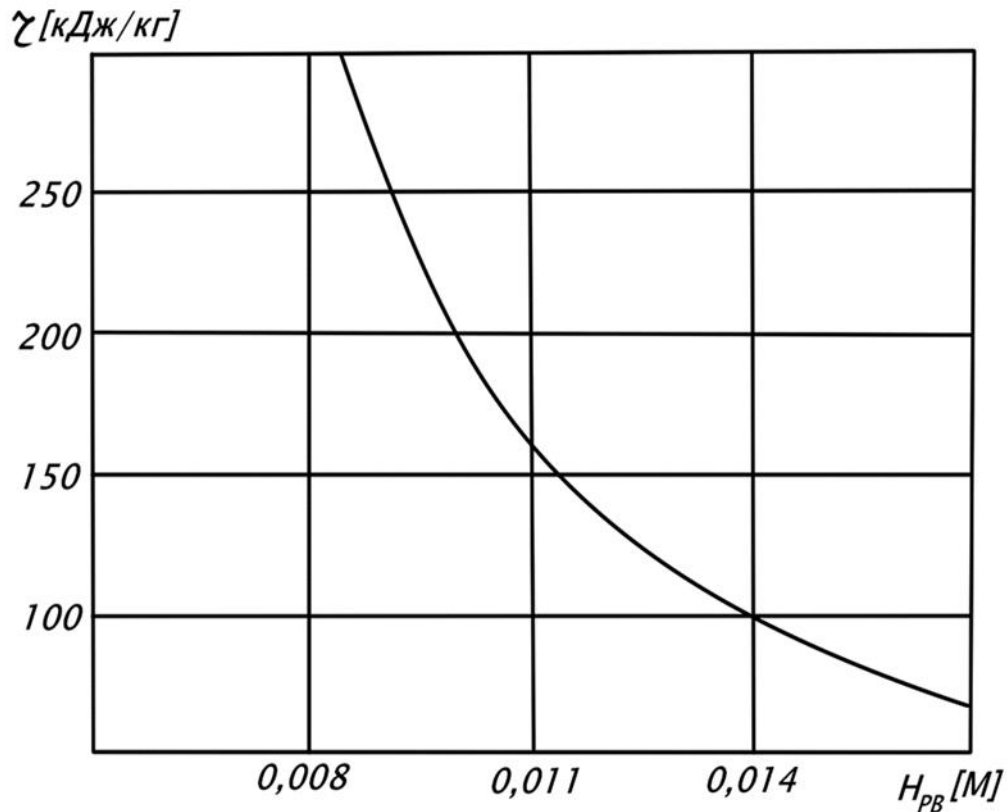


Рисунок 7.17 – Зависимость оптимальной толщины слоя рабочего вещества от величины скрытой теплоты плавления

По результатам проведенных исследований сделаны следующие выводы [136]. Толщину канала с теплоносителем в тепловом аккумуляторе следует выбирать в диапазоне 0,004 – 0,006 м, стенка канала с теплоносителем должна иметь минимально возможную из соображений прочности и технологии изготовления толщину. Отношение длины теплового аккумулятора к суммарной ширине каналов с теплоносителем должно лежать в диапазоне 4 – 5. Толщина рабочего вещества теплового аккумулятора может быть вычислена по представленной выше формуле в зависимости от величины скрытой теплоты плавления. Разработана методика выбора проектных параметров ТА внутреннего контура СОТР модуля лунной базы, представленная в Приложении 7.

Заключение по Главе 7

Применение метода математического моделирования и проведение экспериментальных исследований позволили разработать математическую модель ТА с плавящимся рабочим веществом, а также алгоритмы расчета, удобные в применении как на этапе предварительного проектирования так и на последующих этапах.

1. На основании анализа задачи уменьшения массы РТО СОТР лунной базы разработана нестационарная двухмерная математическая модель теплового аккумулятора с плавящимся рабочим веществом второго порядка в частных производных для демпфирования внутренней пиковой тепловой нагрузки с использованием принципа суперпозиции для учета скрытой теплоты фазового перехода.

2. Проведена экспериментальная проверка адекватности разработанной математической модели ТА с плавящимся рабочим веществом с использованием принципа суперпозиции для учета скрытой теплоты фазового перехода натурному аналогу методом сравнения температурных полей рабочих веществ смоделированного и натурального ТА при плавлении и затвердевании. Оценка адекватности аппроксимационной зависимости температуры от времени экспериментальным данным проводилась с использованием критерия Фишера. Относительная погрешность расчетов не превышает 15%.

3. Разработаны эффективные алгоритмы и программы для:

– оценки эффективности использования теплового аккумулятора внутреннего контура системы обеспечения теплового режима лунной базы в течение земных суток;

– выбора конструктивных параметров теплового аккумулятора внутреннего контура системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы.

ГЛАВА 8 АНАЛИЗ МОЩНОСТИ И ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОЧЕГО ВЕЩЕСТВА ПЕРСПЕКТИВНОГО ТЕПЛОВОГО АККУМУЛЯТОРА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ В ТЕЧЕНИЕ ЛУННЫХ СУТОК

8.1 Анализ работы радиационного теплообменника системы обеспечения теплового режима лунной базы

Обитаемая лунная база на первом этапе развертывания состоит из обитаемых командно-жилого, складского и научно-исследовательского модулей [2]. Предполагается построение базы с использованием опыта создания долговременных космических обитаемых орбитальных станций «Мир» и Международной космической станции (МКС). Отсеки, части, элементы и системы базы будут аналогичны и, по возможности, унифицированы с отсеками, частями и элементами жилых модулей и отсеков в составе МКС. Обитаемые модули предполагается разместить в траншеях, засыпанных сверху слоем реголита, толщиной около трех метров. Таким образом, обитаемые модули базы будут надежно защищены от солнечной и галактической радиации, а также от небольших метеоритов. Подобное расположение изолирует жилые модули от внешних источников тепла. Система обеспечения теплового режима (СОТР) жилых модулей базы должна обеспечивать все режимы работы, включая аварийные. По проектным оценкам РКК «Энергия» такая система каждого из модулей должна быть рассчитана на сброс среднесуточной тепловой мощности до 12 кВт [2]. Таким образом, структуру и исполнение внутренних циркуляционных контуров СОТР жилых модулей можно считать определенными.

Наружному контуру СОТР предстоит работать в специфических условиях лунной поверхности, а именно, широкого диапазона внешних тепловых потоков, меняющихся в зависимости от широты расположения базы. Работа СОТР на поверхности Луны во время лунной ночи принципиально не

отличается от работы СОТР космических аппаратов во время околоземного или межпланетного полета. Иная картина наблюдается во время лунного дня, характеризующегося длительной продолжительностью – 14 земных суток и большим внешним тепловым потоком, падающим на РТО.

Проведено исследование влияния внешних тепловых потоков на работу РТО. Проектный расчет параметров РТО проводится на основании системы уравнений:

$$\begin{cases} C_p G(T_{\text{вх}} - T_{\text{вых}}) = \eta \sigma \varepsilon T_{\text{пан}}^4 F - q_{\text{пог}} F; \\ C_p G(T_{\text{вх}} - T_{\text{вых}}) = \alpha S (T_{\text{вых}} - T_{\text{пан}}); \\ C_p G(T_{\text{вх}} - T_{\text{вых}}) = q_{\text{внутр}}, \end{cases}$$

где: C_p – теплоемкость теплоносителя, G – расход теплоносителя, $T_{\text{вх}}$ – температура теплоносителя на входе в РТО, $T_{\text{вых}}$ – температура теплоносителя на выходе из РТО, $T_{\text{пан}}$ – температура излучающей поверхности РТО, η – коэффициент эффективности ребра РТО, ε – коэффициент излучения поверхности РТО, σ – постоянная Стефана-Больцмана, F – площадь РТО, $q_{\text{пог}}$ – удельный поглощенный РТО внешний тепловой поток, α, S – коэффициент теплообмена и площадь теплообмена в трубках РТО, $q_{\text{внутр}}$ – внутреннее тепловыделение в модуле базы.

Величины $T_{\text{вх}}$, $T_{\text{вых}}$, тепловой поток, отводимый СОТР из модуля базы определяются техническим заданием на модуль лунной базы, описанным в предыдущих разделах и составляют: $T_{\text{вх}} = 313$ К, $T_{\text{вых}} = 283$ К, $q_{\text{внутр}} = 12000$ Вт. Площадь РТО рассчитана для $q_{\text{пог}} = 225$ Вт/м², характерному для низкоорбитальных КА. Реальный удельный поглощенный РТО внешний тепловой поток изменяется в широком диапазоне и, как показано в предыдущем разделе, достигает в наиболее теплонагруженных районах 600 Вт/м².

На Рисунке 8.1 представлена зависимость площади излучения РТО, необходимой для отвода 12 000 Вт от удельного поглощенного РТО внешнего теплового потока.

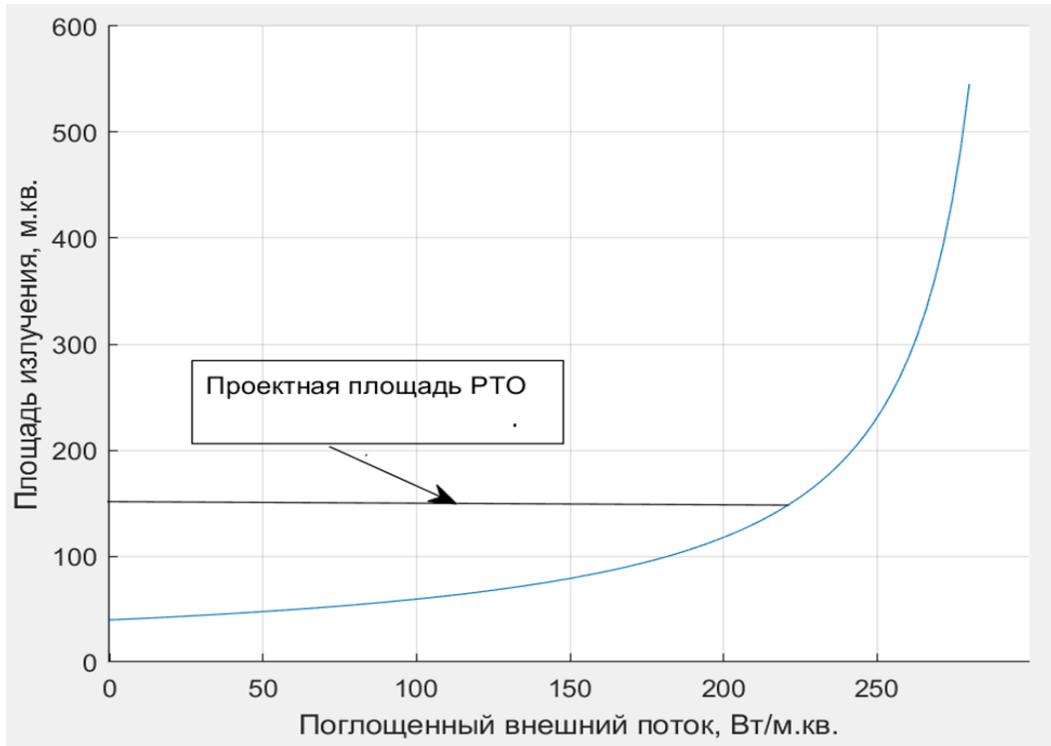


Рисунок 8.1 – Зависимость площади излучения РТО от удельного поглощенного РТО внешнего теплового потока

Из графика видно, что при достижении $q_{\text{пог}}$ значения 250 Вт/м^2 , площадь излучения РТО увеличивается экспоненциально.

На Рисунке 8.2 представлена зависимость температуры теплоносителя на выходе из РТО от внешнего поглощенного теплового потока.

Из представленной на Рисунке 8.2 зависимости следует, что при увеличении внешнего поглощенного теплового потока температура теплоносителя на выходе из РТО растет и при достижении значения потока, указанного стрелкой, РТО перестает отводить тепло.

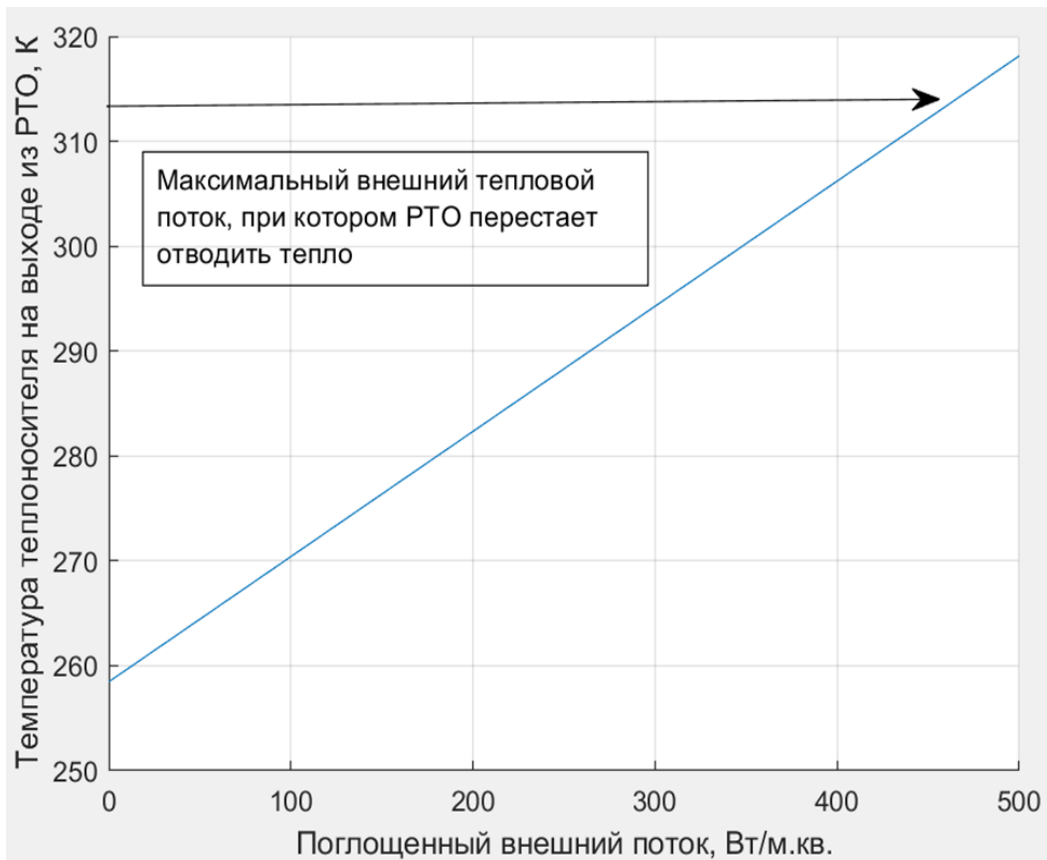


Рисунок 8.2 – Зависимость температуры теплоносителя на выходе из РТО от внешнего поглощенного теплового потока

На Рисунках 8.3 и 8.4 представлены зависимости температуры теплоносителя на выходе из РТО от высоты Солнца над горизонтом для различных широт расположения базы для районов лунных морей и материков. Из графиков следует, что температура теплоносителя на выходе из РТО в районах лунных морей выше, чем в районах материков.

На Рисунках 8.5 и 8.6 приведены зависимости количества тепла, излучаемого РТО, от высоты Солнца над горизонтом для различных широт расположения базы для районов лунных морей и материков.

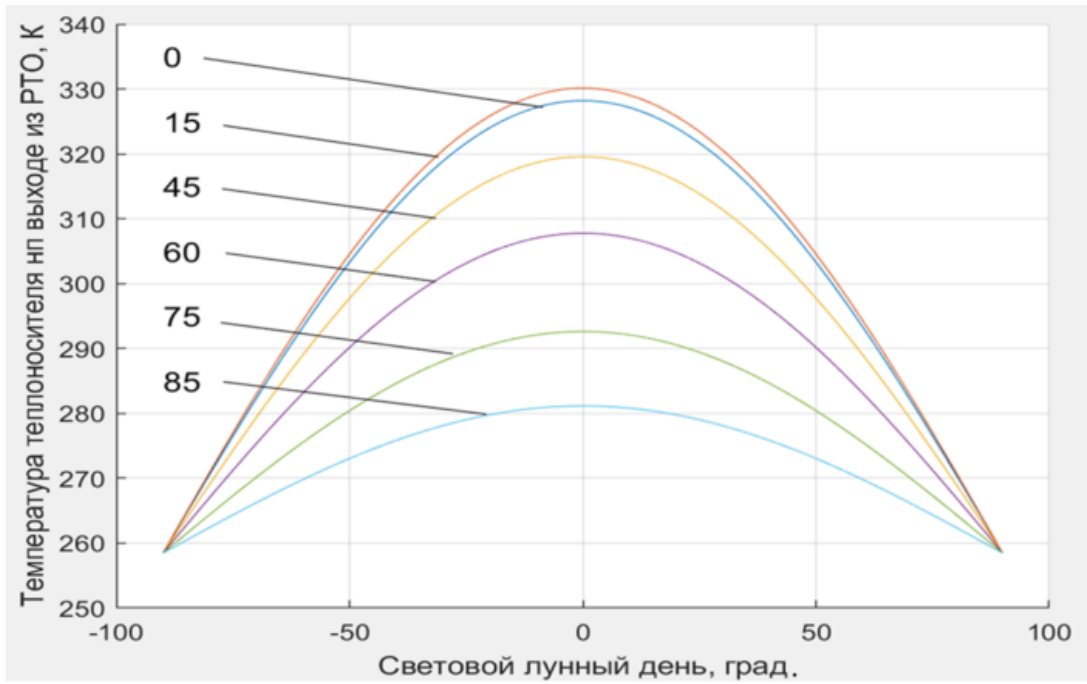


Рисунок 8.3 – Зависимость температуры теплоносителя на выходе из РТО от высоты Солнца над горизонтом для различных широт расположения базы для районов лунных морей

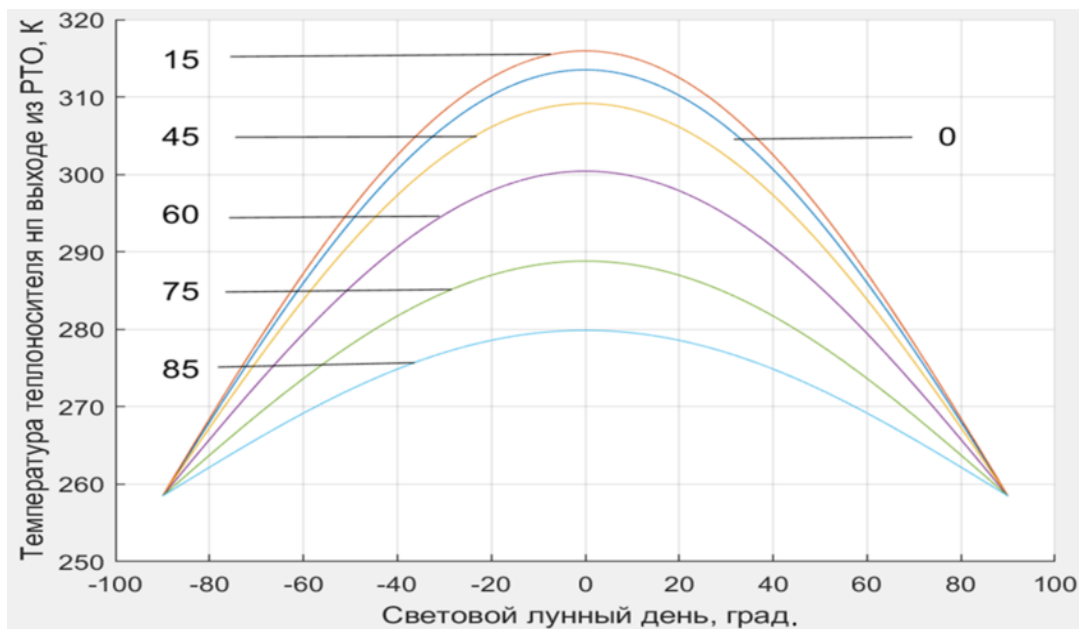


Рисунок 8.4 – Зависимость температуры теплоносителя на выходе из РТО от высоты Солнца над горизонтом для различных широт расположения базы для районов лунных материков

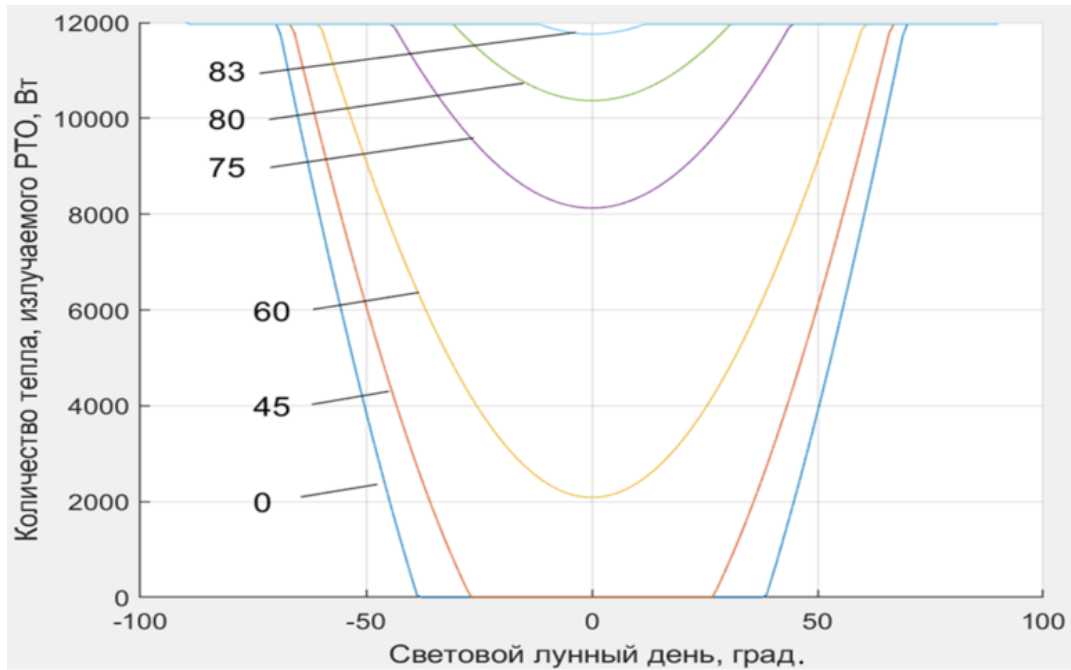


Рисунок 8.5 – Зависимость количества тепла, излучаемого РТО, от высоты Солнца над горизонтом для различных широт расположения базы для районов лунных морей

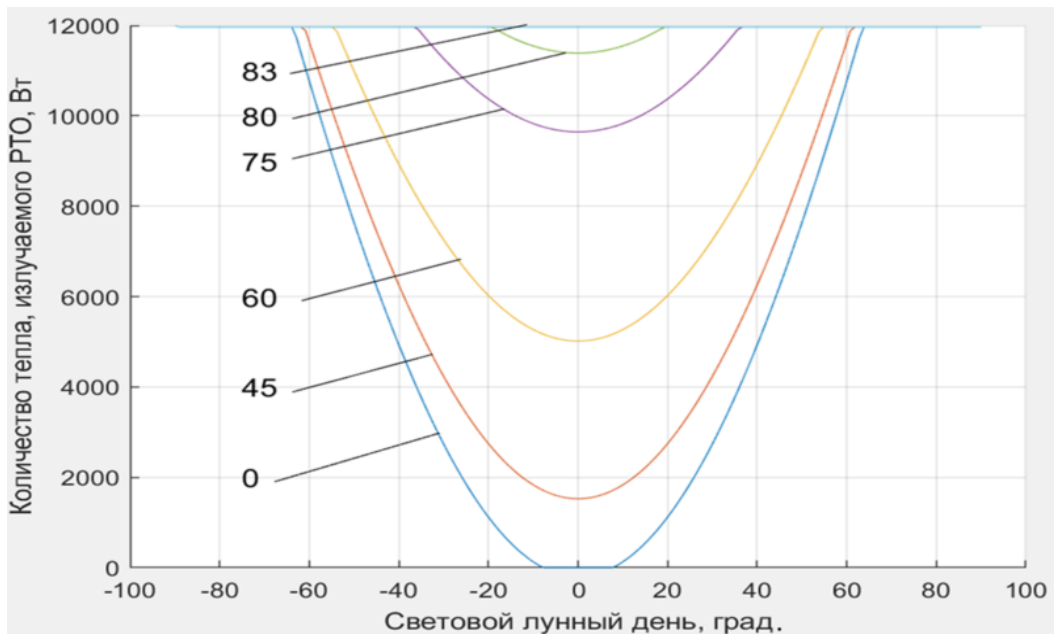


Рисунок 8.6 – Зависимость количества тепла, излучаемого РТО, от высоты Солнца над горизонтом для различных широт расположения базы для материковых районов

На основании представленных материалов сделан вывод, что РТО на поверхности Луны функционирует в трех режимах [137]. Первый режим, с восхода Солнца и до момента, когда внешний поглощенный тепловой поток становится равным $q_{\text{пог}}$ проектному, РТО отводит заданное количество тепла в 12 000 Вт. На рисунках 8.5 и 8.6 этот режим представлен горизонтальными прямыми, соответствующими количеству тепла, излучаемого РТО 12 000 Вт. При дальнейшем подъеме Солнца над горизонтом, РТО работает во втором режиме, когда радиатор еще может отвести некоторое количество тепла, хотя и меньшее, чем расчетное 12 000 Вт. На Рисунках 8.5 и 8.6 этот режим представлен параболой для высоких широт и ветвями парабол, упирающихся в ось абсцисс, для низких широт. Горизонтальный участок между ветвями парабол характеризует третий режим работы, когда внешний поглощенный тепловой поток достигает величины, не позволяющей отводить тепло вообще.

На основании полученных результатов сделан вывод, что обеспечить отвод необходимого количества тепла из гермоотсека жилого модуля лунной базы с использованием хорошо отработанной структуры наружного гидравлического контура модуля, сформированной по аналогии с наружными гидравлическими контурами модулей долговременных космических обитаемых орбитальных станций «Мир» и Международной космической станции для большинства регионов Луны, за исключением полярных зон, не представляется возможным.

Для обеспечения требуемого температурного режима модулей лунной базы, расположенной в средних широтах и экваториальной зоне, необходимо использование новых подходов для формирования наружного гидравлического контура. Одним из путей решения проблемы является отвод избыточного количества тепла из модуля базы в течение лунного дня в реголит, с последующим отводом его в течение лунной ночи в космическое пространство.

8.2 Пути улучшения теплофизических свойств реголита

Термодинамический анализ показал необходимость аккумуляции в течение светового лунного дня части тепла, выделяемого в модуле лунной базы. Одним из вариантов решения проблемы представляется аккумуляция тепла в лунном реголите, являющимся неограниченным местным ресурсом. Температура реголита на глубине 0,14 м. практически не меняется в течение лунных суток и составляет примерно 253 К [2]. Учитывая, что температура теплоносителя на выходе в РТО $-T_{\text{вых}}$ составляет 283 К, возможно использование теплоемкостных свойств реголита при перепаде температур 25 К. Средний размер пористости до глубины 10 м составляет 45 % [29, 30].

Пористость реголита на глубине более одного метра составляет примерно $\varepsilon = 0.45 \frac{\text{м}^3}{\text{м}^3}$ [29, 138]. Эта величина показывает долю не занятого зернистыми элементами объема слоя. Имеет место зависимость $\rho_n = (1 - \varepsilon)\rho_t$, где ρ_n – плотность зерен реголита твердой фазы, ρ_t – насыпная плотность реголита. Для повышения теплоемкости реголита полости следует заполнить газовой или жидкой фазой. Теплоемкость композиции веществ может быть рассчитана по теплоемкости каждого компонента с учетом его содержания в композиции. Затраты на фазовый переход определяются по теплоте плавления наполнителя с учетом величины теплового эффекта (теглопоглощения) и содержанию плавкого наполнителя в композиции, соответствующего его процентному содержанию в композиции [139].

Медианный (по массе) размер частиц колеблется от > 100 мкм для образцов незрелого реголита до 60 – 70 мкм для образцов зрелого реголита [138].

Эффективная теплопроводность реголита невелика. Например, на глубине $h = 1$ м при температуре $T = 253$ К она составляет $\lambda_{ef} = 0.017 \frac{\text{Вт}}{\text{мК}}$. Повысить эффективную теплопроводность возможно заполнив поры между частицами реголита газовой или жидкой (твердой) фазой. Коэффициенты

теплопроводности однородных зернистых сред зависят от их физико-химических свойств и могут быть найдены по зависимостям, приведенным в разделе 3.2.

В зернистом слое с неподвижной жидкой или газовой фазой величина λ_{0ef} – это эффективная характеристика сложного процесса теплопроводности, включающие следующие стадии [138]:

теплопроводность твердого материала элементов слоя, которая характеризуется коэффициентом теплопроводности материала λ_t ;

молекулярная теплопроводность жидкости (газа), заполняющей слой – коэффициент теплопроводности λ_g ;

излучение между твердыми поверхностями элементов слоя; определяется оно свойствами этих поверхностей и уровнем температур в слое.

Малые линейные размеры объемов газа между элементами слоя позволяют пренебречь излучением газовой фазы. Эффективный коэффициент теплопроводности λ_{0ef} нельзя выразить как некоторую сумму отдельных составляющих, поскольку в зернистом слое отдельные стадии общего процесса распространения теплоты взаимосвязаны. Тепловой поток в значительной мере проходит последовательно через отдельные зерна слоя и промежутки газа между ними (теплопроводностью и излучением), причем вблизи точек контакта зерен этот поток особенно интенсивен.

Предложено много теоретических и экспериментальных зависимостей, определяющих эффективный коэффициент теплопроводности как функцию структуры слоя и теплопроводности обеих фаз зернистого слоя. Достаточно простой и физически обоснованной является модель, предложенная Кунии [31]. В этой модели рассматривается осесимметричный тепловой поток между плоскостями, проходящими через центры двух соседних шаров. Интегрирование потока в газовой (жидкостной) прослойке между шарами дает относительную эффективную толщину этой прослойки около точки контакта шаров.

$$F = \frac{\delta_{ef}}{d} = \frac{0,5 \left(\frac{k-1}{k}\right)^2 \sin^2 \theta}{\ln[k - (k-1) \cos \theta] - \frac{k-1}{k}(1 - \cos \theta)} - \frac{2}{3k},$$

где: $k = \frac{\lambda_t}{\lambda_g}$, θ – центральный угол, приходящийся на одну точку контакта.

С учетом всех механизмов переноса теплоты в зернистом слое получена формула [31]:

$$\frac{\lambda_{0ef}}{\lambda_g} = \varepsilon \left(1 + \frac{\alpha_{lg} d}{\lambda_g} \right) + \frac{1 - \varepsilon}{\frac{1}{\Phi} + \frac{\alpha_{lt} d}{\lambda_g} + \frac{2\lambda_g}{3\lambda_t}};$$

$$\alpha_{lg} = 0,227 \left[\frac{1}{1 + \varepsilon(1-p)/(2p(1-\varepsilon))} \right] \left(\frac{T}{100} \right)^3;$$

– коэффициент теплоотдачи излучением от зерна через газ мимо соседних зерен;

$$\alpha_{lt} = 0,227 \frac{p}{2-p} \left(\frac{T}{100} \right)^3;$$

– коэффициент теплообмена излучением между соседними зернами; p – степень черноты поверхности зерен. На Рисунке 8.7 представлена эффективная теплопроводность реголита с водородом и водой в качестве наполнителей пустот.

При наличии градиента температуры в зернистом слое, заполненном жидкостью или газом достаточно большой плотности, может возникнуть естественная конвекция, приводящая к заметному увеличению эффективного коэффициента теплопроводности.

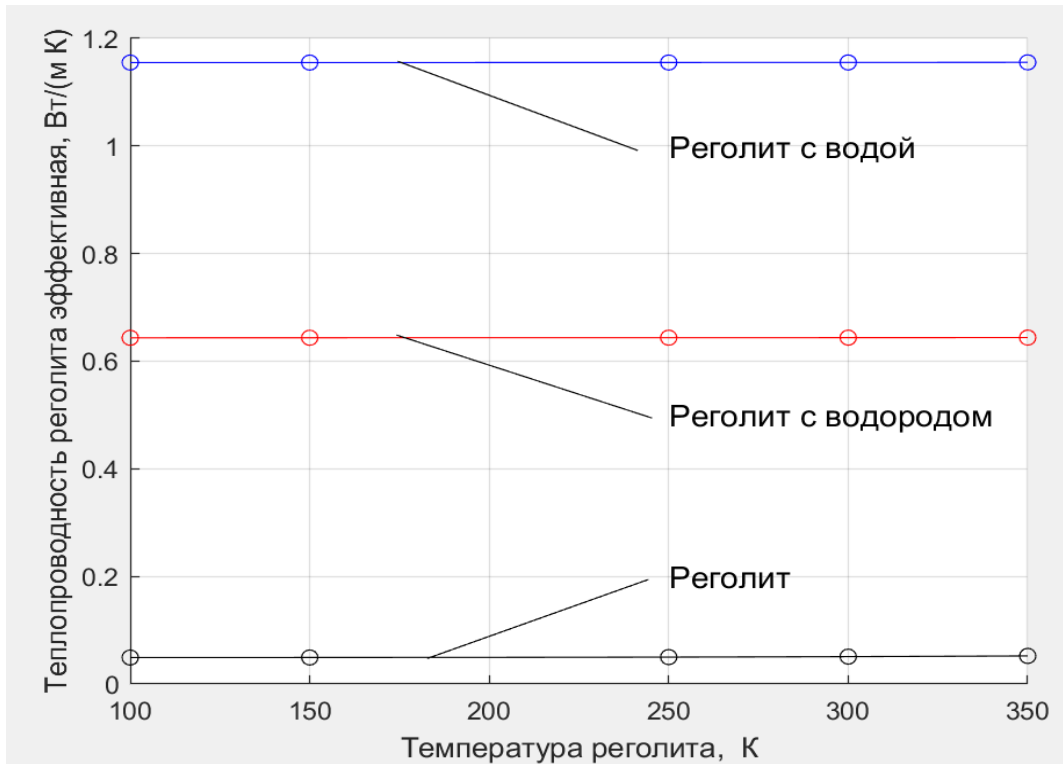


Рисунок 8.7 – Эффективная теплопроводность реголита с водородом и водой в качестве заполнителей пустот

Суммарная теплопроводность слоя при наличии естественной конвекции равна:

$$\lambda_{ef} = \lambda_{0ef} + \lambda_k;$$

где: λ_{0ef} – эффективный коэффициент теплопроводности реголита без учета конвекции, λ_k – конвективная составляющая коэффициента теплопроводности. Отношение суммарной теплопроводности слоя при наличие естественной конвекции к эффективному коэффициенту теплопроводности реголита без учета конвекции подчиняется зависимости [138]:

$$\frac{\lambda_{ef}}{\lambda_{0ef}} = \varphi = 1 + \frac{g\beta_t\Delta tx^3}{v^2} \frac{\rho c_p v}{\lambda_g} \frac{\lambda_g}{\lambda_{0ef}} \frac{c}{2x^2},$$

где: g – свободного падения, на Луне $1,62 \text{ М/с}^2$, β_t – коэффициент объемного расширения, градиент температур; ρ, c_p и ν – плотность, теплоемкость и коэффициент кинетической вязкости газовой (жидкой) фазы, x – высота зернистого слоя, C – коэффициент проницаемости слоя.

Обозначим:

$$Gr = \frac{g\beta_t\Delta tx^3}{\nu^2} - \text{критерий Грасгофа, отнесенный к разнице температур в слое; в качестве определяющего размера принята высота слоя;}$$

в качестве определяющего размера принята высота слоя;

$$Pr = \frac{\rho c_p \nu}{\lambda_g} - \text{критерий Прандтля для газовой (жидкостной) среды;}$$

$$Ra = GrPr \frac{\lambda_g}{\lambda_{0ef}} \frac{C}{2x^2} - \text{критерий Релея для зернистого слоя.}$$

В отличие от аналогичного критерия $GrPr$, применяемого для описания естественной конвекции в однофазовой среде, в Ra входят два комплекса, отражающие тепловые и гидравлические свойства зернистого слоя.

С учетом принятых обозначений: $\varphi = 1 + 0,5 Ra$.

Нарушение устойчивости газовой (жидкостной) среды в слое и начало естественной конвекции определяется критическим значением Ra_0 , так же, как это имеет место в однофазной среде. Теоретическими и экспериментальными исследованиями получено критическое значение $Ra_0 \approx 40$ [32].

Проведен расчет критерия Релея для слоя реголита, заполненного водородом и водой. При заполнении зернистого слоя реголита водородом значение критерия Релея составило $Ra = 2,25 \cdot 10^{-6}$, а при заполнении зернистого слоя реголита водой значение критерия Релея составило $Ra = 1,9 \cdot 10^{-2}$. Полученные значения критерия Релея значительно ниже критического значения Ra_0 , что позволило сделать вывод о том, что составляющая естественной конвекции коэффициента теплопроводности в рассматриваемом случае отсутствует.

В результате проведенных расчетов получены зависимости эффективной теплопроводности реголита от температуры для разных наполнителей зернистого слоя реголита. Сделан вывод о том, что составляющая естественной

конвекции коэффициента теплопроводности в рассматриваемом случае отсутствует.

8.3 Анализ количества рабочего вещества перспективного теплового аккумулятора для обеспечения теплового режима лунной базы в течение лунных суток

Проведен анализ количества рабочего вещества теплового аккумулятора наружного контура СОТР модуля лунной базы. Тепловой поток, отводимый СОТР из жилого модуля лунной базы, составляет 12000 Вт. РТО располагается вертикально для минимизации внешнего поглощенного теплового потока.

Количество тепла, которое необходимо отвести из модуля лунной базы за лунный световой день дополнительно к работающему РТО может быть посчитано по следующей зависимости:

$$A = \int_{\tau_1}^{\tau_2} c_p G \Delta T d\tau,$$

где τ_1 - момент перехода работы РТО из первого режима работы в начале светового лунного дня, когда РТО полностью справляется с отводом избыточного тепла из гермоотсека модуля лунной базы во второй режим работы, когда радиационный теплообменник перестает полностью справляться с отводом избытка тепла из модуля базы. τ_2 - момент перехода от второго режима работы РТО к первому в конце светового лунного дня. ΔT для второго режима работы РТО определяется как разница между расчетной температурой на выходе из РТО и проектной, а для третьего режима работы, когда РТО не отводит тепло, $\Delta T = T_{\text{вых го}} - T_{\text{вх го}}$;

где: $T_{\text{вх го}}$ - температура теплоносителя на входе в гермоотсек модуля, $T_{\text{вых го}}$ - теплоносителя на выходе из гермоотсека модуля.

Избыток тепла в течение лунного дня запасается в тепловом аккумуляторе из лунного реголита с наполнителем, а затем, в течение лунной ночи, рассеиваться штатным РТО.

На Рисунках 8.8 и 8.9 представлены зависимости количества запасаемого в течение лунного дня тепла от высоты Солнца над горизонтом для различных широт расположения базы для районов лунных морей и материков.

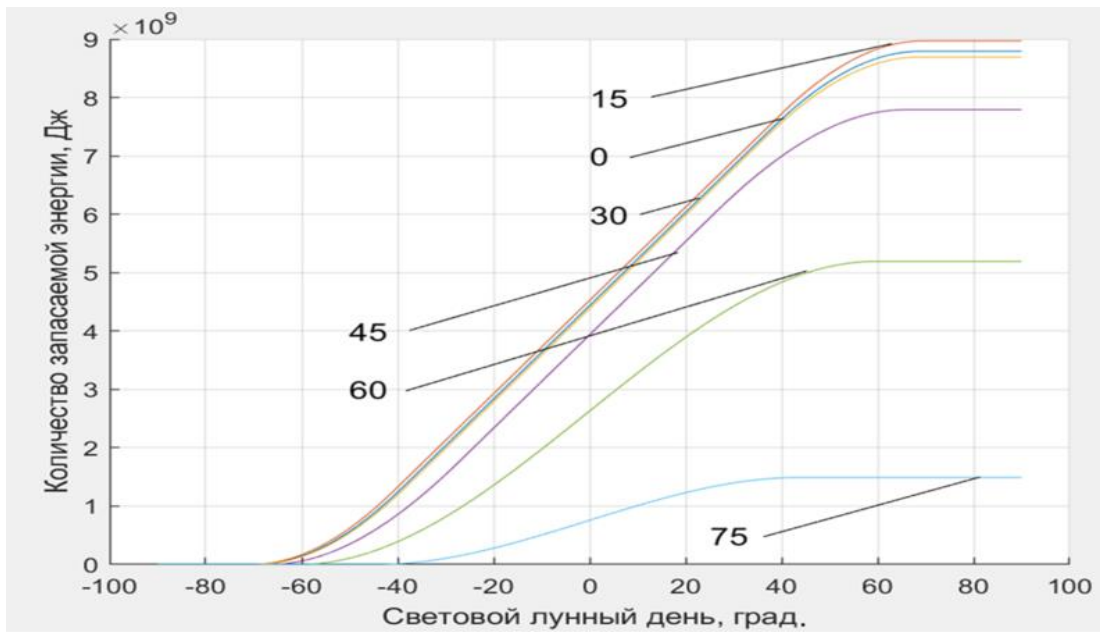


Рисунок 8.8 – Зависимость количества запасаемого в течение лунного дня тепла от высоты Солнца над горизонтом для различных широт расположения базы для районов лунных морей

Графики зависимости количества запасаемого тепла имеют характерную форму. После восхода солнца, когда РТО наружного контура СОТР модуля лунной базы полностью справляется с отводом требуемого количества тепла, кривые располагаются на оси абсцисс, что соответствует нулевому количеству запасаемого тепла. В тот момент, когда РТО перестает справляться с отводом тепла из модуля, происходит отрыв графика от оси абсцисс. Угол наклона графика зависимости количества запасаемого тепла к оси абсцисс увеличивается, пока зависимость не становится линейной. Линейный участок

характеризует временной интервал, в течение которого внешний поглощенный РТО тепловой поток достигает величины, не позволяющей РТО отводить тепло вообще. По мере склонения солнца к горизонту, внешний поглощенный РТО тепловой поток уменьшается и в определенный момент времени РТО начинает отводить тепло в окружающее пространство. На графике этот режим отображен плавным переходом от наклонной прямой к горизонтальной прямой. Следующий далее горизонтальный участок соответствует режиму работы, когда РТО наружного контура СОТР модуля лунной базы полностью справляется с отводом требуемого количества тепла.

На Рисунке 8.10 представлена зависимость максимального количества тепла, запасаемого в течение лунного дня, для различных широт расположения базы для материковых районов и лунных морей.

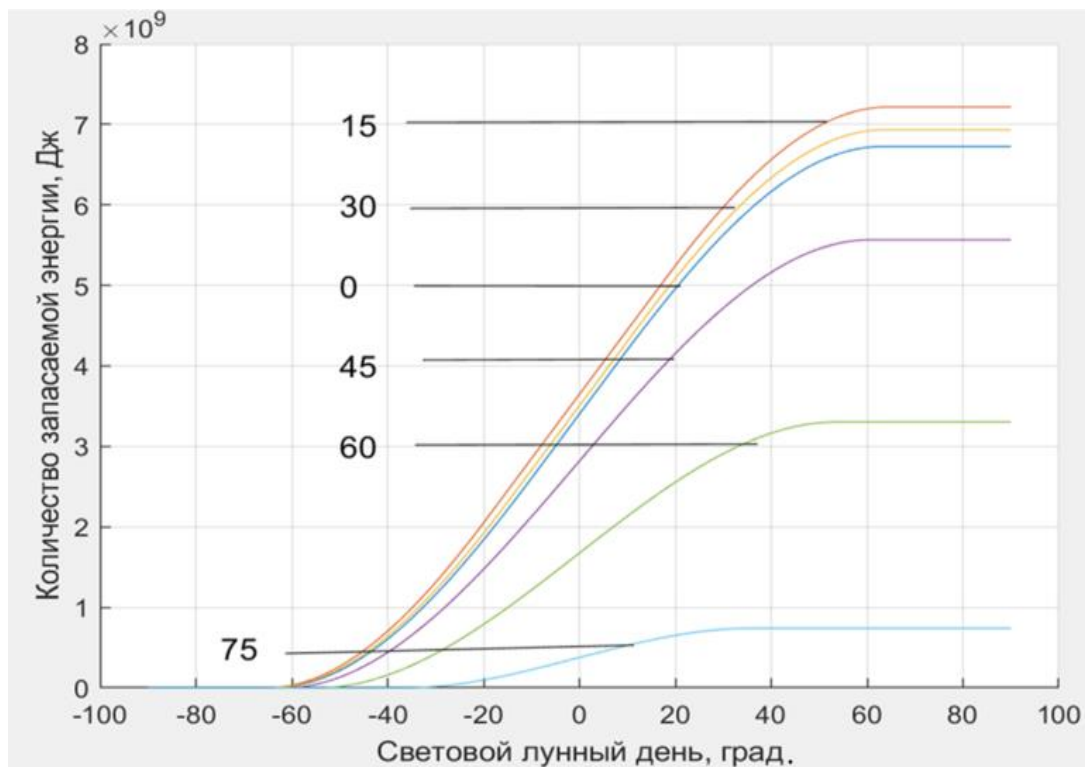


Рисунок 8.9 – Зависимость запасаемого в течение лунного дня тепла от высоты Солнца над горизонтом для различных широт расположения базы для материковых районов

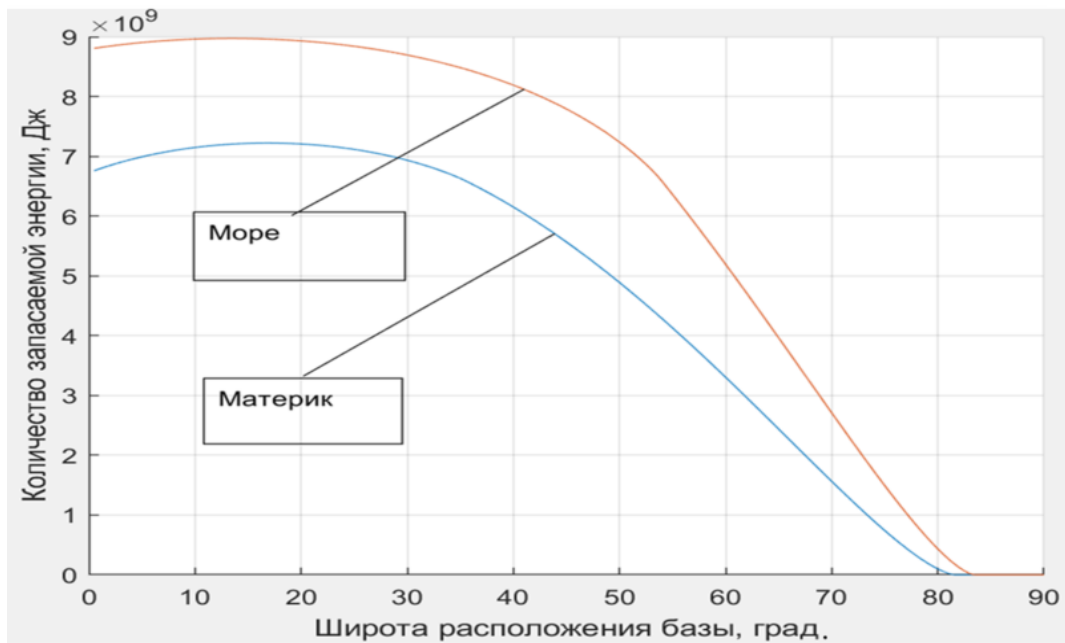


Рисунок 8.10 – Зависимость максимального количества тепла, запасаемого в течение лунного дня для различных широт расположения базы для материковых районов и лунных морей

Из графиков зависимостей, представленных на Рисунке 8.10 следует, что внешний поглощенный РТО тепловой поток при расположении базы в районе лунного моря выше, чем у базы, располагающейся на материке. Это связано с тем, что альbedo лунной поверхности материков выше, чем альbedo поверхности морей. По широте максимального значения внешний поглощенный РТО тепловой поток, для радиатора, ориентированного вертикально, достигает в районе 15-17 градусах южнее и севернее экватора.

На основании полученного в результате расчета количества тепла, которое необходимо отвести от модуля лунной базы в течение лунного дня, помимо отводимого РТО, рассчитаны объемы аккумулирующих веществ для районов моря и материка в зависимости от широты расположения лунной базы. Результаты расчетов представлены на Рисунке 8.11.

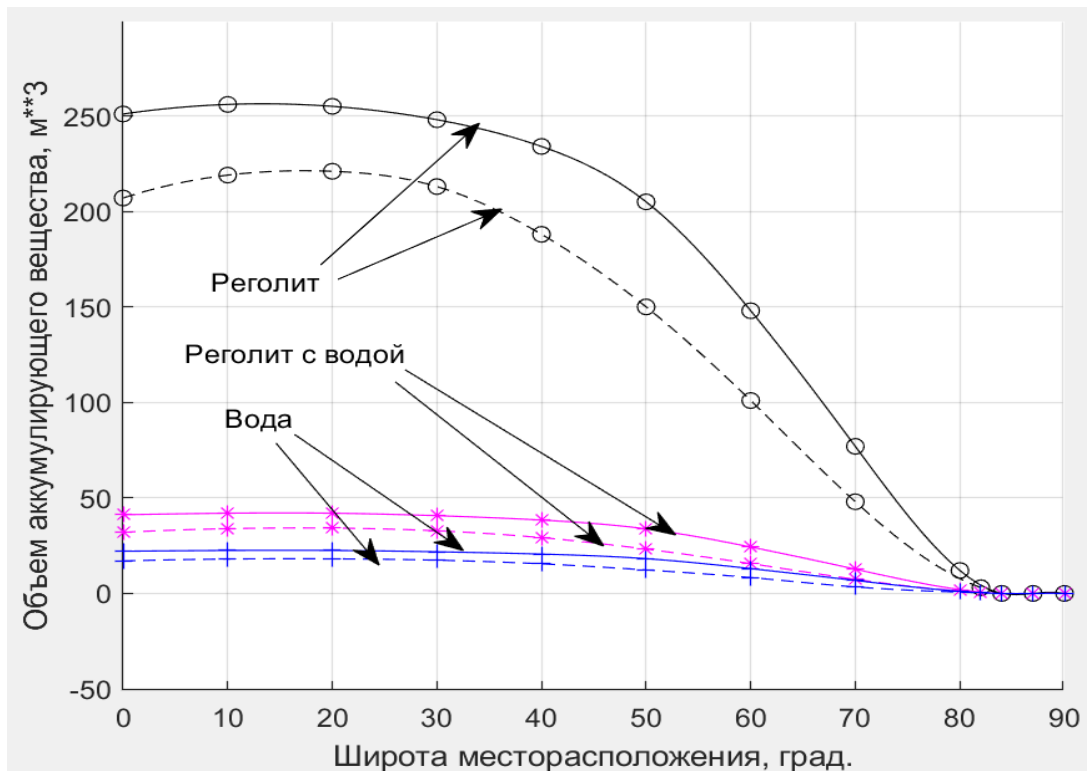


Рисунок 8.11 – Зависимость объема аккумулирующих веществ для районов моря и материка от широты расположения Лунной базы

Прерывистыми линиями представлены области материка, а непрерывными линиями изображены районы морей. В качестве аккумулирующего вещества был рассмотрен реголит, реголит с водой, заполняющей поры и вода.

На основании полученного в результате расчета количества тепла, которое необходимо отвести от модуля лунной базы в течение лунного дня, помимо отводимого РТО, рассчитаны массы аккумулирующих веществ для районов моря и материка в зависимости от широты расположения лунной базы [140]. На Рисунке 8.12 представлены зависимости массы аккумулирующего вещества (реголит с водой) для районов моря и материка от широты расположения Лунной базы.

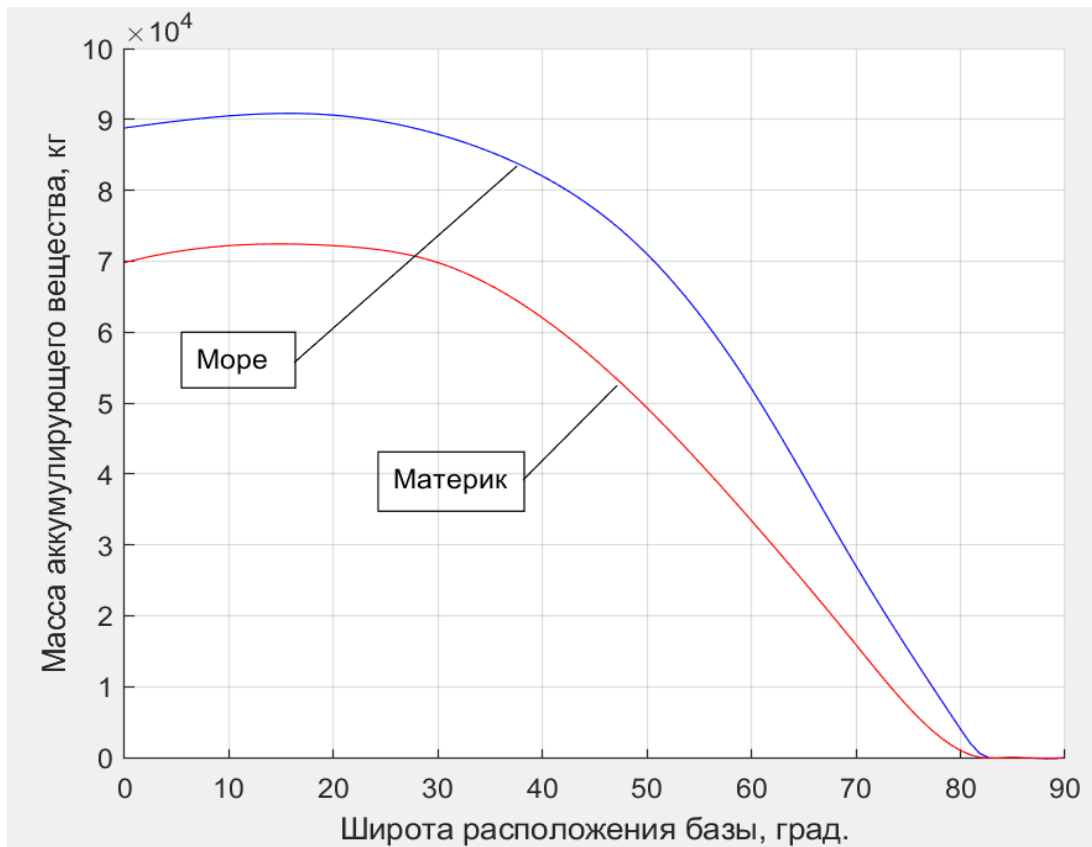


Рисунок 8.12 – Зависимость массы аккумулирующего вещества (реголит с водой) для районов моря и материка от широты расположения Лунной базы

На Рисунке 8.13. представлены зависимости массы аккумулирующего вещества (реголит) для районов моря и материка от широты расположения Лунной базы.

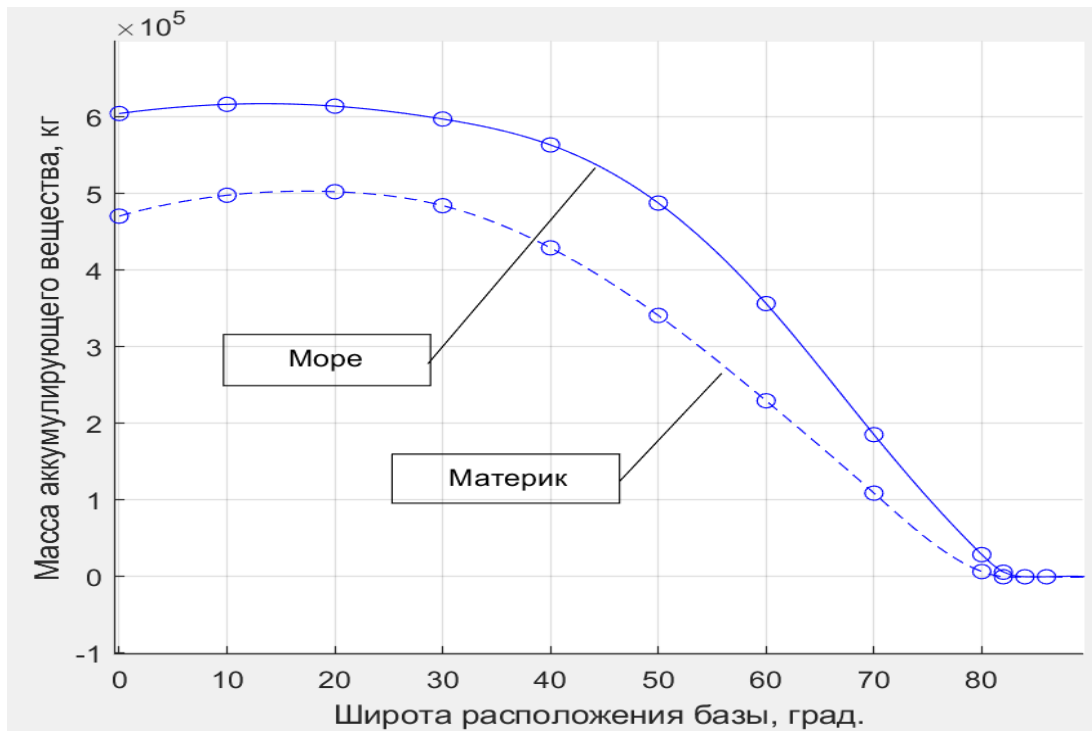


Рисунок 8.13. – Зависимость массы аккумулирующего вещества (реголит) для районов моря и материка от широты расположения Лунной базы

Заключение по Главе 8

В результате проведенных исследований сделаны следующие выводы:

1. Лунную базу, из соображения работы СОТР, целесообразно располагать в районе материка, так как внешний поглощенный РТО тепловой поток при расположении базы в районе лунного моря на 23,2 % выше, чем у базы, располагающейся на материке.

2. Для обеспечения требуемого температурного режима модулей лунной базы, расположенной в средних широтах и экваториальной зоне, необходимо использование новых подходов для формирования наружного гидравлического контура. Одним из путей решения проблемы является отвод избыточного количества тепла из модуля базы в течение лунного дня в реголит, с последующим отводом его в течение лунной ночи в космическое пространство.

3. Использование реголита с водой в качестве рабочего вещества теплового аккумулятора наружного контура по сравнению с использованием одного реголита позволяет уменьшить объем рабочего вещества на 82 %, а массу рабочего вещества на 84%.

ГЛАВА 9 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПЕРСПЕКТИВНОГО ТЕПЛООВОГО АККУМУЛЯТОРА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ В ТЕЧЕНИЕ ЛУННЫХ СУТОК

9.1 Моделирование теплового аккумулятора наружного контура системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы

Термодинамический анализ работы РТО на поверхности Луны показал необходимость аккумуляции в течение светового лунного дня части тепла, выделяемого в модуле лунной базы. Одним из вариантов решения проблемы является аккумуляция тепла в лунном реголите. При разработке конструкции теплового аккумулятора лунной базы, как агрегата системы обеспечения теплового режима, предъявляются следующие требования [2].

1. Конструкция должна быть простой в изготовлении и эксплуатации на первом, втором и третьем этапах освоения Луны в соответствии с классификацией [2]. На втором этапе: при создании постоянной лунной базы минимальной конфигурации и постоянном присутствии на ней экипажа от 3 человек до 6 – 10 человек.
2. Конструкция должна обладать высокой надежностью и работоспособностью в течение, по крайней мере, 15 лет, что соответствует планируемому ресурсу обитаемых лунных баз для разных этапов освоения Луны.
3. При производстве теплового аккумулятора должны быть максимально использованы местные лунные ресурсы, а также вещества и материалы, являющиеся основными или побочными продуктами производства для различных этапов освоения Луны.
4. Конструкция должна быть работоспособной при высоком перепаде температур на поверхности Луны от минус 180 °С до плюс 130 °С в зависимости от освещенности Солнцем.

5. Тепловой аккумулятор располагается под поверхностью Луны и работает в составе СОТР обитаемого модуля, который может располагаться в радиационных траншеях или на поверхности Луны, засыпанный лунным грунтом. Для определенности, считаем, что обитаемый модуль расположен под поверхностью Луны в грунте.

Принципиальная схема теплового аккумулятора в лунном грунте представлена на Рисунке 9.1.

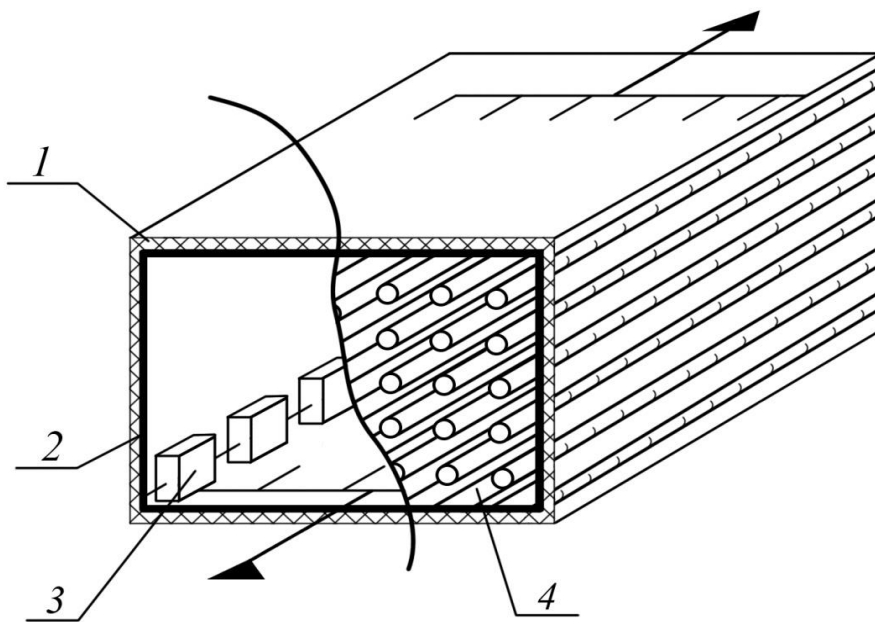


Рисунок 9.1 – Принципиальная схема теплового аккумулятора в лунном грунте

Аккумулятор представляет собой фрагмент реголита в форме параллелепипеда под поверхностью Луны, ограниченный гидроизоляцией 2. Снаружи гидроизоляция покрыта слоем экранно-вакуумной теплоизоляции 1. К ТА подходит трубопровод наружного контура СОТР. Трубопровод соединен с коллектором аккумулятора. С противоположной стороны от коллектора отходят теплообменные трубки 4. Для повышения коэффициента теплоотдачи, теплопередачи и суммарной теплоемкости, поры реголита ТА заполнены водой,

произведенной из местных лунных ресурсов. Вода в процессе зарядки–разрядки проходит фазовый переход, что позволяет значительно увеличить количество аккумулируемого тепла в единице массы рабочего вещества ТА. В рабочем веществе ТА установлены компенсаторы объемного расширения замерзающей воды 3. Компенсаторы устанавливаются по периметру и по диагонали ТА. Объем компенсаторов составляет 0,5 % от объема воды в ТА [141].

Для расчета поля температур ячейки, состоящей из теплообменной трубки и окружающего ее слоя реголита с водой, и оптимизации ее параметров, разработана принципиальная схема ячейки. Ширина и высота ячейки реголита составляет $2a$, b – длина ячейки, R – радиус теплообменной трубки. Принципиальная схема ячейки представлена на Рисунке 9.2.

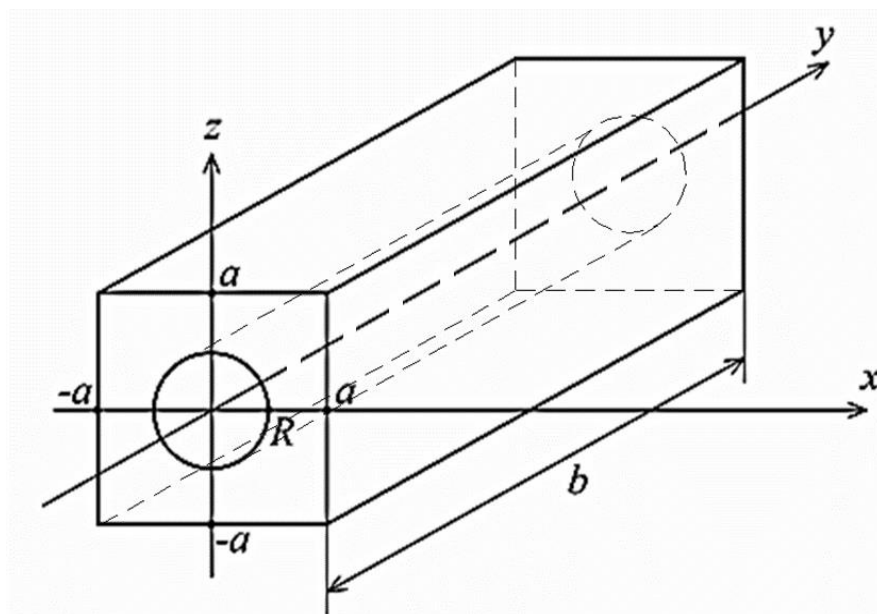


Рисунок 9.2 – Принципиальная схема ячейки ТА

При построении математической модели ТА приняты следующие допущения:

1. скорости и температуры теплоносителя равномерно распределены по поперечному сечению теплообменной трубки;

2. изменение температуры теплоносителя в теплообменной трубке происходит только в направлении y ;

3. температура стенки теплообменной трубки равна температуре теплоносителя;

4. все ячейки имеют одинаковое распределение температуры по реголиту и теплоносителю;

5. теплопроводностью вдоль потока для теплоносителя можно пренебречь по сравнению с конвективным теплообменом;

6. теплоноситель считаем несжимаемой жидкостью;

7. корпус теплового аккумулятора теплоизолирован и гидроизолирован.

В этих предположениях записана следующая система уравнений:

$$\frac{\partial T(x,y,z)}{\partial t} = \frac{\lambda}{c_{ef}} \left[\frac{\partial^2 T(x,y,z,t)}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T(x,y,z,t)}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T(x,y,z,t)}{\partial z^2} \right];$$

$$x^2 + z^2 > R^2; \quad -a < x < +a;$$

$$0 < y < b; \quad -a < z < +a;$$

$$c_{ef} = c_{reg} \rho \varepsilon + \widetilde{c}_w(T_w)(1 - \varepsilon);$$

$$\widetilde{c}_w(T_w) = \left(\frac{c_{w1} + c_{w2}}{2} + \frac{Q_{pl}}{2 \cdot \Delta} \right) \frac{\rho_1 + \rho_2}{2};$$

$$\widetilde{c}_w(T_w) = c_{w1} \rho_1 \text{ при } T_w < T_{pl} - \Delta, \quad \widetilde{c}_w(T_w) = c_{w2} \rho_2 \text{ при } T_w > T_{pl} + \Delta;$$

$$\frac{c_p t_n G}{u_{tn}} \left[\frac{\partial T_{tn}(y,t)}{\partial t} + u_{tn} \frac{\partial T_{tn}(y,t)}{\partial y} \right] = \frac{\alpha F}{b} [T(x, y, z, t) - T_{tn}(y, t)];$$

$$0 < y < b; \quad x^2 + z^2 < R^2;$$

$$F = 2\pi Rb, \quad u_{tn} = \frac{G}{\rho_{tn} \pi R^2}.$$

Граничные условия задачи.

На ребрах ячейки реголита:

$$\frac{\partial T(a,y,z,t)}{\partial x} = \frac{\partial T(-a,y,z,t)}{\partial x} = 0; \quad 0 < y < b; \quad -a < z < +a;$$

$$\frac{\partial T(x,0,z,t)}{\partial y} = \frac{\partial T(x,b,z,t)}{\partial y} = 0; \quad x^2 + y^2 > R^2; \quad -a < x < +a; \quad -a < z < +a;$$

$$\frac{\partial T(x,y,a,t)}{\partial z} = \frac{\partial T(x,y,-a,t)}{\partial z} = 0; \quad -a < x < +a; \quad 0 < y < b.$$

Уравнение теплового баланса на поверхности цилиндра:

$$\frac{\partial T(x,y,z,t)}{\partial x} \left(\frac{x}{R}\right) + \frac{\partial T(x,y,z,t)}{\partial z} \left(\frac{z}{R}\right) = \frac{\alpha}{\lambda} [T(x,y,z,t) - T_{tn}(y,t)];$$

$$x^2 + y^2 = R^2, \quad 0 < y < b.$$

Начальные условия:

$$T(x,y,z,t=0) = T_0;$$

$$-a < x < +a, \quad 0 < y < b, \quad -a < z < +a, \quad x^2 + z^2 > R^2;$$

$$T_{tn}(y,t=0) = T_{tn0};$$

$$0 < y < b;$$

где: T – температура, G – расход теплоносителя, $c_{p\,tn}$ – теплоемкость теплоносителя, T_{tn} – температура теплоносителя в теплообменной трубке, $T_{tn\,wx}$ – температура теплоносителя на входе в теплообменную трубку, λ – теплопроводность рабочего вещества ТА, α – коэффициент теплоотдачи от теплообменной трубки рабочему веществу ТА, c_{ef} – эффективная теплоемкость рабочего вещества ТА, ρ – плотность рабочего вещества ТА, c – теплоемкость рабочего вещества ТА, ρ_{tn} – плотность теплоносителя, u_{tn} – скорость теплоносителя в теплообменной трубке, c_{reg} – теплоемкость реголита, c_{w1} и c_{w2} – теплоемкость льда и воды, ε – пористость реголита, ρ_1 и ρ_2 – плотность льда и реголита, Δ – интервал температур.

Расчет теплофизических свойств реголита с водой в качестве наполнителя пустот представлен в разделе 8.2. Коэффициент теплоотдачи от теплообменной трубки рабочему веществу ТА рассчитывается по зависимости [142, 138].

$$\alpha = \frac{1}{\frac{0,5\delta_{st\,tt}}{\lambda_{st\,tt}} + \frac{0,5h}{\lambda_{reg}}};$$

где $\delta_{st\,tt}$ – толщина стенки теплообменной трубки, $\lambda_{st\,tt}$ – теплопроводность теплообменной трубки, h – половина расстояния между двумя соседними теплообменными трубками, λ_{reg} – теплопроводность реголита с водой в качестве наполнителя пустот.

Рабочее вещество ТА представляет собой смесь реголита с водой в качестве наполнителя пустот. Теплоемкость смеси может быть рассчитана по теплоемкости каждого компонента с учетом его содержания в смеси [139].

Для использования численного решения задачи теплопроводности для систем с подвижной границей фаз («задача Стефана») функция изменения теплоемкости и теплопроводности фазопереходного рабочего вещества от температуры, изменяющиеся скачкообразно при температуре фазового перехода, подвергаются сглаживанию в некотором конечном интервале температур, как было описано в главе 7.

С использованием описанной выше модели был проведен расчет температурного поля ячейки ТА. Рассмотрена ячейка со следующими параметрами: $a=0,15$ м, $b=60$ м, $R=0,012$ м, $G=0.022$ кг/сек. Температура теплоносителя на входе в теплообменную трубку ТА – 313 К, температура реголита в начальный момент времени принята равной 253 К, что составляет среднюю температуру реголита на глубине более 0,14 м.

Результаты расчета температурного поля реголита с водой в качестве наполнителя пустот ячейки ТА представлены на Рисунке 9.3. Ось по длине теплообменной трубки градуирована в метрах. Время с момента начала процесса аккумуляции тепла 220 часов. Вход теплоносителя в теплообменную трубку расположен слева.

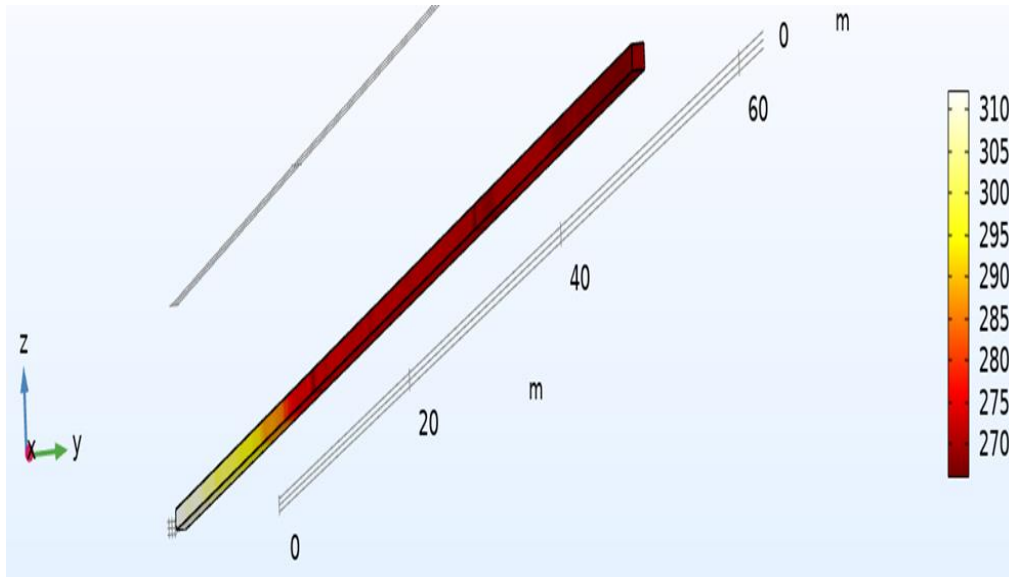


Рисунок 9.3 – Температурное поле ячейки ТА

Распределение температуры теплоносителя по длине теплообменной трубки ТА для времени с момента начала накопления тепла 220 часов представлено на Рисунке 9.4.

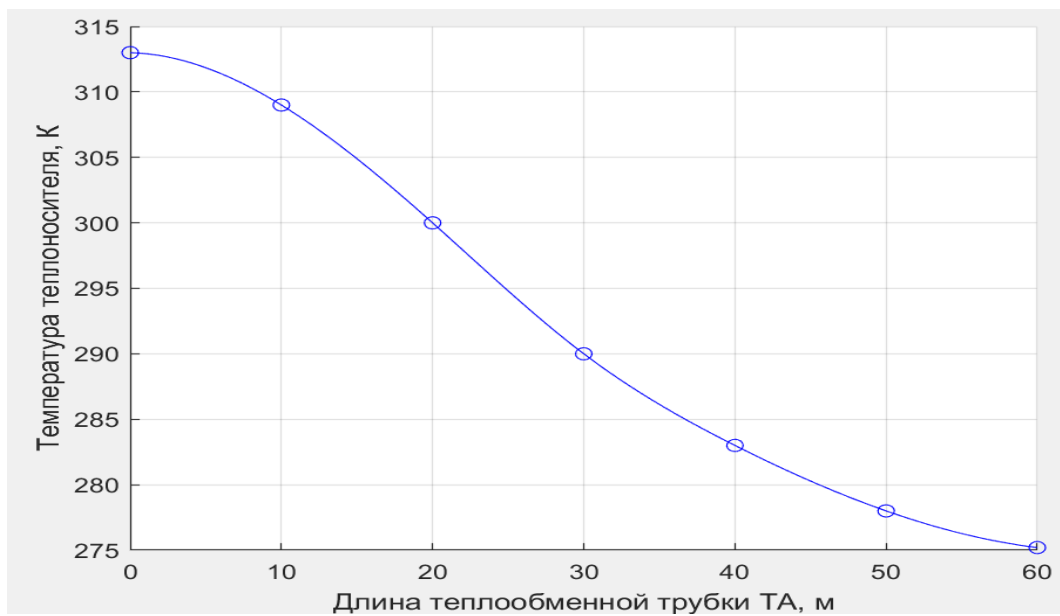


Рисунок 9.4 – Распределение температуры теплоносителя по длине теплообменной трубки ТА

На Рисунке 9.4 видно, как происходит прогрев реголита с водой в качестве наполнителя пустот по длине ячейки ТА. На расстоянии 15 % длины ячейки от входа теплоносителя рабочее вещество ТА прогрелось до температуры теплоносителя на входе. Далее по длине ячейки температура наружного слоя рабочего вещества понижается и к концу ячейки принимает значение ниже 270 К. Данная температура указывает на то, что на левом конце ячейки вода рабочего вещества ТА полностью не расплавилась.

По результатам проведенных расчетов сделан вывод о адекватности представленной математической модели ячейки теплового аккумулятора, использующего в качестве рабочего вещества реголит с водой в качестве наполнителя пустот. Предложенная математическая модель может быть использована для исследования тепловых процессов в ТА из реголита с водой и оптимизации его параметров.

9.2 Анализ проектных параметров перспективного теплового аккумулятора для обеспечения теплового режима лунной базы в течение лунных суток

Для анализа работы теплового аккумулятора наружного контура лунной базы смоделирован аккумулятор, Рисунок 9.1 параграф 9.1, в виде фрагмента реголита в форме параллелепипеда под поверхностью Луны, ограниченный гидроизоляцией. Снаружи гидроизоляция покрыта слоем экранно-вакуумной теплоизоляции. К ТА подходит трубопровод наружного контура СОТР. Трубопровод соединен с расположенным горизонтально коллектором аккумулятора. С противоположной стороны от коллектора отходят теплообменные трубки. Для повышения коэффициента теплоотдачи, теплопередачи и суммарной теплоемкости, поры реголита ТА заполнены водой, произведенной из местных лунных ресурсов. Вода в процессе зарядки – разрядки проходит фазовый переход, что позволяет значительно увеличить количество аккумулируемого тепла в единице массы рабочего вещества ТА. В рабочем веществе ТА установлены компенсаторы объемного расширения

замерзающей воды. Компенсаторы устанавливаются по периметру и по диагонали ТА.

Математическая модель указанной конструкции представлена в параграфе 9.1. При моделировании ТА был разделен на ячейки, состоящие из теплообменной трубки и окружающий ее реголит с водой.

Расчет температурного поля ячейки ТА проведен для одного модуля лунной базы, расположенной на 15° широты в районе лунного моря. Такое расположение является наиболее нагруженным с точки зрения внешней тепловой нагрузки. Выделение тепла в модуле составляет 12000 Вт [2]. Полученные в результате проектного расчета расход теплоносителя в наружном контуре СОТР и температуры теплоносителя на входе и выходе из модуля составили: $G=0,22$ кг/сек, $T_{\text{ТН}}^{\text{ВХ}}=283$ К, $T_{\text{ТН}}^{\text{ВЫХ}}=313$ К соответственно. Как показали расчеты, приведенные в параграфе 8.3, количество накапливаемой ТА тепловой энергии составляет $9 \cdot 10^9$ Дж. Объем рабочего вещества ТА, состоящего из реголита с водой в качестве наполнителя пустот, составляет 45 м^3 . При расчете количества рабочего вещества ТА принята максимальная температура прогрева рабочего вещества 278 К. Время работы ТА в режиме накопления тепла составляет 258 часов. В начальный момент времени температура реголита принята равной 253 К, что составляет среднюю температуру реголита на глубине более 0,14 м., практически не меняющуюся в течение лунных суток [2].

При проектировании ТА необходимо учитывать коэффициент использования рабочего вещества ТА. Чем выше коэффициент использования, тем эффективней работает аккумулятор. Для описанной конструкции ТА принят следующий коэффициент использования рабочего вещества:

$$K_i = \frac{\iiint_0^v T(x, y, z) dx dy dz}{278};$$

где: $T(x, y, z)$ – температура рабочего вещества ТА, определяемая из условия:

если $T(x, y, z) \geq 278$, то $T(x, y, z) = 278$;

если $T(x, y, z) < 278$, то $T(x, y, z) = T(x, y, z)$.

Проведено исследование зависимости коэффициента использования рабочего вещества от длины и ширины ячейки ТА при фиксированном объеме рабочего вещества и времени аккумуляирования. Результаты представлены на Рисунках 9.5 и 9.6. Геометрические размеры ячейки ТА представлены на Рисунке 9.2 в параграфе 9.1.

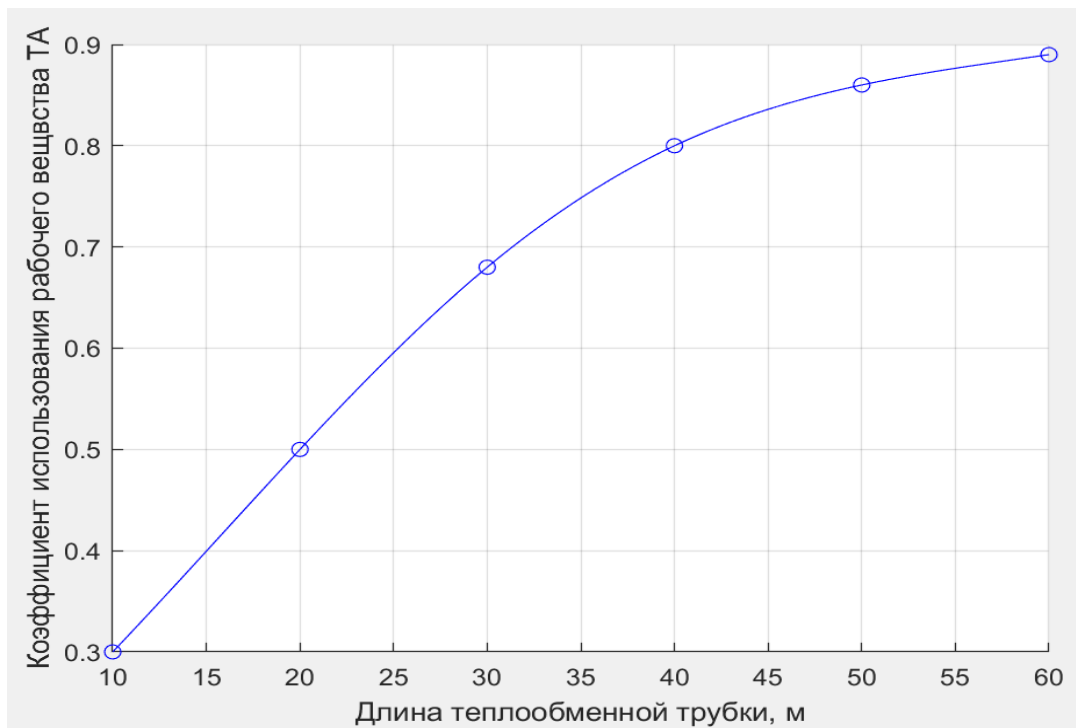


Рисунок 9.5 – Зависимость коэффициента использования рабочего вещества от длины ТА

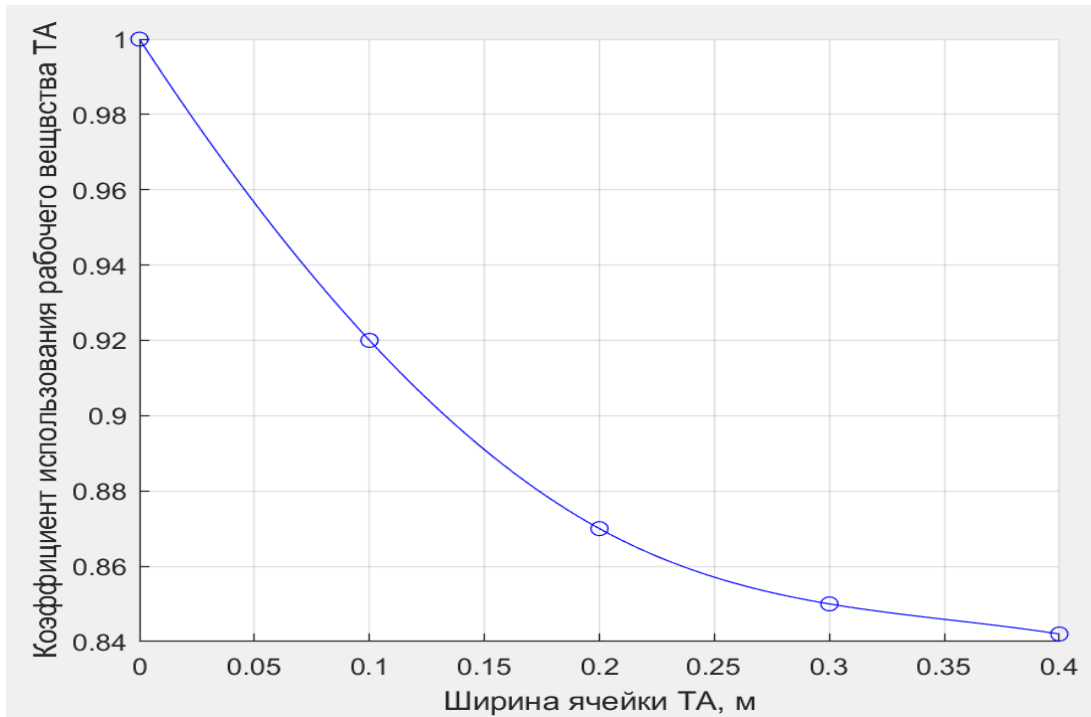


Рисунок 9.6 – Зависимость коэффициента использования рабочего вещества от ширины ячейки ТА

Из графиков зависимостей следует, что коэффициент использования рабочего вещества ТА увеличивается с увеличением длины ячейки ТА и уменьшается с ростом ширины ячейки ТА. Зависимость ширины ячейки ТА от длины представлена на Рисунке 9.7.

Для оптимизации количества ячеек ТА и, соответственно, их геометрических характеристик выбран критерий эффективности:

$$K = m_{\text{ТТ}} / m_{\text{рег}}^* ;$$

где: $m_{\text{ТТ}}$ – приведенная масса теплообменной трубки ТА, $m_{\text{рег}}^*$ – масса реголита с водой в качестве наполнителя пустот одной ячейки ТА.

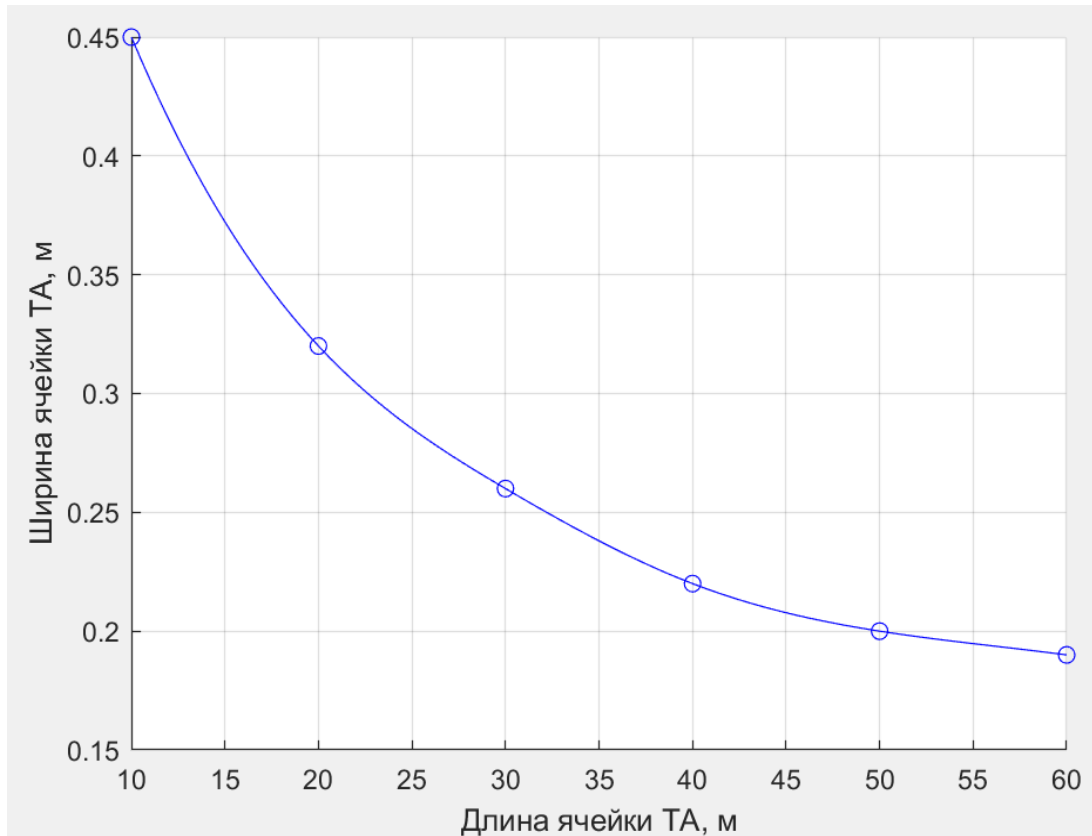


Рисунок 9.7 – Зависимость ширины ячейки ТА от длины ТА

Расчет приведенной массы теплообменной трубки ТА проведен по следующей зависимости:

$$m_{\text{ТТ}} = \pi d \delta_{\text{СТ ТТ}} \rho_{\text{СТ ТТ}} L + \frac{\pi d^2}{4} \rho_{\text{ТН}} L + \frac{\Delta P G}{\rho_{\text{ТН}} \eta} c_{\text{УД}};$$

где: d – внутренний диаметр теплообменной трубки, $\rho_{\text{СТ ТТ}}$ – плотность стенки теплообменной трубки, L – длина теплообменной трубки, $\rho_{\text{ТН}}$ – плотность теплоносителя, ΔP – потеря давления в теплообменной трубке, G – расход теплоносителя, η – КПД насоса, $c_{\text{УД}}$ – удельный вес энергетической установки, $\delta_{\text{СТ ТТ}}$ – толщина стенки теплообменной трубки.

Потеря давления в теплообменной трубке рассчитывается по следующим зависимостям [143]:

$$\Delta P = \Delta P_{\text{тр}} + \Delta P_{\text{м}};$$

$$\Delta P_{\text{тр}} = \xi_{\text{тр}} \frac{\rho_{\text{тн}} V^2 L}{2 d};$$

$$\Delta P_{\text{м}} = \xi_{\text{м}} \frac{\rho_{\text{тн}} V^2}{2};$$

$$\xi_{\text{тр}} = f(Re),$$

где: $\Delta P_{\text{тр}}$ – потери давления в трубопроводе, $\Delta P_{\text{м}}$ – местные потери давления, $\xi_{\text{тр}}$ – коэффициент сопротивления трубопровода, $\xi_{\text{м}}$ – коэффициент местных сопротивлений.

При оптимизации количества ячеек ТА и их геометрических характеристик приняты следующие ограничения:

1. Конструкция ТА в конце режима накопления тепла должна обеспечить температуру теплоносителя на выходе из аккумулятора при фиксированном общем расходе не выше 283 К. Ограничение основано на общих требованиях к СОТР лунного модуля [2];

2. Температура реголита с водой в качестве наполнителя пустот в ячейке ТА в конце режима накопления тепла должна превышать температуру плавления воды. Ограничение принято для максимального использования скрытой теплоты фазового перехода рабочего вещества теплового аккумулятора.

На Рисунке 9.8 представлено распределение температуры теплоносителя по длине теплообменной трубки описанного выше ТА для времени с момента начала накопления тепла соответственно 3, 27, 102, 205 и 258 часов.

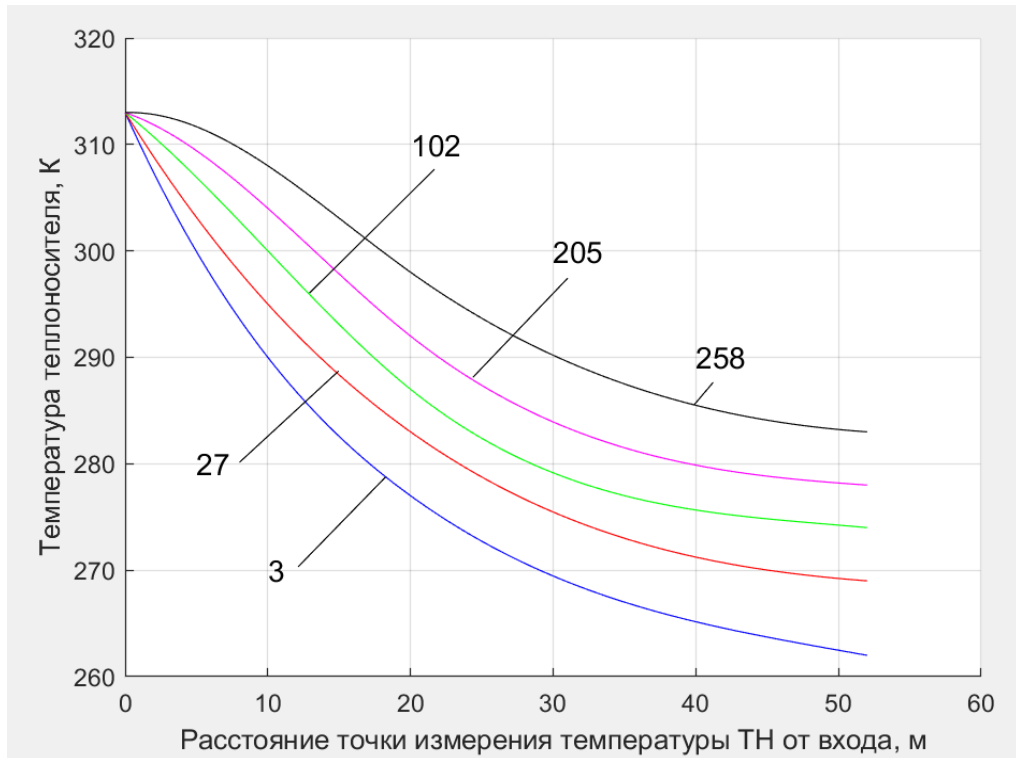


Рисунок 9.8 – Распределение температуры теплоносителя по длине теплообменной трубки ТА

На Рисунке 9.8 видно, как с увеличением времени с момента начала накопления тепла происходит рост температуры теплоносителя на выходе из теплообменной трубки. В момент времени окончания режима накопления тепла температура теплоносителя на выходе из теплообменной трубки достигает значения 283 К, что согласуется с первым ограничением.

При оптимизации параметров ТА был применен метод прогонки. Зависимость принятого критерия эффективности от количества теплообменных трубок ТА представлена на Рисунке 9.9.

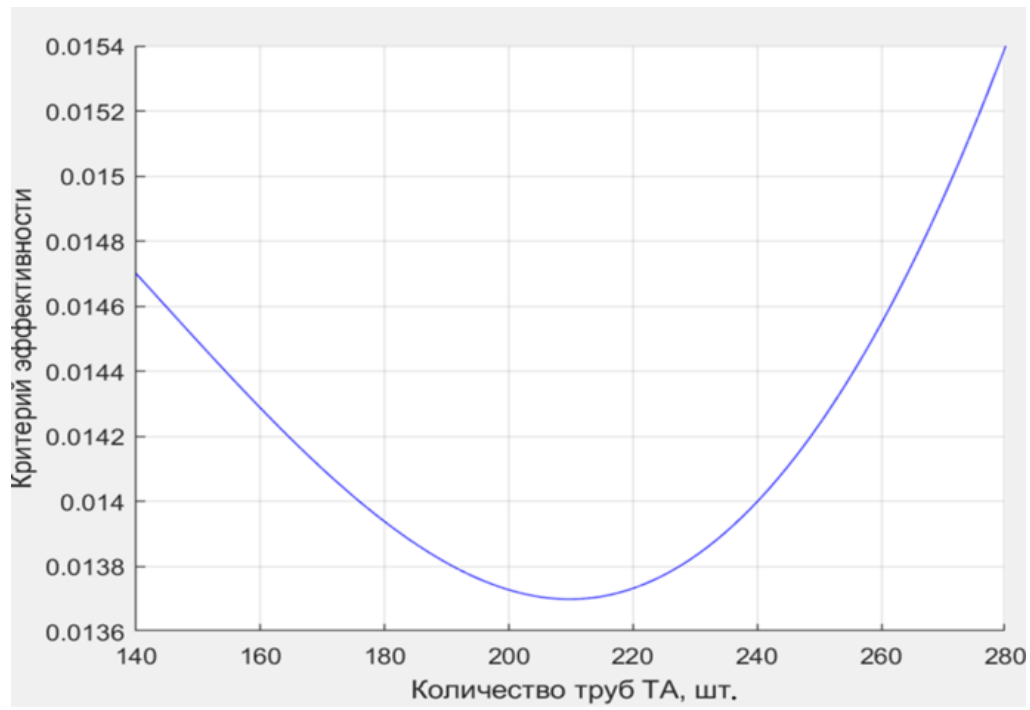


Рисунок 9.9 – Зависимость критерия эффективности от количества теплообменных трубок ТА

Зависимость критерия эффективности, представленная на Рисунке 9.9, имеет ярко выраженный минимум в районе 210 штук теплообменных трубок ТА, что соответствует их оптимальному количеству. Геометрические размеры ячейки ТА в этом случае составляют: длина $b = 21,3$ м, высота ячейки $2a = 0,2$ м. Диаметр теплообменной трубки $d = 0,02$ м. Ячейки ТА можно располагать как горизонтально, так и слоями друг над другом, в зависимости от конкретного лунного ландшафта.

В результате проведенного исследования получены массо-геометрические параметры теплового аккумулятора наружного контура СОТР модуля лунной базы, расположенной на 15° широты в районе лунного моря. Использование примененного подхода позволяет определить параметры теплового аккумулятора наружного контура СОТР модуля лунной базы в различных районах лунного ландшафта для различных широт.

Заключение по Главе 9

Проведенный анализ работы РТО СОТР лунной базы в течение лунных суток, анализ теплофизических свойств реголита и поиск путей повышения теплофизических свойств реголита, применение метода математического моделирования и проведение экспериментальных исследований позволили разработать математическую модель ТА трубчатого типа на основе реголита с водой, а также алгоритмы расчета, удобные в применении как на этапе предварительного проектирования так и на последующих этапах.

1. На основании анализа теплофизических свойств реголита и смесей реголита с газами и водой предложено в качестве рабочего вещества ТА наружного контура СОТР лунной базы использовать реголит с водой в качестве наполнителя пор.

2. На основании разработанной математической модели фазового перехода с использованием принципа суперпозиции для учета скрытой теплоты фазового перехода разработана нестационарная трехмерная математическая модель второго порядка в частных производных теплового аккумулятора наружного контура СОТР лунной базы с рабочим веществом на основе реголита с водой, позволяющая рассчитать динамические характеристики ТА наружного контура СОТР лунной базы.

3. Разработаны эффективные алгоритмы и программы для анализа количества рабочего вещества перспективного теплового аккумулятора трубчатого типа наружного контура СОТР лунной базы для обеспечения теплового режима лунной базы в течение лунных суток;

ГЛАВА 10 СТРУКТУРА И МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ С ТЕПЛОАККУМУЛИРУЮЩИМИ УСТРОЙСТВАМИ

10.1 Структура системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы с использованием теплоаккумулирующих устройств

Система обеспечения теплового режима обеспечивает организацию требуемого массоэнергообмена между всеми элементами модуля лунной базы, включая экипаж, и вывод избыточной тепловой энергии в окружающую среду. Система обеспечения теплового режима жилого модуля лунной базы предназначена для поддержания в заданном диапазоне температуры следующих элементов: воздуха внутри модуля; корпуса и посадочных мест агрегатов базы; температуры посадочных мест научной аппаратуры; стыковочного узла модуля, предназначенного для стыковки с луноходом. Кроме того, СОТР должна организовывать воздушные потоки с заданной скоростью внутри модуля, обеспечивать газообмен с другими модулями, а также осуществлять сбор пыли.

Система обеспечения теплового режима представляет собой комплекс средств активного и пассивного терморегулирования, включающий в себя следующие элементы:

систему терморегулирования, обеспечивающую поддержание заданной температуры теплоносителя, термостатирование элементов изделия и удаление избыточного тепла в окружающее космическое пространство;

средства вентиляции, предназначенные для организации воздушных потоков и сбора пыли [144, 145];

средства пассивного терморегулирования, обеспечивающие управляемый внешний теплообмен изделия в пределах, обусловленных величинами теплопотерь и теплопритоков, а также тепловой режим агрегатов за счет терморегулирующих покрытий;

датчиковую аппаратуру, обеспечивающую совместно с системой управления, автоматическую работу СОТР и управление ею.

Система обеспечения теплового режима обеспечивает следующие параметры теплового режима модуля и его приборно-агрегатного оборудования:

температуру воздуха в обитаемых зонах модуля от 18 до 28 °С, при этом градиент температур воздуха в обитаемой зоне в любой момент времени не должен превышать 4 °С;

температуру воздуха в приборных зонах модуля в пределах 16...40°С;
скорость движения воздуха в зонах пребывания экипажа от 0,05 до 0,2 м/с;

скорость движения воздуха в приборных зонах не менее 0,05 м/с;

температуру внутренних поверхностей модуля и сопряженных с ними элементов конструкции в диапазоне 16...40 °С;

температуру посадочных поверхностей термоплат, на которых устанавливаются приборы аварийной системы энергоснабжения и бортовой вычислительной системы в диапазоне 16...35 °С.

Основной подсистемой СОТР является система терморегулирования (СТР), которая предназначена для:

сбора тепла, выделившегося от аппаратуры и экипажа, и регулируемой передачи его в окружающее космическое пространство;

термостатирования аппаратуры, установленной на термоплатах;

термостатирования корпуса и элементов конструкции;

термостатирования стыковочных узлов.

Обитаемая лунная база на первом этапе развертывания состоит из обитаемых командно-жилого, складского и научно-исследовательского модулей [2]. Предполагается построение базы с использованием опыта создания долговременных космических обитаемых орбитальных станций «Мир» и Международной космической станции (МКС). Отсеки, части, элементы и системы базы будут аналогичны и, по возможности,

унифицированы с отсеками, частями и элементами жилых модулей и отсеков в составе МКС. Обитаемые модули предполагается разместить в траншеях, засыпанных сверху слоем реголита, толщиной около трех метров. Таким образом, обитаемые модули базы будут надежно защищены от солнечной и галактической радиации, а также от небольших метеоритов. Подобное расположение изолирует жилые модули от внешних источников тепла. СОТР жилых модулей базы должна обеспечивать все режимы работы, включая аварийные. По проектным оценкам РКК «Энергия» такая система каждого из модулей должна быть рассчитана на сброс среднесуточной тепловой мощности до 12 кВт [2].

На Рисунке 10.1. представлена принципиальная схема внутреннего циркуляционного контура СОТР жилого модуля лунной базы.

На Рисунке 10.1 приняты обозначения:

РТО – радиационный теплообменник;

ТА – тепловой аккумулятор;

НГК – наружный гидравлический контур;

ВГК – внутренний гидравлический контур;

КЛ – дренажный клапан;

ОК – обратный клапан;

Ф – фильтр;

Н – насос;

СПН - сменная панель насосов;

РРЖ – регулятор расхода жидкости;

ДД – датчик давления;

ДТ – датчик температуры;

БЗ – блок заправки;

ЖЖТ – жидкостно-жидкостный теплообменник;

ТП – термоплата;

ЭН – электронагреватель;

ГЖТ – газо-жидкостный теплообменник;

ЗТК – змеевик термостатирования корпуса;

ЗТС – змеевик термостатирования стыковочного узла;

К – компенсатор.

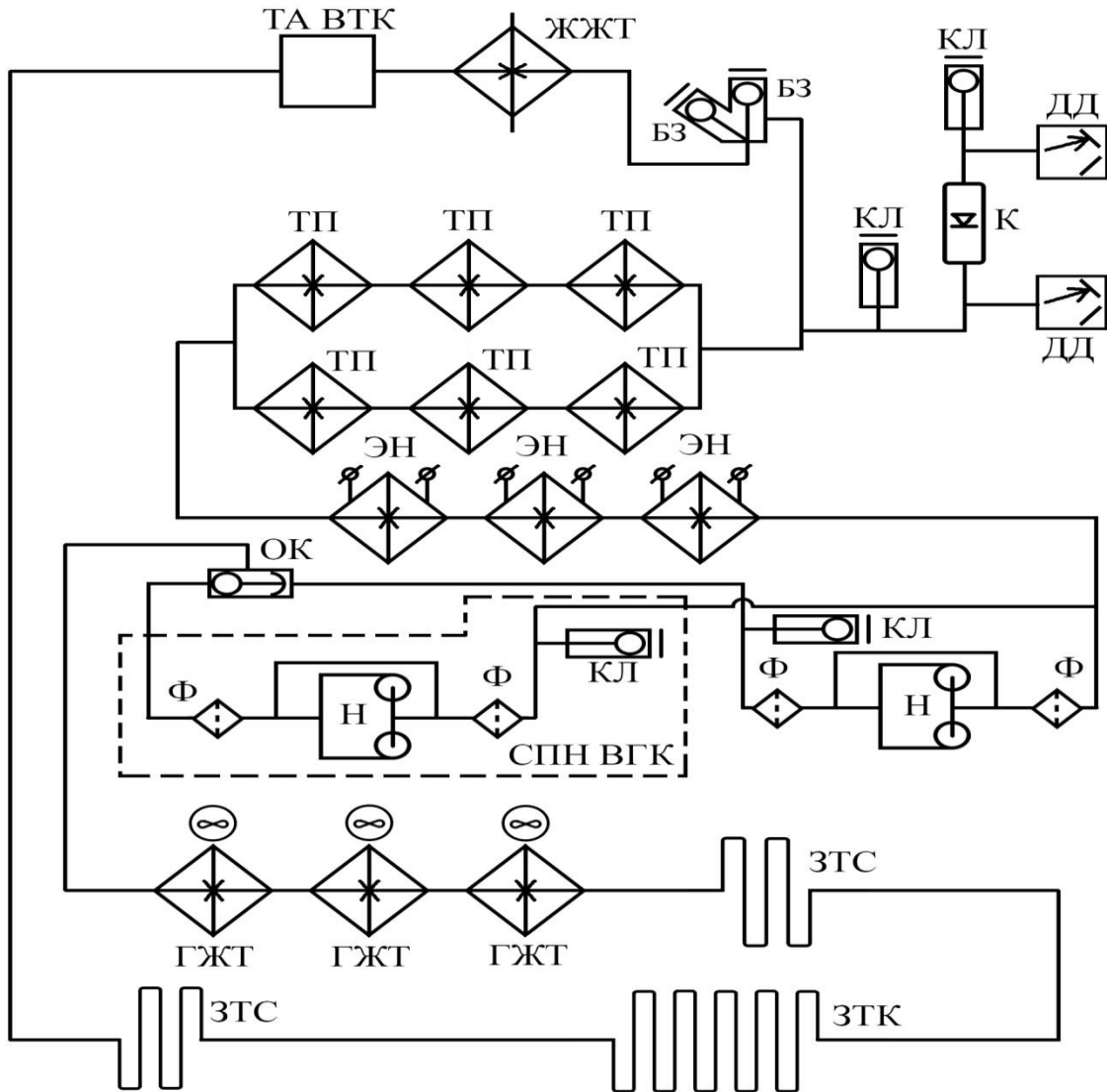


Рисунок 10.1 – Принципиальная схема внутреннего циркуляционного контура СОТР жилого модуля лунной базы

Система обеспечения теплового режима модуля лунной базы состоит из замкнутых контуров – внутренних (ВГК1,2) и наружных (НГК1,2), объединенных промежуточными жидкостно-жидкостными теплообменниками

(ЖЖТ). Контур дублирован. Дублирующие контуры находятся в ненагруженном резерве.

Каждый внутренний контур, представленный на рисунке 10.1, включает в себя:

- четыре газожидкостных теплообменника (ГЖТ) с вентиляторами для теплообмена между нагретым воздухом модуля и теплоносителем контура. ГЖТ с вентиляторами предназначены для охлаждения воздуха приборного отсека и для охлаждения воздуха, обтекающего блоки аварийной системы энергоснабжения. Каждый ГЖТ имеет две жидкостные полости, подсоединенные к ВГК1 и ВГК2, что обеспечивает теплообмен продуваемого воздуха с любым из гидравлических контуров. ГЖТ по жидкостным трактам соединены параллельно.

- две сменные панели насосов (СПН ВГК) с двумя насосами каждая для обеспечения циркуляции теплоносителя в контуре.

- компенсатор (К) для компенсации теплового расширения теплоносителя.

- три электронагревателя (ЭН) общей мощностью 900 Вт для подогрева теплоносителя контура.

- термоплаты блоков аварийной системы энергоснабжения и бортовой вычислительной системы (ТП).

- жидкостно-жидкостный теплообменник (ЖЖТ), подсоединенный к контуру межтрубной полостью для обеспечения теплового взаимодействия между НГК и ВГК.

- блок заправки (БЗ), фильтры (Ф), обратные клапаны (ОК), дренажные клапаны (КЛ), датчиковое и другое оборудование.

- змеевики термостатирования корпуса (ЗТК) и стыковочных узлов (ЗТС).

- тепловой аккумулятор (ТА) ВГК.

Термостатирование оборудования ВГК обеспечивается прокачкой теплоносителя ВГК через термоплаты и змеевики термостатирования стыковочных узлов и корпуса.

Наружному контуру СОТР предстоит работать в специфических условиях Лунной поверхности, а именно, широкого диапазона внешних тепловых потоков, меняющихся в зависимости от широты расположения базы.

Работа СОТР на поверхности Луны во время лунной ночи принципиально не отличается от работы СОТР космических аппаратов во время околоземного или межпланетного полета.

Иная картина наблюдается во время лунного дня, характеризующегося длительной продолжительностью – 14 земных суток и большим внешним тепловым потоком, падающим на РТО.

В соответствии с проведенным термодинамическим анализом работы РТО на поверхности Луны, возможны два варианта наружного гидравлического контура СОТР. На Рисунке 10.2 представлен наружный контур СОТР жилого модуля базы, расположенной в полярной области. Радиационный теплообменник полностью справляется с отводом тепла и структура наружного контура модуля сформирована по аналогии с наружными гидравлическими контурами модулей долговременных космических обитаемых орбитальных станций «Мир» и Международной космической станции. Границы полярных областей с точки зрения режима функционирования СОТР лунной базы определены в результате анализа работы радиационного теплообменника на поверхности Луны. Такими границами являются для материковых районов широты от 90° до 81° , а в районах морей от 90° до 86° .

Принятые на Рисунке 10.2 обозначения соответствуют обозначениям на Рисунке 10.1.

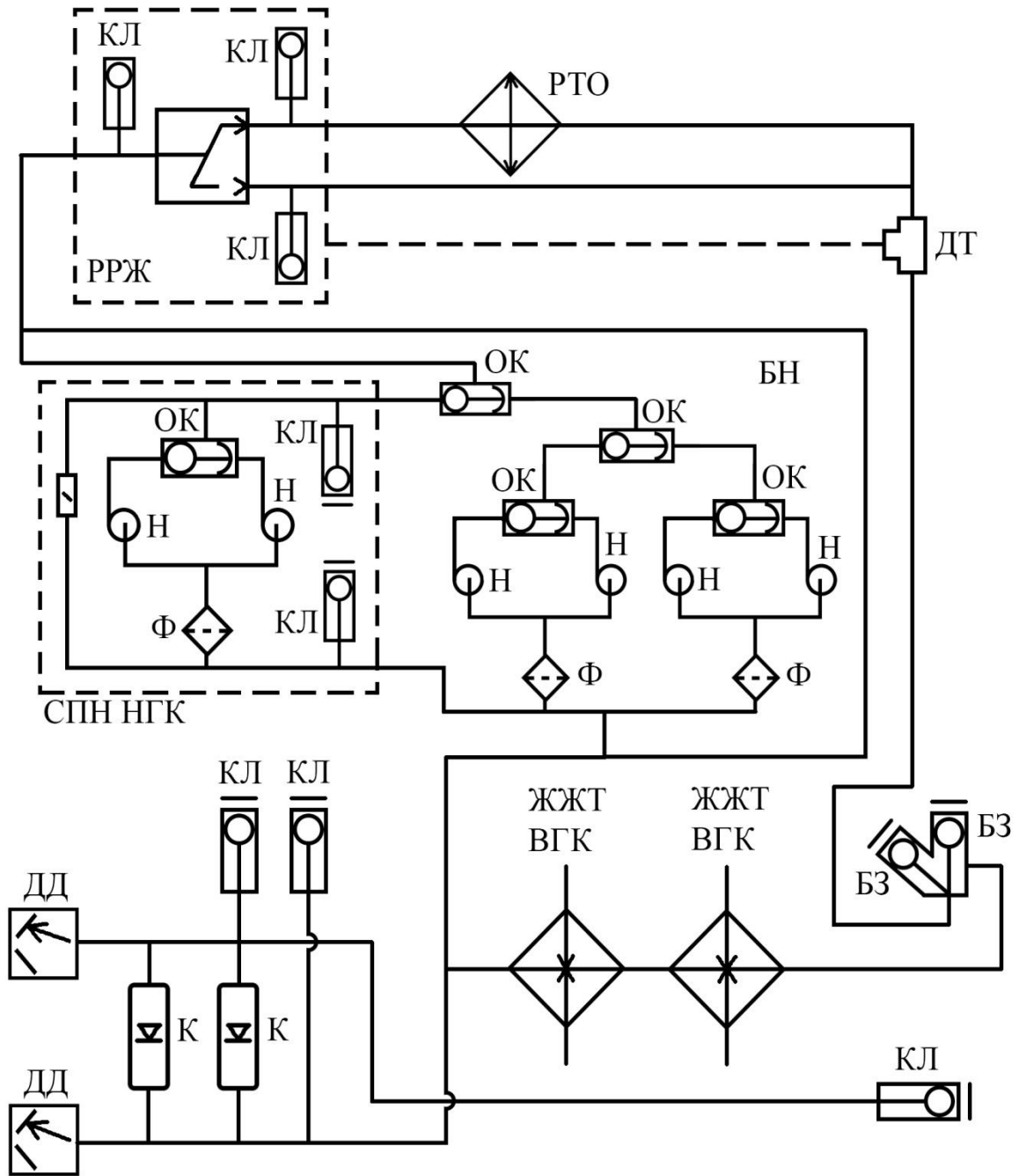


Рисунок 10.2 – Наружный контур СОТР жилого модуля базы, расположенной в полярной области

Каждый наружный контур включает в себя:

- радиационный теплообменник (РТО), излучающий тепло в окружающее космическое пространство. Площадь излучающей поверхности РТО – 78 м². Конструктивно панель РТО подсоединена к НГК1 и НГК2;

- стационарную панель насосов с четырьмя насосными агрегатами (Н) и сменную панель насосов наружного контура (СПН НГК) с двумя насосами для обеспечения циркуляции теплоносителя в контуре;

- сменную панель регулятора расхода жидкости (РРЖ) для обеспечения заданной температуры жидкости в контуре на входе в теплообменник;

- два компенсатора (К) для компенсации теплового расширения теплоносителя;

- два промежуточных жидкостно-жидкостных теплообменника (ЖЖТ), подсоединенных к контуру трубными полостями, для обеспечения теплового взаимодействия между НГК и ВГК;

- блок заправки (БЗ), фильтры (Ф), обратные клапаны (ОК), дренажные клапаны (КЛ), датчиковое и другое оборудование;

В каждом из работающих контуров задействуется один насос.

Циркулирующий в ВГК теплоноситель передает тепло через промежуточные теплообменники теплоносителю НГК, который транспортирует тепло в РТО, где оно излучается в космическое пространство. Для поддержания требуемого температурного режима в модуле в наружных контурах предусмотрено регулирование температуры теплоносителя с помощью РРЖ перепуском части расхода теплоносителя в обводную линию мимо РТО. РРЖ работает по сигналу датчика, установленного в НГК перед промежуточным теплообменником за точкой смешения магистрали РТО и байпасной линии.

Обеспечение необходимого ресурса СОТР осуществляется за счет резервирования гидравлических контуров и отдельных агрегатов. Кроме того, в течение времени штатной эксплуатации предусмотрены замены насосов внутренних и наружных контуров, РРЖ и вентиляторов по мере выработки их ресурса. Замена насосов внутренних контуров и вентиляторов отработана при эксплуатации СОТР модулей комплекса “Мир”. Пристыковка сменных панелей насосов во внутренних контурах осуществляется с помощью беспроточных гидроразъемов разработки КБ “Салют”. Замена насосов и РРЖ в контурах НГК

осуществляется с помощью специальных гидроразъемов, предназначенных для подстыковки панелей насосов НГК (СПН НГК) и панелей РРЖ (СП РРЖ) операторами в скафандрах.

Для компенсации утечек газа из газовой полости компенсаторов, а также теплоносителя внутренних контуров разработан специальный комплект дозаправки, включающий в себя панель дозаправки внутреннего контура и приставку для дозаправки по газу.

На Рисунке 10.3 представлен наружный контур СОТР жилого модуля базы, расположенной в средних широтах и экваториальной области [146, 147]. Границы средних широт и экваториальной области определяются с точки зрения режима функционирования СОТР лунной базы. Средними считаем широты, где РТО в течение лунного дня еще может передать в окружающее пространство некоторое количество тепла, но полностью справиться с отводом тепла из жилого модуля базы не может. Границы определены в результате анализа работы радиационного теплообменника на поверхности Луны и составляют для районов лунных морей 53° - 86° широты, и для лунных материков 30° - 81° широты. Экваториальной областью считаем широты, где в лунный полдень отвести тепло РТО не может в принципе. Такими широтами для лунных морей являются 0° - 53° широты, и для лунных материков 0° - 30° широты.

Принятые на Рисунке 10.3 обозначения соответствуют обозначениям на Рисунке 10.1. РТО в течении лунного дня не справляется с отводом тепла из модуля из-за больших внешних тепловых нагрузок. Поэтому в наружный контур после РТО по ходу теплоносителя введен тепловой аккумулятор, который работая совместно с РТО или самостоятельно поглощает избыток тепла из модуля лунной базы в течение дня и отдает тепло ночью через РТО наружного контура.

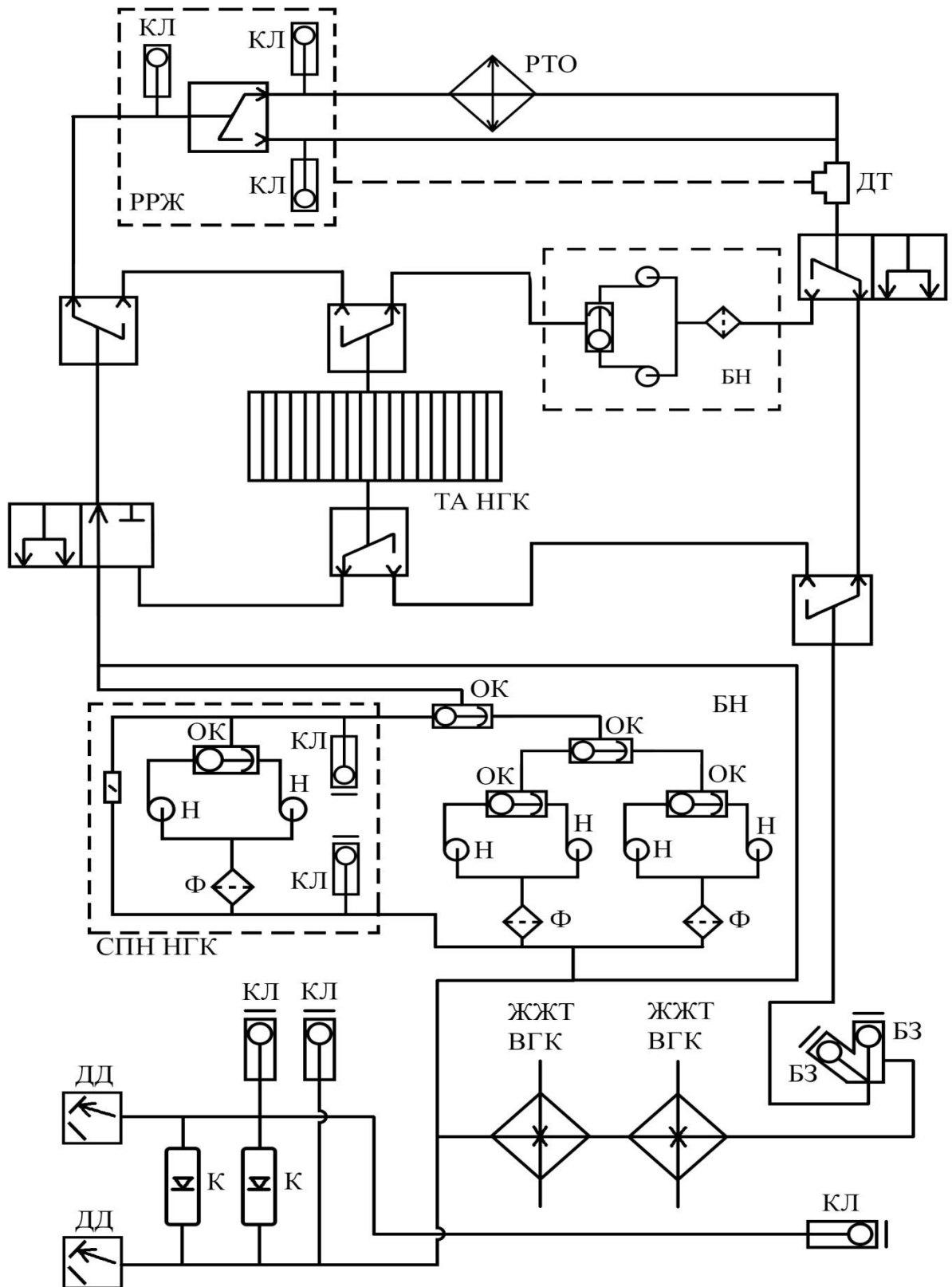


Рисунок 10.3 – Наружный контур СОТР жилого модуля базы, расположенной в средних широтах и экваториальной области

Хладопроизводительность СОТР модуля составляет 12000 Вт.

В контурах используются следующие теплоносители:

в наружных контурах – кремнийорганическая жидкость ПМС-1,5р ТУ6-02-820-79;

во внутренних контурах жидкость “Триол” ТУ 0258-004-00205073-97.

10.2 Математическая модель системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы с использованием теплового аккумулятора

Для выбора проектных параметров и оценки работоспособности записана математическая модель системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы с использованием теплового аккумулятора. Вследствие переменного в течение лунных суток потока солнечного излучения на экваторе и средних широтах СОТР всегда функционирует в нестационарных режимах. Проектирование СОТР в нестационарных режимах позволяет, с одной стороны, оценить колебания температуры СОТР теплоносителя на выходе из РТО и теплового аккумулятора, а, с другой стороны, учесть теплоемкости аккумулятора теплоты и РТО, что дает возможность обоснованно обеспечить требуемый тепловой режим СОТР с меньшими значениями массовых и габаритных характеристик [148, 149, 150, 151].

В соответствии с принятыми в разделе 10.1 принципиальными схемами СОТР жилого модуля базы и ее проектных параметрах записана математическая модель динамических режимов функционирования СОТР жилого модуля лунной базы, располагаемой в средних широтах и в экваториальной области с использованием теплового аккумулятора во внешнем гидравлическом контуре, и математическая модель динамических режимов функционирования СОТР жилого модуля лунной базы, располагаемой в полярной области.

При составлении математической модели динамических режимов функционирования СОТР жилого модуля лунной базы, располагаемой в

средних широтах и в экваториальной области с использованием теплового аккумулятора во внешнем гидравлическом контуре, используются следующие допущения. РТО для повышения точности расчетов делится на n участков, тепловой аккумулятор делится на m частей. Вся система разбивается на следующие узлы: теплоноситель в трубке РТО моделируется n узлами по длине трубки, излучающая поверхность РТО моделируется n узлами по ходу теплоносителя в трубке РТО, m участков рабочего вещества теплового аккумулятора, m участков стенки теплообменной трубки теплового аккумулятора по ходу теплоносителя, теплоноситель в m участках теплообменной трубки ТА. Считаем, что слой реголита изолирует модуль лунной базы от внешнего теплового воздействия. При расчете солнечной тепловой нагрузки предполагаем, что солнечные лучи падают параллельно; наклон оси вращения Луны перпендикулярен к плоскости эклиптики и, следовательно, на Луне продолжительности дня и ночи равны и нет смены времен года. Солнечные затмения на Луне не учитываются.

С учетом принятых допущений [152] записана узловая математическая модель СОТР модуля базы, располагаемой в средних широтах и в экваториальной области с использованием теплового аккумулятора во внешнем контуре, принципиальная схема СОТР представлена на рис. 10.3:

$$\begin{aligned}
 (c_{\text{ТН}} m_{\text{ТН РТО}})_i \frac{dT_{\text{ТН Вых РТО } i}}{dt} &= (c_p G)_{\text{РТО}} (T_{\text{ТН Вх РТО } i} - T_{\text{ТН Вых РТО } i}) + \\
 &+ (\alpha S)_{\text{изл пан РТО } i} (T_{\text{изл пан РТО } i} - T_{\text{ТН Вых РТО } i}); \\
 (c_{\text{изл пан РТО}} m_{\text{изл пан РТО}})_i \frac{dT_{\text{изл пан РТО } i}}{dt} &= (\alpha S)_{\text{изл пан РТО } i} (T_{\text{ТН Вых РТО } i} - \\
 &- T_{\text{изл пан РТО } i}) + F_{\text{РТО } i} q_{\text{погл}} - \eta_p \varepsilon \sigma F_{\text{РТО } i} T_{\text{изл пан РТО } i}^4; \\
 (c_{\text{рв ТА}} m_{\text{рв ТА}})_j \frac{dT_{\text{рв ТА } j}}{dt} &= (\alpha S)_{\text{рв ТА } j} (T_{\text{ст тр ТА } j} - T_{\text{рв ТА } j}); \\
 (c_{\text{ст тр ТА}} m_{\text{ст тр ТА}})_j \frac{dT_{\text{ст тр ТА } j}}{dt} &= (\alpha S)_{\text{рв ТА } j} (T_{\text{рв ТА } j} - T_{\text{ст тр ТА } j}) + \\
 &+ (\alpha S)_{\text{ст тр ТА } j} (T_{\text{ТН ТА Вых } j} - T_{\text{ст тр ТА } j});
 \end{aligned}$$

для $i=1, \dots, n, j=1, \dots, m$.

$$(c_{\text{тн}} m_{\text{тн}})_{\text{ТА}1} \frac{dT_{\text{тн}}}{dt} = (c_p G)_{\text{ТА}} (T_{\text{тн}} - T_{\text{тн}}) + (\alpha S)_{\text{ст тр}} (T_{\text{ст тр}} - T_{\text{тн}}),$$

для $j=1$.

$$(c_{\text{тн}} m_{\text{тн}})_j \frac{dT_{\text{тн}}}{dt} = (c_p G)_{\text{ТА}} (T_{\text{тн}} - T_{\text{тн}}) + (\alpha S)_{\text{ст тр}} (T_{\text{ст тр}} - T_{\text{тн}}),$$

для $j=2, \dots, m$.

$$(c_p G)_{\text{РТО}} (T_{\text{тн}} - T_{\text{тн}}) = q_{\text{внутр}},$$

$$c_{\text{рв}} = c_{\text{рег}} \rho \varepsilon + \tilde{c}_v(T_v)(1 - \varepsilon);$$

$$\tilde{c}_v(T_v) = \left(\frac{c_{v1} + c_{v2}}{2} + \frac{Q_{\text{пл}}}{2 \cdot \Delta} \right) \frac{\rho_1 + \rho_2}{2};$$

$$\tilde{c}_v(T_v) = c_{v1} \rho_1 \text{ при } T_v < T_{\text{пл}} - \Delta, \tilde{c}_v(T_v) = c_{v2} \rho_2 \text{ при } T_v > T_{\text{пл}} + \Delta;$$

где $(c_{\text{тн}} m_{\text{тн}})_{\text{РТО}i}$, $(c_{\text{изл пан РТО}} m_{\text{изл пан РТО}})_i$, $(c_{\text{рв}} m_{\text{рв}})_j$,

$(c_{\text{ст тр}} m_{\text{ст тр}})_j$, $(c_{\text{тн}} m_{\text{тн}})_j$ — соответственно теплоемкости теплоносителя в i – м участке РТО, теплоемкость i – го участка излучающей панели РТО, теплоемкость рабочего вещества j – го участка теплового аккумулятора, теплоемкость j – го участка стенки теплообменной трубки теплового аккумулятора, теплоемкость теплоносителя j – го участка теплообменной трубки теплового аккумулятора; $(c_p G)_{\text{РТО}}$, $(c_p G)_{\text{ТА}}$ – водяные эквиваленты теплоносителя, протекающего через радиационный теплообменник и тепловой аккумулятор; $c_{\text{рег}}$ – теплоемкость реголита, $(\alpha S)_{\text{изл пан РТО}i}$, $(\alpha S)_{\text{рв}}_j$, $(\alpha S)_{\text{ст тр}}_j$ – коэффициенты теплообмена между

теплоносителем и стенкой i – го участка излучающей панели РТО, между стенкой теплообменной трубки j – го участка теплового аккумулятора и рабочим веществом j – го участка теплового аккумулятора, между теплоносителем и стенкой j – го участка теплового аккумулятора; $T_{\text{ТН Вых РТО } i}$ – температура теплоносителя на выходе из i – го участка радиационного теплообменника, $T_{\text{ТН Вх РТО } i}$ – температура теплоносителя на входе в i – й участок радиационного теплообменника, $T_{\text{Изл пан РТО } i}$ – температура i – го участка излучающей панели РТО, $T_{\text{рв ТА } j}$ – температура рабочего вещества j – го участка теплового аккумулятора, $T_{\text{ст тр ТА } j}$ – температура стенки теплообменной трубки j – го участка теплового аккумулятора, $T_{\text{ТН ТА Вых } j}$ – температура теплоносителя на выходе из j – го участка теплового аккумулятора; σ – коэффициент Стефана-Больцмана; t – время, $F_{\text{РТО } i}$ – площадь излучающей панели i – го участка РТО, $q_{\text{погл}}$ – удельный поглощенный внешний тепловой поток, $q_{\text{внутр}}$ – внутреннее тепловыделение в модуле базы, η_p – эффективность ребра панели РТО, ε – коэффициент излучения, $c_{\text{в1}}$ и $c_{\text{в2}}$ – теплоемкость льда и воды, ε – пористость реголита, ρ_1 и ρ_2 – плотность льда и реголита, Δ – интервал температур.

При составлении математической модели динамических режимов функционирования СОТР жилого модуля лунной базы, располагаемой в полярной области, наличие теплового аккумулятора в наружном гидравлическом контуре не предполагается. Прочие допущения, принимаются аналогичными предыдущей модели. Принципиальная схема СОТР представлена на Рисунке 10.2.

С учетом принятых допущений записана узловая математическая модель СОТР модуля базы, располагаемой в полярной области:

$$(c_{\text{ТН}} m_{\text{ТН РТО}})_i \frac{dT_{\text{ТН Вых РТО } i}}{dt} = (c_p G)_{\text{РТО}} (T_{\text{ТН Вх РТО } i} - T_{\text{ТН Вых РТО } i}) + (\alpha S)_{\text{изл пан РТО } i} (T_{\text{изл пан РТО } i} - T_{\text{ТН Вых РТО } i});$$

$$\begin{aligned}
 (c_{\text{изл пан РТО}} m_{\text{изл пан РТО}})_i \frac{dT_{\text{изл пан РТО } i}}{dt} &= (\alpha S)_{\text{изл пан РТО } i} (T_{\text{тн вых РТО } i} - \\
 - T_{\text{изл пан РТО } i}) &+ F_{\text{РТО } i} q_{\text{погл}} - \eta_p \varepsilon \sigma F_{\text{РТО } i} T_{\text{изл пан РТО } i}^4 \\
 (c_p G)_{\text{РТО}} (T_{\text{тн вх РТО } 1} - T_{\text{тн вых РТО } n}) &= q_{\text{внутр}};
 \end{aligned}$$

для $i=1, \dots, n$.

Наибольшую сложность представляет расчет коэффициентов теплообмена между рабочим веществом и стенкой теплообменных трубок теплового аккумулятора. В случае, если рабочим веществом теплового аккумулятора является дробленый реголит с газообразным или жидким наполнителем пустот, используем эффективную характеристику процесса теплопроводности в зернистом слое с неподвижной газовой или жидкой фазой, включающего следующие стадии:

- теплопроводность твердого материала элементов слоя, которая характеризуется коэффициентом теплопроводности твердых частиц реголита;
- молекулярная теплопроводность газа (жидкости), заполняющего слой;
- излучение между твердыми поверхностями элементов слоя;
- излучение газовой (жидкой) фазы; ими можно пренебречь в виду малых линейных размеров объемов газа (жидкости) между элементами слоя.

Зависимости и численный расчет коэффициентов теплообмена приведен ранее в соответствующем разделе.

Заключение по Главе 10

Проведенный анализ работы РТО СОТР лунной базы в течение лунных суток и использование метода математического моделирования в задачах исследования динамических режимов работы СОТР лунной базы позволил сформировать структурную схему СОТР лунной базы для различных широт с теплоаккумулирующими устройствами и записать математическую модель СОТР лунной базы с теплоаккумулирующими устройствами для

моделирования динамических режимов и оценки проектных параметров СОТР лунной базы, расположенной на различных широтах Луны.

1. На основании анализа режимов функционирования РТО СОТР лунной базы в течение лунных суток для различных широт сформирована:

– принципиальная структурная схема внутреннего контура СОТР жилого модуля лунной базы;

– принципиальная структурная схема наружного контур СОТР модуля базы, расположенной в полярной области Луны;

– принципиальная структурная схема наружного контур СОТР модуля базы, расположенной в средних широтах Луны;

– принципиальная структурная схема наружного контур СОТР модуля базы, расположенной в экваториальной области Луны.

2. Разработаны математические модели, алгоритмы и программы для численного моделирования динамических режимов и оценки проектных параметров СОТР лунной базы с теплоаккумулирующими устройствами, расположенной:

– в полярной области Луны;

– в средних широтах Луны;

– экваториальной области Луны.

ГЛАВА 11 МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ И ОЦЕНКА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ С ТЕПЛОАККУМУЛИРУЮЩИМИ УСТРОЙСТВАМИ

11.1 Моделирование динамических режимов и оценка проектных параметров системы обеспечения теплового режима лунной базы, расположенной в средних широтах

Средними широтами, как было описано в параграфе, посвященном анализу работы РТО на поверхности Луны, считаем широты, на которых утром и вечером лунного дня РТО полностью справляется с отводом избыточного тепла из модуля лунной базы, а в районе полудня мощности РТО становится недостаточно для отвода полного количества тепла из модуля. В этот временной интервал избыток тепла отводится в тепловой аккумулятор наружного контура СОТР. Принципиальные схемы внутреннего и внешнего контуров СОТР жилого модуля лунной базы представлены в параграфе 10.1 на Рисунках 10.1 и 10.3. В параграфе 10.2 представлена математическая модель СОТР ЛБ, расположенной в средних широтах. Функционирование наружного контура СОТР модуля лунной базы происходит по следующему алгоритму. Начиная с момента восхода солнца, когда РТО полностью справляется с отводом избыточного тепла из модуля лунной базы, внешний контур СОТР модуля работает в режиме, представленном на Рисунке 11.1.

Теплоноситель из гермоотсека модуля, через блок насосов поступает в регулятор расхода жидкости и далее в радиационный теплообменник. В РТО происходит отвод тепла от теплоносителя, и, охлажденный теплоноситель направляется в гермоотсек модуля. По данной схеме наружный контур работает пока температура теплоносителя на выходе из РТО, а, следовательно, и температура теплоносителя на входе в гермоотсек модуля не сравнивается с 283 К.

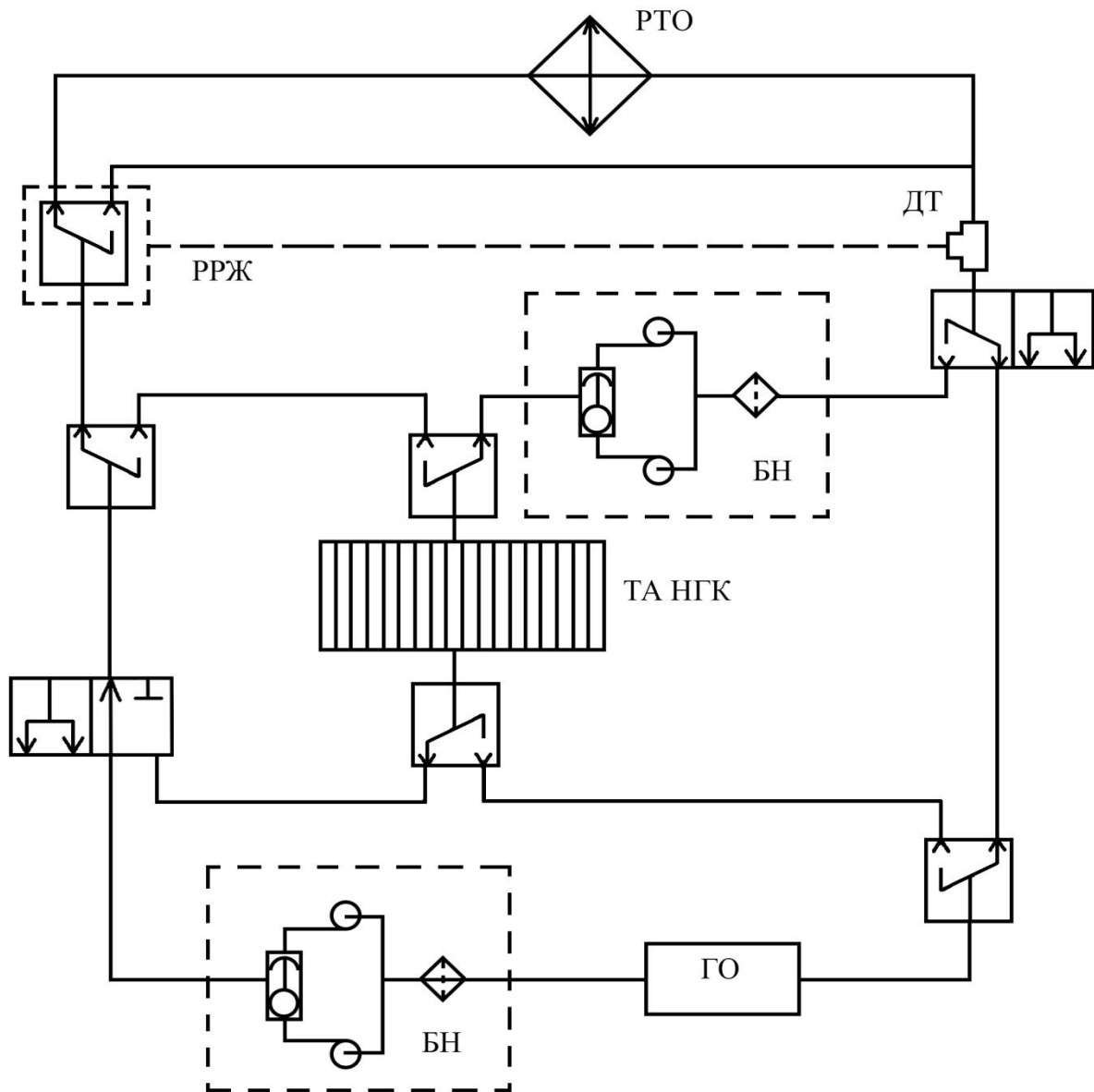


Рисунок 11.1 – Схема работы наружного контура СОТР жилого модуля лунной базы в утренний и вечерний период

По допущениям, принятым в параграфе 10.2, температура теплоносителя на входе в гермоотсек модуля не должна превышать 283 К. В этот момент в работу наружного контура подключается тепловой аккумулятор. Схема совместной работы РТО и теплового аккумулятора в наружном контуре представлена на Рисунке 11.2.

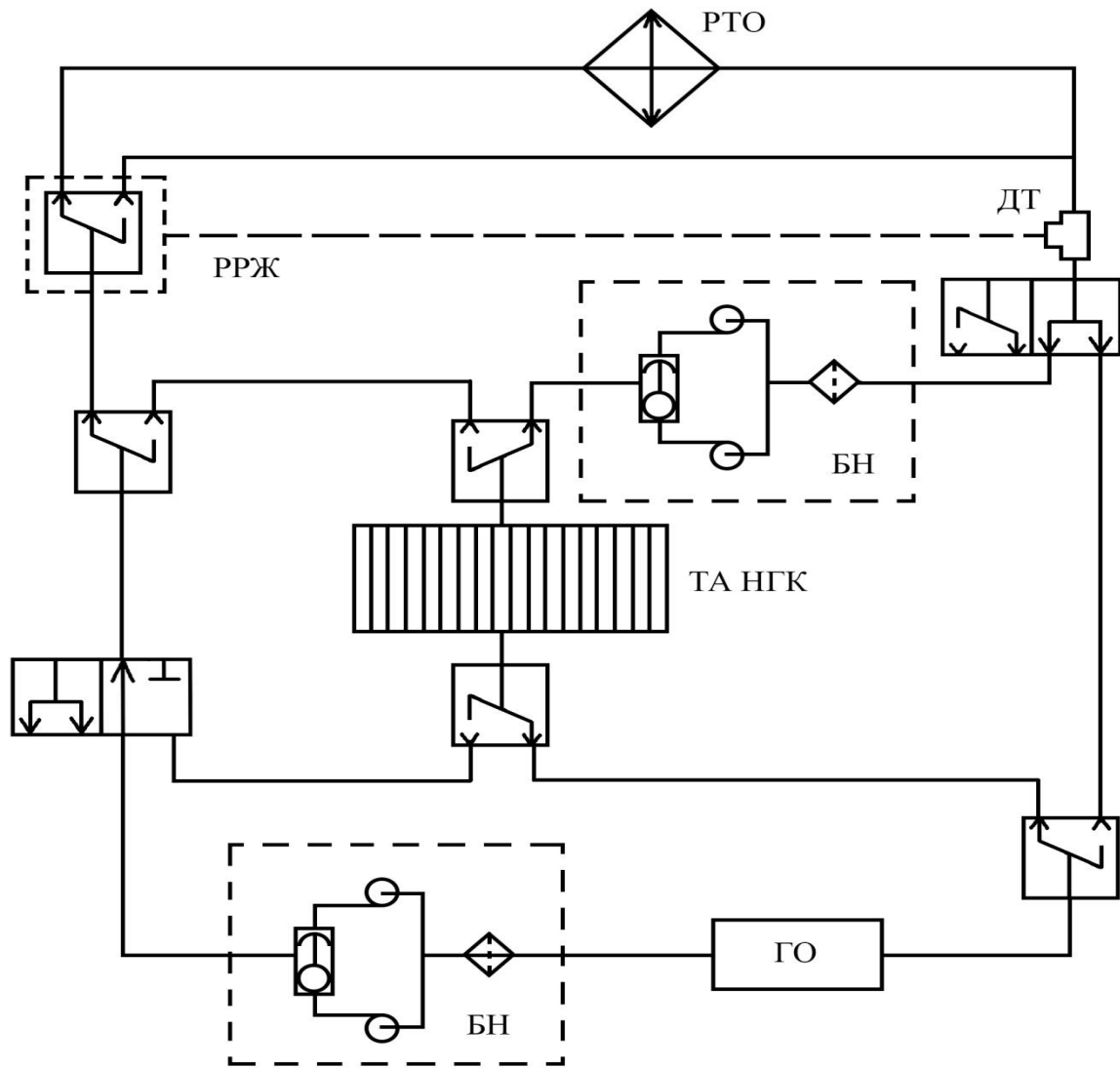


Рисунок 11.2 – Схема совместной работы РТО и теплового аккумулятора в наружном контуре СОТР жилого модуля лунной базы

Теплоноситель из гермоотсека модуля, через блок насосов поступает в регулятор расхода жидкости и далее в радиационный теплообменник. В РТО происходит отвод части тепла, которое необходимо отвести от теплоносителя. Далее, теплоноситель с температурой, превышающей 283 К, поступает в тепловой аккумулятор, куда происходит отток оставшейся части избыточного тепла. Тепловой аккумулятор работает в режиме зарядки. Температура

теплоносителя на выходе из теплового аккумулятора не превышает 283 К. Далее, теплоноситель поступает в гермоотсек модуля.

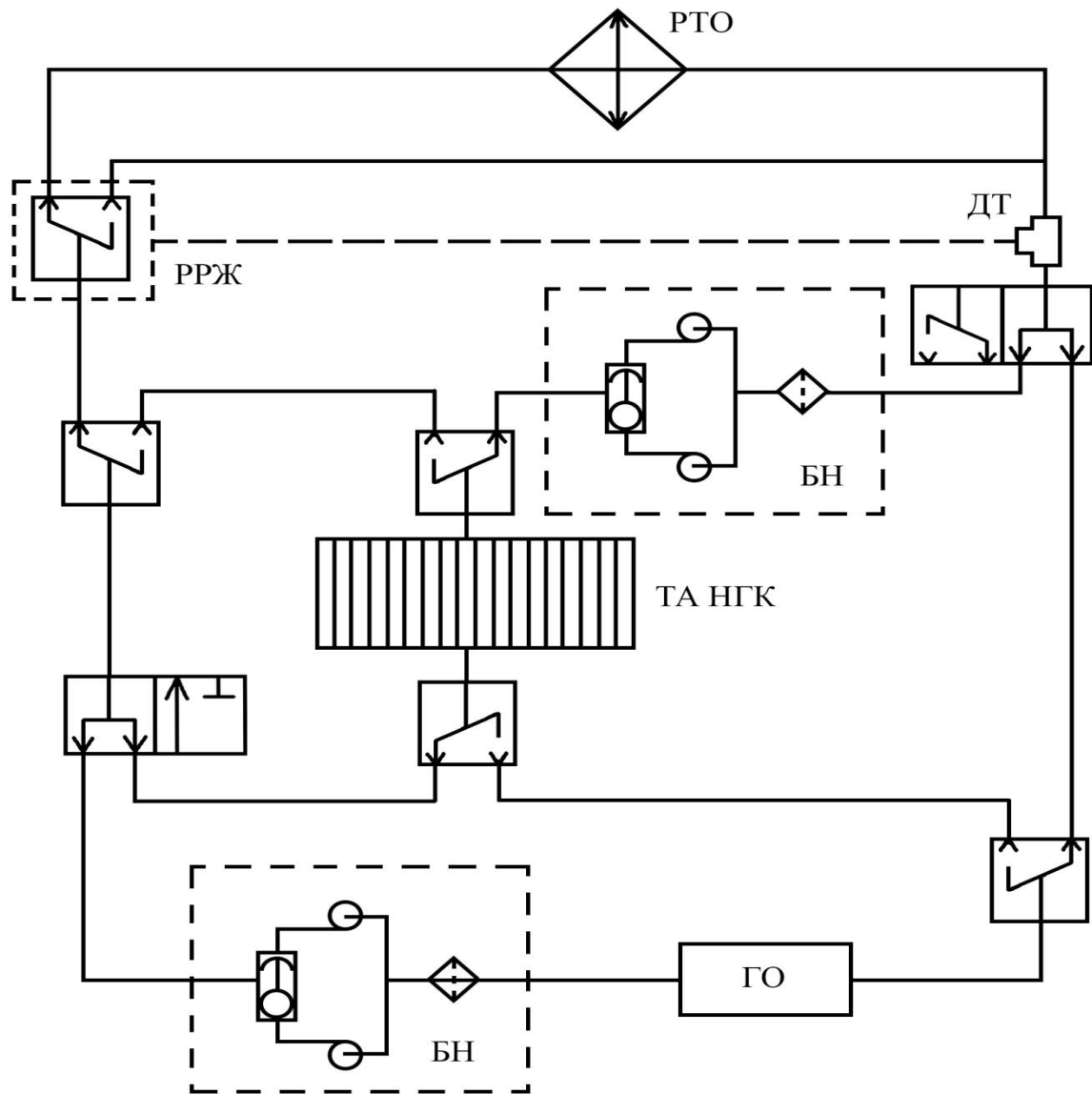


Рисунок 11.3 – Схема работы наружного контура СОТР жилого модуля лунной базы ночью

По мере продвижения солнца от зенита к линии горизонта, внешний тепловой поток, падающий на РТО, уменьшается. В определенный момент времени он достигает величины, когда температура теплоносителя на выходе из РТО становится ниже 283 К. В этот момент времени наружный контур СОТР

модуля переходит в режим работы, представленный на Рисунке 11.1. Охлажденный теплоноситель поступает из РТО в гермоотсек модуля, минуя тепловой аккумулятор.

Когда солнце скрывается за горизонт и наступает лунная ночь, работа наружного контура переходит в режим работы, представленный на Рисунке 11.3.

Охлажденный теплоноситель из РТО через разделитель потока направляется по двум направлениям. Часть теплоносителя через блок насосов поступает в тепловой аккумулятор. Там теплоноситель нагревается, отбирая тепло у рабочего вещества теплового аккумулятора. Тепловой аккумулятор работает в режиме разрядки. Вторая часть теплоносителя поступает в гермоотсек модуля, где забирает избыточное тепло. Далее из гермоотсека через блок насосов нагретый теплоноситель поступает в смеситель, в который по второй линии поступает нагретый теплоноситель из аккумулятора. Потоки смешиваются, и теплоноситель через регулятор расхода жидкости поступает в РТО, где от него отводится тепло. Таким образом, наружный контур СОТР жилого модуля лунной базы представляет собой переменную структуру.

Перед моделированием динамического режима работы СОТР проведен анализ количества узлов деления РТО и ТА. РТО делится на следующие узлы: теплоноситель в трубке РТО моделируется n узлами по длине трубки, излучающая поверхность РТО моделируется n узлами по ходу теплоносителя в трубке РТО. На Рисунке 11.4 представлена зависимость изменения температуры теплоносителя на выходе из радиационного теплообменника от количества узлов разбиения РТО по длине. Расчеты проведены для лунной базы, расположенной на 86° широты в районе лунного моря на конец седьмых земных суток с момента восхода солнца над горизонтом. Из графика видно, что при разбиении РТО по длине на 5 – 6 узлов температура теплоносителя на выходе из РТО существенно изменяется. При разбиении на 8 – 10 узлов происходит замедление изменения температуры теплоносителя на выходе из РТО и при разбиении исследуемого РТО с площадью излучающей поверхности

78 м² на 10 – 12 узлов изменение температуры теплоносителя на выходе из РТО не превышает 0,1 К. На Рисунке 11.4 стрелкой отмечена температура теплоносителя на выходе из РТО, полученная при моделировании динамического режима работы СОТР модуля лунной базы в конце седьмых земных суток третьего лунного дня. Различие температур не превышает 0,2 К. Проведенное исследование позволило сделать вывод о том, что при моделировании динамических режимов работы РТО указанного размера на основе метода узлов, достаточно разделить РТО на 12 частей по длине.

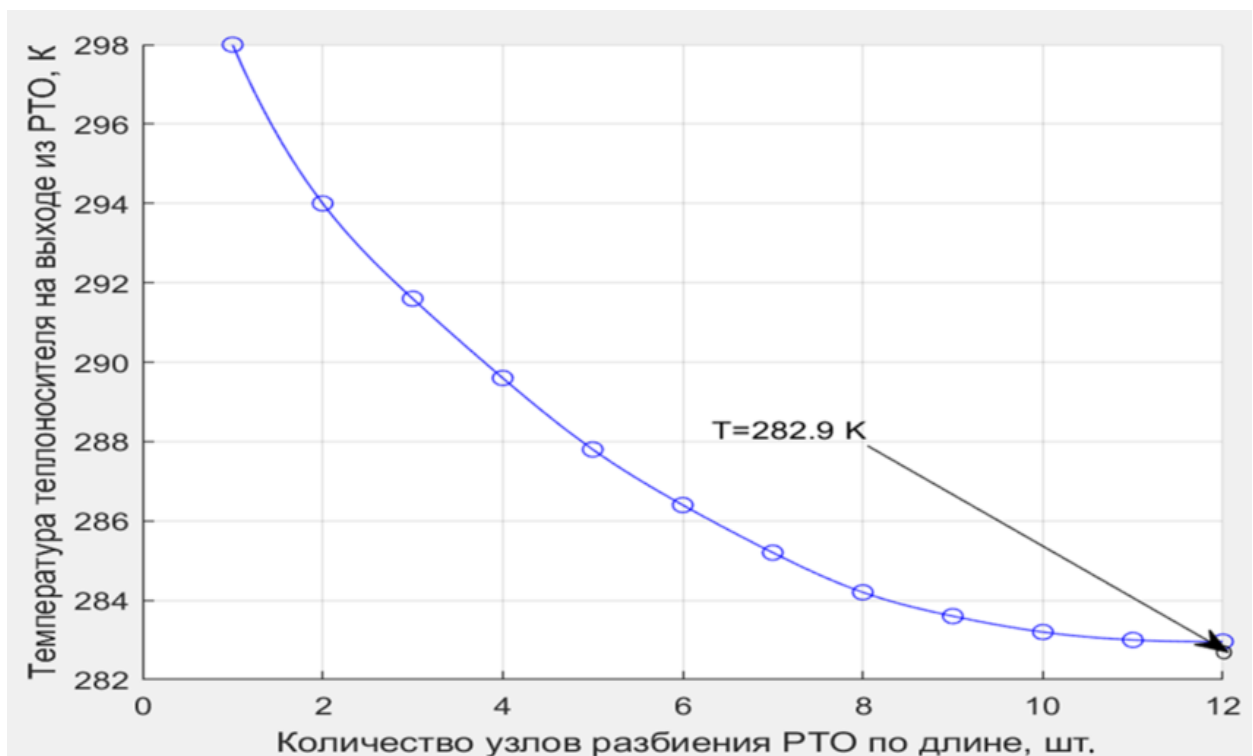


Рисунок 11.4 – Зависимость изменения температуры теплоносителя на выходе из РТО от количества узлов разбиения РТО по длине

Тепловой аккумулятор разбивается на следующие узлы: m участков рабочего вещества теплового аккумулятора, m участков стенки теплообменной трубки теплового аккумулятора по ходу теплоносителя, теплоноситель в m участках теплообменной трубки теплового аккумулятора. На Рисунке 11.5 представлена зависимость изменения температуры теплоносителя на выходе из

теплового аккумулятора от количества узлов разбиения теплового аккумулятора по длине. Расчеты проведены для лунной базы, расположенной в районе лунного моря на 60° широты на середину пятнадцатых земных суток с момента восхода солнца над горизонтом.

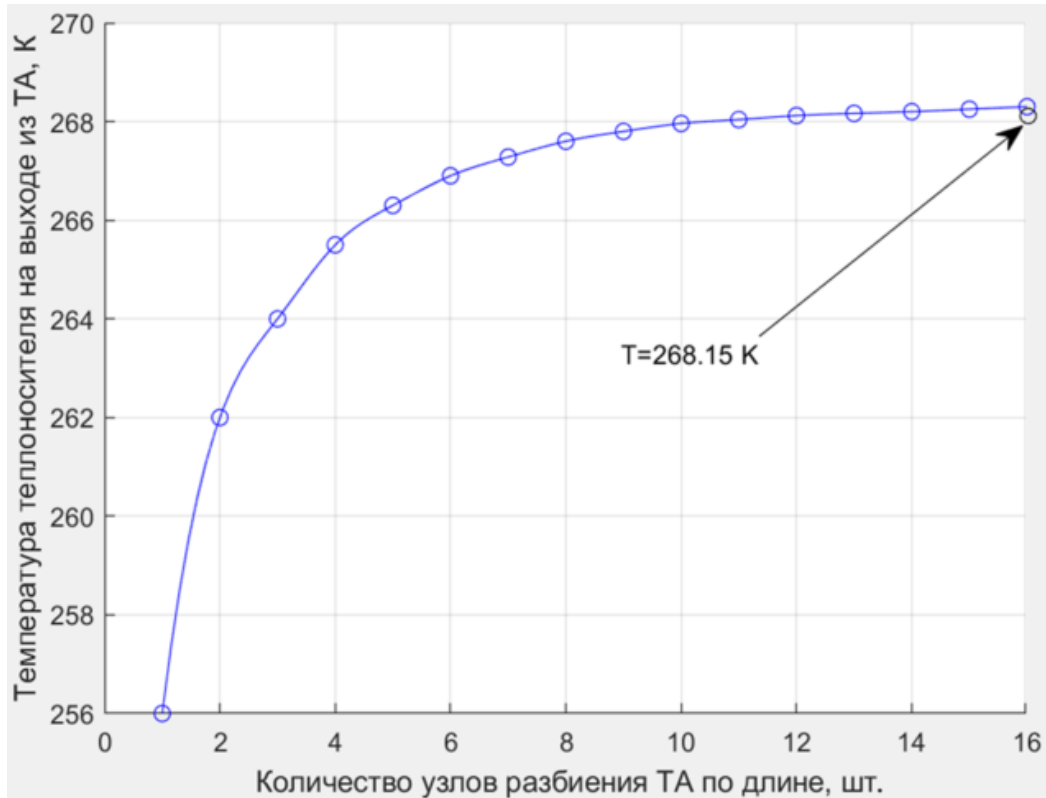


Рисунок 11.5 – Зависимость изменения температуры теплоносителя на выходе из теплового аккумулятора от количества узлов разбиения теплового аккумулятора по длине

Из графика зависимости видно, что при разбиении теплового аккумулятора по длине на 5 – 6 узлов температура теплоносителя на выходе из теплового аккумулятора существенно изменяется. При разбиении на 8 – 12 узлов происходит замедление изменения температуры теплоносителя на выходе из теплового аккумулятора и при разбиении исследуемого теплового аккумулятора с объемом 45 м^3 на 14 – 16 узлов изменение температуры теплоносителя на выходе из теплового аккумулятора не превышает 0,1 К. На

Рисунке 11.5 стрелкой отмечена температура теплоносителя на выходе из теплового аккумулятора, полученная при моделировании динамического режима работы СОТР модуля лунной базы в середине пятнадцатых земных суток третьего лунного дня. Различие температур не превышает 0,15 К. Проведенное исследование позволило сделать вывод о том, что при моделировании динамических режимов работы теплового аккумулятора указанного размера на основе метода узлов, достаточно разделить теплового аккумулятора на 16 частей по длине.

На основании проведенного исследования и принимая допущения, представленные в параграфе 10.2, записана следующая математическая модель СОТР модуля лунной базы, расположенной в средних широтах:

$$\begin{aligned}
 (c_{\text{тн}} m_{\text{тн РТО}})_i \frac{dT_{\text{тн вых РТО } i}}{dt} &= (c_p G)_{\text{РТО}} (T_{\text{тн вх РТО } i} - T_{\text{тн вых РТО } i}) + \\
 &+ (\alpha S)_{\text{изл пан РТО } i} (T_{\text{изл пан РТО } i} - T_{\text{тн вых РТО } i}); \\
 (c_{\text{изл пан РТО}} m_{\text{изл пан РТО}})_i \frac{dT_{\text{изл пан РТО } i}}{dt} &= (\alpha S)_{\text{изл пан РТО } i} (T_{\text{тн вых РТО } i} - \\
 &- T_{\text{изл пан РТО } i}) + F_{\text{РТО } i} q_{\text{погл}} - \eta_p \varepsilon \sigma F_{\text{РТО } i} T_{\text{изл пан РТО } i}^4; \\
 (c_{\text{рв ТА}} m_{\text{рв ТА}})_j \frac{dT_{\text{рв ТА } j}}{dt} &= (\alpha S)_{\text{рв ТА } j} (T_{\text{ст тр ТА } j} - T_{\text{рв ТА } j}); \\
 (c_{\text{ст тр ТА}} m_{\text{ст тр ТА}})_j \frac{dT_{\text{ст тр ТА } j}}{dt} &= (\alpha S)_{\text{рв ТА } j} (T_{\text{рв ТА } j} - \\
 &- T_{\text{ст тр ТА } j}) + (\alpha S)_{\text{ст тр ТА } j} (T_{\text{тн ТА вых } j} - T_{\text{ст тр ТА } j});
 \end{aligned}$$

для $i=1, \dots, 12, j=1, \dots, 16$;

$$\begin{aligned}
 (c_{\text{тн}} m_{\text{тн ТА}})_1 \frac{dT_{\text{тн ТА вых } 1}}{dt} &= (c_p G)_{\text{ТА}} (T_{\text{тн вых РТО } 12} - dT_{\text{тн ТА вых } 1}) + \\
 &+ (\alpha S)_{\text{ст тр ТА } 1} (T_{\text{ст тр ТА } 1} - dT_{\text{тн ТА вых } 1});
 \end{aligned}$$

для $j=1$;

$$(c_{\text{ТН}} m_{\text{ТН ТА}})_j \frac{dT_{\text{ТН ТА Вых } j}}{dt} = (c_p G)_{\text{ТА}} (T_{\text{ТН ТА Вых } j-1} - dT_{\text{ТН ТА Вых } j}) + \\ + (\alpha S)_{\text{СТ ТР ТА } j} (T_{\text{СТ ТР ТА } j} - dT_{\text{ТН ТА Вых } j});$$

для $j=2, \dots, 16$;

$$(c_p G)_{\text{РТО}} (T_{\text{ТН ВХ РТО } 1} - T_{\text{ТН ТА Вых } 16}) = q_{\text{внутр}},$$

$$c_{\text{РВ ТА}} = c_{\text{рег}} \rho \varepsilon + \tilde{c}_v(T_v)(1 - \varepsilon);$$

$$\tilde{c}_v(T_v) = \left(\frac{c_{\text{В1}} + c_{\text{В2}}}{2} + \frac{Q_{\text{ПЛ}}}{2 \cdot \Delta} \right) \frac{\rho_1 + \rho_2}{2};$$

$$\tilde{c}_v(T_v) = c_{\text{В1}} \rho_1 \text{ при } T_v < T_{\text{ПЛ}} - \Delta, \tilde{c}_v(T_v) = c_{\text{В2}} \rho_2 \text{ при } T_v > T_{\text{ПЛ}} + \Delta;$$

где $(c_{\text{ТН}} m_{\text{ТН РТО}})_i$, $(c_{\text{изл пан РТО}} m_{\text{изл пан РТО}})_i$, $(c_{\text{РВ ТА}} m_{\text{РВ ТА}})_j$,

$(c_{\text{СТ ТР ТА}} m_{\text{СТ ТР ТА}})_j$, $(c_{\text{ТН}} m_{\text{ТН ТА}})_j$ – соответственно теплоемкости

теплоносителя в i – м участке РТО, теплоемкость i – го участка излучающей панели РТО, теплоемкость рабочего вещества j – го участка теплового аккумулятора, теплоемкость j – го участка стенки теплообменной трубки теплового аккумулятора, теплоемкость теплоносителя j – го участка теплообменной трубки теплового аккумулятора; $(c_p G)_{\text{РТО}}$, $(c_p G)_{\text{ТА}}$ – водяные эквиваленты теплоносителя, протекающего через радиационный теплообменник и тепловой аккумулятор; $(\alpha S)_{\text{изл пан РТО } i}$, $(\alpha S)_{\text{РВ ТА } j}$, $(\alpha S)_{\text{СТ ТР ТА } j}$ – коэффициенты теплообмена между теплоносителем и стенкой i – го участка излучающей панели РТО, между стенкой теплообменной трубки j – го участка теплового аккумулятора и рабочим веществом j – го участка теплового аккумулятора, между теплоносителем и стенкой j – го участка теплового аккумулятора; $T_{\text{ТН Вых РТО } i}$ – температура теплоносителя на выходе из i – го участка радиационного теплообменника, $T_{\text{ТН ВХ РТО } i}$ – температура теплоносителя на входе в i – й участок радиационного теплообменника, $T_{\text{изл пан РТО } i}$ – температура i – го

участка излучающей панели РТО, $T_{рв\ TA\ j}$ – температура рабочего вещества j – го участка теплового аккумулятора, $T_{ст\ тр\ TA\ j}$ – температура стенки теплообменной трубки j – го участка теплового аккумулятора, $T_{тн\ TA\ вых\ j}$ – температура теплоносителя на выходе из j – го участка теплового аккумулятора; σ – коэффициент Стефана-Больцмана; t – время, $F_{РТО\ i}$ – площадь излучающей панели i – го участка РТО, $q_{погл}$ – удельный поглощенный внешний тепловой поток, $q_{внутр}$ – внутреннее тепловыделение в модуле базы, η_p – эффективность ребра панели РТО, ε – коэффициент излучения, $c_{рег}$ – теплоемкость реголита, $c_{в1}$ и $c_{в2}$ – теплоемкость льда и воды, ε – пористость реголита, ρ_1 и ρ_2 – плотность льда и реголита, Δ – интервал температур.

Полученная система обыкновенных дифференциальных уравнений 72 порядка, дополненная алгебраическим уравнением интегрируется разностными уравнениями по схеме Рунге - Кутта четвертого порядка с шагом 2 секунды.

В результате решения получена зависимость температуры теплоносителя на выходе из РТО – Т1, температуры рабочего вещества 16 – го элемента деления на узлы теплового аккумулятора – Т2, температуры на выходе из теплового аккумулятора – Т3 от времени лунных суток для трех лунных дней. Зависимость представлена на Рисунке 11.6.

За нулевую точку отсчета времени принят момент восхода солнца. В зоне А на Рисунке 11. работа наружного контура СОТР жилого модуля лунной базы происходит по схеме, изображенной на Рисунке 11.1. Теплоноситель из РТО поступает в гермоотсек модуля. Температура теплоносителя ниже 283 К. Тепловой аккумулятор отключен. При достижении теплоносителем температуры 283 К в работу контура включается тепловой аккумулятор. Работа наружного контура происходит по схеме, изображенной на Рисунке 11.2. На Рисунке 11.6 этот режим работы соответствует зоне Б. Отдав часть тепла в РТО, теплоноситель с температурой, превышающей 283 К поступает в тепловой аккумулятор, куда происходит отток оставшейся части избыточного тепла.

Температура теплоносителя на выходе из теплового аккумулятора не превышает 283 К. Далее, теплоноситель поступает в гермоотсек модуля.

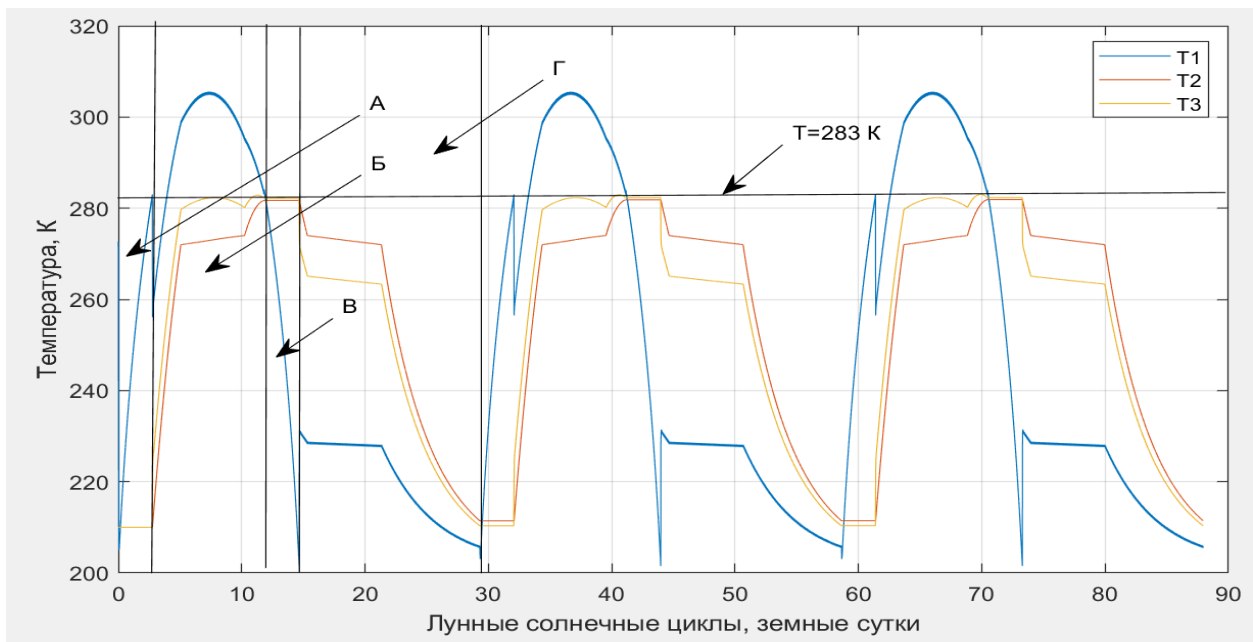


Рисунок 11.6 – Зависимость температуры теплоносителя на выходе из РТО – T_1 , температуры рабочего вещества 16 – го элемента деления на узлы теплового аккумулятора – T_2 , температуры на выходе из теплового аккумулятора – T_3 от времени лунных суток для трех лунных дней

После полудня внешний тепловой поток, падающий на РТО, уменьшается. Когда температура теплоносителя на выходе из РТО становится ниже 283 К, наружный контур СОТР модуля переходит в режим работы, представленный на Рисунке 11.1. На Рисунке 11.6 этот режим работы соответствует зоне В. Охлажденный теплоноситель поступает из РТО в гермоотсек модуля, минуя тепловой аккумулятор.

При наступлении лунной ночи, работа наружного контура переходит в режим, представленный на Рисунке 11.3. На Рисунке 11.6 этот режим работы соответствует зоне Г. Часть теплоносителя через блок насосов поступает в тепловой аккумулятор, где нагреваясь, отбирает тепло у рабочего вещества

теплового аккумулятора. Другая часть теплоносителя поступает в гермоотсек модуля, где забирает избыточное тепло. Далее из гермоотсека через блок насосов нагретый теплоноситель поступает в смеситель, в который по второй линии поступает нагретый теплоноситель из аккумулятора. Потoki смешиваются и теплоноситель через регулятор расхода жидкости поступает в РТО, где от него отводится тепло.

Таким образом, на вход в гермоотсек модуля лунной базы в зоне А Рисунка 11.6 теплоноситель поступает из РТО, в зоне Б теплоноситель поступает из теплового аккумулятора, в зонах В и Г теплоноситель поступает из РТО. Температура теплоносителя на входе в гермоотсек модуля нигде не превышает 283 К, что соответствует ограничению, наложенному на работу системы.

Анализ полученных зависимостей выявил возможность уменьшить за счет учета переменных по времени внешних тепловых нагрузок и теплоемкости конструкций контура площадь РТО на 6% и на 24 % массу теплового аккумулятора, что приводит к соответствующему уменьшению массы системы.

Представленная математическая модель СОТР модуля лунной базы, расположенной в средних широтах, может быть использована для выбора проектных параметров РТО наружного гидравлического контура. Данные результаты позволяют сделать вывод, что выбор проектных параметров СОТР, проведенный в реальном нестационарном режиме функционирования системы, позволяет учесть динамический характер процессов теплообмена, улучшить массоэнергетические характеристики системы и, следовательно, более обоснованно выбрать параметры СОТР.

11.2 Моделирование динамических режимов и оценка проектных параметров системы обеспечения теплового режима лунной базы, расположенной в экваториальной области

Экваториальной областью Луны считаем широты, как было описано в параграфе, посвященном анализу работы РТО на поверхности Луны, на которых

рано утром и поздно вечером лунного дня РТО полностью справляется с отводом избыточного тепла из модуля лунной базы, по мере подъема солнца над горизонтом, мощности РТО становится недостаточно для отвода полного количества тепла из модуля. В этот момент в работу СОТР включается тепловой аккумулятор наружного контура. РТО и тепловой аккумулятор работают совместно. В этот временной интервал избыток тепла отводится в тепловой аккумулятор наружного контура СОТР. Далее к полудню внешняя тепловая нагрузка достигает такого уровня, что РТО перестает отводить тепло. Радиационный теплообменник отключается и все избыточное тепло поступает в тепловой аккумулятор. После полудня, когда внешняя тепловая нагрузка снижается до уровня, позволяющего РТО отводить тепло, РТО включается в работу наружного контура и работает совместно с тепловым аккумулятором. Ближе к ночи внешняя тепловая нагрузка снижается до уровня, позволяющего РТО отводить тепло в одиночку. Ночью РТО отводит избыток тепла из модуля лунной базы и параллельно охлаждает тепловой аккумулятор.

Принципиальные схемы внутреннего и внешнего контуров СОТР жилого модуля лунной базы представлены в параграфе 10.1 на Рисунках 10.1 и 10.3. В параграфе 10.2 представлена математическая модель СОТР ЛБ, расположенной в экваториальной области. Функционирование наружного контура СОТР модуля лунной базы происходит по следующему алгоритму. Начиная с момента восхода солнца, когда РТО полностью справляется с отводом избыточного тепла из модуля лунной базы, внешний контур СОТР модуля работает в режиме, представленном в параграфе 11.1 на Рисунке 11.1.

Теплоноситель из гермоотсека модуля, через блок насосов поступает в регулятор расхода жидкости и далее в радиационный теплообменник. В РТО происходит отвод тепла от теплоносителя и охлажденный теплоноситель направляется в гермоотсек модуля. По данной схеме наружный контур работает пока температура теплоносителя на выходе из РТО, а, следовательно, и температура теплоносителя на входе в гермоотсек модуля не сравнивается с 283 К. По допущениям, принятым в параграфе 10.2, температура теплоносителя на входе

в гермоотсек модуля не должна превышать 283 К. В этот момент в работу наружного контура подключается тепловой аккумулятор. Схема совместной работы РТО и теплового аккумулятора в наружном контуре представлена в параграфе 11.2 на Рисунке 11.2.

Теплоноситель из гермоотсека модуля, через блок насосов поступает в регулятор расхода жидкости и далее в радиационный теплообменник. В РТО происходит отвод части тепла, которое необходимо отвести от теплоносителя. Далее теплоноситель с температурой, превышающей 283 К поступает в тепловой аккумулятор, куда происходит отток оставшейся части избыточного тепла. Тепловой аккумулятор работает в режиме зарядки. Температура теплоносителя на выходе из теплового аккумулятора не превышает 283 К. Далее теплоноситель поступает в гермоотсек модуля.

К полудню внешняя тепловая нагрузка достигает уровня, когда температура теплоносителя на выходе из РТО достигает 313 К. Радиационный теплообменник перестает отводить тепло. Радиационный теплообменник отключается. Теплоноситель из гермоотсека жилого модуля лунной базы через блок насосов поступает в тепловой аккумулятор, где охлаждается, отводя избыточное тепло и возвращается обратно в гермоотсек модуля с температурой ниже 283 К. Тепловой аккумулятор работает в режиме зарядки. Схема работы наружного контура в данном режиме представлена на Рисунке 11.7.

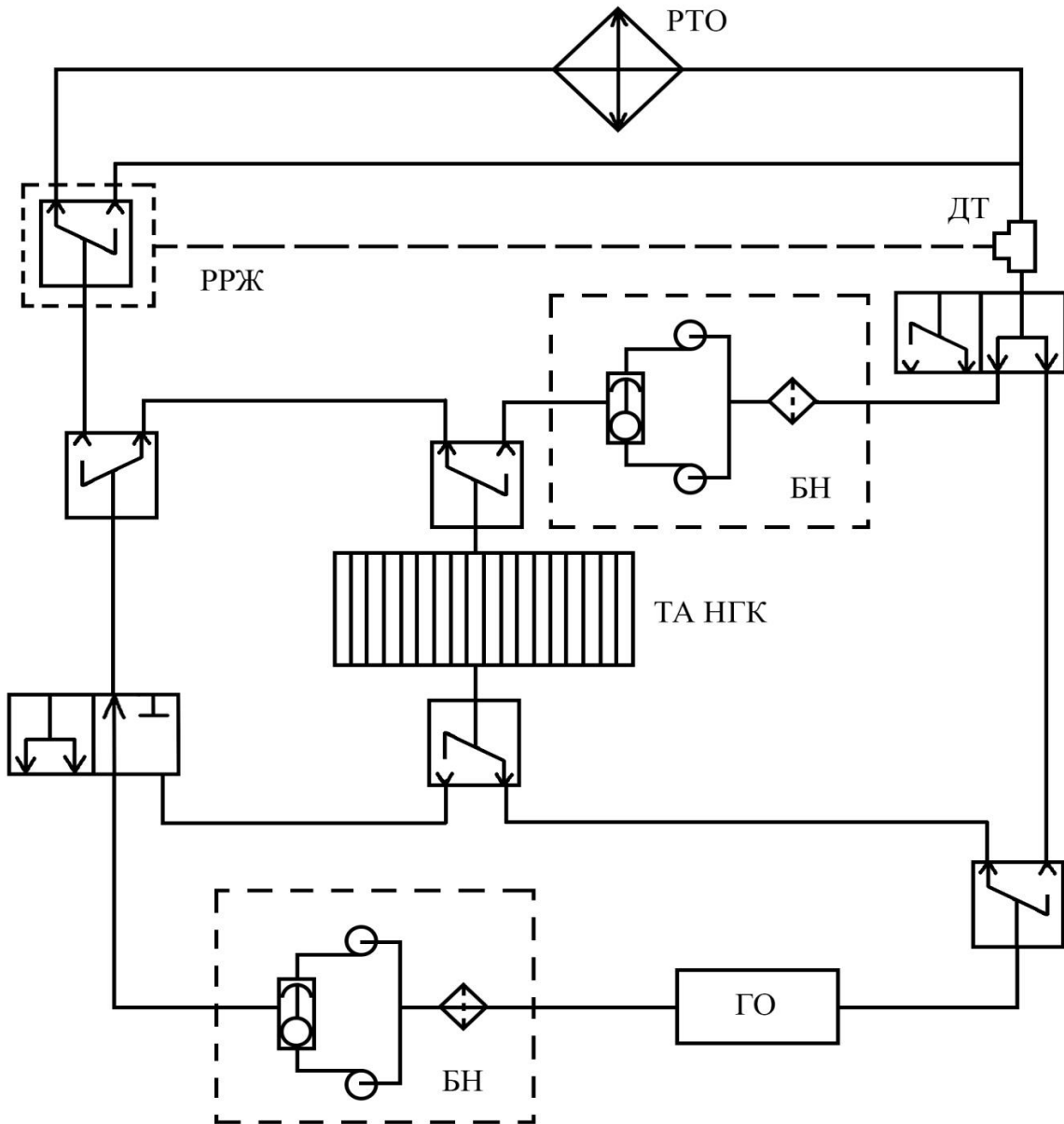


Рисунок 11.7 – Схема работы наружного контура СОТР жилого модуля лунной базы с отключенным РТО

По мере продвижения солнца от зенита к линии горизонта, внешний тепловой поток, падающий на РТО, уменьшается. В определенный момент времени он достигает величины, когда температура теплоносителя на выходе из РТО становится ниже 313 К. В этот момент времени РТО получает возможность отводить тепло и наружный контур СОТР модуля переходит в режим работы, представленный в параграфе 11.2 на Рисунке 11.2. Теплоноситель из гермоотсека

модуля, через блок насосов поступает в регулятор расхода жидкости и далее в радиационный теплообменник. В РТО происходит отвод части тепла, которое необходимо отвести от теплоносителя. Далее теплоноситель с температурой, превышающей 283 К поступает в тепловой аккумулятор, куда происходит отток оставшейся части избыточного тепла. Тепловой аккумулятор работает в режиме зарядки. Температура теплоносителя на выходе из теплового аккумулятора не превышает 283 К. Далее теплоноситель поступает в гермоотсек модуля.

По мере дальнейшего снижения солнца к линии горизонта внешний тепловой поток, падающий на РТО, уменьшается. В определенный момент времени он достигает величины, когда температура теплоносителя на выходе из РТО становится ниже 283 К. В этот момент времени наружный контур СОТР модуля переходит в режим работы, представленный в параграфе 11.2 на Рисунке 11.1. Охлажденный теплоноситель поступает из РТО в гермоотсек модуля минуя тепловой аккумулятор.

Когда солнце скрывается за горизонт и наступает лунная ночь, работа наружного контура переходит в режим работы, представленный в параграфе 11.2 на Рисунке 11.3. Охлажденный теплоноситель из РТО через разделитель потока направляется по двум направлениям. Часть теплоносителя через блок насосов поступает в тепловой аккумулятор. Там теплоноситель нагревается, отбирая тепло у рабочего вещества теплового аккумулятора. Тепловой аккумулятор работает в режиме разрядки. Вторая часть теплоносителя поступает в гермоотсек модуля, где забирает избыточное тепло. Далее из гермоотсека через блок насосов нагретый теплоноситель поступает в смеситель, в который по второй линии поступает нагретый теплоноситель из аккумулятора. Потoki смешиваются и теплоноситель через регулятор расхода жидкости поступает в РТО, где от него отводится тепло. Таким образом, наружный контур СОТР жилого модуля лунной базы представляет собой переменную структуру.

На основании проведенных исследований в параграфе 11.1 о количестве узлов разбиения РТО и теплового аккумулятора и принимая допущения, представленные

в параграфе 10.2, записана следующая математическая модель СОТР модуля лунной базы, расположенной в экваториальной области.

$$\begin{aligned}
 (c_{\text{ТН}} m_{\text{ТН РТО}})_i \frac{dT_{\text{ТН Вых РТО } i}}{dt} &= (c_p G)_{\text{РТО}} (T_{\text{ТН Вх РТО } i} - T_{\text{ТН Вых РТО } i}) + \\
 &+ (\alpha S)_{\text{изл пан РТО } i} (T_{\text{изл пан РТО } i} - T_{\text{ТН Вых РТО } i}); \\
 (c_{\text{изл пан РТО}} m_{\text{изл пан РТО}})_i \frac{dT_{\text{изл пан РТО } i}}{dt} &= (\alpha S)_{\text{изл пан РТО } i} (T_{\text{ТН Вых РТО } i} - \\
 &- T_{\text{изл пан РТО } i}) + F_{\text{РТО } i} q_{\text{погл}} - \eta_p \varepsilon \sigma F_{\text{РТО } i} T_{\text{изл пан РТО } i}^4; \\
 (c_{\text{рв ТА}} m_{\text{рв ТА}})_j \frac{dT_{\text{рв ТА } j}}{dt} &= (\alpha S)_{\text{рв ТА } j} (T_{\text{ст тр ТА } j} - T_{\text{рв ТА } j}); \\
 (c_{\text{ст тр ТА}} m_{\text{ст тр ТА}})_j \frac{dT_{\text{ст тр ТА } j}}{dt} &= (\alpha S)_{\text{рв ТА } j} (T_{\text{рв ТА } j} - T_{\text{ст тр ТА } j}) + \\
 &+ (\alpha S)_{\text{ст тр ТА } j} (T_{\text{ТН ТА Вых } j} - T_{\text{ст тр ТА } j});
 \end{aligned}$$

для $i=1, \dots, 12, j=1, \dots, 16$;

$$\begin{aligned}
 (c_{\text{ТН}} m_{\text{ТН ТА}})_1 \frac{dT_{\text{ТН ТА Вых } 1}}{dt} &= (c_p G)_{\text{ТА}} (T_{\text{ТН Вых РТО } 12} - dT_{\text{ТН ТА Вых } 1}) + \\
 &+ (\alpha S)_{\text{ст тр ТА } 1} (T_{\text{ст тр ТА } 1} - dT_{\text{ТН ТА Вых } 1});
 \end{aligned}$$

для $j=1$;

$$\begin{aligned}
 (c_{\text{ТН}} m_{\text{ТН ТА}})_j \frac{dT_{\text{ТН ТА Вых } j}}{dt} &= (c_p G)_{\text{ТА}} (T_{\text{ТН ТА Вых } j-1} - dT_{\text{ТН ТА Вых } j}) + \\
 &+ (\alpha S)_{\text{ст тр ТА } j} (T_{\text{ст тр ТА } j} - dT_{\text{ТН ТА Вых } j});
 \end{aligned}$$

для $j=2, \dots, 16$;

$$(c_p G)_{\text{РТО}} (T_{\text{ТН Вх РТО } 1} - T_{\text{ТН ТА Вых } 16}) = q_{\text{внутр}}.$$

$$c_{\text{рв ТА}} = c_{\text{рег}} \rho \varepsilon + \tilde{c}_B(T_B)(1 - \varepsilon);$$

$$\tilde{c}_B(T_B) = \left(\frac{c_{\text{В1}} + c_{\text{В2}}}{2} + \frac{Q_{\text{пл}}}{2 \cdot \Delta} \right) \frac{\rho_1 + \rho_2}{2};$$

$$\tilde{c}_v(T_v) = c_{v1}\rho_1 \text{ при } T_v < T_{пл} - \Delta, \tilde{c}_v(T_v) = c_{v2}\rho_2 \text{ при } T_v > T_{пл} + \Delta;$$

Принятые в модели обозначения описаны в параграфе 11.1.

Полученная система обыкновенных дифференциальных уравнений 72 порядка, дополненная алгебраическим уравнением интегрируется разностными уравнениями по схеме Рунге – Кутты четвертого порядка с шагом 2 секунды. В результате решения получена зависимость температуры теплоносителя на выходе из РТО – T_1 , температуры рабочего вещества 16 – го элемента деления на узлы теплового аккумулятора – T_2 , температуры на выходе из теплового аккумулятора – T_3 от времени лунных суток для трех лунных дней. Зависимость представлена на Рисунке 11.8.

За нулевую точку отсчета времени принят момент восхода солнца. В зоне А на Рисунке 11.8 работа наружного контура СОТР жилого модуля лунной базы происходит по схеме, изображенной в параграфе 11.1 на Рисунке 11.1. Теплоноситель из РТО поступает в гермоотсек модуля. Температура теплоносителя ниже 283 К. Тепловой аккумулятор отключен. При достижении теплоносителем температуры 283 К в работу контура включается тепловой аккумулятор. Работа наружного контура происходит по схеме, изображенной в параграфе 11.1 на Рисунке 11.2. На Рисунке 11.9 этот режим работы соответствует зоне Б. Отдав часть тепла в РТО, теплоноситель с температурой, превышающей 283 К поступает в тепловой аккумулятор, куда происходит отток оставшейся части избыточного тепла. Температура теплоносителя на выходе из теплового аккумулятора не превышает 283 К. Далее теплоноситель поступает в гермоотсек модуля.

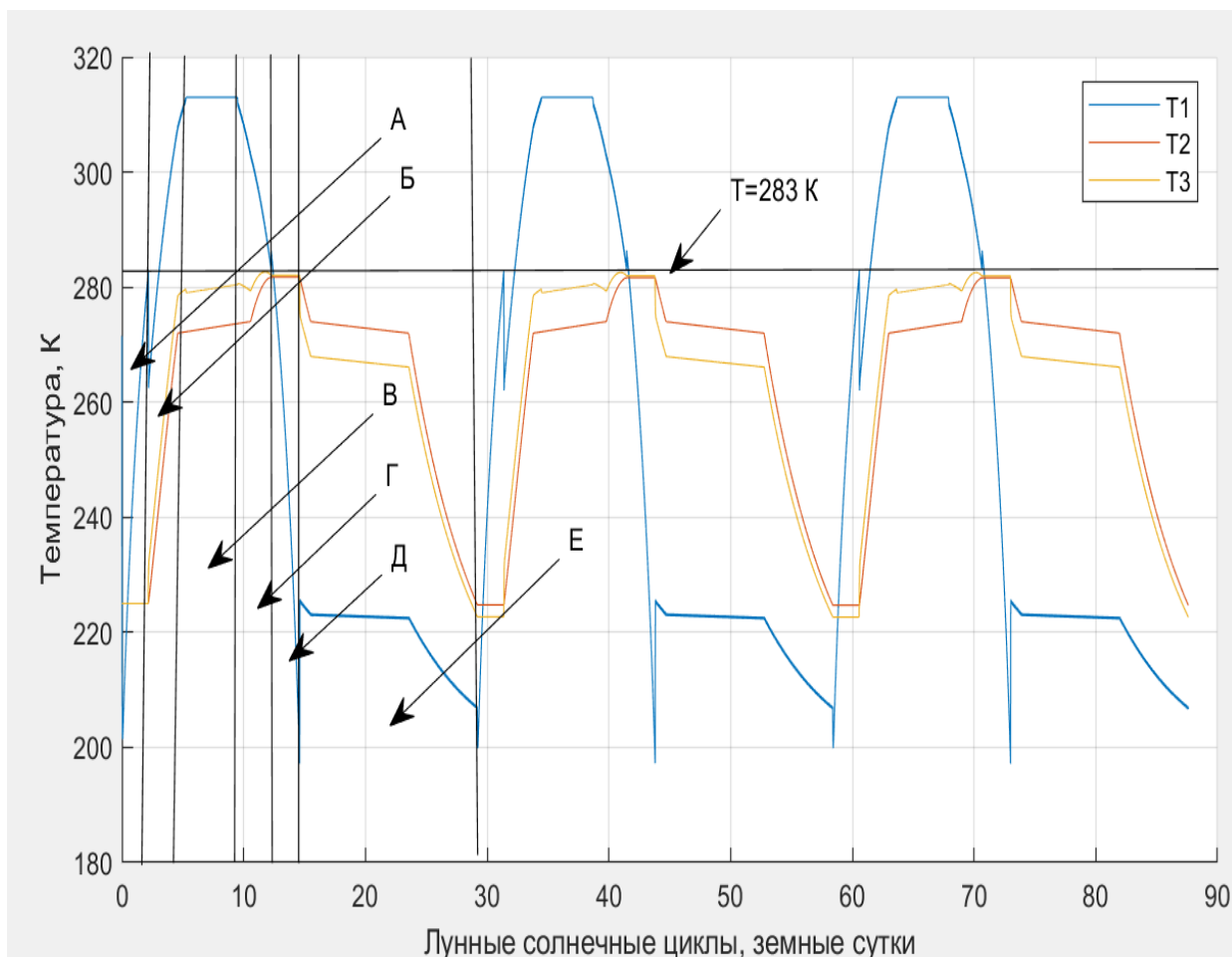


Рисунок 11.8 – Зависимость температур теплоносителя на выходе из РТО, рабочего вещества 16 – го элемента деления на узлы теплового аккумулятора, на выходе из теплового аккумулятора от времени лунных суток

К полудню внешняя тепловая нагрузка достигает уровня, когда температура теплоносителя на выходе из РТО достигает 313 К. РТО перестает отводить тепло. РТО отключается. На Рисунке 11.8 этот режим работы соответствует зоне В. Теплоноситель из гермоотсека жилого модуля лунной базы через блок насосов поступает в тепловой аккумулятор, где охлаждается, отводя избыточное тепло и возвращается обратно в гермоотсек модуля с температурой ниже 283 К. Тепловой аккумулятор работает в режиме зарядки. Схема работы наружного контура в данном режиме представлена на Рисунке 11.7.

После полудня внешний тепловой поток, падающий на РТО уменьшается. В определенный момент времени он достигает величины, когда температура

теплоносителя на выходе из РТО становится ниже 313 К. В этот момент времени РТО получает возможность отводить тепло и наружный контур СОТР модуля переходит в режим работы, представленный в параграфе 11.1 на Рисунке 11.2. На Рисунке 11.8 этот режим работы соответствует зоне Г. Отдав часть тепла в РТО, теплоноситель с температурой, превышающей 283 К поступает в тепловой аккумулятор, куда происходит отток оставшейся части избыточного тепла. Температура теплоносителя на выходе из теплового аккумулятора не превышает 283 К. Далее теплоноситель поступает в гермоотсек модуля.

Когда температура теплоносителя на выходе из РТО становится ниже 283 К, наружный контур СОТР модуля переходит в режим работы, представленный в параграфе 11.1 на Рисунке 11.1. На Рисунке 11.8 этот режим работы соответствует зоне Д. Охлажденный теплоноситель поступает из РТО в гермоотсек модуля минуя тепловой аккумулятор.

При наступлении лунной ночи, работа наружного гидравлического контура переходит в режим, представленный в параграфе 11.1 на Рисунке 11.3. На Рисунке 11.8 этот режим работы соответствует зоне Е. Часть теплоносителя через блок насосов поступает в тепловой аккумулятор, где нагреваясь, отбирает тепло у рабочего вещества теплового аккумулятора. Другая часть теплоносителя поступает в гермоотсек модуля, где забирает избыточное тепло. Далее из гермоотсека через блок насосов нагретый теплоноситель поступает в смеситель, в который по второй линии поступает нагретый теплоноситель из аккумулятора. Потoki смешиваются и теплоноситель через регулятор расхода жидкости поступает в РТО, где от него отводится тепло.

Таким образом, на вход в гермоотсек модуля лунной базы в зоне А Рисунка 11.8 теплоноситель поступает из РТО, в зоне Б, В и Г теплоноситель поступает из теплового аккумулятора, в зонах Д и Е теплоноситель поступает из РТО. Температура теплоносителя на входе в гермоотсек модуля нигде не превышает 283 К, что соответствует ограничению, наложенному на работу системы.

Анализ полученных зависимостей выявил возможность уменьшить за счет учета переменных по времени внешних тепловых нагрузок и теплоемкости

конструкций гидравлического контура площадь РТО на 6% и на 28 % массу теплового аккумулятора, что приводит к соответствующему уменьшению массы системы.

Представленная математическая модель СОТР модуля лунной базы, расположенной в экваториальной области, может быть использована для выбора проектных параметров РТО наружного гидравлического контура. Данные результаты позволяют сделать вывод, что выбор проектных параметров СОТР, проведенный в реальном нестационарном режиме функционирования системы, позволяет учесть динамический характер процессов теплообмена, улучшить массоэнергетические характеристики системы и, следовательно, более обоснованно выбрать параметры СОТР.

11.3 Моделирование динамических режимов и оценка проектных параметров системы обеспечения теплового режима лунной базы, расположенной в полярной области

Как отмечено в параграфе 10.1, характерной особенностью СОТР модуля лунной базы, расположенной в полярной области, является возможность отвода тепла штатным РТО. В результате анализа работы радиационного теплообменника на поверхности Луны определены границы полярных областей с точки зрения режима функционирования СОТР лунной базы. Такими границами являются для материковых районов широты от 90° до 81° , а в районах морей от 90° до 86° . Наружный контур СОТР жилого модуля базы, расположенной в полярной области представлен в параграфе 10.2 на Рисунке 10.2. В параграфе 10.2 представлена математическая модель СОТР лунной базы, расположенной в полярной области.

На основании проведенного исследования изменения температуры теплоносителя на выходе из РТО от количества узлов разбиения РТО по длине и принимая допущения, представленные в параграфе 10.2, записана следующая математическая модель СОТР модуля лунной базы, расположенной в полярной области:

$$\begin{aligned}
(c_{\text{тн}} m_{\text{тн РТО}})_i \frac{dT_{\text{тн вых РТО } i}}{dt} &= (c_p G)_{\text{РТО}} (T_{\text{тн вх РТО } i} - T_{\text{тн вых РТО } i}) + \\
&+ (\alpha S)_{\text{изл пан РТО } i} (T_{\text{изл пан РТО } i} - T_{\text{тн вых РТО } i}); \\
(c_{\text{изл пан РТО}} m_{\text{изл пан РТО}})_i \frac{dT_{\text{изл пан РТО } i}}{dt} &= (\alpha S)_{\text{изл пан РТО } i} (T_{\text{тн вых РТО } i} - \\
&- T_{\text{изл пан РТО } i}) + F_{\text{РТО } i} q_{\text{погл}} - \eta_p \varepsilon \sigma F_{\text{РТО } i} T_{\text{изл пан РТО } i}^4; \\
(c_p G)_{\text{РТО}} (T_{\text{тн вх РТО } 1} - T_{\text{тн вых РТО } 12}) &= q_{\text{внутр}};
\end{aligned}$$

для $i=1, \dots, 12$,

где: $(c_{\text{тн}} m_{\text{тн РТО}})_i$, $(c_{\text{изл пан РТО}} m_{\text{изл пан РТО}})_i$ – соответственно теплоемкости теплоносителя в i – м участке РТО, теплоемкость i – го участка излучающей панели РТО; $(c_p G)_{\text{РТО}}$ – водяной эквивалент теплоносителя, протекающего через радиационный теплообменник; $(\alpha S)_{\text{изл пан РТО } i}$ – коэффициент теплообмена между теплоносителем и стенкой i – го участка излучающей панели РТО; $T_{\text{тн вых РТО } i}$ – температура теплоносителя на выходе из i – го участка радиационного теплообменника, $T_{\text{тн вх РТО } i}$ – температура теплоносителя на входе в i – й участок радиационного теплообменника, $T_{\text{изл пан РТО } i}$ – температура i – го участка излучающей панели РТО; σ – коэффициент Стефана-Больцмана; t – время, $F_{\text{РТО } i}$ – площадь излучающей панели i – го участка РТО, $q_{\text{погл}}$ – удельный поглощенный внешний тепловой поток, $q_{\text{внутр}}$ – внутреннее тепловыделение в модуле базы, η_p – эффективность ребра панели РТО, ε – коэффициент излучения.

Полученная система обыкновенных дифференциальных уравнений 24 порядка, дополненная алгебраическим уравнением интегрируется разностными уравнениями по схеме Рунге - Кутта четвертого порядка с шагом 2 секунды. В результате решения получена зависимость температуры теплоносителя на выходе из РТО от времени лунных суток для трех лунных дней. Зависимость представлена на Рисунке 11.9. Зона А на Рисунке 11.9 соответствует лунному дню, а зона Б представляет лунную ночь. Анализ полученной зависимости выявил возможность

уменьшить площадь РТО на 7%, что приводит к соответствующему уменьшению массы РТО.

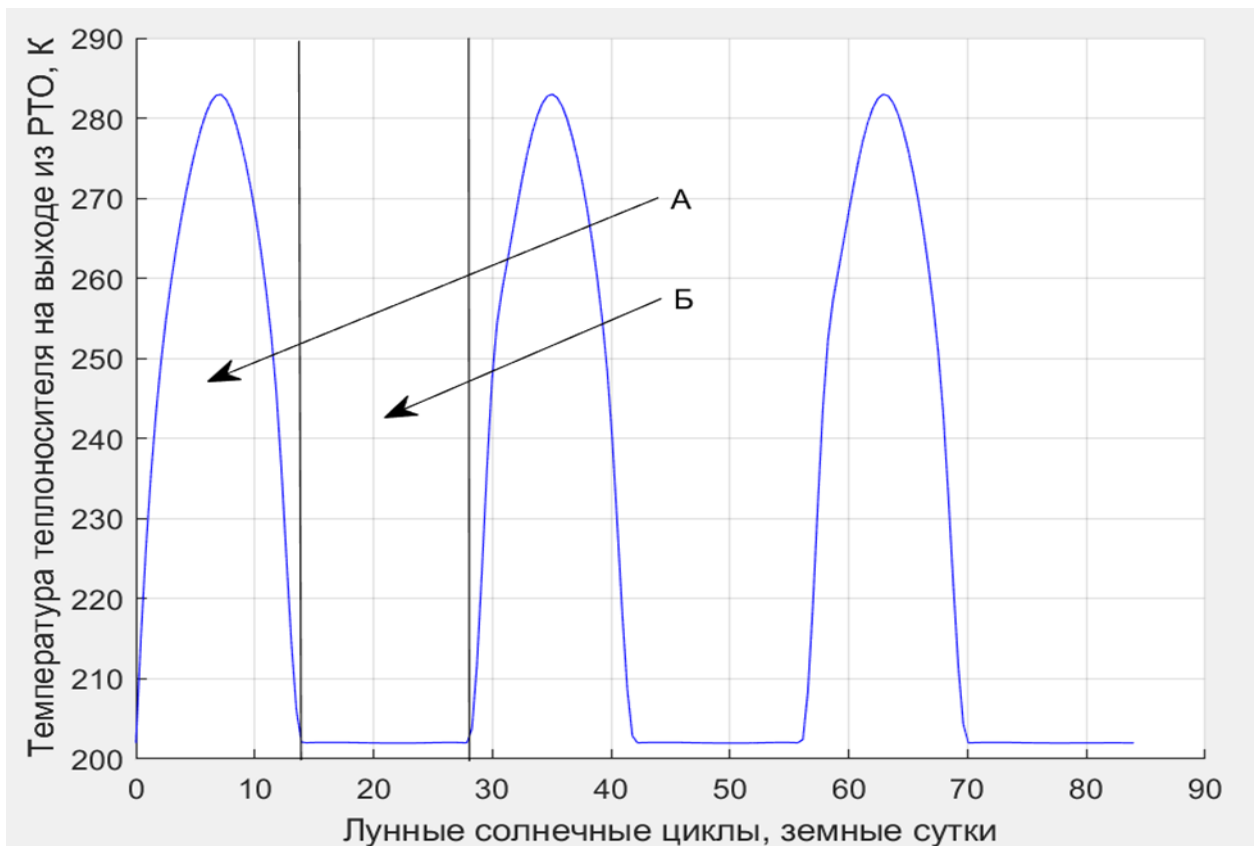


Рисунок 11. 9 – Зависимость температуры теплоносителя на выходе из РТО от времени лунных суток

Представленная математическая модель СОТР модуля лунной базы, расположенной в полярной области, может быть использована для выбора проектных параметров РТО наружного контура. Данные результаты позволяют сделать вывод, что выбор проектных параметров СОТР, проведенный на реальном нестационарном режиме функционирования системы, позволяет учесть динамический характер процессов теплообмена, улучшить массоэнергетические характеристики системы и, следовательно, более обоснованно выбрать параметры СОТР.

Заключение по Главе 11

Проведено математическое моделирование динамических режимов и оценка проектных параметров системы обеспечения теплового режима лунной базы, расположенной:

- в полярной области Луны;
- в средних широтах Луны;
- экваториальной области Луны,

показавшее возможность уменьшить, за счет учета переменных по времени внешних тепловых нагрузок и теплоемкости конструкций контура, площадь РТО на 6% и на 28 % массу теплового аккумулятора внешнего контура СОТР, что приводит к соответствующему уменьшению массы системы.

ГЛАВА 12 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕСУРСОВ ЛУНЫ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ И РАЗВИТИЯ ЛУННОЙ БАЗЫ

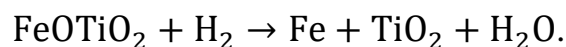
12.1 Варианты снабжения лунной базы кислородом, водородом и водой

Для эксплуатации лунной базы требуется вода и кислород для экипажа и кислород и водород для обеспечения транспортных операций между лунной базой и орбитой Луны. В настоящей главе представлены варианты снабжения лунной базы водой, водородом и кислородом, а также проведен экономический анализ затрат для различных вариантов снабжения. Возможными источниками воды, водорода и кислорода являются поставки с Земли, добыча полезных ископаемых на Луне и регенерация продуктов жизнедеятельности экипажа. Ожидается, что на начальном этапе развертывания лунной базы будут использоваться материалы, поставляемые с Земли. При создании постоянной обитаемой лунной базы минимальной конфигурации, включающей [153, 2]: командно–жилой, складской и научно-исследовательский обитаемые модули, ядерную энергоустановку (ЯЭУ), пилотируемый, транспортно-грузовой и рабочий луноходы с численностью ее экипажа в 3 человека появится возможность получения необходимых компонентов из местных ресурсов и путем регенерация продуктов жизнедеятельности.

В качестве местного ресурса, практически неограниченного на лунной поверхности, возможно использование реголита. Химические реакции, с помощью которых возможно производить кислород и водород из лунного реголита хорошо известны. Процесс добычи, переработки и извлечения указанных компонентов в настоящее время тщательно изучен.

Кислород присутствует в реголите в количестве 4 – 10 % по массе в виде стекол, таких как SiO₂, и оксидов металлов, особенно оксида железа, FeO. Одним из наиболее изученных и передовых методов получения кислорода из реголита является восстановление ильменита водородом [154]. Реголит нагревают до температуры 700 – 1000 °C и подвергают воздействию водорода, который вступает в реакцию со слабо связанным кислородом с образованием воды. Образовавшаяся

вода подвергается электролизу. Водород возвращается в цикл для продолжения процесса.



Восстановлением ильменита водородом можно извлекать около 10 % кислорода из лунного реголита в экваториальных регионах морей [52] и 3 % кислорода из гораздо менее распространенного ильменита в лунном реголите в материковых регионах.

Элементами технологического процесса являются экскаватор, тягач, обогатитель сырья для концентрирования ильменита, бункеры низкого и высокого давления, система рециркуляции водорода, электролизер, система криогенного хранения и некоторые другие системы.

Получение водорода возможно путем нагрева реголита до 900 ° С. Часть этого водорода вступит в реакцию с оксидом железа в ильмените с образованием воды, которую можно использовать для получения кислорода и водорода. Типичное содержание водорода в реголите составляет 40 – 50 частей на миллион. Более 80 % водорода содержится в частицах размером менее 45 микрон. Отделение мелкого материала снижает энергию, необходимую для нагрева реголита.

Процесс производства водорода состоит в следующем. Реголит собирают, транспортируют и загружают в реактор после удаления частиц более одного сантиметра. Реголит нагревают в реакторе до 900 ° С для выделения водорода и получения воды путем реакции с ильменитом. Поскольку содержание водорода в реголите составляет примерно 50 частей на миллион, для получения 1 кг водорода необходимо нагреть около 20 000 кг реголита.

Для выбора оптимальной схемы снабжения лунной базы кислородом, водородом и водой проведено сравнение стоимости транспортно-технологического обеспечения вариантов поставки (производства) указанных компонентов. Такими вариантами являются:

- поставка компонентов с Земли;

- получение компонентов в полном объеме из местных ресурсов при помощи добывающе-перерабатывающих комплексов (ДПК);
- регенерация продуктов жизнедеятельности экипажа лунной базы и получение недостающих компонентов из местных ресурсов при помощи ДПК;
- регенерация продуктов жизнедеятельности экипажа лунной базы, поставка водорода с Земли и получение недостающих компонентов из местных ресурсов при помощи ДПК.

Для сравнения стоимости указанных вариантов учтена полная стоимость жизненного цикла добычи компонентов на Луне, снабжения с Земли и регенерации продуктов жизнедеятельности экипажа. Стоимость жизненного цикла включает в себя все затраты, понесенные при проектировании, разработке, испытаниях и производстве, доставке на Луну и эксплуатации.

Для расчета стоимости доставки грузов на поверхность Луны проведен анализ удельной стоимости транспортировки полезного груза для разных вариантов транспортных систем. Были рассмотрены два варианта транспортной системы для доставки грузов. При проведении расчетов учитывалась система энергоснабжения и добывающе-перерабатывающий комплекс.

Первый вариант. Доставка на орбиту Земли ракетой-носителем сверхтяжелого класса (масса полезного груза на низкой околоземной орбите около 117 т). Транспортировка грузов с орбиты Земли на орбиту Луны и обратно с помощью межорбитального кислород-водородного разгонного блока массой до 55 т (с топливом). Одноразовый лунный посадочный корабль массой до 30 т (с заправкой топлива) с двигателем на высококипящих компонентах топлива.

Второй вариант. Доставка на орбиту Земли ракетой-носителем тяжелого класса (типа «Ангара-А5»). Транспортировка грузов с орбиты Земли на орбиту Луны и обратно с помощью разгонного блока типа «Фрегат» и многоразового межорбитального буксира с ядерной электроракетной установкой мощностью до 1 МВт. Грузовой посадочный модуль (Г-МЛПК). Второй вариант предполагает доставку на окололунную орбиту груза массой до 10 т. Сам Г-МЛПК доставляется на Луну с помощью описанного выше первого варианта транспортной системы.

До начала производства на Луне топлива из местных должен использоваться первый вариант. На окололунную орбиту доставляется заправленный Г-МЛПК. Второй вариант транспортной системы возможно будет использовать после начала производства компонентов топлива, когда станет возможным использования Г-МЛПК. При этом на орбиту Луны доставляется только полезный груз.

В работе [155] представлена проработка второго варианта транспортной системы на участке Луна – орбита спутника Луны (ОСЛ) – Луна при условии полностью развернутой лунной базы, на основе определения грузовых характеристик многоразовых космических транспортных систем, использующих топливо кислород-водород, производимое из лунных ресурсов.

Многоразовые средства космических транспортных систем, которым предстоит работать на участке Луна – орбита спутника Луны (ОСЛ) – Луна, состоят из:

- спускаемого на ее поверхность Г-МЛПК;
- автоматического грузового для перевозки сухих грузов;
- автоматического танкера для перевозки жидких грузов (ВПК-Т).

Для применения многоразовых окололунных транспортных средств рассматривается развертывание лунной орбитальной станции ЛОС.

Во всех видах транспортных средств предусматривается применение универсальной взлетно-посадочной платформы (УВПП).

Характеристики УВПП. Предусмотрено, что Лунное посадочное устройство УВПП рассчитывается для посадки на Луну с максимальной массой полезного груза. Баки посадочного устройства вмещают заправку топливом, обеспечивающую выполнение транспортной операции для всех видов ВПК. Для доставки экипажей будет использоваться двухкорабельная схема с дополнительным использованием ВПК-Т, доставляющим топливо с Луны на ОСЛ.

Для надежности и безопасности экипажей выбрано выполнение операции ВПК-П по однокорабельной схеме. В этом случае у экипажа есть возможность вернуться на лунную базу при нештатной ситуации, возникшей из-за несостоявшейся стыковки.

Принята следующая схема смены экипажей на лунной базе. Заступающий на вахту экипаж с лунного орбитального корабля (ЛОК) на ВПК-П доставляется на лунную базу. Завершающий вахту экипаж передает лунную базу вновь прибывшему экипажу и далее в ВПК-П отправляется на ЛОС. Далее проводится передача грузов с многоразового орбитального буксира (ММБ) на ВПК-Г, пристыкованных к ЛОС, и последующая отправка грузов на Луну. Завершающий вахту экипаж в ЛОКе направляется на орбитальную станцию (ОС) у Земли типа МКС и затем доставляется на Землю. Характеристики ЛОК и ММБ, заправляющихся компонентами топлива с Земли, в настоящем разделе не рассматриваются.

Достоинством представленной последовательности смены экипажей является отсутствие перерывов в присутствии человека на Луне. В этом случае не происходит консервация лунной базы каждые полгода.

Для выполнения смены экипажей лунной базы разработаны варианты транспортных операций ВПК-П.

Вариант 1.1. В начальном положении ВПК-П находится на лунной базе. После доставки экипажа с ОС на ЛОС ВПК-П заправляют на полный цикл и в автоматическом режиме он стартует на орбиту Луны. Доставленный экипаж пересаживается в ВПК-П и отправляется на лунную базу. Полностью заправленный ВПК-П забирает закончивший вахту экипаж и стартует на ЛОС. Далее ВПК-П в автоматическом режиме возвращается на лунную базу.

Вариант 1.2. В начальном положении ВПК-П находится на ЛОС. После доставки экипажа на ЛОС ВПК-П происходит заправка топлива из баков ЛОС для посадки на Луну. Улетающий экипаж полностью заправляет ВПК-П и отправляется на орбиту.

Взлетно-посадочный комплекс-Г является УВПП для доставки сухого полезного груза. Возможно два варианта доставки полезного груза на лунную базу по двухкорабельной схеме.

Вариант 2.1. ВПК-Г стартует с лунной базы без полезного груза с полной заправкой топливом. Далее с поверхности Луны производится запуск ВПК-Т. На

ОСЛ ВПК-Г заправляется максимально и доставляет на Луну максимальный полезный груз.

Для перевозки жидких грузов используется танкер ВПК-Т. Работа ВПК-Т происходит по однокорабельной схеме. На Луне ВПК-Т максимально заправляется для доставки топлива на ЛОС. Возвращение на Луну ВПК-Т производится порожняком.

С орбиты Земли на лунную орбиту ВПК-Т доставляется с заправкой в 8т, достаточной для самостоятельной бездозаправочной посадки на Луну.

В работе [155] проведена оценка оптимальности транспортных операций.

В результате проведенной оценки выбраны оптимальные схемы операций по каждому из видов ВПК. К ним относятся: для ВПК-П – однокорабельная с доставкой двух экипажей за цикл; для ВПК-Г – двухкорабельная; для ВПК-Т – безвариантная схема операций.

Результатом выбора является:

- транспортная система состоит из двух ВПК-П. Один ВПК-П полгода состыкован с ОСЛ. Второй ВПК-П полгода находится на Луне в составе лунной базы;

- необходимость запуска с Луны ВПК-Т для дозаправки ВПК-Г. Удельные стоимости доставки полезного груза на Луну, рассчитанные в соответствии с выбранными схемами транспортных операций составляют: для первого варианта транспортировки, системой на основе ракеты-носителя сверхтяжелого класса, $C_{\text{тр}}^{\text{уд}1} = 3,24$ млн руб./кг (здесь и далее миллионов рублей по курсу августа 2022 года) [156, 155]; для второго варианта транспортировки, системой на основе ракеты-носителя тяжелого класса (типа «Ангара-А5»), $C_{\text{тр}}^{\text{уд}2} = 1,14 - 1,8$ млн руб./кг [155]. Удельная стоимость по второму варианту транспортной системы принята по среднему значению $C_{\text{тр}}^{\text{уд}2} = 1,5$ млн руб./кг.

12.2 Оценка технико-экономической эффективности использования ядерных энергетических установок в составе лунной базы

Большинство технологических процессов переработки лунного грунта требуют больших затрат как электрической, так и тепловой энергии [157, 158]. В связи с этим перспективным источником энергии лунной базы является лунная атомная электростанция (ЛАЭС). В качестве энергоблоков ЛАЭС предполагается использовать разработанные в настоящее время космические ядерные энергетические установки (ЯЭУ) [158, 159].

В составе энергоблоков ЛАЭС рассматривается ЯЭУ на базе термоэмиссионных реакторов-преобразователей. В настоящее время в России существует большой задел по термоэмиссионным космическим ЯЭУ различного уровня мощности [156]. Кроме того, термоэмиссионные ЯЭУ могут выступать в качестве источника высокопотенциальной (уровень температур – 700...900 °С) тепловой энергии.

«Энергия» создала задел проектно-конструкторских и экспериментальных работ по созданию термоэмиссионных космических ЯЭУ большой мощности [160]. В перспективе планируется создание унифицированной линейки ЯЭУ мощностью 50, 100, 150, 600 кВт. Принято, что потребности в энергетике постоянной обитаемой лунной базы минимальной конфигурации обеспечиваются ЛАЭС на базе нескольких энергоблоков мощностью 600 кВт. Количество блоков ЛАЭС определяется потребностями в энергии.

Стоимостные характеристики отечественных ЛАЭС определены на основе данных работ [161, 162] по удельным стоимостям космических термоэмиссионных ЯЭУ различного уровня мощности с учетом инфляции и коэффициента, учитывающего переход от стоимости изготовления ЯЭУ к стоимости энергоблока ЛАЭС с учетом затрат на доработку ЯЭУ. В работе [156] рекомендовано значение коэффициента 1,3. Коэффициент получен экспертным путем. При этом учитывалась стоимость дополнительных элементов конструкции и экранов, а также систем преобразования мощности и кабельной сети. На Рисунке 12.1 изображен

график зависимости стоимости ЛАЭС российского производства от производимой электрической мощности.

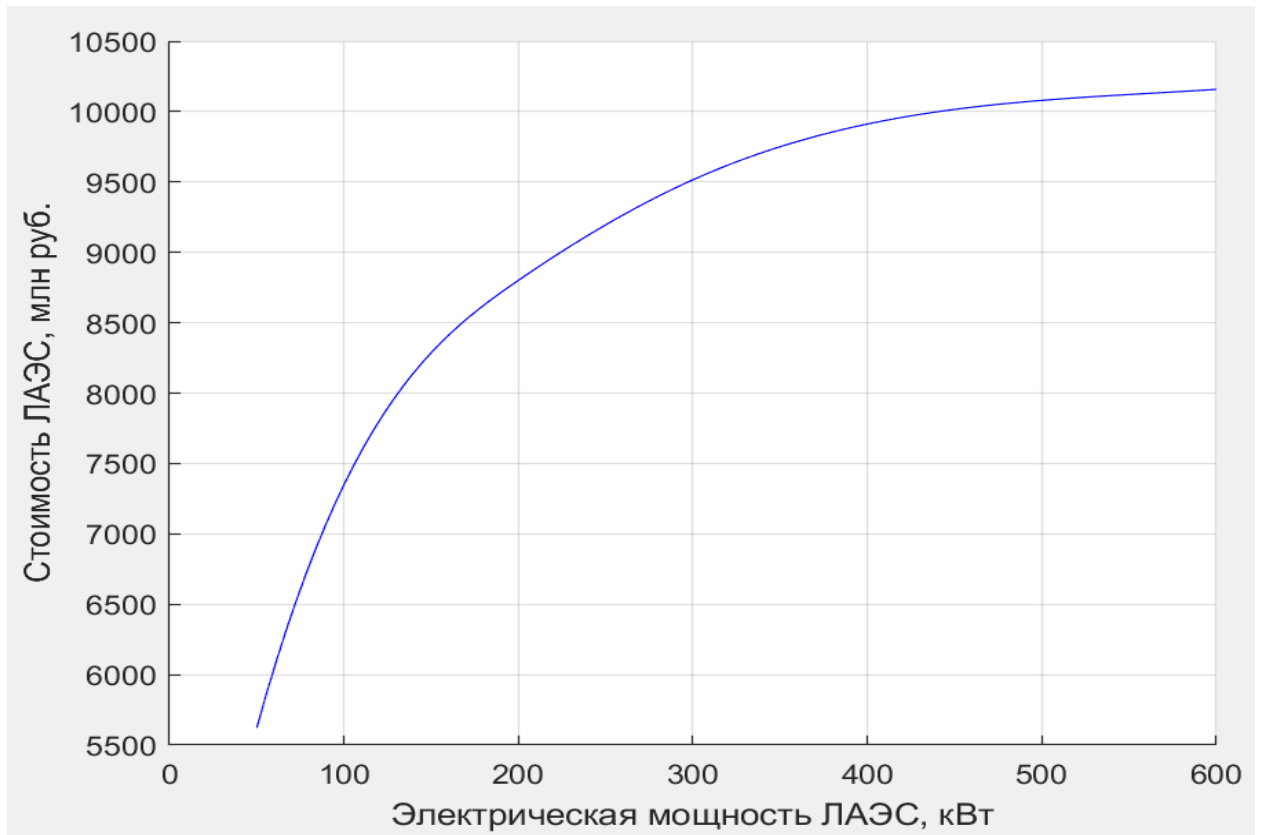


Рисунок 12.1 – График зависимости стоимости ЛАЭС российского производства от производимой электрической мощности

На Рисунке 12.2 изображен график зависимости массы ЛАЭС российского производства от электрической мощности.

На Рисунке 12.3 изображен график зависимость удельной стоимости электроэнергии от электрической мощности для ЛАЭС российского производства.

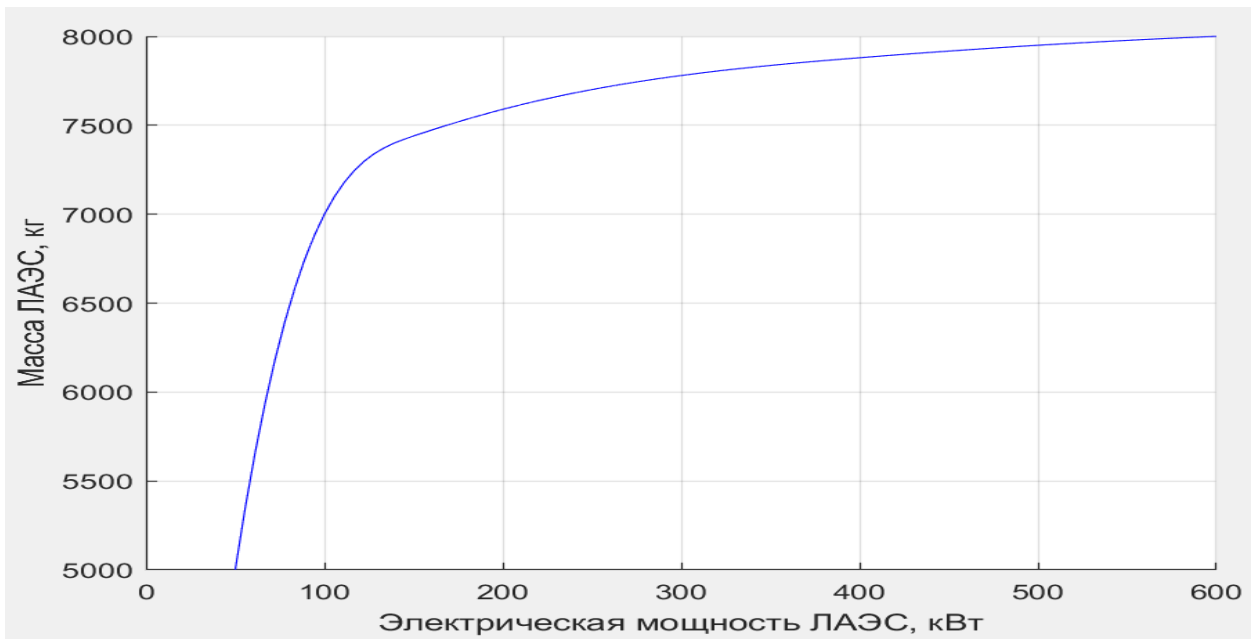


Рисунок 12.2 – График зависимости массы ЛАЭС российского производства от электрической мощности

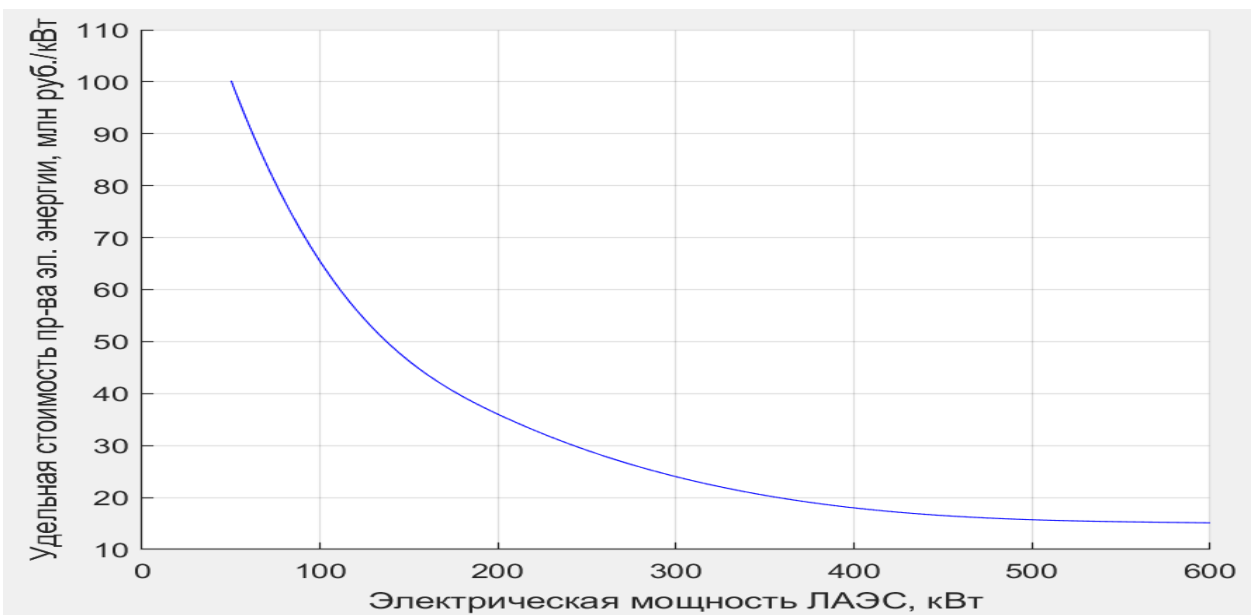


Рисунок 12.3 – График зависимость удельной стоимости электроэнергии от электрической мощности для ЛАЭС российского производства

Для расчета удельной стоимости производства электрической энергии ЛАЭС на поверхности Луны использована зависимость [156]:

$$(C_{уд}^{ЭЭ})_{ЛАЭС} = [(K^3 + 1)K_{ЛАЭС}C_{изг}^{ЯЭУ} + M_{ЛАЭС}(C_{тр}^{уд1} + K^3C_{тр}^{уд2})]/N_{тр}^{ЛАЭС};$$

где: K^3 - коэффициент, учитывающий возможность замены ЛАЭС за ресурс ($K^3=0$ при ресурсе ЛАЭС 15 лет, $K^3=2$ при ресурсе ЛАЭС 5 лет), $K_{ЛАЭС}$ - коэффициент, учитывающий переход от стоимости изготовления ЯЭУ к стоимости энергоблока ЛАЭС с учетом затрат на доработку ЯЭУ, $C_{изг}^{ЯЭУ}$ - стоимость изготовления ЯЭУ, $N_{тр}^{ЛАЭС}$ - электрическая мощность ЛАЭС в кВт, $M_{ЛАЭС}$ - масса ЛАЭС в кг, $C_{тр}^{уд1}$ - удельная стоимость транспортировки грузов с Земли на поверхность Луны системой на основе ракеты-носителя сверхтяжелого класса, $C_{тр}^{уд2}$ - удельная стоимость транспортировки грузов с Земли на поверхность Луны на основе ракеты-носителя тяжелого класса (типа «Ангара-А5»).

На Рисунке 12.4 представлена зависимость удельной стоимости производства электрической энергии на поверхности Луны от электрической мощности ЛАЭС.

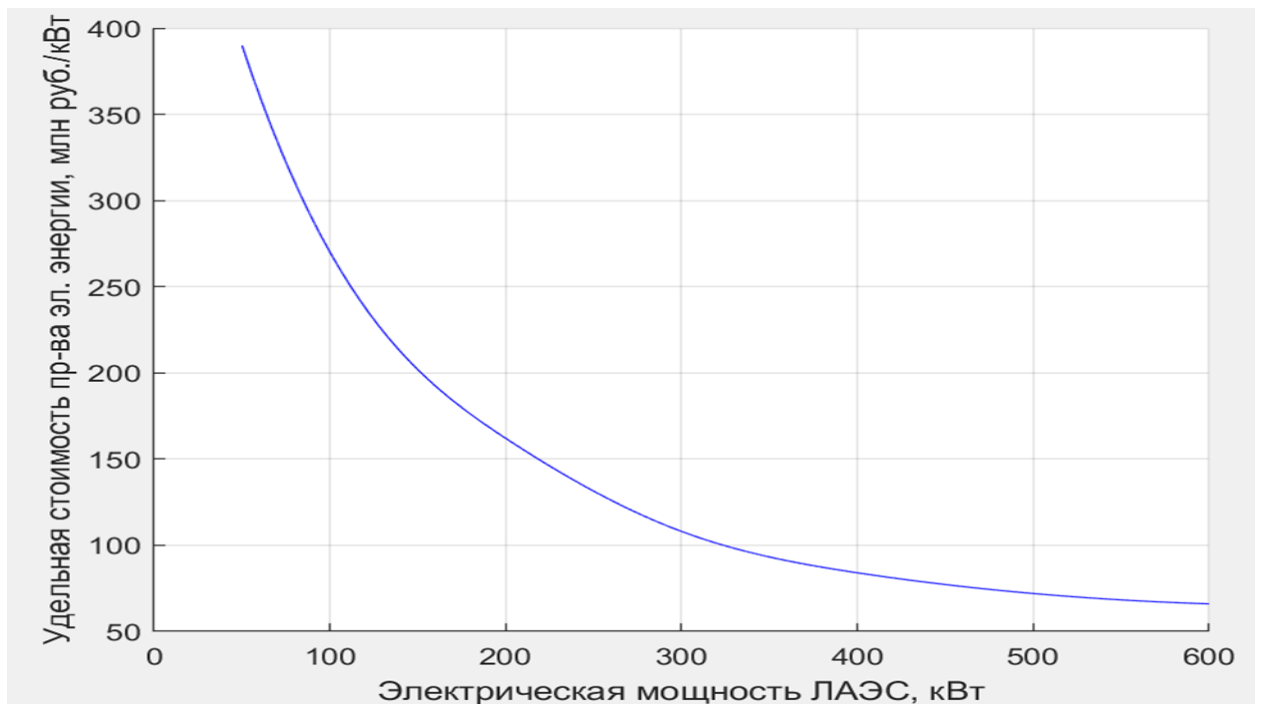


Рисунок 12.4 – Зависимость удельной стоимости производства электрической энергии на поверхности Луны от электрической мощности ЛАЭС

12.3 Моделирование стоимости полного жизненного цикла добывающе-перерабатывающих комплексов по добыче кислорода и водорода на Луне, снабжения с Земли и регенерации продуктов жизнедеятельности экипажа

Для оценки экономической эффективности описанных ранее вариантов обеспечения лунной базы кислородом, водородом и водой рассмотрены основные методы оценки затрат на разработку, проектирование и производство ракетно-космической техники (РКТ), к которой, несомненно, относится лунная база с ее добывающе-перерабатывающим комплексом.

Важным фактором для создания новых образцов РКТ является сочетание цена/качество. Поэтому приходится измерять соотношение затрат и достигаемых технических характеристик изделия на всех стадиях жизненного цикла создания РКТ.

Ниже рассмотрены традиционные подходы к управлению себестоимостью и прогнозированию цен по этапам жизненного цикла создания РКТ, рекомендуемые для практического применения в условиях высокой неопределенности и динамичности внешней среды.

Метод прямого счета по каждой статье калькуляции. Этим методом предусматривается расчет затрат по каждой статье калькуляции.

Указанный метод имеет ограниченное применение, поскольку трудоемок и дорог. Следующим является экспертный метод, который основывается на использовании опыта экспертов. Он применяется в случаях, когда:

- ограничена информация для прогнозирования;
- характеристики работ трудно оценить количественно.

Преимущество указанного метода состоит в виде высокой скорости расчета. Недостатком метода является высокая стоимость проведения экспертных работ.

Аналого-сопоставительный метод основан на использовании информации о затратах (себестоимости) по аналогичному изделию РКТ. Метод основан на формальной зависимости:

$$C_{\text{нов}} = C_{\text{ан}} K,$$

где K – коэффициент, количественно отражающий связь затрат на аналогичные и новую РКТ, $C_{\text{нов}}$ – себестоимость новой работы, $C_{\text{ан}}$ – себестоимость аналогичных РКТ.

Данный метод применяется при малом количестве аналогов и поэтому использует простейшее математическое соотношение. Преимущества метода заключаются в легкости расчета. Недостатком метода является низкая точность.

В современных расчетах стали все чаще прибегать к использованию комбинированного метода прогнозирования себестоимости РКТ на основании сочетания статистических и экспертных методов прогнозирования [163].

Чтобы компенсировать недостатки статистических методов прогнозирования в условиях высокой волатильности рынков и неопределенности внешней среды, на практике применяют экспертные методы прогнозирования, основанные на данных, полученных от экспертов.

Учитывая преимущества и недостатки статистических и экспертных методов прогнозирования, предлагается рассмотреть возможность использования метода комбинированного прогнозирования себестоимости при создании РКТ [163, 164].

Метод регрессионного анализа. Позволяет найти эмпирическую формулу зависимости цены от технико-экономических параметров продукта. Метод требует наличия большого объема статистических данных по целой отрасли или рынку, которые довольно трудно получить. Данный метод целесообразно применять в случае с фиксированными и регулируемые ценами, он плохо работает для свободных цен [163, 165].

Широкую известность в практике затрат при разработке новых изделий, в том числе, а авиационно-космической отрасли, получила параметрическая модель PRICE (Programmed Review of Information for Costing and Evaluation). Основные идеи и философия модели PRICE очень просты: универсальность, простота в использовании и быстрый доступ к данным. Универсальность заключается в том, что при разработке модели объекты оценки были систематизированы по группам:

наземные приборы и устройства, перемещающиеся изделия, авиационные приборы и устройства, ракетно-космическая техника, приборы, устройства и механизмы для пилотируемой космонавтики. Каждый объект относится к определенной категории сложности, например, наземные устройства имеют балл 1, а устройства для осуществления космических пилотируемых полетов получили наивысший балл – 2,5 и т.д. Для того, чтобы получить стоимостную оценку разрабатываемого изделия необходимо подготовить следующие данные: величина серии, количество прототипов, вес, объем, системные требования, степень сложности в изготовлении, сложность разработки, а также сроки начала разработки и окончания фазы производства.

Систематизация методов и моделей прогнозирования затрат привело к следующим выводам [163, 164, 165]: идеального метода прогнозирования себестоимости при создании РКТ сегодня не существует, поэтому следует использовать преимущества и снижать недостатки существующих методов посредством их применения. Необходима комбинация методов, которая зависит от качества исходной информации, объективных закономерностей и законов, которые отражают причинно-следственные связи различных факторов с затратами.

В качестве перспективного метода к прогнозированию и управлению себестоимостью элементов изделий РКТ на этапах жизненного цикла выступает комбинация методов и моделей:

- оценочные методы (экспертный метод, аналогово-сопоставительный, структурный) применяются на ранних стадиях проекта для независимого контроля оценок и укрупненной оценки бюджета проекта;

- параметрические методы и модели, которые применяются на более поздних фазах жизненного цикла создания РКТ для сравнения концептов, планирования бюджетов и оценке предложений, независимого кросс-контроля;

- детализированные методы и спецификации, наличие предложений по ценам.

Для сравнения стоимости вариантов обеспечения лунной базы водой, кислородом и водородом произведен расчет полной стоимости жизненного цикла добычи компонентов на Луне, снабжения с Земли и регенерации продуктов

жизнедеятельности экипажа. Первым компонентом жизненного цикла системы являются затраты, понесенные при проектировании, разработке, испытаниях и производстве.

Для оценки затрат на проектирование, разработку, испытания и производство добывающе-перерабатывающего комплекса использован комбинированный метод прогнозирования себестоимости изделий РКТ на основе синтеза экспертного и аналогово-сопоставительного методов, применяющийся на ранних стадиях проекта, каким является настоящее исследование. Стоимость проектирования, разработки, испытания и производства представляется в виде функциональной зависимости от массы изделия, которая, в свою очередь, представляется функцией относительно массы вырабатываемого компонента [163].

Российские лунные ДПК по производству кислорода и водорода не производились, поэтому в качестве аналога выбраны иностранные лунные ДПК по производству кислорода и водорода, описанные в источниках [166, 167]. Из тех же источников взяты зависимости массы ДПК и энергопотребления от массы вырабатываемого компонента.

Масса ДПК по производству кислорода:

$$m_{\text{ДПК } O_2} = 0,217 m_{O_2} + 8,73;$$

где: $m_{\text{ДПК } O_2}$ – масса добывающе-перерабатывающего комплекса кислорода в тоннах, m_{O_2} – масса добываемого за год кислорода в тоннах.

Энергопотребление ДПК по производству кислорода составляет:

$$E = 2,95m_{O_2} + 27,7,$$

где: E – энергопотребление в киловаттах.

Масса ДПК по производству водорода:

$$m_{\text{ДПК } H_2} = 2,64m_{H_2} + 10,8,$$

где: $m_{\text{ДПК } H_2}$ – масса добывающе-перерабатывающего комплекса водорода в тоннах, m_{H_2} – масса добываемого за год водорода в тоннах.

Энергопотребление ДПК по производству водорода составляет:

$$E = 0,122m_{H_2} + 0,021,$$

где: E – энергопотребление в мегаваттах.

В работах [52, 166, 167] прослеживается тенденция нахождения стоимости проектирования, разработки, испытания и производства в диапазоне от 300 000 руб. до 420 000 руб. за килограмм изделия. В работе использовано среднее значение стоимости проектирования, разработки, испытания и производства в размере 360 000 руб. за килограмм изделия.

Масса системы регенерации воды:

$$m_{\text{СРВ}} = 0,0604m_{H_2O},$$

где: $m_{\text{СРВ}}$ – масса системы регенерации воды в тоннах, m_{H_2O} – масса в тоннах регенерируемой воды за год.

Энергопотребление системы регенерации воды:

$$E = 0,039m_{H_2O},$$

где: E – энергопотребление в киловаттах.

К настоящему моменту в России накоплен опыт проектирования, производства и эксплуатации систем регенерации воды на космических станциях «Мир» и МКС. По материалам отчетов ведущего предприятия страны по разработкам систем регенерации среды обитания [168] прослеживается тенденция

стоимости проектирования, разработки, испытания и производства указанных систем в размере 798 000 руб. за килограмм произведенного оборудования.

Вторым компонентом жизненного цикла системы являются эксплуатационные затраты. Эксплуатационные затраты обычно оцениваются как процент от стоимости разработки в год [163]. В источниках [52, 163, 166, 167] эксплуатационные затраты оценены в 10 % от общей стоимости проектирования, разработки, испытания и производства в год.

При доставке компонентов с Земли следует учесть массу конструкций баков. Масса конструкций баков оценивается около 30 % от массы перевозимых компонентов.

12.4 Расчет стоимости полного жизненного цикла добывающе-перерабатывающих комплексов по добыче кислорода и водорода на Луне, снабжения с Земли и регенерации продуктов жизнедеятельности экипажа, и выбор оптимального варианта снабжения лунной базы

Для определения массо-энергетических характеристик ДПК по добыче кислорода и водорода на Луне, снабжения с Земли и регенерации продуктов жизнедеятельности экипажа рассчитано количество потребляемых компонентов постоянной обитаемой лунной базы минимальной конфигурации с численностью ее экипажа в 3 человека и сменой экипажа раз в шесть месяцев. Потребность членов экипажа в кислороде составляют 0,84 кг в день на человека, что составляет суммарно 0,92 тонны в год. Потребности экипажа по воде по аналогии с МКС оцениваются в 5 кг в сутки на человека и составляет в сумме 5,5 тонн в год. Степень замкнутости системы с учетом возможных протечек составляет 0,9, что требует дополнительно 0,55 тонн воды в год.

Суммарные затраты кислородно-водородного топлива на обеспечение транспортных операций между лунной базой и орбитой Луны, по схеме, описанной выше, оцениваются величиной около 86 тонн в год [2, 155, 156] (два рейса многоразового взлетно-посадочного комплекса для замены экипажа и один-два

грузовых рейса с доставкой около 10 тонн груза на поверхность Луны). Кислородно-водородные двигатели работают на обогащенной водородом смеси в соотношении водород-кислород один к четырем. Суммарная потребность в топливе составляет 68,8 тонн кислорода и 17,2 тонн водорода в год.

Масса системы регенерации воды, перерабатывающей 5,5 тонн в год, рассчитанная по приведенной выше зависимости составляет 0,33 тонны. Стоимость проектирования, разработки, испытания и производства системы составляет 264 млн руб. Стоимость эксплуатации составляет 26,4 млн руб. в год. Энергопотребление системы регенерации составляет 0,21 кВт. Удельная стоимость проектирования, разработки, испытания и производства ЛАЭС с энергоблоками по 600 кВт составляет 15 млн руб. Стоимость проектирования, разработки, испытания и производства доли ЛАЭС, используемой для работы системы регенерации составляет 3 млн руб. Стоимость эксплуатации ЛАЭС составляет 0,3 млн руб. в год. Зависимость стоимости проектирования, разработки, испытания, производства и эксплуатации системы регенерации воды от времени эксплуатации системы представлена на Рисунке 12.5.

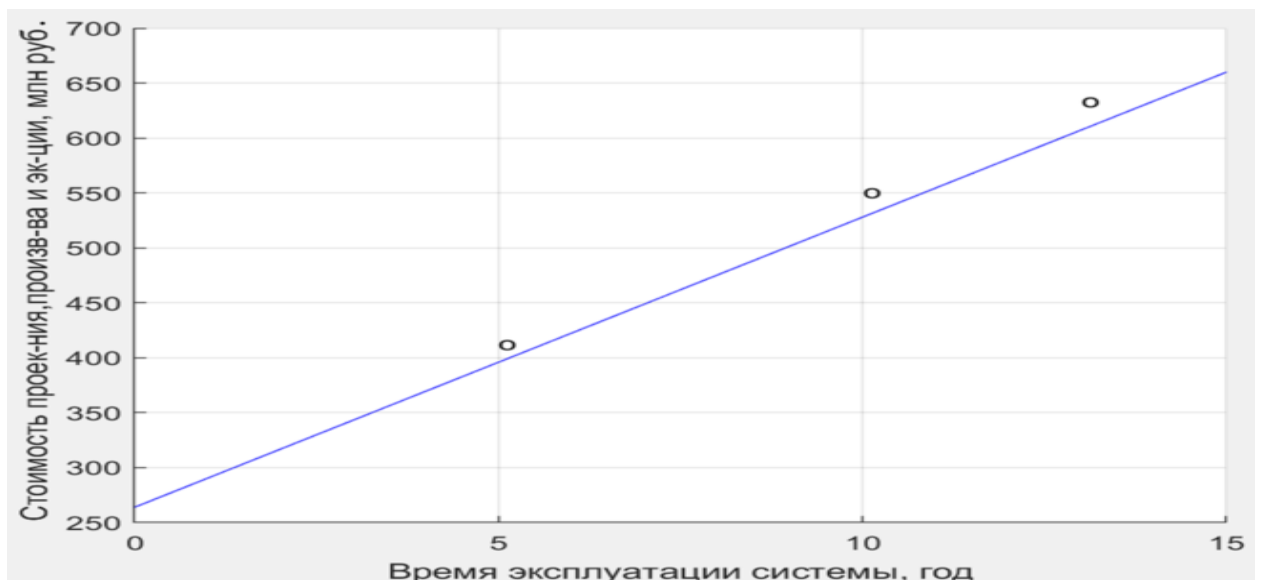


Рисунок 12.5 – Зависимость стоимости проектирования, разработки, испытания, производства и эксплуатации системы регенерации воды от времени эксплуатации системы

Для расчета стоимости проектирования, разработки, испытания, производства и эксплуатации ДПК по производству кислорода из реголита проведен расчет необходимого количества кислорода. Потребность лунной базы в кислороде в год составляет: топливо ВПК – 68,8 т, для производства воды – 4,88 т, для дыхания – 0,92 т. Итого 74,6 т в год. Масса ДПК составляет 24,92 т, стоимость проектирования, разработки, испытания и производства составляет 8 970 млн руб. Эксплуатационные расходы составляют 897 млн руб. в год. Энергопотребление ДПК по производству кислорода составляет 248 кВт. Стоимость проектирования, разработки, испытания и производства доли ЛАЭС, используемой для работы системы регенерации составляет 3 732 млн руб. Стоимость эксплуатации ЛАЭС составляет 373,2 млн руб. в год. Зависимость стоимости проектирования, разработки, испытания, производства и эксплуатации ДПК по производству кислорода от времени эксплуатации представлена на Рисунке 12.6.

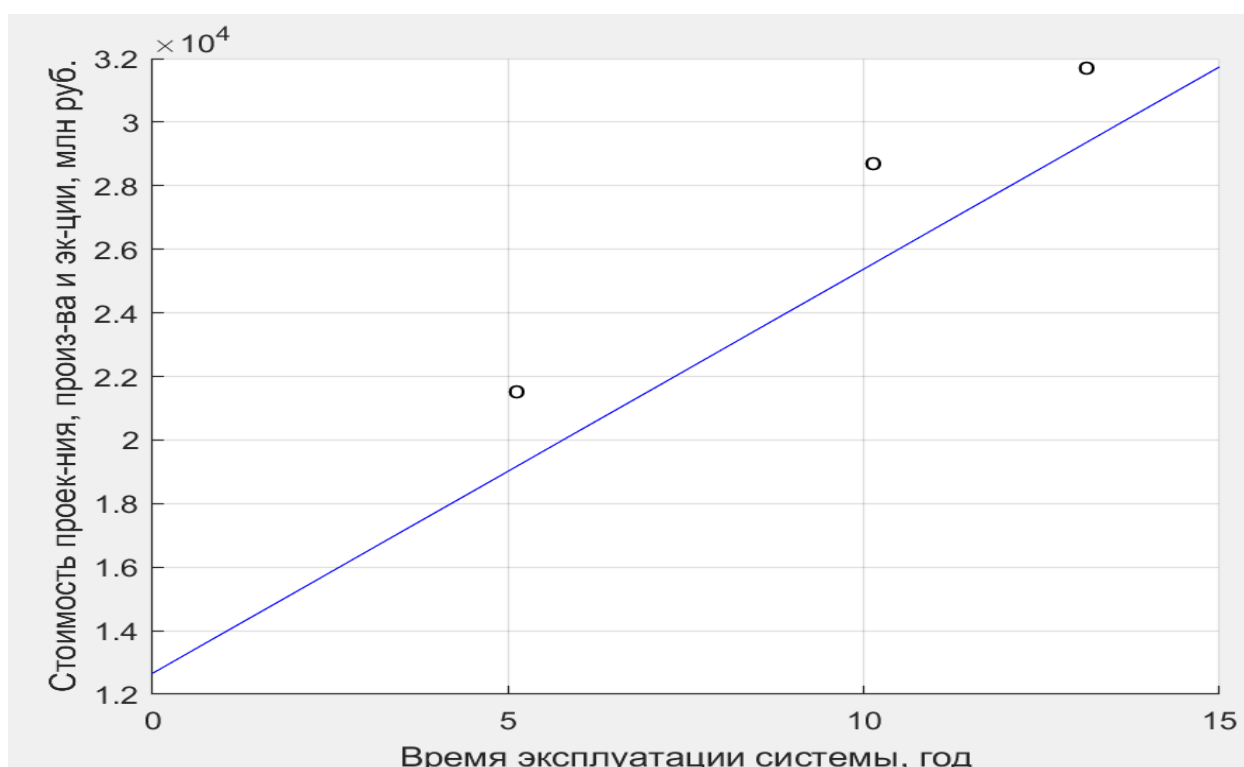


Рисунок 12.6 – Зависимость стоимости проектирования, разработки, испытания, производства и эксплуатации ДПК по производству кислорода от времени эксплуатации

Для расчета стоимости проектирования, разработки, испытания, производства и эксплуатации ДПК по производству водорода из реголита проведен расчет необходимого количества водорода. Потребность лунной базы в водороде в год составляет: топливо ВПК – 17,2 т, для производства воды – 0,6 т. Итого 17,8 т в год. Масса ДПК составляет 36,4 т, стоимость проектирования, разработки, испытания и производства составляет 13 104 млн руб. Эксплуатационные расходы составляют 1 310,4 млн руб. в год. Энергопотребление ДПК по производству водорода составляет 2193 кВт. Стоимость проектирования, разработки, испытания и производства доли ЛАЭС, используемой для работы системы регенерации составляет 33 024 млн руб. Стоимость эксплуатации ЛАЭС составляет 1 488 млн руб. в год. Зависимость стоимости проектирования, разработки, испытания, производства и эксплуатации ДПК по производству водорода от времени эксплуатации представлена на Рисунке 12.7.

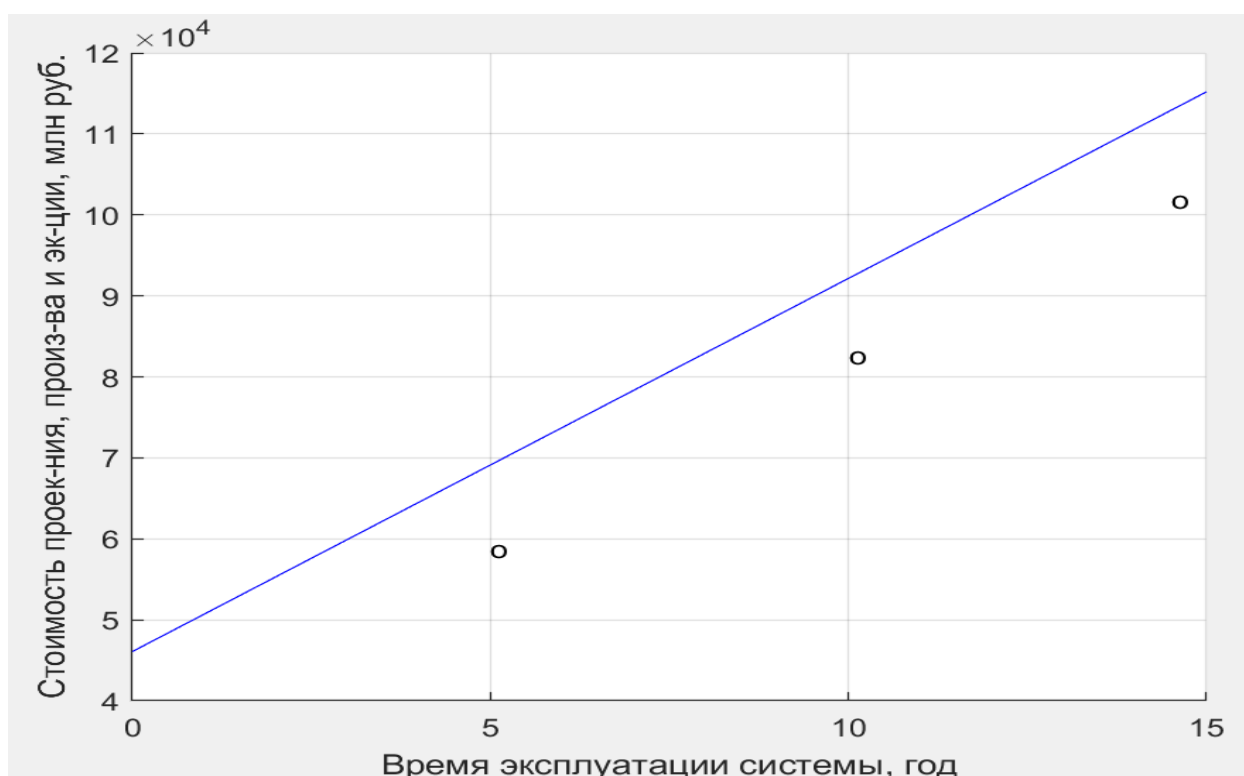


Рисунок 12.7 – Зависимость стоимости проектирования, разработки, испытания, производства и эксплуатации ДПК по производству водорода от времени эксплуатации

Аналогичные расчеты стоимости проектирования, разработки, испытания, производства и эксплуатации ДПК по производству кислорода, водорода и системы регенерации воды приведены в [52] и указаны на Рисунках 12.5, 12.6 и 12.7 в соответствующих местах кружками. Результаты оказываются сопоставимыми. Расхождения объясняются, в основном, различиями в оценке стоимости проектирования, разработки, испытания, производства и эксплуатации ЛАЭС.

Для выбора оптимальной схемы снабжения лунной базы из нескольких вариантов кислородом, водородом и водой проведен расчет стоимости полного жизненного цикла оборудования для производства (поставки) указанных компонентов. Такими вариантами являются: поставка компонентов с Земли; получение компонентов в полном объеме из местных ресурсов при помощи добывающе-перерабатывающих комплексов (ДПК); регенерация продуктов жизнедеятельности экипажа лунной базы и получение недостающих компонентов из местных ресурсов при помощи ДПК; регенерация продуктов жизнедеятельности экипажа лунной базы, поставка водорода с Земли и получение недостающих компонентов из местных ресурсов при помощи ДПК. Для этого необходимо учесть стоимость доставки на Луну соответствующего технологического оборудования.

Вариант первый, поставка компонентов с Земли. Для функционирования лунной базы требуется ежегодно доставлять кислорода 74,6 т, водорода 17,8 т. Итого 92,4 т. С учетом емкостей для транспортировки 120,12 т в год. При принятой удельной стоимости доставки груза на Луну $C_{\text{тр}}^{\text{уд}} = 1,5$ млн руб./кг ежегодная стоимость поставок составляет 180 180 млн руб. в год.

Второй вариант, получение компонентов в полном объеме из местных ресурсов при помощи добывающе-перерабатывающих комплексов (ДПК). Расчет массы и энергопотребления ДПК по производству кислорода и водорода приведен выше. Расчет стоимости проектирования, разработки, испытания, производства и доставки энергетической установки проведен с учетом удельной стоимости производства электрической энергии на поверхности Луны, представленном на

Рисунке 12.4. Полная стоимость жизненного цикла оборудования для рассматриваемого варианта составляет:

$$C_{\Sigma} = C_{\text{пр } O_2} + C_{\text{пр } H_2} + C_{\text{дост}} + C_{\text{ЛАЭС}} + C_{\text{эксп}},$$

где: $C_{\text{пр } O_2}$ – стоимость проектирования, разработки, испытания и производства ДПК по производству кислорода, $C_{\text{пр } H_2}$ – стоимость проектирования, разработки, испытания и производства ДПК по производству водорода, $C_{\text{дост}}$ – стоимость доставки ДПК по производству кислорода и водорода на Луну, $C_{\text{ЛАЭС}}$ – стоимость проектирования, разработки, испытания, производства и доставки ЛАЭС на Луну, $C_{\text{эксп}}$ – эксплуатационные расходы ДПК по производству кислорода и водорода и ЛАЭС.

Третий вариант, регенерация продуктов жизнедеятельности экипажа лунной базы и получение недостающих компонентов из местных ресурсов при помощи ДПК. Обеспечение базы компонентами происходит по следующей схеме. Кислород: топливо ВПК 68,8 т, система обеспечения газового состава 0,92 т, система регенерации при принятой степени замкнутости 0,187 т в год, в сумме 69,91 т в год, производится ДПК по производству кислорода. Водород: топливо ВПК 17,2 т, система регенерации при принятой степени замкнутости 0,023 т в год, в сумме 17,223 т в год, производится ДПК по производству водорода. Вода: система регенерации 5,5 т в год. Полная стоимость жизненного цикла оборудования для рассматриваемого варианта составляет:

$$C_{\Sigma} = C_{\text{пр } O_2} + C_{\text{пр } H_2} + C_{\text{рег}} + C_{\text{дост}} + C_{\text{ЛАЭС}} + C_{\text{эксп}},$$

где: $C_{\text{пр } O_2}$ – стоимость проектирования, разработки, испытания и производства ДПК по производству кислорода, $C_{\text{пр } H_2}$ – стоимость проектирования, разработки, испытания и производства ДПК по производству водорода, $C_{\text{рег}}$ – стоимость проектирования, разработки, испытания и производства системы

регенерации воды, $C_{\text{ДОСТ}}$ – стоимость доставки ДПК по производству кислорода и водорода, и системы регенерации воды на Луну, $C_{\text{ЛАЭС}}$ – стоимость проектирования, разработки, испытания, производства и доставки ЛАЭС на Луну, $C_{\text{ЭКСП}}$ – эксплуатационные расходы ДПК по производству кислорода и водорода, ЛАЭС и системы регенерации воды.

Четвертый вариант, регенерация продуктов жизнедеятельности экипажа лунной базы, поставка водорода с Земли и получение недостающих компонентов из местных ресурсов при помощи ДПК. Обеспечение базы компонентами происходит по следующей схеме. Кислород: топливо ВПК 68,8 т, система обеспечения газового состава 0,92 т, система регенерации при принятой степени замкнутости 0,187 т в год, в сумме 69,91 т в год, производится ДПК по производству кислорода. Водород: топливо ВПК 17,2 т и система регенерации при принятой степени замкнутости 0,023 т в год, в сумме 17,223 т в год доставляется с Земли. Полная стоимость жизненного цикла оборудования для рассматриваемого варианта составляет:

$$C_{\Sigma} = C_{\text{ПР } O_2} + C_{\text{РЕГ}} + C_{\text{ДОСТ}} + C_{\text{ЛАЭС}} + C_{\text{ЭКСП}} + C_{\text{ДОСТ } H_2},$$

где: $C_{\text{ПР } O_2}$ – стоимость проектирования, разработки, испытания и производства ДПК по производству кислорода, $C_{\text{РЕГ}}$ – стоимость проектирования, разработки, испытания и производства системы регенерации воды, $C_{\text{ДОСТ}}$ – стоимость доставки ДПК по производству кислорода и системы регенерации воды на Луну, $C_{\text{ЛАЭС}}$ – стоимость проектирования, разработки, испытания, производства и доставки ЛАЭС на Луну, $C_{\text{ЭКСП}}$ – эксплуатационные расходы ДПК по производству кислорода, ЛАЭС и системы регенерации воды, $C_{\text{ДОСТ } H_2}$ – стоимость доставки водорода с Земли на Луну.

Результаты расчетов стоимости жизненного цикла оборудования для рассмотренных вариантов представлены на Рисунке 12.8.

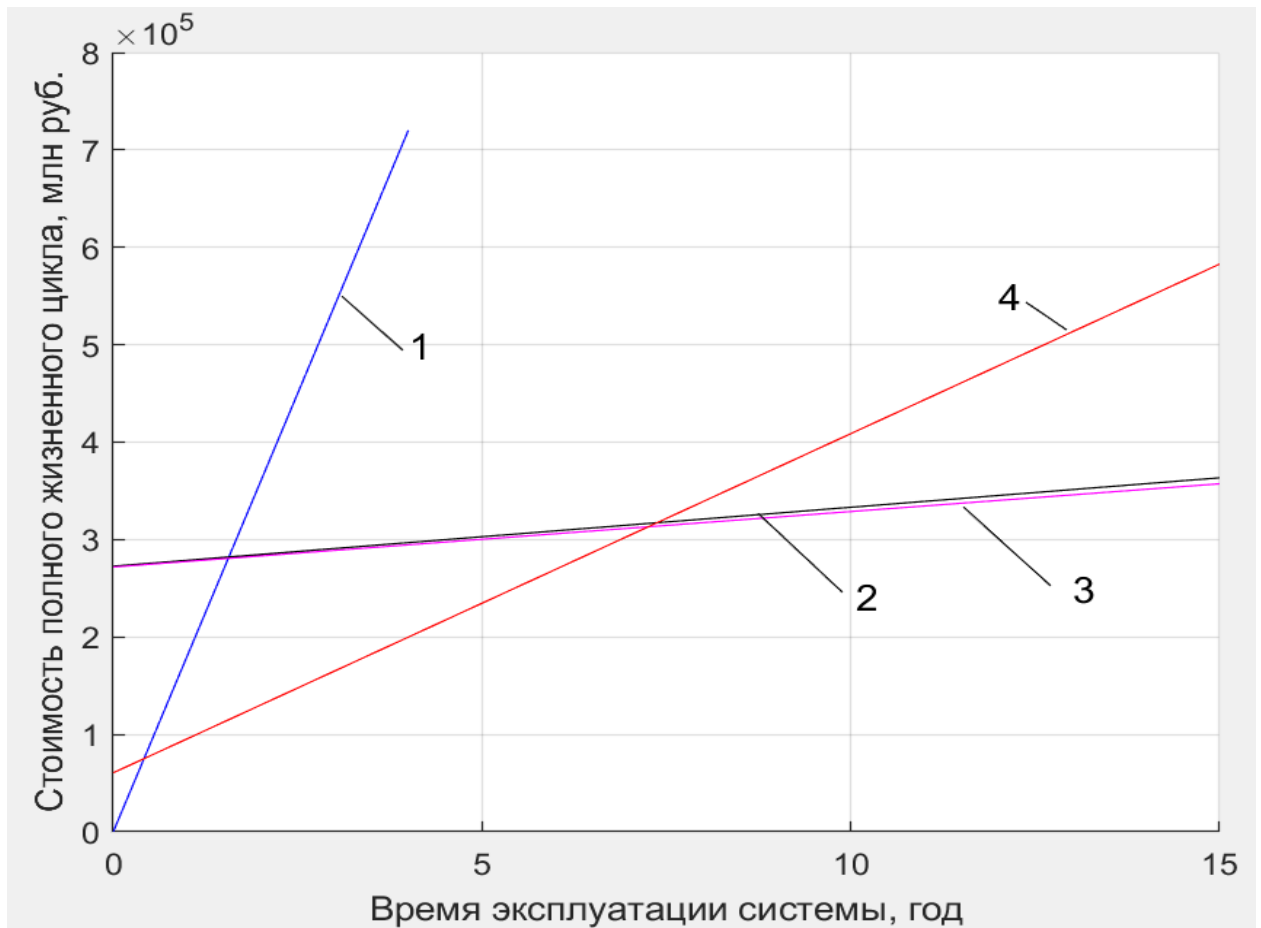


Рисунок 12.8 – Стоимости жизненного цикла оборудования для различных вариантов обеспечения лунной базы кислородом, водородом и водой

На Рисунке 12.8 приняты следующие обозначения: 1 – вариант первый, поставка компонентов с Земли; 2 – вариант второй, получение компонентов в полном объеме из местных ресурсов при помощи добывающе-перерабатывающих комплексов; 3 – вариант третий, регенерация продуктов жизнедеятельности экипажа лунной базы и получение недостающих компонентов из местных ресурсов при помощи ДПК; 4 – вариант четвертый, регенерация продуктов жизнедеятельности экипажа лунной базы, поставка водорода с Земли и получение недостающих компонентов из местных ресурсов при помощи ДПК.

Из графиков, представленных на Рисунке 12.8, следует, что наиболее затратным вариантом обеспечения лунной базы кислородом, водородом и водой является доставка указанных компонентов с Земли. Стоимость обеспечения базы

полностью ДПК по кислороду и водороду близка стоимости комбинированной системы из ДПК по кислороду и водороду, работающих совместно с системой регенерации воды из отходов жизнедеятельности экипажа. Но в случае комбинированной системы обеспечения базы стоимость ниже, чем во втором варианте. Четвертый вариант, доставка водорода с Земли, регенерация воды из отходов жизнедеятельности экипажа и получение кислорода из ДПК при снабжении лунной базы сроком до 7 лет, экономически выгоднее, чем во втором и третьем варианте, когда обеспечение водородом производится ДПК. При продолжительности работы лунной базы более 7 лет, вариант снабжения базы с доставкой водорода с Земли, становится менее выгоден, чем добыча водорода из реголита.

Заключение по Главе 12

Рассмотрение вопросов, связанных с использованием ресурсов Луны и минимизацией поставок компонентов с Земли для функционирования лунной базы, и возможностью развития и расширения лунной базы с использованием ресурсов Луны, позволило решить задачу технико-экономического анализа и обоснования целесообразности использования местных лунных ресурсов при разработке схем и новой элементной базы СОТР лунного модуля, включая добычу воды для производства теплового аккумулятора с рабочим веществом на основе реголита с водой в комплексе с обоснованием целесообразности использования местных лунных ресурсов для восполнения компонентов системы жизнеобеспечения и обеспечения транспортных операций.

1. На основании анализа оценки затрат на проектирование, разработку, испытания и производство добывающе-перерабатывающего комплекса с использованием комбинированного метода прогнозирования себестоимости изделий РКТ на основе синтеза экспертного и аналогово-сопоставительного методов, сделаны следующие выводы:

– обеспечение лунной базы кислородом, водородом и водой при сроке функционирования базы менее 7 лет целесообразно проводить по варианту доставки водорода с Земли и получения кислорода из ДПК;

– при сроке функционирования базы более 7 лет приоритетным становится обеспечение базы комбинированной системой из ДПК по кислороду и водороду, работающих совместно с системой регенерации воды из отходов жизнедеятельности экипажа.

2. Количество кислорода и водорода, используемое для производства воды, необходимой для изготовления теплового аккумулятора внешнего контура СОТР модуля лунной базы, расположенного в самом нагруженном с точки зрения внешнего теплового потока районе Луны, составляет примерно 25 % от количества производимых ДПК из местных лунных ресурсов и используемых за год лунной базы минимальной конфигурации с экипажем 3 человека кислорода и водорода, что указывает на возможность использования штатных ДПК для добычи кислорода и водорода из местных ресурсов при расширении лунной базы для производства тепловых аккумуляторов.

ГЛАВА 13 ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПАРАМЕТРОВ

13.1 Типы параметрической неопределенности и возможные подходы для их учета

Система обеспечения теплового режима лунной базы относится к сложным техническим системам. Проектирование СОТР лунной базы связано с рядом трудностей, из которых следует отметить значительное количество взаимосвязанных проектных параметров, разнообразные, зачастую противоречивые требования к техническим характеристикам, а также высокая степень неопределенности параметров. Проектирование СОТР является продолжительным итерационным процессом с решением оптимизационных задач. Задачи оптимизации имеют большую размерность и, как правило, многокритериальные. Целевые функции и ограничения чаще всего нелинейные. Следует отметить, что на предварительных этапах проектирования ответственные решения приходится принимать в условиях недостатка исходной информации.

Неопределенными параметрами на поверхности Луны являются теплофизические свойства реголита, такие как пористость, теплоемкость и плотность, коэффициенты поглощения и излучения РТО по причине запыленности поверхностей, и, как следствие, температура условной внешней среды [53]. Также неопределенными параметрами являются коэффициенты выражения, описывающего зависимость потока микрометеоритных частиц у поверхности Луны от массы частицы [2].

Для формализации задачи оптимального проектирования как задачи оптимизации производится переход от заданных тактико-технических требований СОТР лунной базы к целевой функции, отражающей степень удовлетворения тактико-техническим требованиям.

Следующим шагом проектирования сложных систем является классификация переменных и определении допустимых областей изменения этих переменных. Параметры подлежащие оптимизации называются проектируемыми переменными. Остальные параметры подразделяются на неопределенные и определенные. Неопределенным называется параметр, значение которого не может быть точно задано к данному моменту. Если значение параметра задано, то такой параметр называется определенным.

Требуется определить ограничения, которым должны удовлетворять параметры. Существует два типа ограничений: мягкий и жесткий. Жестким называется ограничение, если его функция включает в себя неопределенные параметры, которые должны выполняться при любом значении неопределенных параметров. Ограничение называется мягким, если оно должно выполняться с заданным значением степени неопределенности [54]. Необходимостью выбора способа представления параметрической неопределенности обуславливается проблема учета параметрической неопределенности при предварительном проектировании СОТР лунной базы. В зависимости от типа формируемой информации о параметрах СОТР определяется тип неопределенности. Если формируемая информации о параметрах СОТР статистическая, то тип неопределенности является алеаторным. Если формируемая информации о параметрах СОТР экспертная, то тип неопределенности становится эпистемическим [55].

Алеаторная неопределенность возникает в том случае, когда параметры характеризуются вариабельностью данных статистики.

Когда статистические данные отсутствуют или их недостаточно, тогда решением проблемы является получение информации о параметрах от экспертов. На предварительном этапе проектирования СОТР лунной базы присутствует указанный вид неопределенности. Следует отметить, что при оценке экспертом вероятности конкретных событий, в частности реализации определенных значений входных параметров, применение методов теории вероятности не имеет фундаментальных оснований. Даже при небольшом количестве учитываемых

факторов формирование подобной экспертной оценки является затруднительным, а ее корректность не может быть подтверждена стандартными статистическими методами. В работе [57] приводятся результаты исследований, в которых утверждается, что эксперты склонны к завышению вероятности случаев, ведущим к негативным последствиям. В связи с этим применение методов статистической теории может привести к значительным ошибкам при анализе эпистемических величин.

Таким образом, в случае отсутствия статистических данных о части параметров СОТР лунной базы обоснованным является использование теорий, рассматривающих моделирование эпистемической неопределенности.

Для представления эпистемической неопределенности существует ряд теорий [56]. Наиболее популярны – интервальная математика [169], теория нечетких множеств Л. Заде [170, 171], теория возможностей [172], байесовская теория субъективных вероятностей [173]. Предложены различные расширения нечетких множеств, такие как: нечеткие множества второго типа (когда значения функции принадлежности являются нечеткие множества), интервальные нечеткие множества [174], нечеткие параметризованные мягкие множества [175]. Для учета надежности предоставляемой информации о недетерминированной переменной Л. Заде ввел концепцию Z – числа, как упорядоченную пару нечетких чисел (A, B) : первый компонент – значение переменной, второй компонент – степень уверенности эксперта в первом компоненте [176]. С 2002 г. многие теории, моделирующие эпистемическую неопределенность об алеаторной неопределенности (суждения экспертов о случайном параметре) – неопределенность второго порядка, объединены научным направлением «неточные вероятности».

Для учета эпистемической неопределенности в задачах оптимизации необходимо обеспечить:

- формальное представление неопределенных переменных;

– формальное представление функции от неопределенных переменных (метод распространения неопределенности входных неопределенных переменных на функцию от этих переменных);

– модели оптимизации в условиях параметрической неопределенности [177].

Теория неопределенности, предложенная Б. Лю в 2007 г. [57], служит новым инструментом для представления эпистемической неопределенности и работы с ней. Неопределенное программирование – это математическое программирование с неопределенными параметрами: целевые функции и функции ограничений включают неопределенные параметры. В теории неопределенности для монотонных функций и независимых неопределенных параметров определены аналитические выражения, которые являются детерминированными дубликатами целевых функций и ограничений. Детерминированные дубликаты позволяют свести задачи неопределенного программирования к задачам математического программирования, что обеспечивает вычислительную эффективность.

Эпистемическая неопределенность события в теории неопределенности Б. Лю – это степень уверенности эксперта в том, что событие $\{*\}$ произойдет, то есть мера неопределенности этого события $M\{*\}$.

Эксперт задает функции распределения неопределенности для неопределенных параметров.

Эксперт задает области значений неопределенных параметров и ряд значений функций распределения. При этом он отвечает на вопросы типа: «Какова степень уверенности M в том, что данный неопределенный параметр ξ будет меньше или равен фиксированному значению x_i из области значений неопределенного параметра ξ , или какова $M\{\xi \leq x_i\}$ – мера неопределенности события $\xi \leq x_i$?».

Линейная аппроксимация функции распределения каждого из неопределенных параметров проводится на основе данных, полученных от эксперта, которая дает эмпирическую функцию распределения:

$$\Phi(x) = \begin{cases} 0, & \text{если } x \leq x_1; \\ a_i + \frac{(a_{i+1} - a_i)(x - x_1)}{x_{i+1} - x_i}, & \text{если } x_i \leq x \leq x_{i+1}, 1 \leq i < n; \\ 1, & \text{если } x > x_n. \end{cases}$$

При аппроксимации неопределенных параметров возможно использовать и другие типы функций распределения неопределенного параметра: линейная, зигзагообразная, нормальная и др. [178].

13.2 Критерии, модели и алгоритмы неопределенного программирования при проектировании системы обеспечения теплового режима лунной базы

На начальных стадиях разработки для оценки параметров СОТР в качестве показателей приняты масса системы, энергопотребление и надежность. В качестве критериев оптимизации принимаются минимальная масса системы, минимальное энергопотребление и максимальная надежность. В результате имеется трехкритериальная задача оптимизации с ограничениями. Из приведенных показателей первые два свертываются в качестве приведенной массы системы – включающей массу СОТР и той части энергетической установки, которая пропорциональна расходуемой энергии. Третий показатель вводится в ограничения. Таким образом, задача сводится к однопараметрической задаче оптимизации с ограничениями.

Приведенная масса СОТР имеет вид:

$$M_{\text{пр СОТР}} = M_{\text{СОТР}}(\bar{u}, \bar{x}) + c_{\text{уд}} N_{\text{СОТР}}(\bar{u}, \bar{x}),$$

где $M_{\text{СОТР}}$ – масса СОТР с теплоносителем, $u = (u_1, \dots, u_r)$ – вектор r конструктивных параметров СОТР, $x = (x_1, \dots, x_m)$ – вектор m режимных параметров СОТР, $c_{\text{уд}}$ – удельная масса энергоустановки, $N_{\text{СОТР}}$ – электрическая мощность, требуемая на функционирование СОТР.

Учет требований к надежности и габаритным размерам СОТР задается нелинейными ограничениями в виде равенств и неравенств.

Оптимизация параметров СОТР лунной базы при наличии эпистемической неопределенности проведена на основе теории неопределенности, предложенной Б. Лю [179].

Пусть \bar{x} – вектор решений, $\bar{\xi}$ – вектор неоптимизируемых параметров, $f(\bar{x}, \bar{\xi})$ – целевая функция, $q_j(\bar{x}, \bar{\xi}) \leq 0, j = 1, 2, \dots, p$ – ограничения.

Если $\bar{\xi}$ – вектор четких параметров, то задача математического программирования имеет вид:

$$\min f(\bar{x}, \bar{\xi}) \text{ при условии } q_j(\bar{x}, \bar{\xi}) \leq 0, j = 1, 2, \dots, p.$$

Если $\bar{\xi}$ – вектор неопределенных параметров, то целевая функция $f(\bar{x}, \bar{\xi})$ и функции ограничений $q_j(\bar{x}, \bar{\xi}) \leq 0, j = 1, 2, \dots, p$ при каждом фиксированном векторе \bar{x} являются неопределенными переменными со своими функциями распределения. Тогда, чтобы поставить задачу оптимизации, переходят к детерминированным моделям заменой целевой функции и ограничений детерминированными дубликатами. В качестве дубликатов целевой функции $f(\bar{x}, \bar{\xi})$ используют характеристики неопределенных функций:

– ожидаемое значение $E[f(\bar{x}, \bar{\xi})]$, определяемое как среднее значение неопределенной переменной в смысле неопределенной меры:

$$E[\xi] = \int_0^{+\infty} M\{\xi \geq r\}dr - \int_{-\infty}^0 M\{\xi \leq r\}dr;$$

– дисперсия $V[f(\bar{x}, \bar{\xi})]$, определяется как среднее значение неопределенной переменной в смысле неопределенной меры:

$$V[\xi] = E(\xi - E[\xi])^2;$$

– критические значения неопределенной переменной, определяются как:

α – оптимистическое значение $SUP_{\alpha}[\xi] = \sup\{r | M\{\xi \geq r\} \geq \alpha\}$;

α – пессимистическое значение $INF_{\alpha}[\xi] = \inf\{r | M\{\xi \leq r\} \geq \alpha\}$,

где $\alpha \in [0, 1]$.

Так как неопределенные функции $q_j(\bar{x}, \bar{\xi}) \leq 0, j = 1, 2, \dots, p$ представляются функциями распределения, в случае мягких ограничений экспертом задаются доверительные уровни $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_p$ степеней уверенности выполнения ограничений и дубликаты ограничений будут выглядеть так:

$$M\{q_j(\bar{x}, \bar{\xi}) \leq 0\} \leq \alpha_j, j = 1, 2, \dots, p.$$

В случае жестких ограничений $\alpha_j = 1, j = 1, 2, \dots, p$, дубликаты ограничений будут иметь вид:

$$\max\{q_j(\bar{x}, \bar{\xi}) \leq 0\}, j = 1, 2, \dots, p.$$

Выбор дубликатов неопределенной целевой функции является прерогативой лица, принимающего решение (ЛПР), так как она отражает его личные предпочтения относительно оптимизации системы.

В ряде случаев ЛПР хочет гарантировать с некоторой уверенностью, что значение целевой функции в случае минимизации не превысит соответствующего пессимистического значения, т.е. $M\{f(\bar{x}, \bar{\xi}) \leq r\} \geq \alpha$, где α – желаемая степень уверенности, $r - \alpha$ – пессимистическое значение. Тогда дубликатом неопределенной целевой функции может быть α – пессимистическое значение. В случае максимизации дубликатом неопределенной целевой функции может быть α – оптимистическое значение.

Таким образом, задача неопределенного программирования с использованием дубликата $d[f(\bar{x}, \bar{\xi})]$ неопределенной целевой функции и дубликатов ограничений

становится детерминированной задачей – задачей математического программирования:

$$\min d[f(\bar{x}, \bar{\xi})]$$

при условии

$$M\{q_j(\bar{x}, \bar{\xi}) \leq 0\} \geq \alpha_j, \alpha \in [0, 1], j = 1, 2, \dots, p.$$

В теории неопределенности определены аналитические выражения для характеристик функции от неопределенных переменных, которые используются при сведении задачи неопределенного программирования к задаче математического программирования при условии:

- функции – непрерывные, монотонные,
- непрерывные переменные – независимые, имеющие обратную функцию распределения.

Перейдем к задаче математического программирования. Пусть $f_i(\bar{x}, \bar{\xi})$, $i=1, 2, \dots, m$ – целевые функции. Если $\bar{\xi}$ – вектор четких параметров, то задача математического программирования имеет вид:

$$\min(f_1(\bar{x}, \bar{\xi}), f_2(\bar{x}, \bar{\xi}), \dots, f_m(\bar{x}, \bar{\xi}))$$

при условии

$$q_j(\bar{x}, \bar{\xi}) \leq 0, j = 1, 2, \dots, p.$$

Если $\bar{\xi}$ – вектор неопределенных параметров, то обобщенная модель неопределенного программирования имеет вид:

$$\min(D_1[f_1(\bar{x}, \bar{\xi})], D_2[f_2(\bar{x}, \bar{\xi})], \dots, D_m[f_m(\bar{x}, \bar{\xi})]),$$

где

$$D_i[f_i(\bar{x}, \bar{\xi})] = \{d_1^i[f_i(\bar{x}, \bar{\xi})], \dots, d_k^i[f_i(\bar{x}, \bar{\xi})]\}$$

при условии

$$M\{q_j(\bar{x}, \bar{\xi}) \leq 0\} \geq \alpha_j, \alpha_j \in [0, 1], j = 1, 2, \dots, p,$$

где

$$d_r^i \in D_i \subset D, r = 1, 2, \dots, k, i = 1, 2, \dots, m,$$

D – множество дубликатов.

Таким образом, этапы решения задачи неопределенного программирования с целевыми функциями $f_i(\bar{x}, \bar{\xi}), i = 1, 2, \dots, m$ и ограничениями $q_j(\bar{x}, \bar{\xi}) \leq 0, j = 1, 2, \dots, p$, где \bar{x} – вектор решения, $\bar{\xi}$ – вектор неопределенных параметров:

построение с помощью эксперта функций распределения для неопределенных параметров;

выбор множеств дубликатов $D_i, i = 1, 2, \dots, m$, для целевых функций;

вычисление дубликатов целевых функций и ограничений;

выбор метода оптимизации;

выбор оптимального решения из предложенных решений.

Выбор метода оптимизации проектных параметров СОТР лунной базы проведен с учетом того, что:

– показатели качества сравниваемых вариантов описываются нелинейными зависимостями;

– показатели качества сравниваемых вариантов оцениваются при помощи сложных моделирующих алгоритмов, что обуславливает высокую трудоемкость вычислений при использовании точных методов глобальной оптимизации.

Эпистемическая неопределенность параметров приводит к значительным вычислительным затратам для нахождения точного решения. Применение классических численных методов поиска локального и глобального экстремума многоэкстремальных функций со сложным рельефом поверхностей становится малоэффективным. В настоящее время повышенное внимание уделяется приближенным методам глобальной оптимизации, которые позволяют получить решение «высокого качества» за приемлемое (с практической точки зрения) время. Среди них широкое распространение получили метаэвристические методы оптимизации [58, 59]: эволюционные методы, генетические алгоритмы, методы муравьиных колоний, метод частиц в стае, метод дифференциальной.

Метод дифференциальной эволюции. Относится к классу методов, в которых переход от одной популяции к другой происходит посредством искусственной эволюции. Использование различий между индивидами с помощью линейного оператора, названного дифференциацией, привело к появлению нового класса методов, различные модификации которого нашли широкое применение при решении разнообразных прикладных задач.

Метод частиц в стае. Имитирует некоторые свойства живой природы и позволяет отыскать приемлемое с точки зрения практики решение, может быть несколько отличающееся от оптимального. Основная идея метода состоит в моделировании поведения стаи животных при поиске пищи. Если один из членов стаи видит путь к цели, то остальные особи очень быстро последуют его примеру, обмениваясь информацией.

Метод муравьиных колоний. Относится к методам «роевого интеллекта», которые в связи со своей эффективностью приобретают все большую популярность.

Генетические алгоритмы. Являются представителями эволюционных методов поиска. Одной из наиболее популярных областей приложения генетических алгоритмов является оптимизация многопараметрических функций [180]. Они успешно работают, когда требуется найти достаточно «хорошее» решение за приемлемое время. В отличие от классических методов оптимизации

генетические алгоритмы могут применяться в ситуациях, когда практически полностью отсутствует информация о характере и свойствах исследуемой функции.

13.3 Оптимизация проектных параметров радиационного теплообменника системы обеспечения теплового режима лунной базы в условиях параметрической неопределенности

Для определения проектных параметров РТО СОТР лунной базы проведена оптимизация с неточными параметрами модели РТО методом неопределенного программирования Б. Лю. Неопределенными параметрами, влияющими на проектные параметры РТО, в условиях лунной среды являются: степень черноты излучающей поверхности РТО ε , температура условной внешней среды T_e , коэффициенты уравнения распределения потока метеоритных частиц a и b .

Минимизирована приведенная масса РТО при заданных в техническом задании ограничениях на температуру теплоносителя на выходе из РТО, количества тепла, отводимого РТО и требуемого уровня вероятности отсутствия пробоя трубки РТО. Заданы ограничения геометрических размеров. Постановка задачи:

$$\min (M_{\text{ПР РТО}}),$$

при условии:

$$f_1 = 0,99 - P_0 \leq 0,$$

$$f_2 = T_{\text{ТН}}(L) - T_{\text{ЗАД}} \leq 0,$$

$$f_3 = Q_{\text{ВНУТР}} - c_p G (T_{\text{ТН ВХ}} - T_{\text{ТН}}(L)) \leq 0,$$

$$L > 0, l > 0, \delta_{\text{ЭКР}} > 0, d_{\text{ТР}} > 0, \delta_{\text{ГР}} > 0,$$

где: $M_{\text{ПР РТО}}$ – приведенная масса РТО, то есть масса РТО и той части энергетической установки, которая пропорциональна расходуемой энергии, P_0 – вероятность отсутствия метеоритного пробоя трубки РТО, $Q_{\text{ВНУТР}}$ – внутренние тепловыделения в модуле лунной базы, c_p – теплоемкость теплоносителя, G – расход теплоносителя в трубке РТО, $T_{\text{ТН ВХ}}$ – температура теплоносителя на входе в РТО, $T_{\text{ТН}}(L)$ – температура теплоносителя на расстоянии L от входа в РТО, L – длина трубки РТО, l – ширина ребра РТО, $\delta_{\text{ЭКР}}$ – толщина экранирования трубки РТО, $d_{\text{ТР}}$ – диаметр трубки РТО, $\delta_{\text{ГР}}$ – толщина графитовой гибридной структуры панели РТО, $T_{\text{ЗАд}}=283 \text{ K}$ – температура теплоносителя на входе в гермоотсек модуля лунной базы.

Приведенная масса РТО:

$$M_{\text{ПР РТО}} = M_{\text{ПАЛ}} + M_{\text{ПГР}} + M_{\text{ТР}} + M_{\text{ТН}} + M_{\text{ЭКР}} + M_{\text{ЭУ}},$$

где: $M_{\text{ПАЛ}}$ – масса алюминиевого наружного слоя, покрывающего излучающую поверхность РТО, $M_{\text{ПГР}}$ – масса графитовой гибридной структуры панели РТО, $M_{\text{ТР}}$ – масса трубки РТО, $M_{\text{ТН}}$ – масса теплоносителя в трубке РТО, $M_{\text{ЭКР}}$ – масса экранирования трубки РТО, $M_{\text{ЭУ}}$ – масса части энергетической установки, которая пропорциональна расходуемой энергии.

$$M_{\text{ПАЛ}} = 4\rho_{\text{СТ}} L l \delta_{\text{ПАЛ}},$$

$$M_{\text{ПГР}} = 2\rho_{\text{ГР}} \delta_{\text{ГР}} L l,$$

$$M_{\text{ТР}} = \pi d_{\text{ТР}} \delta_{\text{ТР}} \rho_{\text{СТ}} L,$$

$$M_{\text{ТН}} = \rho_{\text{ТН}} L \pi d_{\text{ТР}}^2 / 4,$$

$$M_{\text{ЭКР}} = \pi(d_{\text{ТР}} + \delta_{\text{ТР}}) \delta_{\text{ЭКР}} \rho_{\text{СТ}} L - 2(\delta_{\text{ГР}} + 2\delta_{\text{ПАЛ}}) \delta_{\text{ЭКР}} \rho_{\text{СТ}} L,$$

$$M_{\text{ЭУ}} = c_{\text{УД}} N_{\text{УД}},$$

$$N_{\text{УД}} = G \Delta P / (\rho_{\text{ТН}} \eta_{\text{Н}}),$$

$$\Delta P = \Delta P_{\text{ТР}} + \Delta P_{\text{М}},$$

$$\Delta P_{\text{ТР}} = \xi_{\text{ТР}} L G^2 / (2 d_{\text{ТР}} F^2 \rho_{\text{ТН}}),$$

$$\xi_{\text{ТР}} = 0,316\text{Re}^{-0,025} \text{ при } \text{Re} \geq 2300,$$

$$\xi_{\text{ТР}} = 64/\text{Re} \text{ при } \text{Re} < 2300,$$

$$\Delta P_{\text{М}} = n\xi_{\text{М}}\rho_{\text{ТН}}\omega^2/2,$$

где: $\rho_{\text{СТ}}$ – плотность стенки трубопровода, наружного алюминиевого слоя излучающей панели РТО и защитного экрана, $\delta_{\text{п ал}}$ – толщина наружного алюминиевого слоя излучающей панели РТО, $\rho_{\text{ГР}}$ – плотность графитовой гибридной структуры панели РТО, $\delta_{\text{ТР}}$ – толщина стенки трубки РТО, F – площадь поперечного сечения трубки РТО, $\delta_{\text{Э}}$ – толщина защитного экрана, $N_{\text{уд}}$ – расходуемая энергия, $\eta_{\text{Н}}$ – КПД насосной установки, ΔP – общая потеря давления, $\Delta P_{\text{ТР}}$ – потеря давления за счет трения при протекании теплоносителя по трубке РТО, $\Delta P_{\text{М}}$ – местные потери давления, $\xi_{\text{ТР}}$ – коэффициент трения, $\xi_{\text{М}}$ – коэффициент местного сопротивления, n – количество местных сопротивлений, ω – скорость теплоносителя в трубке РТО, Re – число подобия Рейнольдса, $c_{\text{уд}}$ – удельная масса энергетической установки [181].

Вероятность отсутствия метеоритного пробоя трубки РТО [182, 183]:

$$P_0 = \exp(-NF\tau),$$

где: N – поток метеоритных частиц [частица / м²с], F – площадь, подвергающаяся метеоритному воздействию, τ – время эксплуатации объекта.

$$F = \pi(d_{\text{ТР}} + \delta_{\text{ТР}} + \delta_{\text{Э}})L.$$

Поток метеоритных частиц описывается выражением [2]:

$$\lg N = -(10,7 \pm 0,3) - (0,57 \pm 0,03) \lg m_0,$$

где m_0 – масса частицы [г].

Максимальная толщина стенки δ_0 , при которой наступает сквозное разрушение:

$$\delta_0 = 1,4 \left(\frac{m_0}{\rho_1} \right)^{1/3} v_0^{2/3},$$

где: ρ_1 – плотность материала стенки [г/см³], v_0 – скорость частицы [км/с], принимается 30 км/с [2]. Принимая $\delta_0 = \delta_{ЭКР}$, масса частицы составляет:

$$m_0 = 1,1\delta_{ЭКР}^3.$$

Обозначим: $a = -(10,7 \pm 0,3)$, $b = -(0,57 \pm 0,03)$, тогда:

$$P_0 = \exp(-1,157 \cdot 10^{-5} F \tau 10^{a+0,041b+b \lg \delta_{ЭКР}^3}).$$

Температура теплоносителя на расстоянии L от входа в РТО определяется [2]:

$$T_{ТН}(L) = T_e + (T_{ТН ВХ} - T_e) e^{-\frac{K_s 2Ll}{c_p G}},$$

$$K_s = \frac{\lambda_{ex} (2\delta_{П АЛ} + \delta_{ГР}) a \text{ thal}}{(1+ab \text{ thal}) l};$$

$$a^2 = \frac{\varepsilon \sigma B}{\lambda_{ex} (2\delta_{П АЛ} + \delta_{ГР})};$$

$$b = \frac{\lambda_{ex} (2\delta_{П АЛ} + \delta_{ГР})}{\alpha \pi d};$$

$$\lambda_{ex} = \frac{2\lambda_{Al} \delta_{П АЛ} + \lambda_{ГР x} \delta_{ГР}}{2\delta_{П АЛ} + \delta_{ГР}};$$

где: λ_{Al} – теплопроводность алюминиевой панели, $\lambda_{ГР x}$ – поперечная теплопроводность гибридной графитовой структуры, T_e – температура условной внешней среды, B – коэффициент линеаризации температуры условной внешней среды, равный 0,907:

$$\varepsilon\sigma\left(\frac{T_e}{100}\right)^4 = \varepsilon\sigma(A + BT_e),$$

$$0,2 \leq l \leq 0,6, 0,0005 \leq \delta_{\text{ГР}} \leq 0,0013, 0,015 \leq d_{\text{ТР}} \leq 0,025,$$

$$0,003 \leq \delta_{\text{Э}} \leq 0,0095, 90 \leq L \leq 140.$$

Ширина ребра РТО l , толщина графитовой гибридной структуры панели РТО $\delta_{\text{ГР}}$, диаметр трубки РТО $d_{\text{ТР}}$, толщина защитного экрана $\delta_{\text{Э}}$ и длина трубки РТО L – оптимизируемые переменные. Неопределенными параметрами являются: степень черноты излучающей поверхности РТО ε , эффективная температура излучающей поверхности РТО T_e , коэффициенты уравнения распределения потока метеоритных частиц a и b .

Переходим к задаче неопределенного программирования.

Неопределенные параметры задаются интервалами: $0,9 \leq \varepsilon \leq 0,93$, $258 \leq T_e \leq 261$ на основании экспертного анализа запыленности поверхности РТО лунной пылью [53, 184]; $-11 \leq a \leq -10,4$, $-0,6 \leq b \leq -0,54$ на основании экспертного анализа распределения потока метеоритных частиц на поверхности Луны [2].

Эксперт задал для неопределенных параметров линейные функции распределения $L(c, d)$, где c и d – границы: $L_{\varepsilon}(0,9, 0,93)$, $L_{T_e}(258, 261)$, $L_a(-11, -10,4)$, $L_b(-0,6, -0,54)$.

Линейная функция распределения неопределенности представлена ниже:

$$\Phi(x) = \begin{cases} 0, & \text{если } x \leq c; \\ \frac{(x - c)}{(d - c)}, & \text{если } c \leq x \leq d, \\ 1, & \text{если } x > d. \end{cases}$$

Обратная функция имеет вид:

$$\Phi^{-1}(\alpha) = (1 - \alpha)c + \alpha d, 0 \leq \alpha \leq 1.$$

Критерий оптимизации – приведенная масса СОТР определяется детерминированными параметрами. Лицо принимающее решение выбрало в качестве дубликатов ограничений мягкие условия (ограничения) с уверенностью 0,95.

Постановка задачи проектирования (оптимизации) гибридного РТО СОТР модуля лунной базы как задачи однокритериального неопределенного программирования с мягкими ограничениями имеет вид [185]:

$$\min (M_{\text{ПР РТО}}),$$

при условиях

$$M\{0,99 - P_0 \leq 0\} \geq 0,95,$$

$$M\{T_{\text{ТН}}(L) - T_{\text{ЗАд}} \leq 0\} \geq 0,95,$$

$$M\{Q_{\text{ВНУТР}} - c_p G(T_{\text{ТН ВХ}} - T_{\text{ТН}}(L)) \leq 0\} \geq 0,95,$$

$$0,2 \leq l \leq 0,6, 0,0005 \leq \delta_{\text{ГР}} \leq 0,0013, 0,015 \leq d_{\text{ТР}} \leq 0,025,$$

$$0,003 \leq \delta_{\text{э}} \leq 0,0095, 90 \leq L \leq 140,$$

$$0,9 \leq \varepsilon \leq 0,93, 258 \leq T_e \leq 261, -11 \leq a \leq -10,4, -0,6 \leq b \leq -0,54.$$

Так как функция ограничения f_1 строго возрастает относительно a и строго убывает относительно b , а функции ограничений f_2 и f_3 строго возрастают относительно T_e и строго убывают относительно ε задача неопределенного программирования сводится к точной постановке с использованием аналитических выражений для $M_{\text{ПР РТО}}$, $M\{0,99 - P_0 \leq 0\} \geq 0,95$, $M\{T_{\text{ТН}}(L) - T_{\text{ЗАд}} \leq 0\} \geq 0,95$, $M\{Q_{\text{ВНУТР}} - c_p G(T_{\text{ТН ВХ}} - T_{\text{ТН}}(L)) \leq 0\} \geq 0,95$:

$$\min (M_{\text{ПР РТО}}),$$

при условиях

$$\begin{aligned}
& 0,99 - \exp(-1,157 \cdot 10^{-5} F \tau * \\
& * 10^{(0,05(-11)+0,95(-10,4))+0,041(0,95(-0,6)+0,05(-0,54))} * \\
& * 10^{(0,95(-0,6)+0,05(-0,54)) \lg \delta_{\text{ЭКР}}^3} \leq 0; \\
& (0,05 * 258 + 0,95 * 261) + \\
& + (T_{\text{ТН Вых}} - (0,05 * 258 + 0,95 * 261)) e^{-\frac{\bar{K}_s 2Ll}{c_p G}} - T_{\text{Зад}} \leq 0; \\
& Q_{\text{Внутр}} - c_p G T_{\text{ТН Вых}} + c_p G ((0,05 * 258 + 0,95 * 261) + \\
& + (T_{\text{ТН Вых}} - (0,05 * 258 + 0,95 * 261)) e^{-\frac{\bar{K}_s 2Ll}{c_p G}} \leq 0; \\
& \bar{K}_s = \frac{\lambda_{ex} (2\delta_{\text{ПАЛ}} + \delta_{\text{ГР}}) \tilde{a} \text{th} \tilde{a} l}{(1 + \tilde{a} b \text{th} \tilde{a} l) l}; \\
& \tilde{a}^2 = \frac{(0,95 * 0,9 + 0,05 * 0,93) \sigma B}{\lambda_{ex} (2\delta_{\text{ПАЛ}} + \delta_{\text{ГР}})}; \\
& b = \frac{\lambda_{ex} (2\delta_{\text{ПАЛ}} + \delta_{\text{ГР}})}{\alpha l d}; \\
& \lambda_{ex} = \frac{2\lambda_{\text{АЛ}} \delta_{\text{ПАЛ}} + \lambda_{\text{ГР}} \delta_{\text{ГР}}}{2\delta_{\text{ПАЛ}} + \delta_{\text{ГР}}}.
\end{aligned}$$

Для решения поставленной задачи был применен однокритериальный генетический алгоритм. При проведении расчетов в качестве источника энергии рассматривалось применение лунной атомной электростанции на основе термоэмиссионной ядерно-энергетической установки с удельной массой энергетической установки $c_{\text{уд}} = 0,02$ кг/Вт [2, 186, 187].

При заданных в техническом задании значениях отводимого количества тепла $Q = 12000$ Вт, максимальной температуре теплоносителя на выходе из РТО $T_{\text{ТН Вых}} = 283$ К и требуемого уровня вероятности отсутствия пробоя трубки РТО $P_0 = 0,99$ получены следующие оптимальные значения проектных параметров РТО СОТР модуля лунной базы: диаметр трубки РТО $d_{\text{ТР}} = 0,012$ м, толщина защитного экрана трубки РТО $\delta_{\text{Э}} = 0,0037$ м, ширина ребра РТО $l = 0,375$ м, толщина гибридного графитового слоя излучающей поверхности $\delta_{\text{ГР}} = 0,00088$ м, длина трубки РТО $L = 122$ м.

На Рисунке 13.1 представлены зависимости оптимальной массы РТО СОТР модуля лунной базы, массы части энергетической установки, которая пропорциональна расходуемой энергии на прокачку теплоносителя через трубку РТО и оптимальной приведенной массы РТО, как свертки указанных выше двух показателей от диаметра трубки РТО. Расчет проведен для разных диапазонов неопределенных параметров.

При использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров получены следующие зависимости: оптимальная масса РТО СОТР модуля лунной базы – 3, масса части энергетической установки, которая пропорциональна расходуемой энергии на прокачку теплоносителя через трубку РТО – 2 и оптимальная приведенная масса РТО – 1. Как видно из представленных зависимостей, масса РТО монотонно возрастает, а масса части энергетической установки, которая пропорциональна расходуемой энергии на прокачку теплоносителя через трубку РТО монотонно убывает при увеличении диаметра трубки РТО. Оптимальная приведенная масса РТО имеет ярко выраженный минимум, соответствующий оптимальному диаметру трубки РТО. Значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{пр РТО}} = 263$ кг.

При использовании диапазона неопределенных параметров:

$$L_{\varepsilon}(0,9, 0,93), L_{T_e}(258, 261), L_{\alpha}(-11, -10,4), L_b(-0,6, -0,54),$$

получены зависимости оптимальной приведенной массы РТО – 4 и оптимальной массы РТО – 5 от диаметра трубки РТО. Как видно из графиков, оптимальная приведенная масса РТО и масса РТО увеличились при введении диапазона неопределенных параметров по отношению к номинальным (осредненным) значениям неопределенных параметров. Оптимальная приведенная масса РТО составила $M_{\text{пр РТО}} = 314$ кг, что превысило значение оптимальной приведенной массы РТО, рассчитанной при использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров на 19 %. Оптимальный диаметр трубки РТО уменьшился до значения $d_{\text{тр}} = 0,01$ м.

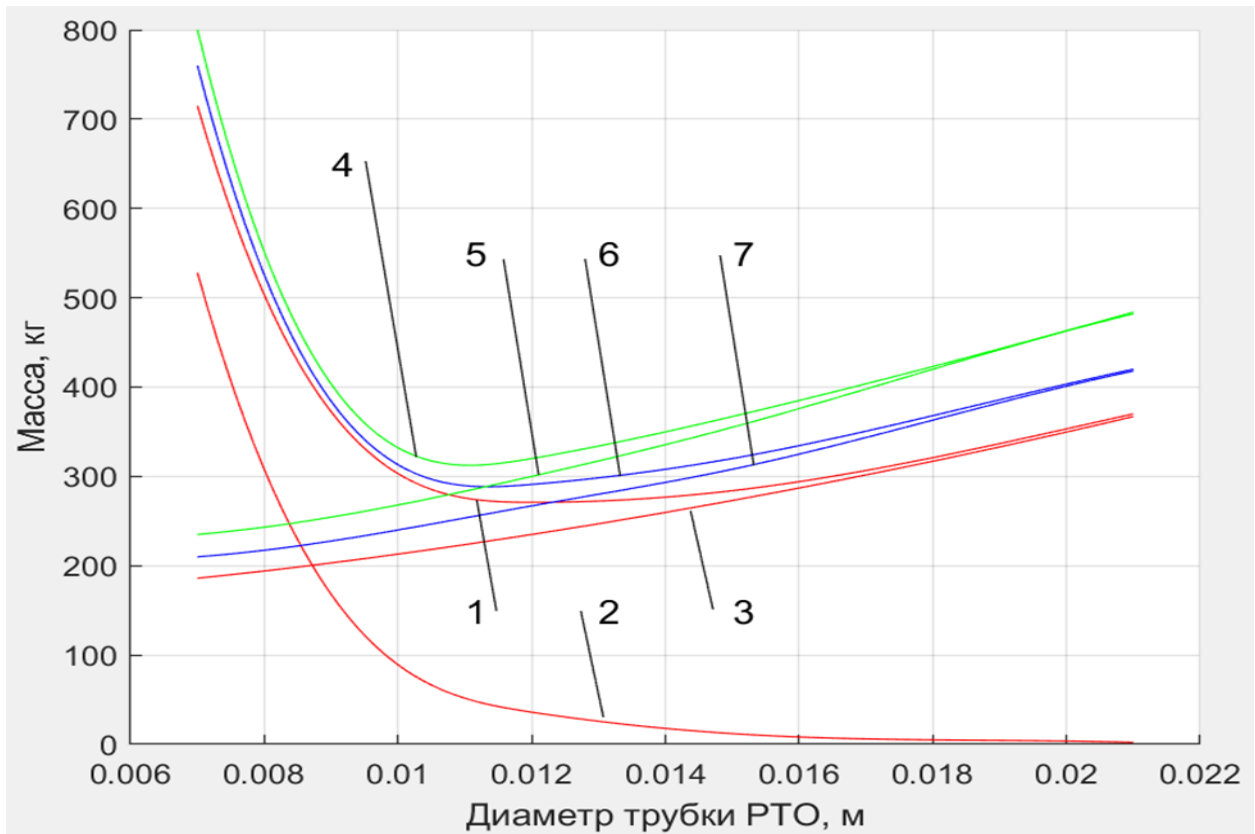


Рисунок 13.1 – Зависимости массы РТО, эквивалентной массы энергетической установки и приведенной массы РТО от диаметра трубки РТО

С целью исследования изменения зависимости массы РТО и приведенной массы РТО от диаметра трубки РТО при уменьшении диапазона неопределенных параметров, проведены расчеты для следующих диапазонов неопределенных параметров:

$$L_{\varepsilon}(0,908, 0,922), L_{T_e}(258,8, 260,2)$$

$$L_a(-10,85, -1055), L_b(-0,585, -0,555).$$

В результате расчета получены зависимости: зависимость оптимальной массы РТО - 7 и оптимальной приведенной массы РТО - 6 от диаметра трубки РТО. Уменьшение диапазона неопределенных параметров привело к уменьшению

оптимальной приведенной массы РТО и оптимальной массы РТО. Оптимальная приведенная масса РТО составила $M_{\text{пр РТО}} = 292$ кг, что превысило значение оптимальной приведенной массы РТО, рассчитанной при использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров на 9,5 %. Оптимальный диаметр трубки РТО составил значения $d_{\text{тр}} = 0,011$ м.

На Рисунке 13.2 изображен график зависимости оптимальной приведенной массы РТО от вероятности отсутствия метеоритного пробоя трубки РТО.

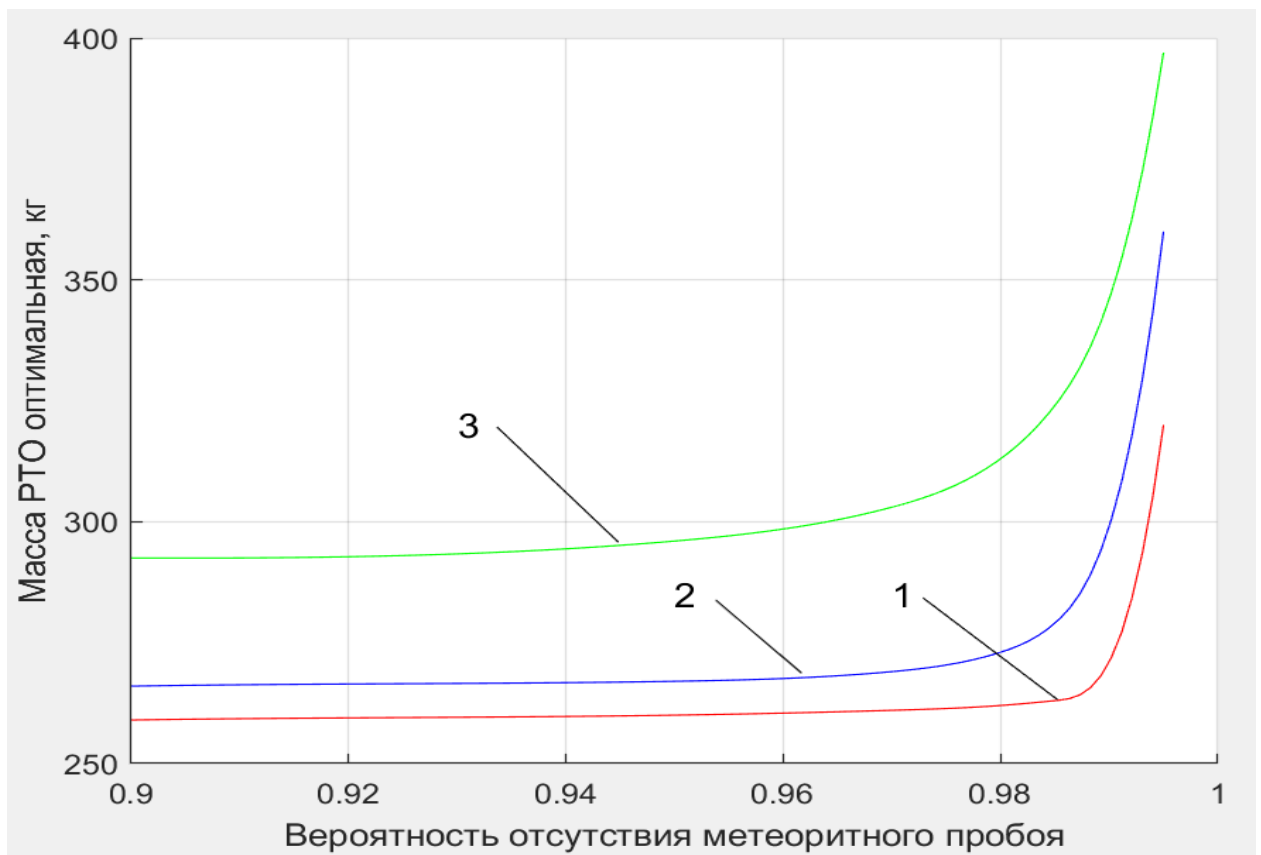


Рисунок 13.2 – График зависимости оптимальной приведенной массы РТО от вероятности отсутствия метеоритного пробоя трубки РТО

Для решения задачи были использованы два метода. Первый метод на основе модели неопределенного программирования. Вторым являлся метод Монте-Карло. Результаты расчетов практически совпадают. Время расчета по модели

неопределенного программирования составляет менее минуты, по методу Монте-Карло – десятки минут.

Здесь и далее на всех Рисунках: зависимости при номинальных значениях неопределенных параметров – 1, зависимости при диапазоне неопределенных параметров $L_\varepsilon(0,9, 0,93), L_{T_e}(258, 261), L_a(-11, -10,4), L_b(-0,6, -0,54)$ – 2 (диапазон неопределенных параметров 2), зависимости при диапазоне неопределенных параметров $L_\varepsilon(0,908, 0,922), L_{T_e}(258,8, 260,2), L_a(-10,85, -1055), L_b(-0,585, -0,555)$ – 3 (диапазон неопределенных параметров 3). Представленные зависимости позволяют сделать вывод, что оптимальная приведенная масса РТО возрастает при увеличении вероятности отсутствия метеоритного пробоя трубки РТО. При увеличении диапазона изменения неопределенных параметров оптимальные значения приведенной массы РТО возрастают. Для уровня вероятности отсутствия пробоя трубки РТО $P_0 = 0,99$ значение оптимальной приведенной массы РТО, рассчитанной при диапазоне неопределенных параметров 2 увеличивается на 19 % относительно приведенной массы РТО, рассчитанной при использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров. При уменьшении диапазона неопределенных параметров до диапазона 3 значение оптимальной приведенной массы РТО увеличивается на 9,5 % относительно приведенной массы РТО, рассчитанной при использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров.

На Рисунке 13.3 изображен график зависимости оптимальной приведенной массы РТО от диаметра трубопровода РТО. Из приведенных графиков следует, что функция оптимальной приведенной массы от диаметра трубопровода имеет ярко выраженный минимум. Так же подтверждается вывод, что при увеличении диапазона изменения неопределенных параметров оптимальные значения приведенной массы РТО возрастают.

При использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{ПР РТО}} = 263$ кг. Оптимальный диаметр трубки РТО при этом составляет $d_{\text{ТР}} = 0,012$ м.

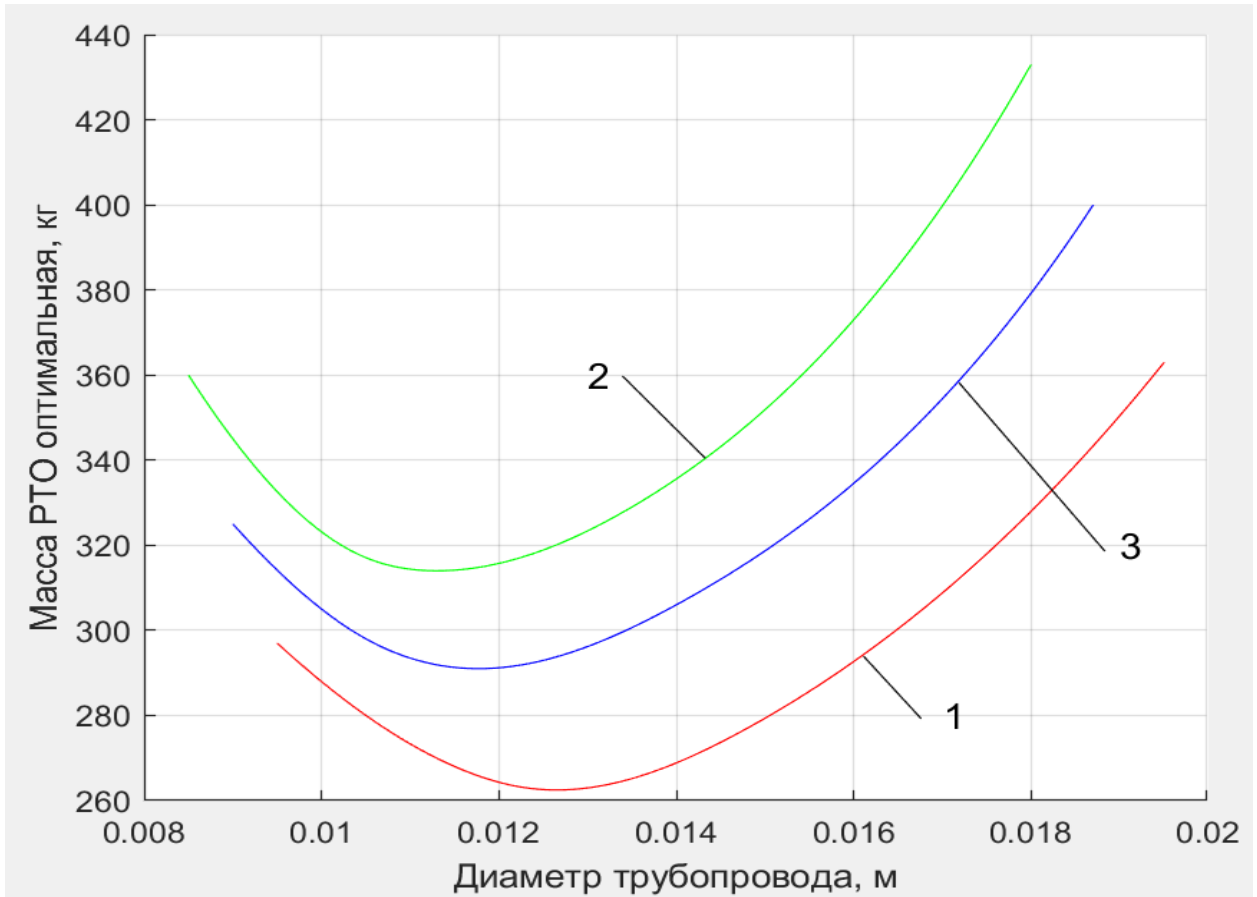


Рисунок 13.3 – График зависимости оптимальной приведенной массы РТО от диаметра трубопровода РТО

При использовании в расчетах диапазона неопределенных параметров 2 значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{ПР РТО}} = 314$ кг, что на 19 % больше, чем значение оптимальной приведенной массы РТО, рассчитанной при использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров, а соответствующий ей оптимальный диаметр трубки РТО при этом составляет $d_{\text{ТР}} = 0,01$ м.

При использовании в расчетах диапазона неопределенных параметров 3 значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{ПР РТО}} = 292$ кг, что на 9,5 % больше, чем значение оптимальной приведенной массы РТО, рассчитанной при использовании номинальных (осредненных) значений

неопределенных параметров, а соответствующий ей оптимальный диаметр трубки РТО при этом составляет $d_{\text{ТР}} = 0,011$ м.

На Рисунке 13.4 представлена зависимость оптимальной приведенной массы РТО от толщины защитного экрана трубки РТО.

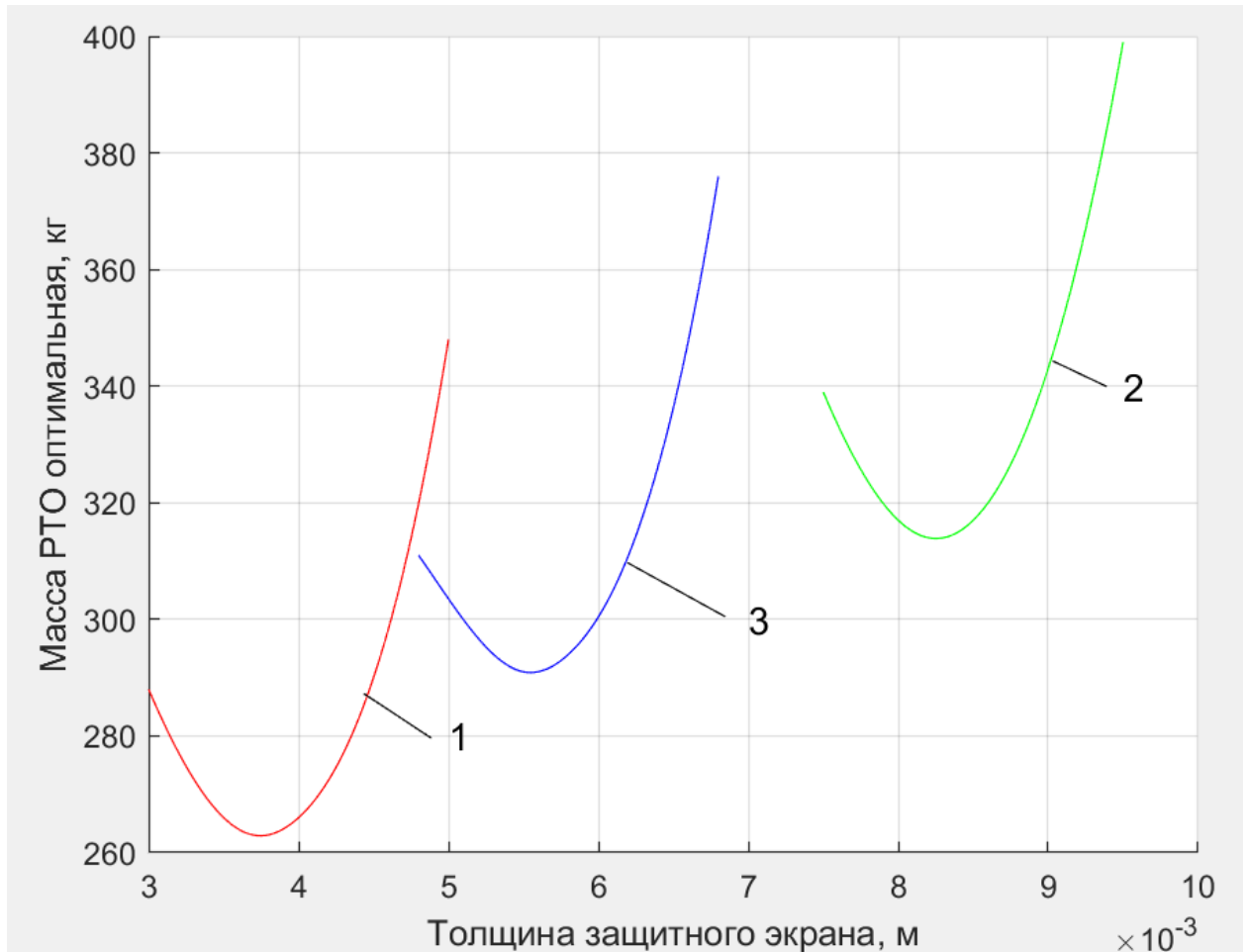


Рисунок 13.4 – Зависимость оптимальной приведенной массы РТО от толщины защитного экрана трубки РТО

Как видно на Рисунке, зависимость имеет ярко выраженный минимум и при увеличении диапазона изменения неопределенных параметров оптимальные значения приведенной массы РТО возрастают. При использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{ПР РТО}} = 263$ кг. Толщина защитного экрана

трубки РТО при этом составляет $\delta_3 = 0,0037$ м. При использовании в расчетах диапазона неопределенных параметров 2 значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{пр РТО}} = 314$ кг, что на 19 % больше, чем значение оптимальной приведенной массы РТО, рассчитанной при использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров, а соответствующая ей толщина защитного экрана трубки РТО при этом составляет $\delta_3 = 0,0083$ м.

При использовании в расчетах диапазона неопределенных параметров 3 значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{пр РТО}} = 292$ кг, что на 9,5 % больше, чем значение оптимальной приведенной массы РТО, рассчитанной при использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров, а соответствующая ей толщина защитного экрана трубки РТО при этом составляет $\delta_3 = 0,0056$ м.

На Рисунке 13.5 представлена зависимость оптимальной приведенной массы РТО от ширины ребра РТО. Из рисунка следует, что зависимость имеет ярко выраженный минимум и при увеличении диапазона изменения неопределенных параметров оптимальные значения приведенной массы РТО возрастают. При использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{пр РТО}} = 263$ кг. Ширина ребра РТО при этом составляет $l = 0,375$ м. При использовании в расчетах диапазона неопределенных параметров 2 значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{пр РТО}} = 314$ кг, что на 19 % больше, чем значение оптимальной приведенной массы РТО, рассчитанной при использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров, а соответствующая ей ширина ребра РТО при этом составляет $l = 0,395$ м.

При использовании в расчетах диапазона неопределенных параметров 3 значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{пр РТО}} = 292$ кг, что на 9,5 % больше, чем значение оптимальной приведенной массы РТО, рассчитанной при использовании номинальных (осредненных) значений

неопределенных параметров, а соответствующая ей ширина ребра РТО при этом составляет $l = 0,385$ м.

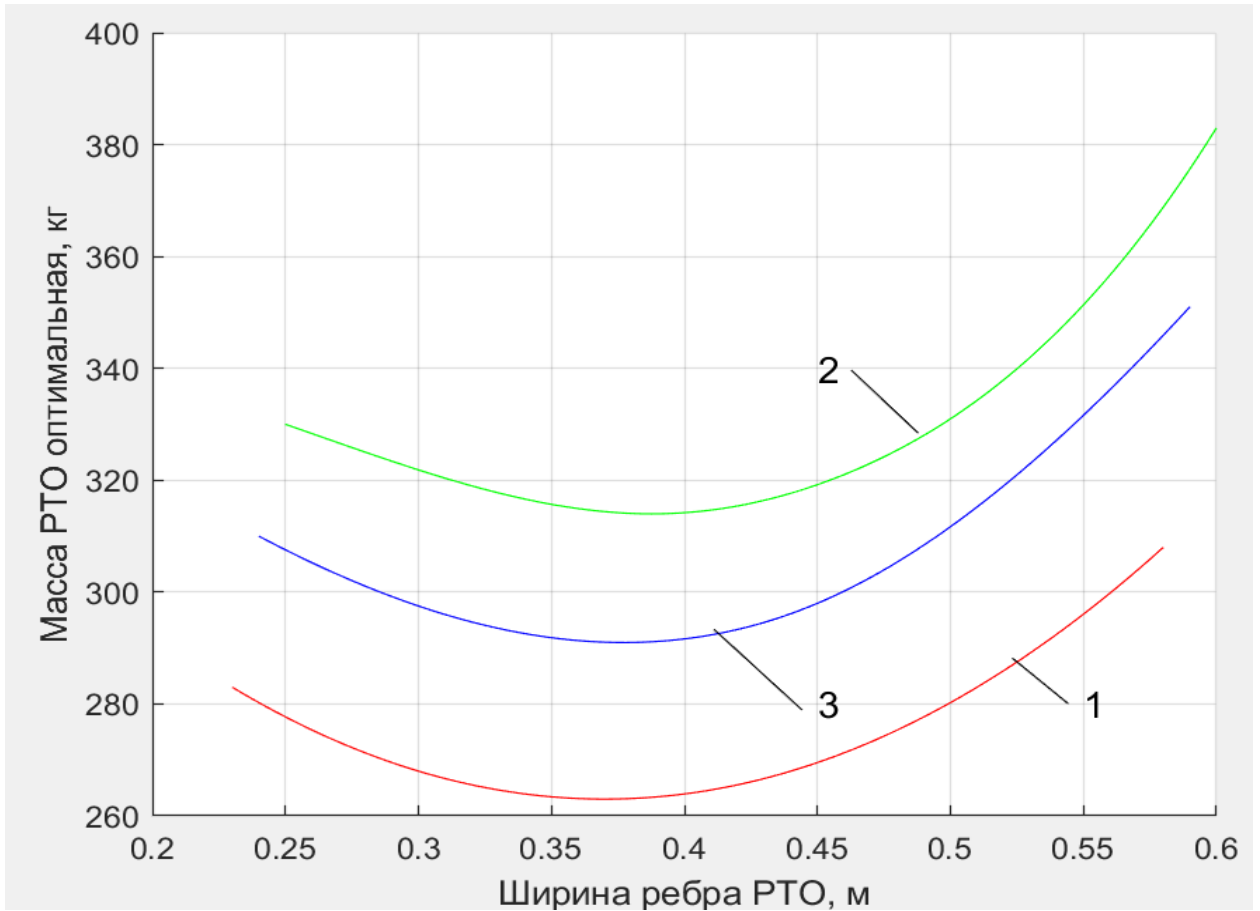


Рисунок 13.5 – Зависимость оптимальной приведенной массы РТО от ширины ребра РТО

На Рисунке 13.6 представлена зависимость оптимальной приведенной массы РТО от толщины гибридного графитового слоя излучающей поверхности РТО.

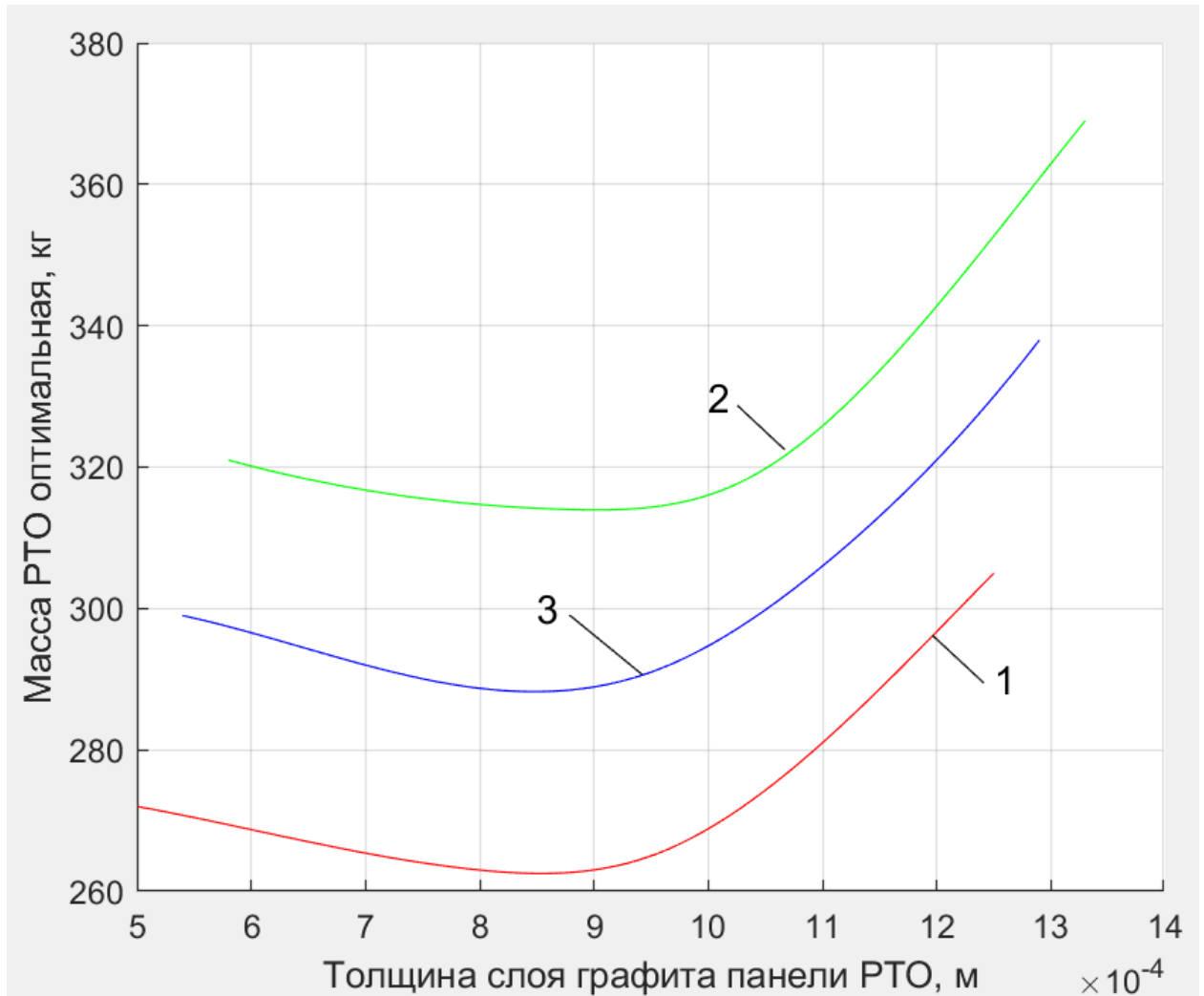


Рисунок 13.6 – Зависимость оптимальной приведенной массы РТО от толщины гибридного графитового слоя излучающей поверхности РТО

Из Рисунка следует, что функция оптимальной приведенной массы РТО от толщины гибридного графитового слоя излучающей поверхности РТО имеет ярко выраженный минимум. Увеличение толщины гибридного графитового слоя излучающей поверхности РТО приводит к росту эффективности ребра РТО, что, в свою очередь, приводит к уменьшению ширины ребра РТО и уменьшению оптимальной приведенной массы РТО. Минимальное значение оптимальной приведенной массы РТО при номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров соответствует диапазону толщины графитового слоя 0,8 – 0,9 мм. Дальнейшее увеличение толщины графитового слоя излучающей

панели РТО приводит к росту оптимальной приведенной массы РТО. При увеличении диапазона изменения неопределенных параметров оптимальные значения приведенной массы РТО возрастают. При использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{пр РТО}} = 263$ кг. Толщина гибридного графитового слоя излучающей поверхности РТО при этом составляет $\delta_{\text{ГР}} = 0,00088$ м. При использовании в расчетах диапазона неопределенных параметров 2 значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{пр РТО}} = 314$ кг, что на 19 % больше, чем значение оптимальной приведенной массы РТО, рассчитанной при использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров, а соответствующая ей толщина гибридного графитового слоя излучающей поверхности РТО при этом составляет $\delta_{\text{ГР}} = 0,00098$ м.

При использовании в расчетах диапазона неопределенных параметров 3 значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{пр РТО}} = 292$ кг, что на 9,5 % больше, чем значение оптимальной приведенной массы РТО, рассчитанной при использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров, а соответствующая ей толщина гибридного графитового слоя излучающей поверхности РТО при этом составляет $\delta_{\text{ГР}} = 0,00093$ м.

На Рисунке 13.7 представлена зависимость оптимальной приведенной массы РТО от длины трубки РТО. Из рисунка следует, что функция оптимальной приведенной массы РТО от длины трубки РТО имеет ярко выраженный минимум. При использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{пр РТО}} = 263$ кг. Длина трубки РТО при этом составляет $L = 122$ м.

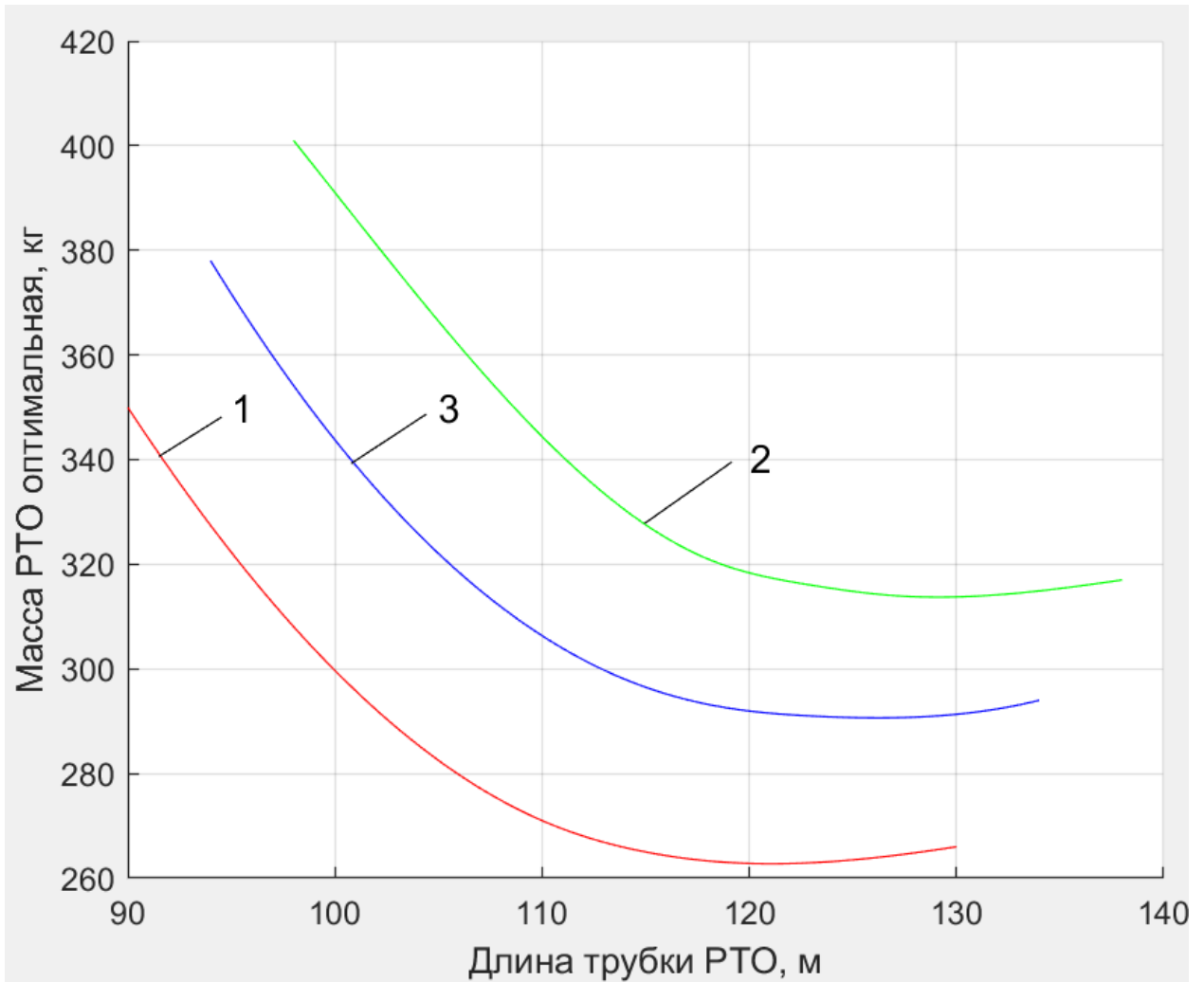


Рисунок 13.7 – Зависимость оптимальной приведенной массы РТО от длины трубки РТО

При использовании в расчетах диапазона неопределенных параметров 3 значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{ПР РТО}} = 292$ кг, что на 9,5 % больше, чем значение оптимальной приведенной массы РТО, рассчитанной при использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров, а соответствующая ей длина трубки РТО при этом составляет $L = 126$ м.

При использовании в расчетах диапазона неопределенных параметров 2 значение оптимальной приведенной массы РТО составляет $M_{\text{ПР РТО}} = 314$ кг, что на 19 % больше, чем значение оптимальной приведенной массы РТО, рассчитанной

при использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров, а соответствующая ей длина трубки РТО при этом составляет $L = 130$ м. Как следует из графиков, значение оптимальной длины трубки РТО при увеличении диапазона неопределенных параметров смещается с сторону некоторого увеличения длины трубки РТО.

Проведенные исследования дали возможность сформулировать результаты:

1. При моделировании СОТР модуля лунной базы имеет место эпистемическая неопределенность параметров. В результате проведенного анализа для моделирования параметров с эпистемической неопределенностью выбрана теория неопределенности Б. Лю.

2. В качестве критерия оптимизации параметров СОТР на начальных стадиях разработки выбрана минимизация приведенной массы СОТР. Требования по надежности СОТР и габаритным размерам задаются ограничениями.

3. Для оптимизации проектных параметров СОТР лунной базы выбран генетический алгоритм, являющийся представителем эволюционных методов поиска. Генетический алгоритм успешно работает, когда требуется найти достаточно «хорошее» решение за приемлемое время при решении многокритериальных нелинейных задач условной оптимизации с большим количеством оптимизируемых параметров (больше двадцати) и многочисленных неопределенных параметров, характерных для СОТР лунной базы.

4. Расчеты показали, что зависимость оптимальной приведенной массы РТО от диаметра трубки РТО, от толщины защитного экрана трубки РТО, от ширины ребра РТО, от толщины гибридного графитового слоя излучающей поверхности РТО и от длины трубки РТО имеет ярко выраженный минимум.

5. При увеличении диапазона изменения неопределенных параметров значения оптимальной приведенной массы РТО возрастают. Оптимальная приведенная масса РТО СОТР модуля лунной базы при номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров составляет 263 кг. При использовании диапазона неопределенных параметров:

$$L_{\varepsilon}(0,9, 0,93), L_{T_e}(258, 261), L_a(-11, -10,4), L_b(-0,6, -0,54),$$

приведенная масса РТО СОТР модуля лунной базы составила 314 кг, что на 19 % больше, чем при номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров.

При уменьшении на 50 % диапазона изменения неопределенных параметров до значений:

$$L_{\varepsilon}(0,908, 0,922), L_{T_e}(258,8, 260,2), L_a(-10, 85, -1055), L_b(-0,585, -0,555)$$

приведенная масса РТО СОТР модуля лунной базы составила 288,5 кг, что на 9,5 % больше, чем при номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров.

13.4 Исследование теплоемкостной характеристики теплового аккумулятора на основе реголита с водой в условиях параметрической неопределенности лунной среды

Для определения объема рабочего вещества ТА на основе реголита с водой проведено исследование теплоемкостной характеристики ТА в условиях эпистемической параметрической неопределенности лунной среды. Исследования проводились на основе подхода, предложенного Б. Лю [57].

Неопределенными параметрами, влияющими на теплоемкостную характеристику ТА, в условиях лунной среды являются: пористость реголита ε , насыпная плотность реголита ρ_n , теплоемкость реголита $c_{\text{рег}}$.

Рассматривается ТА, рабочее вещество которого – лунный реголит с водой в качестве наполнителя пор. В качестве функции потерь для анализа параметров ТА предлагается рассмотреть количество тепла A , поглощенного реголитом с водой в

качестве наполнителя объемом V . Количество тепла A может быть подсчитано по следующей зависимости:

$$A = A_1 + A_2 + A_3 + A_4,$$

где: A_1 – количество тепла, поглощенного за счет теплоемкости льда, A_2 – количество тепла, поглощенного за счет теплоемкости воды, A_3 – количество тепла, поглощенного за счет скрытой теплоты плавления льда, A_4 – количество тепла, поглощенного за счет теплоемкости реголита.

Температура реголита на глубине свыше 0,14 м стабильна и равна 253 К. Это значение температуры использовано как начальное при расчете тепла, поглощаемого ТА. Температура теплоносителя на выходе из ТА не должна превышать 283 К. Это значение температуры использовано как конечное при расчете тепла, поглощаемого ТА.

$$A_1 = V\varepsilon\rho_2c_1(273 - 253),$$

$$A_2 = V\varepsilon\rho_2c_2(283 - 273),$$

$$A_3 = V\varepsilon\rho_2c_{\text{пл}},$$

$$A_4 = V\rho_n c_{\text{рег}}(283 - 253),$$

где: c_1 – теплоемкость льда, c_2 – теплоемкость воды, $c_{\text{пл}}$ – скрытая теплота плавления льда, ρ_2 – плотность воды.

Количество тепла A не должно быть ниже задаваемого уровня:

$$f = A - A^* > 0 \quad (1),$$

где: A^* – количество тепла, которое требуется аккумулировать ТА. Величина A^* зависит от места расположения базы на поверхности Луны. Расчет количества тепла, которое требуется аккумулировать, представлен в параграфе 8.3.

Показателем степени уверенности в том, что выполняется требование 1, является неопределенный показатель – Индекс риска [60]:

$$Ri = M\{f(\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n) > 0\}.$$

Рассматриваемая система содержит независимые неопределенные переменные $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n$ с регулярными распределениями неопределенностей $\Phi_1, \Phi_2, \dots, \Phi_n$, соответственно. Если функция потерь $f(\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n)$ строго увеличивается относительно $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_m$ и строго уменьшается относительно $\xi_{m+1}, \xi_{m+2}, \dots, \xi_n$, то индекс риска является корнем уравнения:

$$f(\Phi_1^{-1}(1 - \alpha), \dots, \Phi_m^{-1}(1 - \alpha), \Phi_{m+1}^{-1}(\alpha), \dots, \Phi_n^{-1}(\alpha)) = 0.$$

Таким образом, индекс риска $Ri = \alpha$ – степень уверенности в том, что выполняются условия (требования).

На основании результатов исследований, проведенных в рамках советской и американской лунных программ (параграф 3.2), заданы интервалы неопределенных параметров: насыпная плотность реголита в морских районах $1804 \leq \rho_n \leq 2116$ [кг/м³], насыпная плотность реголита в районах материков $1679 \leq \rho_n \leq 1971$ [кг/м³], пористость реголита $0,44 \leq \varepsilon \leq 0,52$, теплоемкость реголита $650 \leq c_{\text{рег}} \leq 750$ [Дж/К].

Эксперт задал для неопределенных параметров линейные функции распределения $L(c, d)$, где c и d – границы: $L_{\rho_n}(1804, 2116)$, $L_{\varepsilon}(0,44, 0,52)$, $L_{c_{\text{рег}}}(650, 750)$.

Так как функция ограничения f строго возрастает относительно $\rho_n, \varepsilon, c_{\text{рег}}$, линейная функция распределения неопределенности представлена ниже:

$$\Phi(x) = \begin{cases} 0, & \text{если } x \leq c; \\ \frac{(x - c)}{(d - c)}, & \text{если } c \leq x \leq d, \\ 1, & \text{если } x > d. \end{cases}$$

Обратная функция имеет вид:

$$\Phi^{-1}(\alpha) = (1 - \alpha)c + \alpha d, \quad 0 \leq \alpha \leq 1.$$

После перехода от неопределенных параметров к детерминированным дубликатам получаем уравнение для определения индекса риска ТА.

$$\begin{aligned} & V[(1 - \alpha)0,44 + \alpha 0,52] \rho_2 c_1 (273 - 253) + \\ & + V[(1 - \alpha)0,44 + \alpha 0,52] \rho_2 c_2 (283 - 273) + \\ & + V[(1 - \alpha)0,44 + \alpha 0,52] \rho_2 c_{пл} + \\ & + V[(1 - \alpha)1804 + \alpha 2116] * \\ & * [(1 - \alpha)650 + \alpha 750] (283 - 253) - A^* = 0. \end{aligned}$$

Проведено исследование теплоемкостной характеристики теплового аккумулятора на основе реголита с водой для модуля лунной базы, расположенной на экваторе. Условием нормального функционирования модуля является аккумуляция в течении лунного дня тепловым аккумулятором $A^* = 8.72 \cdot 10^9$ Дж тепла. При использовании номинальных (осредненных) значений неопределенных параметров получен объем рабочего вещества ТА $V = 36 \text{ м}^3$. На Рисунке 13.8 представлена зависимость Индекса риска от диапазона изменения неопределенных параметров. Экспертом заданы границы: $L_{\rho_n}(1804, 2116)$, $L_{\varepsilon}(0,44, 0,52)$, $L_{c_{пер}}(650, 750)$. Данные границы определяют максимальный диапазон изменения неопределенных параметров. За номинальные (осредненные) значения параметров приняты середины диапазонов.

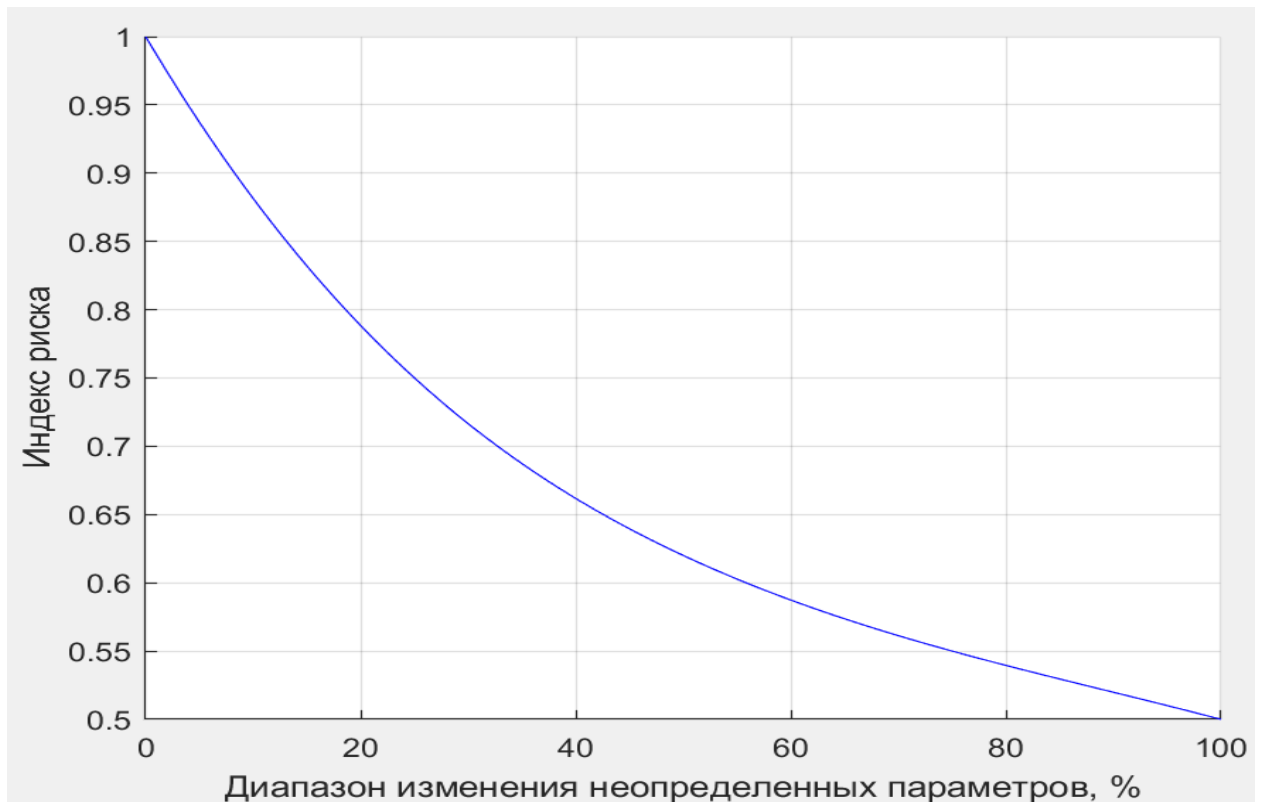


Рисунок 13.8 – Зависимость Индекса риска от диапазона изменения неопределенных параметров

При расчетах менялась правая часть диапазона изменения неопределенных параметров. На графике 100 % диапазона изменения неопределенных параметров является максимальным значением диапазона. При уменьшении диапазона неопределенных параметров значение правой границы диапазона уменьшается и при 0 % диапазона изменения неопределенных параметров совпадает с номинальным значением параметра. Из графика зависимости следует, что максимальное значений Индекса риска, другими словами, степени уверенности в том, что выполняются условия (требования), ГА принимает при нулевом диапазоне изменения неопределенных параметров. С увеличением диапазона Индекс риска ГА уменьшается и при достижении диапазоном максимального размера принимает значение 0,5.

На Рисунке 13.9 представлена зависимость изменения количества тепла, аккумулируемого тепловым аккумулятором фиксированного расчетного

объема $V = 36 \text{ м}^3$ от диапазона изменения неопределенных параметров для регионов лунных морей – 1 и фиксированного расчетного объема $V = 28 \text{ м}^3$ для района материка – 2 для рассматриваемой широты расположения базы.

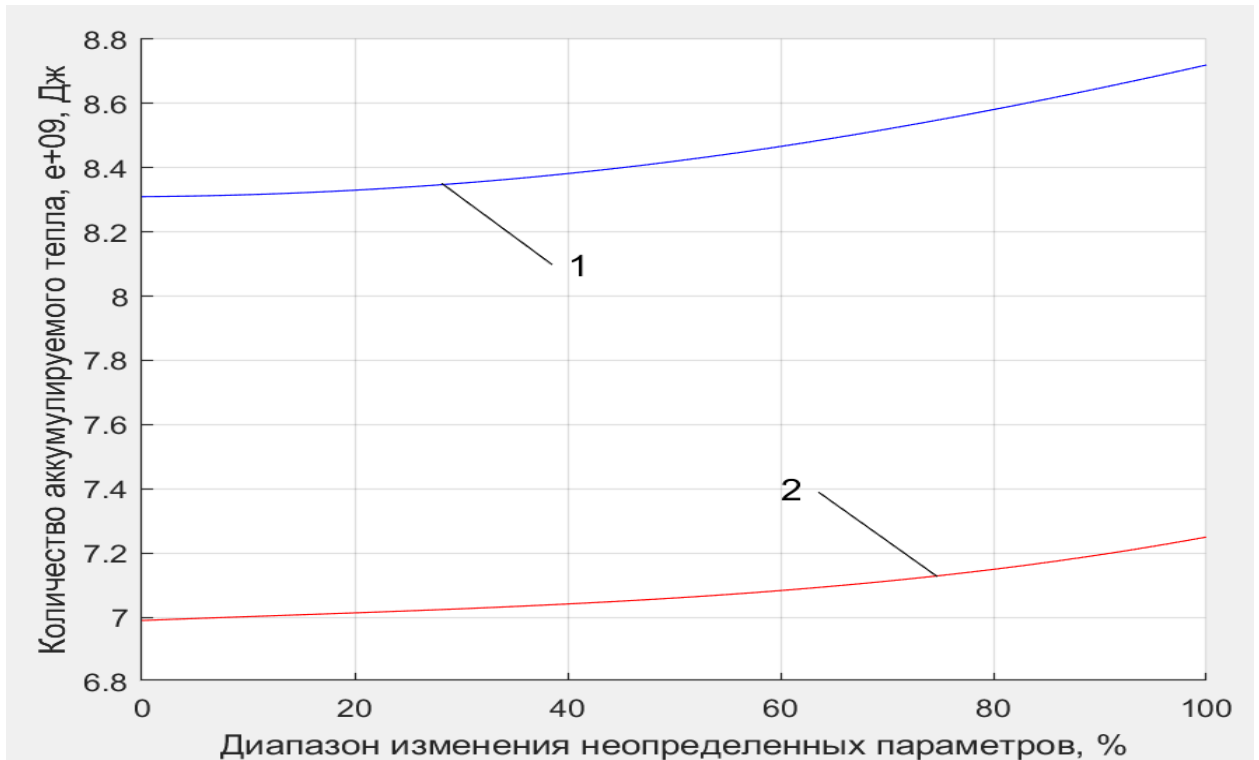


Рисунок 13.9 – Зависимость изменения количества тепла, аккумулируемого тепловым аккумулятором фиксированного расчетного объема от диапазона изменения неопределенных параметров

Из представленных графиков зависимостей следует, что при увеличении диапазона изменения неопределенных параметров, количество тепла, аккумулируемого тепловым аккумулятором фиксированного расчетного объема, увеличивается. Полученный результат объясняется тем, что расширение диапазона неопределенных параметров приводит к увеличению неопределенных параметров. Но следует отметить, что расширение диапазона неопределенных параметров приводит к уменьшению Индекса риска, или другими словами, степени уверенности в том, что выполняются условия аккумулирования расчетного количества тепла.

На Рисунке 13.10 представлена зависимость массы рабочего вещества ТА, аккумулирующего фиксированное расчетное количество тепла $A = 8,72 \cdot 10^9$ Дж для района моря – 1 и $A = 6,76 \cdot 10^9$ для района материка – 2, от диапазона изменения неопределенных параметров.

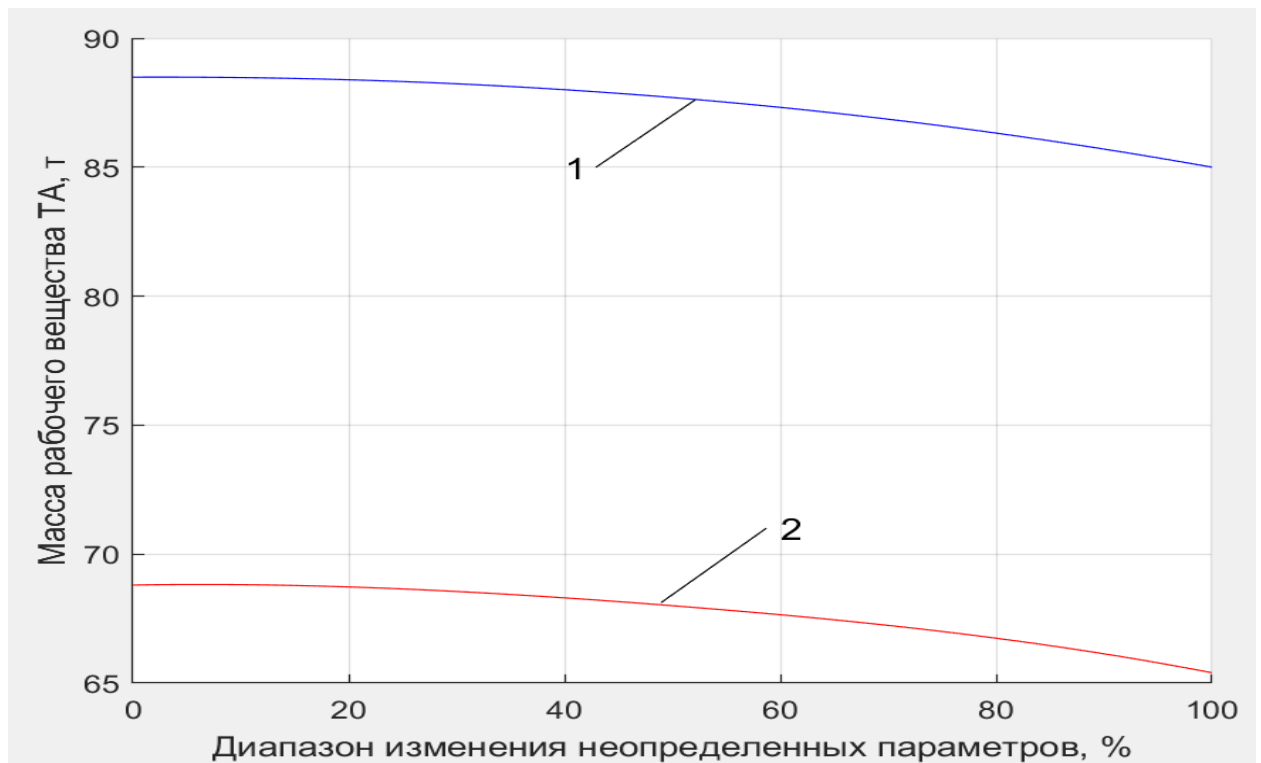


Рисунок 13.10 – Зависимость массы рабочего вещества ТА, аккумулирующего фиксированное расчетное количество тепла, от диапазона изменения неопределенных параметров

Из представленных графиков зависимостей следует, что при увеличении диапазона изменения неопределенных параметров, масса рабочего вещества ТА, аккумулирующего фиксированное расчетное количество тепла $A = 8,72 \cdot 10^9$ Дж, уменьшается. Полученный результат объясняется тем, что расширение диапазона неопределенных параметров приводит к увеличению неопределенных параметров.

На Рисунке 13.11 представлена зависимость масс компонентов рабочего вещества ТА, аккумулирующего фиксированное расчетное количество тепла $A = 8,72 \cdot 10^9$ Дж, от диапазона изменения неопределенных параметров. Зависимость 1

представляет изменение массы рабочего вещества ТА, 2 – зависимость массы воды в рабочем веществе ТА, 3 – зависимость массы реголита в рабочем веществе ТА от диапазона изменения неопределенных параметров.

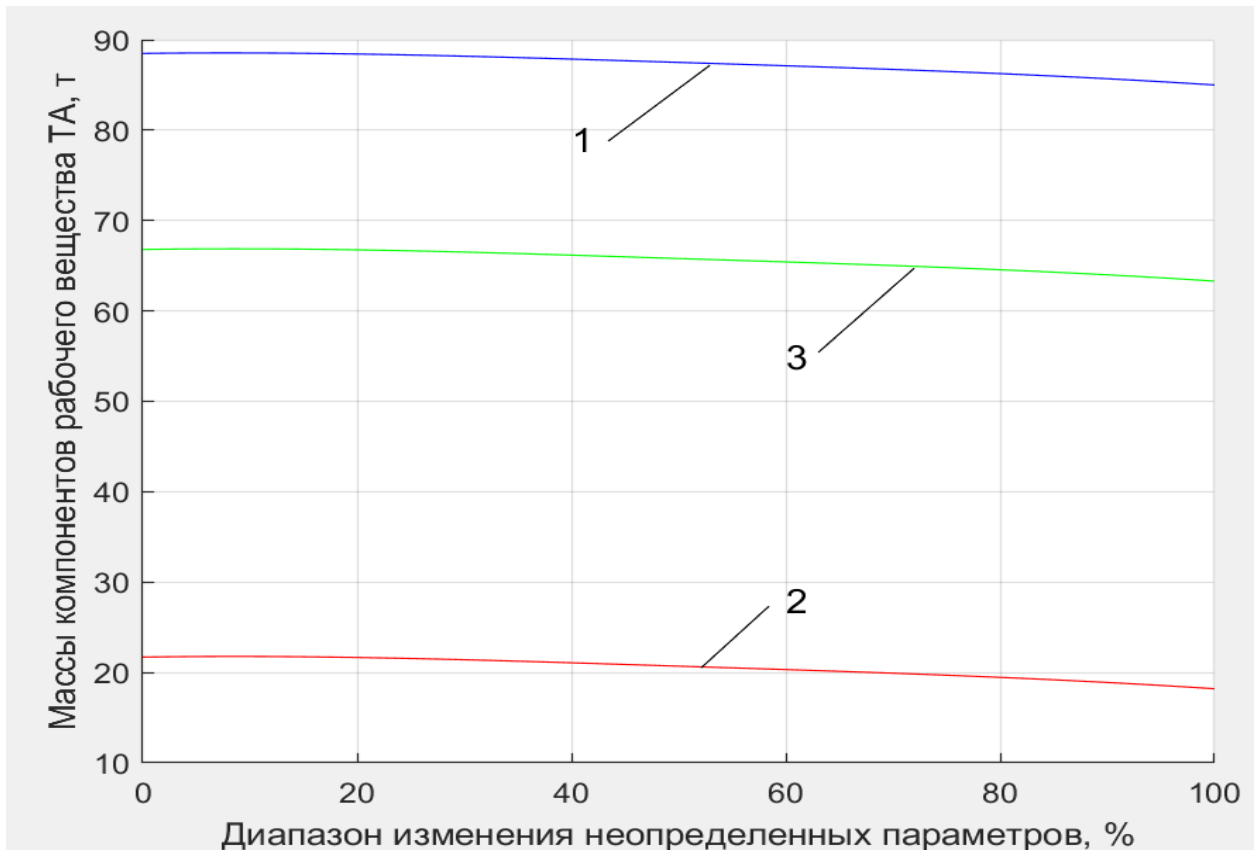


Рисунок 13.11 – Зависимость масс компонентов рабочего вещества ТА, аккумулирующего фиксированное расчетное количество тепла, от диапазона изменения неопределенных параметров

Из графиков следует, что масса воды в рабочем веществе ТА составляет примерно 25 %. При увеличении диапазона изменения неопределенных параметров, массы компонентов рабочего вещества ТА, аккумулирующего фиксированное расчетное количество тепла, уменьшается. Что объясняется тем, что расширение диапазона неопределенных параметров приводит к повышению неопределенных параметров. Но расширение диапазона неопределенных параметров приводит к уменьшению Индекса риска, или другими словами, степени

уверенности в том, что выполняются условия аккумулирования расчетного количества тепла.

На Рисунке 13.12 представлена зависимость масс компонентов рабочего вещества ТА, аккумулирующего фиксированное расчетное количество тепла $A = 8,72 \cdot 10^9$ Дж, от диапазона изменения различных неопределенных параметров.

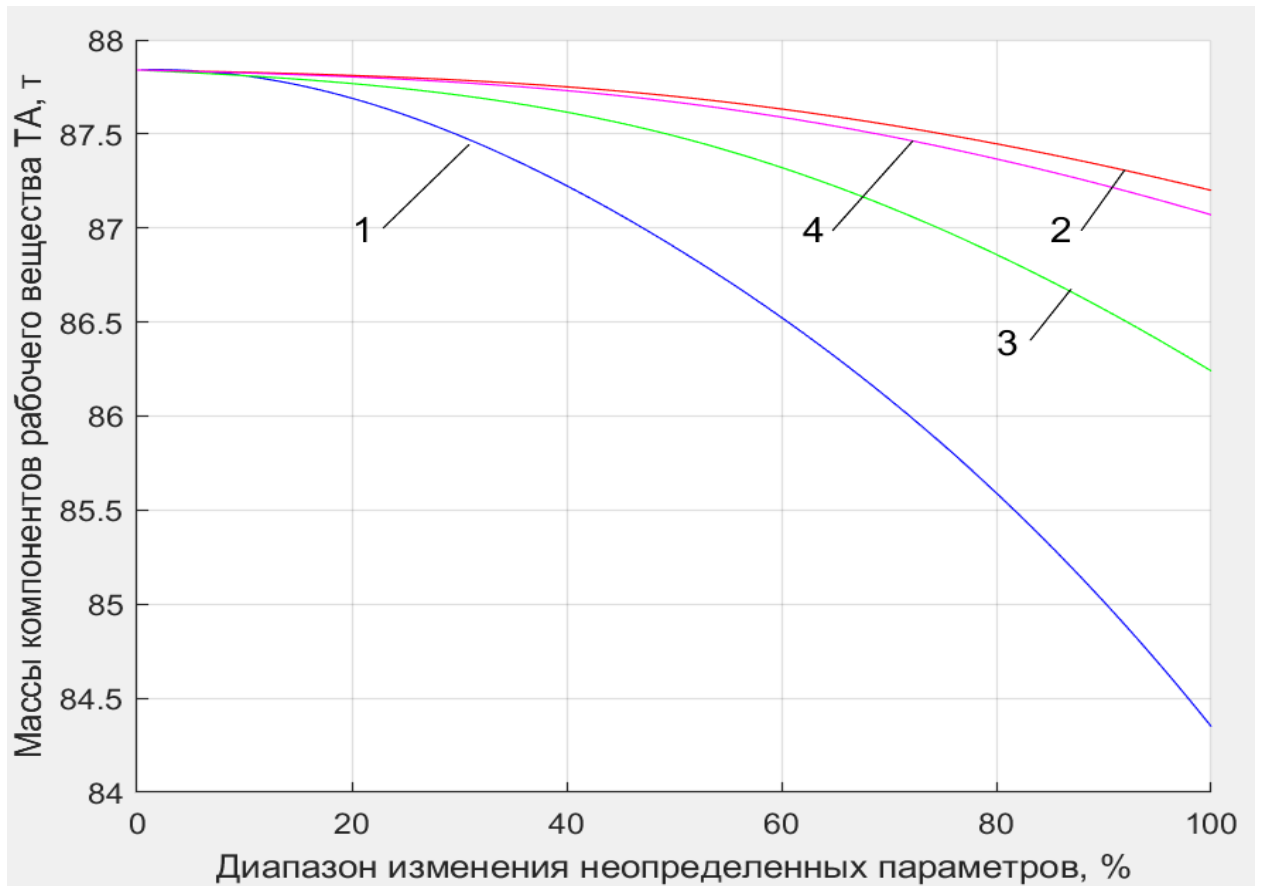


Рисунок 13.12 – Зависимость масс компонентов рабочего вещества ТА, аккумулирующего фиксированное расчетное количество тепла, от диапазона изменения различных неопределенных параметров

На Рисунке приняты следующие обозначения: 1 – зависимость массы рабочего вещества ТА от диапазона изменения всех неопределенных параметров, 2 – зависимость массы рабочего вещества ТА от диапазона изменения теплоемкости реголита, 4 – зависимость массы рабочего вещества ТА от диапазона изменения

насыпной плотности реголита, 3 – зависимость массы рабочего вещества ТА от диапазона изменения пористости реголита.

Из Рисунка 13.12 следует, что из трех рассмотренных неопределенных параметров наибольший вклад в изменение массы при расширении диапазона изменения неопределенных параметров вносит пористость реголита – 73,3 %. Далее по мере убывания влияют насыпная плотность реголита – 14,2 % и теплоемкость реголита – 12,5 %.

Проведенные исследования дали возможность сформулировать результаты:

1. Задача выбора параметров ТА на основе реголита с водой ввиду отсутствия достоверной информации является задачей с неопределенными параметрами: пористостью реголита, насыпной плотностью реголита и теплоемкостью реголита и решается на основе подхода, предложенного Б. Лю.

2. Показано, что при существующей в настоящее время информации о указанных неопределенных параметрах Индекс риска, другими словами, степень уверенности в том, что выполняются условия аккумуляирования расчетного количества тепла составляет 0,5.

3. Для увеличения индекса риска, или другими словами, степени уверенности в том, что выполняются условия аккумуляирования расчетного количества тепла до значения $0,9 \div 0,95$, необходимо проведение дополнительных исследований рассмотренных неопределенных параметров с целью снижения диапазона неопределенности до $52 \div 54$ % от предложенного экспертом диапазона $L_{(\rho_n)}$ (1804,2116), L_{ε} (0,44,0,52), $L_{(c_{рег})}$ (650,750).

4. Из трех рассмотренных неопределенных параметров наибольший вклад в изменение массы рабочего вещества ТА при расширении диапазона изменения неопределенных параметров вносит пористость реголита – 73,3 %. Далее по мере убывания влияют насыпная плотность реголита – 14,2 % и теплоемкость реголита – 12,5 %.

Заключение по Главе 13

Выбор проектных параметров элементов и СОТР лунной базы в целом на этапе системных предпроектных исследований приходится проводить в условиях эпистемической параметрической неопределенности. Для учета параметрической неопределенности разработаны математические модели на основе теории неопределенности Б. Лю, алгоритмы и программы, позволившие:

- провести оптимизацию проектных параметров РТО СОТР лунной базы в условиях параметрической неопределенности с использованием генетического алгоритма оптимизации с обоснованно выбранными, в качестве неопределенных параметров, степенью черноты излучающей поверхности РТО, температурой условной внешней среды и коэффициентов уравнения распределения потока метеоритных частиц, в результате которой получены оптимальные параметры РТО при степени достоверности неопределенных параметров 0,95;

- провести исследование теплоемкостной характеристики теплового аккумулятора на основе реголита с водой в условиях параметрической неопределенности лунной среды: пористости, насыпной плотности и теплоемкости реголита, результаты которого показали, что для повышения степени уверенности в том, что выполняются условия аккумуляирования расчетного количества тепла от 0,5 до значения $0,9 \div 0,95$, необходимо проведение дополнительных исследований неопределенных параметров реголита с целью уменьшения диапазона их изменения до 10 %.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны методологические основы проектирования СОТР лунной базы

Проведенные теоретические и практические исследования, анализ и расчеты проектных параметров агрегатов и системы обеспечения теплового режима позволяют сформулировать основные результаты и общие выводы, которые можно квалифицировать как теоретическое обобщение и решение научной проблемы разработки методологических основ исследования и проектирования СОТР лунной базы, имеющей важное хозяйственное значение.

Основные новые научные результаты, полученные в диссертационной работе, состоят в следующем:

На основании анализа состояния проблемы обеспечения теплового режима лунной базы, изучения функциональных и структурных особенностей СОТР, работающих на лунной поверхности с использованием лунных ресурсов и с учетом поля тяжести Луны, анализа конструкций существующих агрегатов и предложения новых технических решений и конструкций агрегатов СОТР, математического моделирования, технико-экономического анализа и обоснования целесообразности использования местных лунных ресурсов при разработке схем, оптимизации проектных параметров СОТР в условиях эпистемической неопределенности, впервые разработана постановка и определено содержание методологии комплексного исследования и проектирования СОТР лунной базы, включающие:

1. Постановку проблемы комплексного исследования и проектирования СОТР с учетом взаимосвязей с лунной базой и окружающей лунной средой.

2. Предложение новой структурной схемы СОТР модуля лунной базы с ТА трубчатого типа наружного контура с рабочим веществом на основе реголита и ТА внутреннего контура с плавящимся рабочим веществом, позволяющей обеспечивать тепловой режим лунной базы в течение лунного дня на экваторе и средних широтах, когда температура лунной поверхности превышает температуру излучающей панели РТО.

3. Разработку новых агрегатов СОТР лунной базы, включающую тепловой аккумулятор трубчатого типа на основе реголита наружного контура, тепловой аккумулятор пластинчатого типа с фазопереходным рабочим веществом внутреннего контура, гибридный РТО СОТР лунной базы, гибридную излучающую панель пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры и теплопроводящую гибридную ленту на основе разработанного нового конструкторского решения с использованием гибридной структуры из пакета высокопроводящей фольги пиролитического графита, покрытого с наружной стороны алюминиевой фольгой.

4. Проведенные экспериментальные исследования и полученные новые экспериментальные данные по теплофизическим свойствам гибридных структур: плоскостной и внеплоскостной температуропроводности и теплопроводности в рабочем диапазоне температур 256,3 – 372,8 К, проведенные нестационарным методом лазерной вспышки с использованием модели Кейпа-Леманна «Care-Lehmann + коррекция импульса» при обработке результатов измерений, подтвердившие возможность повышения на 38 % внеплоскостной теплопроводности гибридной структуры металлическими элементами в виде проволочных скоб, установленных перпендикулярно к плоскости поверхности гибридной структуры на всей площади насквозь по толщине, на основании которых разработаны математические модели перспективного гибридного РТО, гибридной излучающей панели пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры и теплопроводящей гибридной ленты, позволившие провести:

– массовый анализ излучающей панели гибридной структуры РТО и гибридной излучающей панели с блоком приборов, показавший, что при одинаковой эффективности ребра, удельная масса агрегатов с использованием гибридной структуры на 20 % меньше, чем удельная масса агрегатов на основе тепловых труб, имеющих ограниченную работоспособность в условиях поля тяжести планеты;

– массовый анализ теплопроводящей гибридной ленты, показавший, что разрабатываемые для условий гравитации тепловые трубы имеют схожие тепловые

и массовые характеристики с гибридными теплопередающими лентами, что при значительной простоте последних в изготовлении и использовании, применение гибридных теплопередающих лент при передаче тепла на расстояние до 0,2 м становится предпочтительным перед тепловыми трубами;

– анализ надежности РТО гибридной структуры от метеоритного пробоя, показавший, что использование дополнительного экранирования трубок с теплоносителем за счет уменьшения массы излучающей панели гибридного РТО позволяет увеличить вероятность отсутствия пробоя трубки с теплоносителем с $P_0 = 0,9942$ до 0,9982, что существенно повышает надежность РТО гибридной структуры при метеоритном воздействии;

– анализ надежности гибридной излучающей панели от метеоритного пробоя, показавший, что ее надежность практически равна 1 при надежности типовой излучающей панели на основе тепловых труб равной 0,99975.

5. Разработанную математическую модель ТА с фазопереходным рабочим веществом внутреннего контура СОТР и проведенное экспериментальное исследование по проверке адекватности разработанной математической модели ТА с плавящимся рабочим веществом с использованием принципа суперпозиции для учета скрытой теплоты фазового перехода натурному аналогу методом сравнения температурных полей рабочих веществ смоделированного и натурального ТА при плавлении и затвердевании, при этом относительная погрешность расчетов, полученная с использованием критерия Фишера, не превышает 15%.

6. Разработанную на базе проведенных экспериментальных исследований по проверке адекватности математической модели ТА с плавящимся рабочим веществом с использованием принципа суперпозиции для учета скрытой теплоты фазового перехода натурному аналогу математическую модель ТА трубчатого типа наружного контура СОТР лунной базы с использованием лунных ресурсов на основе реголита для обеспечения теплового режима лунной базы в течение лунных суток, позволившую провести анализ проектных параметров теплового аккумулятора трубчатого типа наружного контура СОТР на основе реголита с водой в зависимости от расположения базы в районе лунного моря или материка

для различных широт, показавшего, что для обеспечения теплового режима в течение лунного дня базы, расположенной в самом теплонагруженном месте Луны на 15 градусов севернее или южнее экватора в районах моря, емкость теплового аккумулятора составляет $9 \cdot 10^9$ Дж, а требуемая масса рабочего вещества теплового аккумулятора составляет $9,2 \cdot 10^4$ кг.

7. Разработанные математические модели, алгоритмы и программы для численного моделирования динамических режимов и оценки проектных параметров СОТР лунной базы с теплоаккумулирующими устройствами.

8. Численное моделирование динамических режимов, позволившее провести выбор проектных параметров СОТР модуля базы, что выявило возможность уменьшить за счет учета переменных по времени внешних тепловых нагрузок и теплоемкости конструкций контура площадь РТО на 6% и на 28 % массу теплового аккумулятора внешнего контура СОТР, что приводит к соответствующему уменьшению массы системы.

9. Технико-экономический анализ и обоснование целесообразности использования местных лунных ресурсов при разработке схем и новой элементной базы СОТР лунного модуля, показавшие, что:

- обеспечение лунной базы кислородом, водородом и водой при сроке функционирования базы менее 7 лет целесообразно проводить по варианту доставки водорода с Земли и получения кислорода из ДПК;

- при сроке функционирования базы более 7 лет приоритетным становится обеспечение базы комбинированной системой из ДПК по кислороду и водороду, работающих совместно с системой регенерации воды из отходов жизнедеятельности экипажа;

- количество кислорода и водорода, используемое для производства воды, необходимой для изготовления теплового аккумулятора внешнего контура СОТР модуля лунной базы, расположенного в самом нагруженном с точки зрения внешнего теплового потока районе Луны, составляет примерно 25 % от количества кислорода и водорода, производимого ДПК для обеспечения компонентами

топлива ВПК в течение года, что дает возможность использования ДПК для добычи кислорода и водорода из местных ресурсов при расширении лунной базы.

10. Разработанные математические модели для учета параметрической неопределенности на основе теории неопределенности Б. Лю, алгоритмы и программы для:

– оптимизации проектных параметров РТО СОТР лунной базы в условиях параметрической неопределенности с использованием генетического алгоритма оптимизации. В качестве неопределенных параметров обоснованно выбраны: степень черноты излучающей поверхности РТО, температура условной внешней среды, коэффициенты уравнения распределения потока метеоритных частиц. Получены оптимальные параметры РТО при степени достоверности неопределенных параметров 0,95,

– исследования теплоемкостной характеристики теплового аккумулятора трубчатого типа на основе реголита с водой в условиях параметрической неопределенности лунной среды: пористости, насыпной плотности и теплоемкости реголита. Расчеты показали, что для повышения степени уверенности в том, что выполняются условия аккумуляирования расчетного количества тепла от 0,5 до значения $0,9 \div 0,95$, необходимо проведение дополнительных исследований неопределенных параметров реголита с целью уменьшения диапазона их изменения до 10 %.

11. На основании выполненных исследований, решена научная проблема, имеющая важное хозяйственное значение, изложены новые научно обоснованные технические и технологические решения, внедрение которых вносит значительный вклад в развитие ракетно-космической промышленности.

Рекомендации и перспективы дальнейшего использования разработок темы.
Полученные в результате решения научной проблемы разработки методологии исследования и проектирования СОТР лунной базы могут быть использованы при:

– разработке и проектировании СОТР перспективных планетных обитаемых баз, в том числе марсианской;

– разработке и проектировании СОТР перспективных долговременных орбитальных станций и пилотируемых космических кораблей для снижения массы, повышения надежности и увеличения ресурса работы путем использования РТО гибридных структур;

– разработке и проектировании пассивных СОТР перспективных беспилотных космических аппаратов для снижения массы, повышения надежности и увеличения ресурса работы путем использования излучающих панелей гибридной структуры;

– разработке и проектировании СОТР межпланетных космических аппаратов в условиях эпистемической неопределенности параметров агрегатов и окружающей среды.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Перминов А.Н., Моисеев Н.Ф., Севастьянов Н.Н., Брюханов Н.А., Сизенцев Г.А., Синявский В.В., Сотников Б.И., Стойко С.Ф. Перспективы освоения Луны // Изв. РАН. Энергетика. - 2006. - № 1. - С. 3-14.
2. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под научной ред. Легостаева В.П. и Лопоты В.А. - Москва : РКК «Энергия», 2011. - 584 С.
3. Koelle H.H., Apel U., Jochenning B. A Comparison of Alternative Strategies of «Return-to the moon» // Journal of the British Interplanetary Society. - 1986. - Vol. 39. - No. 6. - P. 243-255.
4. Бармин И.В., Егоров А.В., Долгин А.М., Коровин А.В. Проекты создания долговременной лунной базы // Тезисы 1-й конференции «Космос для человечества», Королев, 21-23 мая 2008. - Королев : «Энергия», 2008. - С. 126-140.
5. Kyle B. Marquis Thermal Analysis of a Novel Lightweight Layered and Tapered Radiator Panel with Pumped-Fluid-Loop System // 50th International Conference on Environmental Systems (ICES), 12-15 July 2021. - ICES-2021-243.
6. Phil D. Sadler Prototype BLSS Lunar-Mars Habitat Design // 44th International Conference on Environmental Systems (ICES), 13-17 July 2014. - ICES-2014-313.
7. Шевченко В.В., Чикмачев В.И. Лунные базы – проект XXI века // Исследования космического пространства (Итоги науки и техники), 1989. – Москва : ВИНТИ АН СССР, 1989 г. - С. 98-115.
8. Kyle B. Marquis Development of a High-Power Deployable-Tube Radiator System // 50th International Conference on Environmental Systems (ICES), 12-15 July 2021. - ICES-2021-240.
9. Кудь-Сверчков С.В., Лобыкин А.А., Стойко С.Ф. Планетные базы. Конфигурация, доставка, сборка, энергоснабжение // Известия РАН. - 2009. - № 3. - С. 153-159.
10. Kohlberger D. Modeling and Analyses of a Thermal Passively Stabilized LEO/GEO Star Tracker With Embedded Phase Change Material Applying the Infused

Thermal Solutions (ITS) Method // 50th International Conference on Environmental Systems (ICES), 12-15 July 2021. - ICES-2021-106.

11. Kuan-Lin Lee, Calin Tarau, Quang Truong, Srujan Rokkam Thermal Management System for Lunar Ice Miners // 50th International Conference on Environmental Systems (ICES), 12-15 July 2021. - ICES-2021-235.

12. Calin Tarau International Lunar Farside Observatory and Science Station // Spaceflight. - 1994. - Vol. 14. - No. 6. - P. 115-116.

13. Celotti L., Piskacev M., Nadalini R. Moon Energy Storage and Generation: Proof of Concept // 50th International Conference on Environmental Systems (ICES), 12-15 July 2021. - ICES-2021-10.

14. Семенов Ю.П. Результаты и проблемы разработок ракетно-космической корпорации «Энергия» в области космической энергетики // Известия РАН. - 2003. - № 5. - С. 3-20.

15. Берн Дж. Д. Преимущества размещения лунной базы на полюсе // Лунные базы и космическая деятельность в XXI веке. - 1985.- С. 105-115.

16. Петров, Д.В. Площадь холодных ловушек на поверхности Луны // Астрономический вестник. - 2003. - Т. 37. - № 4. - С. 285-291.

17. Vasavada A.R. Near-Surface Temperatures on Mercury and the Moon and the Stability of Polar Ice Deposits // Icarus. - 1999. - Vol. 141. - P. 179-193.

18. Vaniman D., Reedy R., Heiken G., Olhoeft G., Mendell W. The lunar environment // In Lunar sourcebook. Cambridge Univ. Press. - 1991. - P. 27-60.

19. Басов А.А., Прохоров Ю.М., Сургучев О.В. Радиаторы на тепловых трубах в системах терморегулирования космических аппаратов // Известия Российской академии наук. - 2011. - № 3. - С. 37-41.

20. Басов А.А. Децентрализованная бортовая система терморегулирования пассивного типа с автономным управлением: дис. на соискание уч. степени канд. технич. наук 01.04.14 МАИ, Москва, - 2018. - 181 С.

21. Семена Н.П. Теоретико-экспериментальные методы обеспечения теплового режима научных космических приборов: дис. на соискание уч. степени доктора. технич. наук 05.07.03 МАИ, Москва, - 2018. - 449 С.

22. L.C. Simonsen Et al Conceptual Design of a Lunar Base Thermal Control System // 2nd Conference on Lunar Bases and Space Activities.- 2016. - P. 579-591.

23. Смородин А.И., Меньщиков И.Е., Гаранов С.А. Система терморегулирования пилотируемого орбитального космического аппарата с парокомпрессионной холодильной машиной // Изв. высших учебных заведений. - 2014. - №11(656). - С. 25-31. DOI: 10.18698/0536-1044-2014-11-25-31.

24. Игрицкий В.А. Вопросы проектирования радиаторов с зеркальными экранами для использования в составе перспективных лунных баз в приэкваториальных районах Луны // XXXIV академические чтения по космонавтике «Актуальные проблемы российской космонавтики», Москва, 22-26 января 2010 г. – Москва : Энергетика, 2010.- С. 340-341.

25. Matthias Killian Traverse Planning on the Lunar Surface –Benefits from Thermal Modeling // 45th International Conference on Environmental Systems (ICES), 12-16 July 2015. - ICES-2015-222.

26. Shogo Okishio, Hosei Nagano A Proposal and Verification of the Lunar Overnight Method by Promoting the Heat Exchange with Regolith // 45th International Conference on Environmental Systems (ICES), 12-16 July 2015. - ICES-2015-318.

27. Кудрявцева Н.С., Садретдинова Э.Р., Заговорчев В.А. Гелиосистема горячего водоснабжения для обитаемой базы на полюсах луны // Международный научный журнал Альтернативная энергетика и экология. - 2019. - № 7-9. - (291-293). - С. 85-96.

28. Белявский А.Е., Кудрявцева Н.С., Сорокин А.Е., Строгонова Л.Б., Шангин И.А. Гелиосистема горячего водоснабжения в системе жизнеобеспечения экипажа лунной базы // Первая Общероссийская научно-практическая конференция «Вопросы инновационного развития аэрокосмического комплекса России», Москва, 19-23 декабря 2018 г. - Москва : Издательство «Доброе слово», 2018. - С. 145-150.

29. Флоренский К.П. Лунный грунт: свойства и аналоги / К.П. Флоренский, А.Т. Базилевский, О.В. Николаева - Москва : Академия наук СССР, Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского, 1975. - 50 С.

30. Houston W.N., Mitchell J.K., Carrier W.D.III. Lunar soil density and porosity // Abstracts of paper submitted to the 5 Lunar Science Conf. - 1974. - vol. 1. - P. 363-365.
31. Кузнецов В.Г. Обломочные горные породы и методы их изучения: Учебное пособие / В.Г. Кузнецов - Москва : РГУ нефти и газа, 2001. - 133 С.
32. Купцов С.М. Теплофизические свойства карбонатных пород // Известия вузов. Нефть и газ. - 2004. - № 4. - С. 23-27.
33. Стренгвей Д.В. Магнитные и диэлектрические свойства лунных образцов. Космохимия Луны и планет / Д.В. Стренгвей, Г.В. Пирс, Г.Р. Олхофт - Москва : Наука, 1975. - 728 С.
34. Барсуков В.Л. Передвижная лаборатория на Луне. «Луноход-1» / В.Л. Барсуков - Москва : Наука, 1978. - 183 С.
35. Флоренский К.П. Процессы преобразования поверхности Луны в районе Лемонье по результатам детального изучения на «Луноходе-2». Тектоника и структурная геология / К.П. Флоренский, А.Т. Базилевский - Москва : Наука, 1976. - С. 205-235.
36. Базилевский А.Т. Оценка мощности и степени переработки лунного реголита по распространенности кратеров // Космические исследования. - 1974. - Т. 12. - Выпуск 4. - С. 606-609.
37. Бондаренко Н.В., Шкуратов Ю.Г. Карта толщины реголитового слоя видимого полушария Луны по радиолокационным и оптическим данным // Астрономический вестник. - 1998. - Т. 32. - № 4. - С. 301-309.
38. Базилевский А.Т., Гребенник Н.Н., Громов В.В., Дмитриев А.Д., Кемурджиан А.Л., Полосухин В.П., Семенов П.С., Флоренский К.П. Зависимость физико-механических свойств лунного грунта от особенностей рельефа и процессов в районе работ «Лунохода-2» // Космические исследования. - 1984. - Т. 12. - Выпуск 2. - С. 243-251.
39. Кочнев К.В., Ненарокомов А.В. Моделирование теплообмена в симуляторе лунного реголита. Постановка задачи // Тепловые процессы в технике. - 2021. - Т. 13. - № 6. - С.264-268.

40. Кочнев К.В., Ненарокомов А.В. Технологии обработки лунного реголита для последующего использования // Тепловые процессы в технике. - 2020. - Т. 12. № 6. - С. 242-251.
41. Mohammed T. Ababneh, Calin Tarau, William G. Anderson, Jeffery T. Farmer, Angel R. Alvarez-Hernandez Hybrid Heat Pipes for Lunar and Martian Surface and High Heat Flux Space Applications // 46th International Conference on Environmental Systems (ICES), Vienna, 10-14 July 2016. - ICES–2016–51.
42. Jeff Diebold, Calin Tarau, Joshua Smay, Timothy Hahn and Ryan Spangler Non-Integrated Hot-Reservoir Variable Conductance Heat Pipes // 51th International Conference on Environmental Systems (ICES), St. Paul, Minnesota 10-14 July 2022. - ICES–2022–35.
43. Reinhard Schlitt, Frank Bodendieck, Peter Boldt, et al. First steps in the development of high thermal conductivity hybrid structures (HiDuct) // 50th International Conference on Environmental Systems (ICES), Lisbon, Portugal, 12-16 July 2020. - ICES–2020–4.
44. Belyavskii A.E., Kudryavtseva N.S., Sorokin A.E. Radiant Heat Exchanger in the Thermal Control System of a Lunar Base Module: Thermodynamic Analysis // Russian Engineering Research. - 2022. - Vol. 42. - Is. 6. - P. 613-615.
45. Алексеев В.А. Тепловые трубы для охлаждения и термостатирования радиоэлектронной аппаратуры / В.А. Алексеев, В.А. Арефьев – Москва : Энергия, 1979. - 128 С., ил.
46. Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А. Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций / В.С. Финченко, Е.Ю. Котляров, А.А. Иванков - Химки : Издатель АО «НПО Лавочкина», 2018. - 400 С.
47. Satoshi Kajiyama, Takuji Mizutani, Takuya Ishizaki, Kota Tomioka, Hosei Nagano Thermal Vacuum Testing of Advanced Thermal Control Devices for Flight Demonstration // 51th International Conference on Environmental Systems (ICES), St. Paul, Minnesota, 10-14 July 2022. - ICES-2022-187.

48. Chepko, A., Technology selection and architecture optimization of in-situ resource utilization systems // MS thesis, Massachusetts Institute of Technology. - 2009. - P. 217-221.
49. Цисарский А.Д. Разработка механизмов и инструментария проектного менеджмента при создании ракетно-космической техники: дис. д-ра экономических наук. М. 2017. - 299 С.
50. Wiley J. Larson Wert Space Mission Analysis and Design. Third Edition / J. Larson Wiley, R. James - California : Space Technology Library, Microcosm Press El Segundo, 2009. - 987 P.
51. Jones H.W. Conceptual Design of a Lunar Oxygen Pilot Plant Lunar Base Systems Studi // Office NASA Jonson Space Center by Eagle Engineering. - 1988. - № 8. - P. 219-338.
52. Jones H.W. Should Oxygen, Hydrogen, and Water on the Moon Be Provided by Earth Supply, Life Support Recycling, or Regolith Mining // 50th International Conference on Environmental Systems (ICES), 12–15 July 2021. - (ICES–2021–147).
53. Захаров А.В., Зеленый Л.М., Попель С.И. Лунная пыль: свойства, потенциальная опасность. // *Астрономический вестник*. - 2020. - Т. 54. - № 6. С. 483-507.
54. Lopez R.H., Beck A.T. Reliability-Based Design Optimization Strategies Based on FORM: A Review // *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*. - 2012. - vol. XXXIV. - № 4. - P. 506-514.
55. Der Kiureghian A. Aleatory or epistemic? Does it matter? // *Special Workshop on Risk Acceptance and Risk Communication, Stanford University*. - 2007. - P. 1-13.
56. Zimmerman H-J. Fuzzy set theory // *Wiley Interdisciplinary Reviews: Computational Statistics, John Wiley&Sons*. - 2010/ - vol. 2. - P. 317-332.
57. Liu B. Uncertainty Theory. 4-nd edition // B. Liu - Berlin : Springer-Verlag, 2015. - P.487.
58. Пантелеев А.В. Методы глобальной оптимизации. Метаэвристические стратегии и алгоритмы / А.В. Пантелеев, Д.В. Метлицкая, Е.А. Алешина – Москва : Вузовская книга, 2013. - 244 С.: ил.

59. Пантелеев А.В. Метаэвристические алгоритмы поиска глобального экстремума / А.В. Пантелеев – Москва : Издательство МАИ, 2014. - 259 С.
60. Pidong Wang, Jianguo Zhang, Hao Zhai, Jiwei Qiu A new structural reliability index based on uncertainty theory // Chinese Journal of Aeronautics. - 2017. - Is. 4. - P. 1451-1458.
61. Шевченко В.В. Современная селенография / В.В. Шевченко - Москва : Наука, 1980. - 288 С.
62. Heiken G.H. Lunar Source Book / G.H. Heiken, D.T. Vaniman, B.M. French – Cambridge : Cambridge Univ. Press, 1995. - P. 236.
63. Cisowski S.M., Fuller M. Lunar paleointensities via the IRMs normalization method and the early magnetic history of the Moon, in: Origin of the Moon // LPI. - 1986. - P. 411-424.
64. Coleman P.J., Lichtenstein B.R., Russell C.T., Sharp L.R., Schubert G. Magnetic fields near the moon // Proc. Lunar Planet. Sci. Conf. - 1972. – V. 2. - P. 2271.
65. Gauld D.E., Horz F., Hartung J.B. Abrasion and catastrophic rupture of lunar rocks: some implications to the micrometeoroid flux at 1 AU// In: COSPAR Space Res. 13 Proc. Open. Meet. Working groups. Phus. Sci. 15th Planetary Meet. COSPAR. - 1973. - V. 2. - P. 1085-1093.
66. French B.M. The Moon book. / B.M. French - Cambridge : Penguin Books, 1977. - P. 287.
67. Wilhelms D.E. The geologic history of the Moon Washington // USGS Professional Paper. - 1987. P. 205.
68. Петров В.В. Очерки сравнительной планетологии / В.В. Петров - Москва : Наука, 1981. - 326 С.
69. Joliff B.L., Wiczorek M.A., Shearer C.K., Neal C.R. New Views of the Moon // Reviews in mineralogy and geochemistry Mineralogical Society of America. - 2006. - V. 60. - P. 721. DOI: 10.2138/rmg. 206.60.
70. Виноградов А.П. Лунный грунт из Моря Изобилия / А.П. Виноградов – Москва : Наука, 1974. - 624 С.

71. Барсуков В.Л. Лунный грунт из Моря Кризисов / В.Л. Барсуков – Москва : Наука, 1980. - 306 С.
72. Барсуков В.Л. Грунт из материкового района Луны / В.Л. Барсуков – Москва : Наука, 1979. - 708 С.
73. Мелош Г. Образование ударных кратеров: геологический процесс / Г. Мелош - Москва : Мир, 1994. - 336 С.
74. Heiken G.H. Lunar Source Book / G.H. Heiken, D.T. Vaniman, B.M. French - New York : Cambridge University Press, 1995. - P. 736.
75. Carrier W. D. Apollo drill core depth relationships // The Moon. - 1974. - № 10. - P. 183-194.
76. Черкасов И.П. Грунтоведение Луны / И.П. Черкасов, В.В. Шварев - Москва : Наука, 1975. - 144 С.
77. Cooper M.R., Kovach R.L., Watkins J.S. Lunar near-surface structure // Rev. Geophys. Space Phys. - 1974. - №12. - P. 291-0308.
78. Назаров М.А., Тарасов Л.С., Шевалеевский И.Д. Минералогия материкового реголита (Луна-20) // Грунт из материкового района Луны. - 1979. - С. 226-266.
79. Kovach R.L. Basaltic Volcanism on the Terrestrial Planets / R.L. Kovach - New York, 1981. - 1286 P.
80. Philipp B. Hagerl, David Binns Thermal design challenges for lunar ISRU payloads // 50th International Conference on Environmental Systems (ICES), 12-15 July 2021. - ICES-2021-180.
81. Nima Afshar-Mohajer, Marit E. Meyer Aerosol Physics for the Lunar Environment: Equations for Lunar Dust Control and Mitigation Technologies // 50th International Conference on Environmental Systems (ICES), 12-15 July 2021. - ICES-2021-304.
82. Juan H. Agui, Robert D. Green, Gordon M. Berger, Matthew E. Johnson, Gary L. Brown Particle Loading Tests on HEPA Flat Sheet Media at Sub-Ambient Pressures Using a Lunar Dust Simulant // 50th International Conference on Environmental Systems (ICES), 12-15 July 2021. ICES-2021-309.

83. Benjamin J. Sumlin, Marit E. Meyer A Ground Testing Program to Verify Lunar Dust-Tolerant Hardware for the Artemis Mission // 50th International Conference on Environmental Systems (ICES), 12-15 July 2021. ICES-2021-433.

84. James R. Gaier, Donald A. Jaworske Lunar Dust on Heat Rejection System Surfaces: Problems and Prospects // NASA/TM. - 2007. - 261-275.

85. Connor J. Joyce, Ryan L. Kobrick Modal Optimized Vibration dust Eliminator (MOVE): An Active/Passive Dust Mitigation Technology for Spaceflight Exploration // 51th International Conference on Environmental Systems (ICES), 10-14 July 2022. - ICES-2022-41.

86. James R. Gaier, John Siamidis, Scott R. Panko, Kerry J. Rogers, Elizabeth M.G. Larkin The Effect of Simulated Lunar Dust on the Absorptivity, Emissivity, and Operating Temperature on AZ-93 and Ag/FEP Thermal Control Surfaces // NASA/TM. - 2008. - P. 215-227. - Available electronically at <http://gltrs.grc.nasa.gov>.

87. Сёмкин Н.Д., Видманов А.С. Модели динамики движения лунной пыли и методы получения потоков заряженных частиц пыли в лабораторных условиях // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. - 2013. - № 2 (40). - С. 164-177.

88. Борщев Н.О., Белявский А.Е., Сорокин А.Е. Разработка модели внешних тепловых воздействий на космический аппарат // СТИН. - 2019. - № 9. - С. 31-34.

89. Авдудевский В.С. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / В.С. Авдудевский, В.М. Галицейский, Г.А. Глебов - Москва : Машиностроение, 1975. - 624 С.

90. Зарубин В.С. Температурные поля в конструкции летательных аппаратов / В.С. Зарубин – Москва : Машиностроение, 1966. - 216 С.

91. Кобранов Г.П. Внешний теплообмен космических объектов / Г.П. Кобранов, А.П. Цветков, А.И. Белов - Москва : Машиностроение, 1977. - 104 С.

92. Петров Г.И. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды / Г.И. Петров - Москва : Машиностроение, 1971. - 382 С.

93. Зигель Р. Теплообмен излучением / Р. Зигель, Дж. Хауэлл - Москва : Мир, 1975. – 934 С.

94. Залетаев В.М. Расчет теплообмена космического аппарата / В.М. Залетаев, Ю.В. Капинос, О.В. Сургучев - Москва : Машиностроение, 1979. - 208 С.
95. Margot, J.L. Topography of the Lunar Poles from Radar Interferometry: A Survey of Cold Trap Location // Science. - 1999. - № 284. - P. 1658-1660.
96. F. Preller, R. Schlitt, F. Bodendieck, O. Krepl, F. Beck Deployable Passive Radiator Development // 51th International Conference on Environmental Systems (ICES), St. Paul, Minnesota. - 10-14 July 2022. - ICES-2022-89.
97. Патент RU 2022 134 191 Радиационный теплообменник гибридной структуры / Белявский А.Е., Кудрявцева Н.С., Сорокин А.Е. Опубликовано 23.06.2023. Бюллетень № 18. Патент 2798644.
98. H. Nagano, A. Ohnishi, and Y. Nagasaka, Thermophysical Properties of High-Thermal-Conductivity Graphite Sheets for Spacecraft Thermal Design // JOURNAL OF THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER. - 2001. - Vol. 15. - No. 3. - P. 165-178.
99. Рапилбекова Н.С. Теплофизические свойства мелкослоистой среды // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. - 2013. - № 2 (40). - С.127-131.
100. Кудрявцева Н.С. Основы проектирования эффективных систем терморегулирования космических аппаратов / Н.С. Кудрявцева - Москва : Издательство МАИ. - 2012. - 228 с.
101. Malozemov V.V., Kudriavtseva N.S., Alekseev V.A. Joint optimization of the thermal control system and cooled instruments characteristics // SAE Paper № 941376. - 24th SAE International Conference. - 20-23 June 1994. - Friedrichshafen, Germany.
102. Малоземов В.В., Кудрявцева Н.С. Совместная оптимизация массоэнергетических характеристик системы терморегулирования космических аппаратов и приборного комплекса при обеспечении требуемой надежности // Вестник МАИ. - 2009. - Т.16. - № 1. - С. 5-14.
103. Борщев Н.О., Белявский А.Е. Получение аналитических зависимостей для расчета предельных случаев определения минимальных проектных параметров радиатора при его максимальной излучательной способности // В сборнике: Труды

седьмой Российской национальной конференции по теплообмену в 3х томах, Москва, 22-26 октября 2018 г. - Москва : МЭИ, 2018. - С. 30-33.

104. Снарский А.А., Пальти А.М., Ащеулов А.А. Анизотропные термоэлементы. Обзор. // Физика и техника полупроводников. - 1997. - Т. 31. - № 11. - С.1281-1298.

105. Belyavskii A.E. Radiant Heat Exchanger with Hybrid Structure // Russian Engineering Research. - 2022. - Vol. 42. - Is. 6. - P. 607-609.

106. Belyavskii A.E., Kudryavtseva N.S., Sorokin A.E. Hybrid Radiator for Spacecraft Thermal Control Systems // Russian Engineering Research. - 2022. - Vol. 42. - Is. 1. - P. 57-59.

107. Фаворский О.Н. Вопросы теплообмена в космосе / О.Н. Фаворский, Я.С. Каданер - Москва : Высшая школа, - 1967. – 240 С.

108. Патент RU 2022 134 189 Излучающая панель гибридной структуры / Белявский А.Е., Кудрявцева Н.С., Сорокин А.Е. Опубликовано 09. 06. 2023. Бюллетень №16. Патент 2797894.

109. Кудрявцева Н.С. Основы проектирования эффективных систем терморегулирования космических аппаратов / Н.С. Кудрявцева - Москва : Издательство МАИ, - 2012. - 228 С.

110. Борщев Н.О., Белявский А.Е., Сорокин А.Е. Решение обратной коэффициентной задачи по восстановлению тензора теплопроводности ортотропного материала // Сборник тезисов докладов 18-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2019», Москва, 18–22 ноября 2019 г. - Москва : Типография «Логотип», 2019. - 438 С.

111. Борщев Н.О., Белявский А.Е., Сорокин А.Е. Алгоритм параметрического определения теплофизических характеристик покрытий // СТИН. - 2019. - № 9. - С. 34-37.

112. Борщев Н.О., Винокуров Д.К., Белявский А.Е. Параметрическая идентификация тензора теплопроводности и удельной теплоемкости твердых тел по данным теплофизических экспериментов методом итерационной регуляризации // Сборник тезисов докладов конференции «XLIV Академические чтения по

космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства», Москва, 28-31 января 2020 г. - Москва : Издательство МВТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. - С. 90-92.

113. Borshchev, N.O., Belyavskii, A.E., Sorokin, A.E. Determination of the Thermal-Conductivity Tensor by Tikhonov Regularization in Spherical Coordinates // Russian Engineering Research. - 2020. - Vol. 40. – Is. 7. - P. 593-595.

114. Алифанов О.М. Идентификация математических моделей сложного теплообмена / О.М. Алифанов, Е.А. Артюхин, А.В. Ненарокомов - Москва : Издательство МАИ, 1999. - 267 С. - ISBN 5-7035-2306-0.

115. Пономарев С.В. Теоретические и практические аспекты теплофизических измерений / С.В. Пономарев, С.В. Мищенко, А.Г. Дивин – Тамбов : Издательство Тамб. гос. техн. университета, 2006. - Кн. 1. - 204 С.

116. S. Min, J. Blumm, A. Lindemann A new laser flash system for measurement of the thermophysical properties // Thermochimica Acta. - 2007. - № 3. - P. 46–49

117. Гончаров К.А., Кочетков А.Ю., Панин Ю.В., Антонов В.А. Анализ циркуляции теплоносителя в артериальной тепловой трубе // Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». - 2013. - № 2(18). - С.20-25.

118. Чи С.В. Тепловые трубы. Теория и практика / С.В. Чи. – Москва : Машиностроение, 1981. - 207 С.

119. Belyavskii A.E. Thermal Storage System at Lunar Base // Russian Engineering Research. - 2022. - Vol. 42. - Is. 9. - P. 939-941.

120. Елчин А.П., Прохоров Ю.М., Сургучев О.В. Опыт летной эксплуатации тепловых труб в изделиях РКК “Энергия” // Международная конференция "Тепловые трубы для космического применения", Москва, 22-26 января 2009 г. - Москва : “Энергия”, 2009. - С. 275-286.

121. Белявский А.Е., Сорокин А.Е. Анализ использования радиационного теплообменника гибридной структуры в системах теплового режима космических аппаратов // Сборник тезисов докладов 20-ой Международной конференции

«Авиация и космонавтика – 2021», Москва, 18-22 ноября 2021 г, - Москва : Типография «Логотип», 2021. - С. 334-335.

122. Belyavskii A.E., Kudryavtseva N.S., Sorokin A.E., Nagornov A.Y. Efficiency of Hybrid Radiant Heat Exchanger // Russian Engineering Research. – 2022. - Vol. 42. - Is. 9. - P. 942-944.

123. Феоктистов К.П. Космические аппараты / К. П. Феоктистов. – Москва : Воениздат, 1983. - 319 С.

124. Береговой Г.Т. Справочник по безопасности космических полетов / Г.Т. Береговой. – Москва : Машиностроение, 1989. - 336 С.

125. Satoshi Kajiyama, Takuji Mizutani, Takuya Ishizaki, Kota Tomioka, Hosei Nagano Thermal Vacuum Testing of Advanced Thermal Control Devices for Flight Demonstration // 51th International Conference on Environmental Systems (ICES). - 10-14 July 2022. - St. Paul, Minnesota. - ICES-2022-187.

126. Belyavskii A.E. Outer loop Structure of a Spacecraft Thermal Control System with Heat Stores // Russian Engineering Research. - 2022. - Vol. 42. - Is. 1. - P. 60-62.

127. Белявский А.Е., Борщев Н.О., Сорокин А.Е., Евстратов С.В. Анализ перспективных систем обеспечения теплового режима космических аппаратов с использованием тепловых аккумуляторов // Сборник тезисов докладов 18-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2019», Москва, 18-22 ноября 2019 г, - Москва : Типография «Логотип», 2019. - С. 437.

128. Белявский А.Е., Новиков С.В., Сорокин А.Е., Шангин И.А. Анализ использования тепловых аккумуляторов в системах обеспечения теплового режима космических аппаратов // СТИН. - 2019. - № 1. - С. 11-14.

129. Белявский А.Е., Сорокин А.Е., Строгонова Л.Б., Шангин И.А. Выбор процессов теплоаккумуляции в системах обеспечения теплового режима космических аппаратов // Электронный научный журнал «Труды МАИ». - Выпуск №103. - 25 декабря 2018. - Москва : МАИ. - ЭЛ № ФС 77 - 58560, Федеральная служба по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций URL: <http://trudymai.ru/published.php.ID=100502>.

130. Белявский А.Е., Сорокин А.Е. Выбор конструкций тепловых аккумуляторов с плавящимся рабочим веществом // Сборник тезисов докладов 19-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2020», Москва, 18-22 ноября 2020 г, - Москва : Типография «Логотип», 2020. - С. 372-373.

131. Belyavskii A.E. Selection of the Design Parameters for Heat Stores Spacecraft Temperature Maintenance // Russian Engineering Research. - 2021. – Vol .41. - Is. 8. - P. 745-747.

132. Belyavskii A.E. Heat Stores with a Melting Working Medium for Spacecraft Thermal Control Systems: Simulation // Russian Engineering Research. - 2020. - Vol. 40. - Is. 12. - P. 1135-1137.

133. Вайнберг А.М. Математическое моделирование процессов переноса. Решение нелинейных краевых задач / А.М. Вайнберг. - Москва-Иерусалим : [б.и.], 2009. - 209 С.

134. Белявский А.Е., Шангин И.А. Анализ эффективности совместной работы теплового аккумулятора и радиатора излучателя в системах обеспечения теплового режима космических аппаратов // Сборник тезисов докладов 17-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2018», Москва, 19-23 ноября 2018 г, - Москва : Типография «Логотип», 2018. - С. 287-288.

135. Belyavskii A.E. Heat Stores with a Melting for Spacecraft Thermal Control Systems // Russian Engineering Research. - 2021. - Vol. 41. - Is. 1. - P. 56-57.

136. Белявский А.Е. Эксергитический анализ систем обеспечения теплового режима космических аппаратов с тепловым аккумулятором // СТИН. - 2021. - № 9. - С. 32-34.

137. Белявский А.Е. Анализ работы радиационного теплообменника системы обеспечений теплового режима лунной базы // Тепловые процессы в технике. - 2022. - Т. 14. - № 3. - С. 107-215.

138. Аэров М.Э. Аппараты со стационарным зернистым слоем / М.Э. Аэров, О.М. Тодес, Д.А. Наринский. Ленинград : Химия, 1979. - 176 С.

139. Алексеев В.А. Основы проектирования тепловых аккумуляторов космических аппаратов / В.А. Алексеев. – Курск : Наукком, 2016. - 248 с., ил.

140. Белявский А.Е. Анализ количества рабочего вещества теплового аккумулятора наружного контура системы обеспечения теплового режима лунной базы // Тепловые процессы в технике. - 2022. - Т. 14. - № 5. С. 209-217.

141. Пат. 2740144 Российская Федерация, МПК E03B7/10 F16L51/00 E03D9/12. Компенсатор объемного расширения льда / Рочев В.А. – №2019143477; заявл. 19.12.2019; опубл. 11.01.2021. - 9 с.

142. Игнатова А.М, Игнатов М.Н. Использование ресурсов реголита для освоения лунной поверхности // Международный журнал экспериментального образования. - 2013. - № 11 (часть 2) - С. 101-110.

143. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / И.Е. Идельчик. – Москва : Книга по Требованию. 2012. - 466 С.

144. Строгонова Л.Б., Васин Ю.А., Сорокин А.Е., Белявский А.Е. Формирование воздушной среды замкнутых объемов космических аппаратов // СТИН. - 2019. - № 4. - С. 33-36.

145. Петелин Д.А., Белявский А.Е. Оценка качества тренажеров системы жизнеобеспечения (СЖО) российского сегмента МКС, используемых при подготовке космонавтов // В книге: ПИЛОТИРУЕМЫЕ ПОЛЕТЫ В КОСМОС. Материалы XIV Международной научно-практической конференции. Государственная корпорация по космической деятельности "Роскосмос"; Федеральное государственное бюджетное учреждение "Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина", Звездный городок, 19-23 ноября 2021г, - Звездный Городок : Типография ФГБУ "Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина" , 2021. - С. 51-52.

146. Belyavskii A.E. Thermal Management of a Lunar Base Using Heat Stores // Russian Engineering Research. - 2022. - Vol. 42. - Is. 12. - P. 1306-1308.

147. Белявский А.Е. Структура наружного контура системы обеспечения теплового режима модуля лунной базы с использованием теплоаккумулирующих устройств // Отраслевая научно-практическая конференция «Космонавтика XXI

века», г. Королев Московская область, АО «ЦНИИМАШ», 15 и 16 февраля 2023 г. - Королев : АО «ЦНИИМАШ», 2023. - С. 276-278.

148. Кудрявцева Н.С. Основы проектирования эффективных систем терморегулирования космических аппаратов / Н.С. Кудрявцева - Москва : Издательство МАИ, 2012. - 228 С.

149. Кудрявцева Н.С., Малоземов В.В. Оптимизация параметров гелиосистемы горячего водоснабжения // Конверсия в машиностроении. - 2008. - № 1. - С. 54-55.

150. Кудрявцева Н.С., Малоземов В.В. Совместная оптимизация массоэнергетических характеристик системы терморегулирования космических аппаратов и приборного комплекса при обеспечении требуемой надежности // Вестник МАИ. - 2009. - Т. 16. - № 1. - С.5-14.

151. Малоземов В.В., Оптимизация систем терморегулирования космических аппаратов / В.В. Малоземов, Н.С. Кудрявцева. - Москва : Машиностроение, 1988. - 108 С.

152. Малоземов В.В. Системы обеспечения жизнедеятельности экипажей летательных аппаратов / В.В. Малоземов, В.Ф. Рожнов, В.Н. Правецкий - Москва : Машиностроение, 1986. - 584 С.

153. Бармин И.В., Егоров А.В., Долгин А.М., Коровин А.В. Проекты создания долговременной лунной базы // Космос для человечества. 1-я конф. МАА-РАКЦ, Королев, 21-23 мая 2008 г. - Королев : Энергия, 2008. - С. 140-142.

154. Cherko, A., Technology selection and architecture optimization of in-situ resource utilization systems // MS thesis, Massachusetts Institute of Technology. - 2009. № 4. - P. 285-288.

155. Сизенцев Г.А., Сотников Б.И., Стойко С.Ф., Медведев Н.Г. Многоцветная окололунная транспортная система на компонентах ракетного топлива из лунных ресурсов // Известия РАН. Энергетика. - 2009. - № 2. - С. 83-90.

156. Бескровная И.А., Евдокимов Р.А., Кинаш П.М., Ковалев И.И., Тугаенко В.Ю. Сравнительная оценка технико-экономической эффективности

использования солнечных и ядерных энергетических установок в составе лунной базы // Космическая техника и технологии. - 2014. - № 4. - С. 76-88.

157. Грибков А.С., Евдокимов Р.А. Рациональный облик системы энергоснабжения обитаемой лунной базы на разных этапах ее освоения // Известия РАН. Энергетика. - 2011. - № 3. - С. 105-116.

158. Грибков А.С. Технология и затраты для космического производства металлических рабочих тел ракетных двигателей // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 2. С. 112-117.

159. Бранец В.Н., Грибков А.С., Джафаров Г.А., Евдокимов Р.А., Железняков А.Г., Масленников А.А., Романов С.Ю., Севастьянов Н.Н., Синявский В.В., Тугаенко В.Ю. Атомная электростанция обитаемой лунной базы // Известия РАН. Энергетика. - 2007. - № 3. - С. 15-21.

160. Синявский В.В. Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес» // Космическая техника и технологии. - 2013. - № 3. - С. 25-45.

161. Косенко А.Б., Синявский В.В. Экономическая эффективность использования многоразового межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки при обеспечении больших грузопотоков между орбитами Земли и Луны // Ракетно-космическая техника. - 2009. - Вып. 3. - С 49-70.

162. Косенко А.Б., Синявский В.В. Техничко-экономическая эффективность использования многоразового межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны // Космическая техника и технологии. - 2013. - № 2. - С. 72-84.

163. Цисарский А.Д. Разработка механизмов и инструментария проектного менеджмента при создании ракетно-космической техники: дис. д-ра экономических наук. Москва, 2017. - 299 с.

164. Фалько С.Г., Цисарский А.Д., Баев Г.О. Управление себестоимостью и прогнозирование цен по этапам жизненного цикла создания ракетно-космической техники // Журнал объединения контроллеров. - 2013. - № 47. - С. 70-74.

165. Цисарский А.Д. Систематизация методов и моделей оценки затрат при управлении проектами по созданию ракетно-космической техники // Журнал объединения контроллеров. - 2013. - № 50. - С. 58-61.

166. Wiley J. Larson, James R. Wert Space Mission Analysis and Design. Third Edition // Space Technology Library, Microcosm Press El Segundo, California. - 2019 - № 2. - P. 987-995.

167. James R. Conceptual Design of a Lunar Oxygen Pilot Plant Lunar Base Systems Studi Task 4.2. Prepared under NASA Contract NAS9-17878 for the Advanced Programs Office NASA Jonson Space Center by Eagle Engineering // Inc. Houston, Texas EEI Contract TO-87-57 Task 4.2 Report EEI Report. - 1988. - № 2. - P. 88-97.

168. Отчёт по СЧ НИР «Разработка предложений по формированию технического облика перспективной системы жизнеобеспечения». УДК 629.78.047.048, № Госрегистрации 4770238802719000126, АО «НИИхиммаш», Москва. - 2021 г. - книги 1 – 5, - 693 С. - инв. № 7462.

169. Шокин Ю.И. Интервальный анализ / Ю.И. Шокин. – Новосибирск : Наука, 1981. - 112 с.

170. Zadeh L.A. A Note on Z - numbers // Information Sciences. – 2011. - № 181. - P. 2923-2932.

171. Zimmerman H-J. Fuzzy Set Theory and Applications // 4th Rev. ed., Boston, Kluwer Academic Publishers. - 2001. - P. 514.

172. Wagenknecht M., Yazenin A. Possibilistic optimization / M. Wagenknecht, A. Yazenin. - Tver : TvGU. - 2012. - P. 140.

173. Hájek A. Interpretations of Probability // The Stanford Encyclopedia of Philosophy, Metaphysics Research Lab. - 2010. - № 2. - P. 318-322.

174. Qin H., Ma X. A Complete Model for Evaluation System Based on Interval-Valued Fuzzy Soft Set // IEEE Access. - 2019. - Vol. 6. - P. 35012-35028.

175. Maji P.K., Biswas R., Roy A.R. Soft set theory // Computers & Mathematics with Applications. - 2003. - Vol. 45. - P. 555-562.

176. Zadeh L.A. A Note on Z - numbers // Information Sciences. - 2011. - № 181. - P. 2923-2932.

177. Bruns M., Paredisa C., Ferson S. Computational methods for decision making based on imprecise information // Proceedings of the Reliable Engineering Computing Workshop, Savannah, GA, February. - 2006. - P. 22–24.

178. Вересников Г.С., Панкова Л.А., Пронина В.А. Неопределенное многокритериальное программирование в проектировании летательных аппаратов // Искусственный интеллект и принятие решений. - 2014. - № 4. - С. 65–73.

179. Вересников Г.С., Огородников О.В., Панкова Л.А., Пронина В.А. Решение задач предварительного проектирования в условиях параметрической неопределенности // Управление техническими системами и технологическими процессами. - 2017. - № 4. - С. 18-24.

180. Гладков Л.А. Генетические алгоритмы / Л.А. Гладков, В.В. Курейчик, В.М. Курейчик. - Ростов-на-Дону : ООО «Росиздат», 2004. - 400 С.

181. Борщев Н.О., Белявский А.Е., Сорокин А.Е. Оценка влияния энергетических установок космических аппаратов на массу радиационной системы охлаждения // СТИН. - 2020. - № 2.- С. 31-33.

182. Надежность и эффективность в технике: Справочник в 10 т. / Ред. совет В.С. Авдудевский и др. Том 3. Эффективность технических систем / Под ред. В.Ф. Уткина, Ю.В. Крючкова . - Москва : Машиностроение, 1988. - 328 с.

183. Отраслевой стандарт. Система показателей качества продукции, Бортовое оборудование. Классификация и порядок выбора номенклатуры показателей качества. ОСТ 1-00384-80. - Москва : Изд-во стандартов, 1981. - 20 С.

184. Белявский А.Е., Борщев Н.О. Влияние лунной пыли на работу системы обеспечения теплового режима // Сборник тезисов докладов конференции «XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства», Москва, 28-31 января 2023 г. - Москва : Издательство МВТУ им. Н.Э. Баумана, 2023 - С. 90-92.

185. Белявский А.Е., Борщев Н.О. Оптимизация проектных параметров радиационного теплообменника системы обеспечения теплового режима лунной базы в условиях параметрической неопределенности // Материалы XXVI

Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева, Красноярск, 09-11 ноября 2022 г. - Красноярск, 2022. - Электрон. текстовые дан. (1 файл: 29,6 МБ). - Систем. требования: Internet Explorer; Acrobat Reader 7.0 (или аналогичный продукт для чтения файлов формата .pdf); СибГУ им. М. Ф. Решет-нева. - Красноярск, 2022. - Ч. 1. - Режим доступа: <https://reshetnev.sibsau.ru/page/materialy-konferentsii>.

186. Квасников Л.А. Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов / Л.А. Квасников, Л.Ф. Латышев, Н.Н. Пономарев-Степной. Москва : МАИ, 2001. - 480 С.

187. Куландин А.А. Энергетические системы космических аппаратов / А.А. Куландин, С.В. Тимашев, И.В. Зайцев.- Москва : Наука, 1994. - 283 С.

188. Борщев Н.О., Белявский А.Е., Сорокин А.Е. Исследование теплового режима элементов международной космической станции // СТИН. - 2020. - № 11. - С. 35-37.

189. Малоземов В.В. Математическое моделирование элементов, агрегатов и систем обеспечения теплового режима / В.В. Малоземов, С.Н. Логинов, Е.И. Мартиросова. - Москва : МАИ, 1986. - 82 С.

190. Бурак В.С. Тепловой аккумулятор на фазовом переходе для автомобильного транспорта / Автореф. канд. техн. наук. Беларусь, - Минск. - 2001. - 22 С.

191. Александров В.Д., О. В. Соболев О.В., Александрова О.В., Соболев А.Ю., Покинтелица Е.А., Лойко Д.П., Амерханова Ш.К. Применение фазопереходных теплоаккумулирующих материалов в строительстве // Вестник Донбасской национальной академии строительства и архитектуры. Современные строительные материалы. - 2016. - № 1(117). - С. 5-13.

192. Алексеев В.А. Проектирование тепловых аккумуляторов : учебное пособие / В.А. Алексеев, В.В. Малоземов. – Москва : МАИ, 2008. - 86 С.

193. Марцинковский А.В., Данилин В.Н., Доценко С.П., Шурай П.Е., Шабалина С.Г., Долесов А.Г., Боровская Л.В., Гнеушев М.Ю., Дегтярев А.И.

Физико-химические и технические проблемы аккумулирования тепла / Физико-химический анализ свойств многокомпонентных систем. - 2003. - №1. - С. 25-30.

194. Карпушкин С.В. Теория инженерного эксперимента : учебное пособие / С.В. Карпушкин, А.О. Глебов. - Тамбов : ФГБОУ ВО "Тамбовский государственный технический университет", 2017. - 485 С.

195. Данилин В.Н. Применение тепло- и холодоаккумулирующих материалов / Технология. - 1996. - № 2. - С. 42-45.

196. Рожнов В.Ф. Основы теории инженерного эксперимента / В.Ф. Рожнов. – Москва : Издательство МАИ, 2007. - 358 С.

197. Sorokin, A.E. Design of Temperature-Maintenance Systems for Radioelectronic Equipment // Russian Engineering Research. - 2021. - Vol. 41. - Is. 1. - P. 58-60.

198. Сидняев Н.И. Теория планирования эксперимента и анализ статистических данных : учебник и практикум для вузов / Н.И. Сидняев. – Москва : Юрайт, 2019. - 495 С.

199. Sorokin, A.E. Experimental Verification of a Heat Store Model // Russian Engineering Research. - 2022. - Vol. 42. - Is. 1. - P. 63-65.

200. Sorokin, A.E. Experimental Verification of a Mathematical Model for a Heat Store // Russian Engineering Research. - 2021. - Vol. 41. - Is. 8. - P. 742-744.

Приложение А. Классификация тепловых аккумуляторов

Классификация аккумуляторов тепловой энергии может быть осуществлена по способу аккумулирования. На Рисунке А.1 показаны некоторые варианты аккумулирования скрытой теплоты.

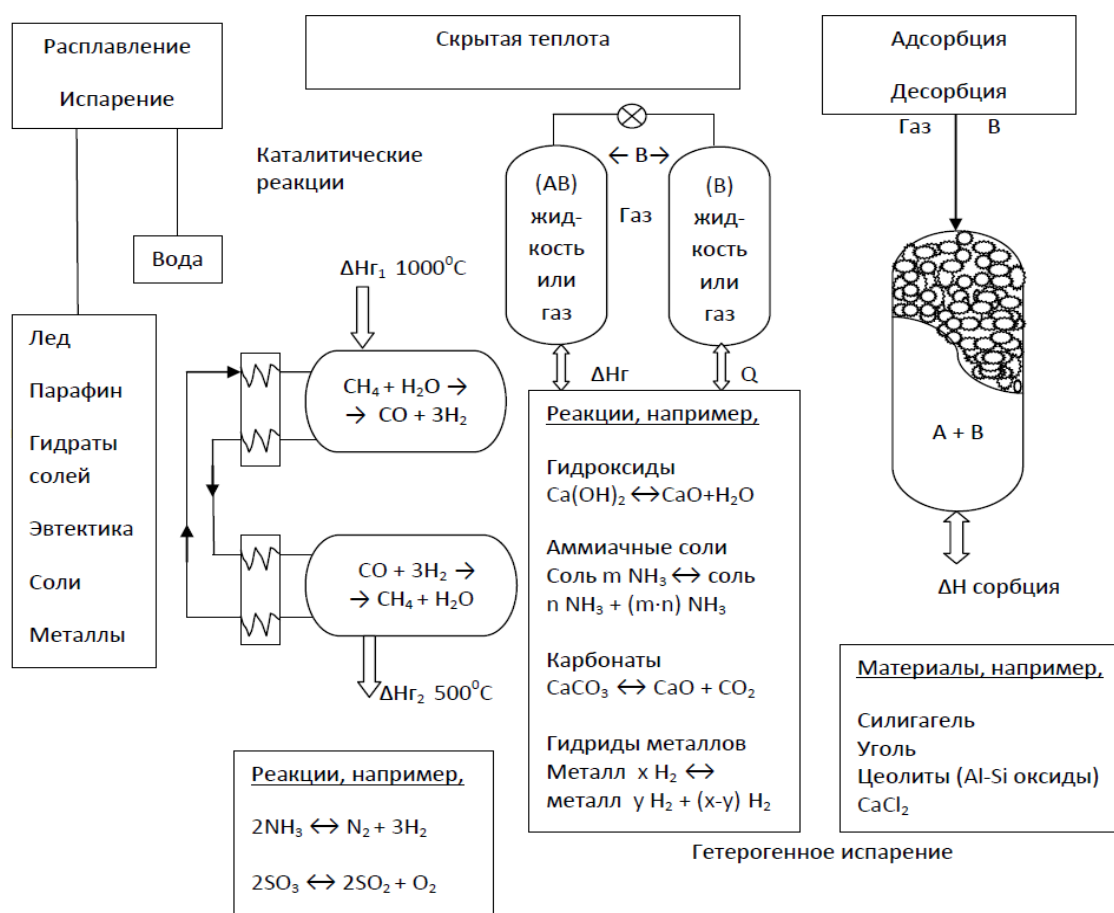


Рисунок А.1 – Способы аккумулирования скрытой теплоты

Выделим две главные группы: теплосодержание (которое может быть определено как изменение температуры при аккумулировании или выделении теплоты) и скрытую теплоту (без заметных изменений температуры во время протекания фазовых превращений или химических процессов).

Аккумулирование теплосодержания. При аккумулировании теплосодержания основной характеристикой вещества является теплоемкость. У

твердых веществ (особенно у тяжелых элементов) эта величина достигает приблизительно $3R$, где R – молярная газовая постоянная: $R \sim 8,3144$. Молярная тепловая энергия, аккумулированная в твердых веществах, может быть записана в виде выражения:

$$q_{mol} = 3R\Delta T ,$$

Аккумуляция скрытой теплотой. Характерной величиной является теплота фазового перехода или химических соединений. Если теплота должна быть аккумулированной в расплаве, то для ее получения необходимо подвести некоторое количество теплоты Δh_m . Для большинства чистых металлов эта величина находится в интервале:

$$RT_m \leq \Delta h_m < 1,5RT_m ,$$

где T_m – температура плавления. Для полупроводников, эвтектических и неорганических соединений Δh_m находится в интервале:

$$2,5RT_m < \Delta h_m < 5RT_m .$$

Для органических веществ можно использовать следующее приближенное выражение:

$$\Delta h_m \sim 0,7T_m .$$

Теплота плавления неорганических веществ может быть выражена формулой:

$$\Delta h_m \sim 0,7T_m/M ,$$

где M – молярная масса, г/моль.

Аккумуляция скрытой теплоты парообразования. Если при испарении жидкости теплота аккумулируется в парообразной фазе, то скрытая теплота парообразования может быть приближенно выражена (для давления 10^5 Па или 1 бар) с помощью правила Траутона:

$$\Delta h_{mol,v} \sim 9RT_v,$$

где T_v - температура парообразования. Сравнение с литературными данными показывает диапазон:

$$6RT_v \leq \Delta h_{mol,v} \leq 15RT_v,$$

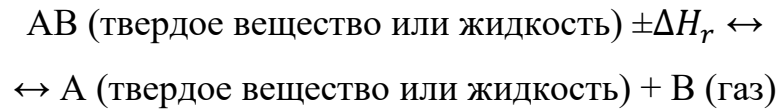
который распространяется на большинство материалов, за исключением солей KCl и NaCl. Скрытая теплота парообразования некоторых веществ приведена в Таблице А.1.

Таблица А.1 – Скрытая теплота парообразования

Вещество	Химическая формула	Температура парообразования С	Теплота парообразования кДж/м
Вода	H ₂ O	100	1633
Парафин	C ₆ H ₁₄	68	312
Фенол	C ₆ H ₆ O	182	381
Кислота лауриновая	C ₁₂ H ₂₄ O ₂	225	196
Кислота элаидиновая	C ₁₈ H ₃₄ O ₂	213	136
Нафталин	C ₁₀ H ₈	218	302
Парафин	C ₅ H ₁₂	36	388

При низком давлении объемная плотность аккумулярования тепла в паровой фазе очень мала: для водяного пара при атмосферном давлении отношение объема пара к объему жидкости – $V_V/V_l \sim 1600$ объемная плотность аккумулярования тепла – $\Delta H_v \sim 1,34 \frac{\text{Дж}}{\text{см}^3}$. Пар под давлением $50 \cdot 10^5$ Па (50 бар) имеет объемное отношение $V_V/V_l = 30$ и объемную плотность аккумулярования $\Delta h_v = 42 \text{ Дж/см}^3$.

Аккумулярование термохимическими реакциями. Теплота реакции $\Delta H_r = m\Delta h$ может рассматриваться как теплота аккумулярования в реагентах, участвующих в обратимых химических реакциях типа:



В Таблице А.2 приведены примеры таких реакций. Для термохимических процессов молярная теплота реакции (на 10^5 Па или 1 бар) приблизительно находится в диапазоне:

$$11RT_r \leq \Delta h_{mol r gas} \leq 19RT_r,$$

где T_r – температура термохимической реакции. Удельная теплоёмкость реакции может быть вычислена по формуле:

$$\Delta h_r \sim (100 \div 150) T_r / M,$$

где температура реакции T_r имеет размерность К, а молекулярная масса M – г /моль.

Таблица А.2 – Теплота реакции

Реакция	Температура реакции, С	Теплота реакции, кДж/кг
14. $\text{CH}_2=\text{CH}_2 \rightarrow \text{CH}_3-\text{CH}_3$	40	1303
15. $\text{CH}_2-\text{CH}_2 \rightarrow \text{CH}_3-\text{CH}_3-\text{CH}_3$ \ / CH_2	80	1003
16. $\text{CH}_4 \rightarrow \text{CH}_3\text{Cl} + \text{HCl}$	25	2328
17. $\text{CH}_4 \rightarrow \text{CH}_3\text{NO}_3 + \text{H}_2\text{O}$	140	3227
18. $\text{CH}_3-\text{CH}_2-\text{OH} \rightarrow \text{CH}_2=\text{CH}_2 + \text{H}_2\text{O}$	350	2781
19. $\text{CH}_3-\text{CH}-\text{CH}_2-\text{CH}_3 \rightarrow \text{CH}_3-\text{CH}=\text{CH}-\text{CH}_3 + \text{H}_2\text{O}$ OH	180	1011
20. $\text{CH}_3-\text{C} \equiv \text{CH} + \text{C}_2\text{H}_5\text{OH} \rightarrow$ $\text{CH}_3-\text{C}=\text{CH}_2$ O-C ₂ H ₅	140	978

Аккумуляция теплоты сорбции. Процессы сорбции теоретически хорошо подходят для аккумуляции тепловой энергии. В реакциях разложения

газ и пар выделяются из твердого вещества или жидкости, которые сами по себе превращаются в первичный аккумулятор и могут находиться в трех видах:

– в газообразном виде, тепловые потери в этом случае находятся в пределах допустимого, однако объемная плотность аккумулирования (при давлении 10^5 Па или 1 бар) небольшая, от 0,5 до 1 кВт/м³;

– в конденсированном виде, в этом случае имеется недостаток, заключающийся в том, что для обратимых реакций конденсированный пар должен быть вновь испарен;

– в виде газа на стадии ресорбции, этот газ абсорбируется другим абсорбентом во вторичном аккумуляторе.

Приложение Б. Анализ принципов теплового аккумулирования

В разделе проведен анализ различных способов аккумулирования тепла с точки зрения использования в ТА внутреннего контура СОТР лунной базы.

На Рисунке Б.1 представлены значения тепловой энергии q Дж/кг, аккумулируемой в единице массы различными способами.

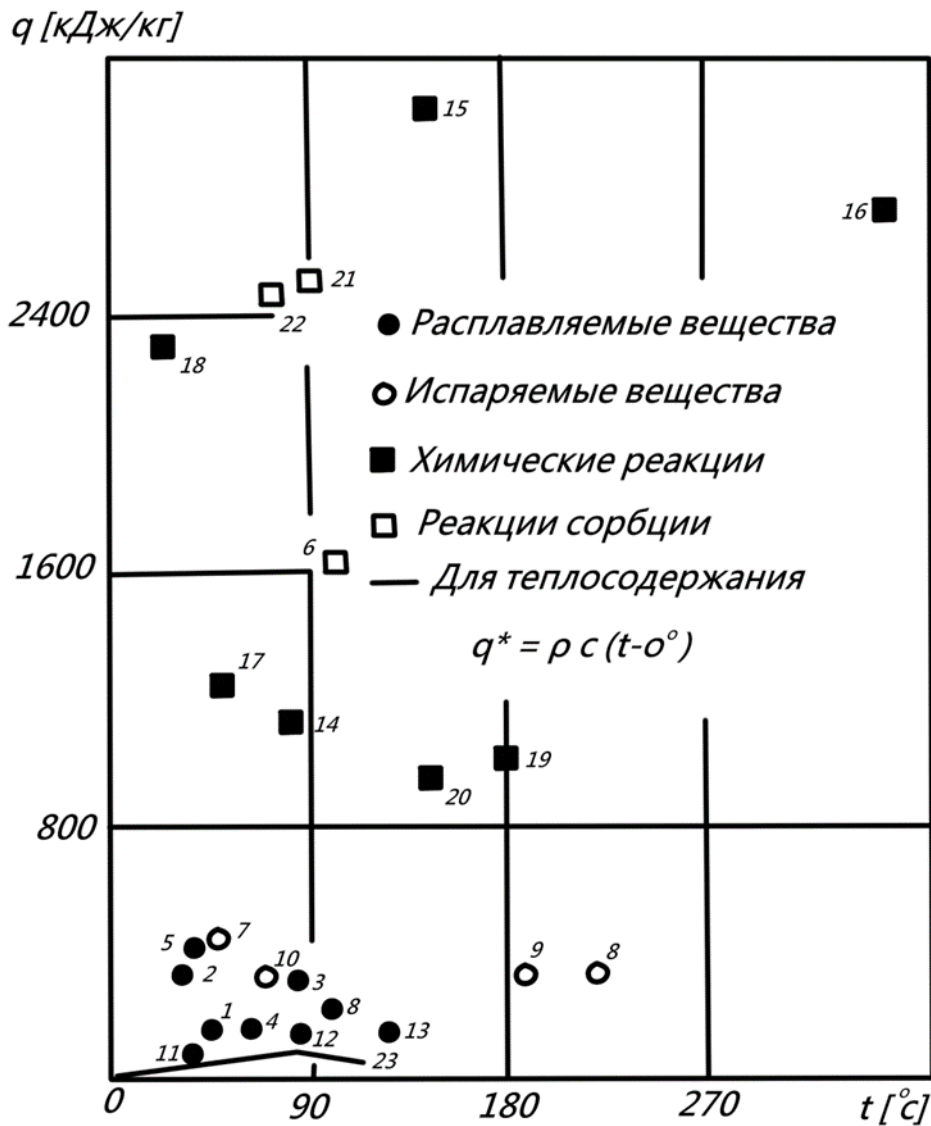


Рисунок Б.1 – Количество удельной теплоты при различных способах аккумулирования тепловой энергии

На Рисунке Б.1 приняты следующие обозначения: 1 – парафин C_2H_6 , 2 – кристаллический углекислый натрий, 3 – гидрат окиси бария, 4 – воск, 5 – гидрофосфат натрия, 6 – метилфумарат, 7 – парафин C_4H_{10} , 8 – нафтамин, 9 – фенол, 10 – парафин C_5H_{12} , 11 – парафин C_6H_{14} , 12 – нафталин, 13 – гексоэтилбензол, 14 – 20 – обозначения по таблице 3, 21 – реакция $CaCl_2 \cdot 2NH_3 + 2NH_3 \rightarrow CaCl_2 \cdot 4NH_3$, 22 – реакция $CaCl_2 \cdot 4NH_3 + 2NH_3 \rightarrow CaCl_2 \cdot 8NH_3$, 23 – вода.

Из Рисунка Б.1 следует, что большим значением удельной теплоты относительно иных процессов, обладают химические реакции и процессы сорбции.

К настоящему времени мало данных по теплопередаче сорбентов. Адсорбенты могут разлагаться в процессе воздействия тепловых или химических циклов [188, 133, 189].

Следующими после химических реакций с точки зрения величины удельной теплоты при аккумулировании тепла выступают процессы испарения. Но удельная объемная плотность аккумулирования тепловой энергии указанных процессов невелика. При практическом использовании процессов испарения для аккумулирования тепловой энергии возникает необходимость сжижения газовой фазы, что приводит к необходимости использования дополнительного оборудования и, как следствие, увеличению массы и энергопотребления.

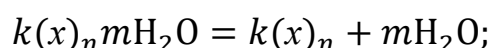
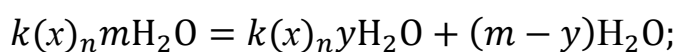
Приложение В. Анализ перспективных фазопереходных аккумулирующих веществ

В приложении представлен анализ перспективных фазопереходных аккумулирующих веществ с точки зрения использования их в качестве рабочего тела ТА внутреннего контура СОТР лунной базы.

Выбор рабочих веществ с изменением фазового состояния (жидкость – твердое тело) для тепловых аккумуляторов, применяемых в СОТР лунной базы, определяется условиями работы всей системы: требуемым уровнем температур в рабочем объеме, величиной рассеиваемой мощности, количеством и частотой включений, конструктивными особенностями СОТР и др.

По особенностям физико-химических процессов, протекающих в аккумуляторах, применяемые вещества могут быть разделены на две большие группы: гидратированные соли (кристаллогидраты) и органические соединения типа парафинов [190]. Следует заметить, что среди многочисленных соединений указанных групп общее количество веществ, пригодных для аккумулирования теплоты, ограничено требуемыми температурными уровнями.

Кристаллогидраты имеют общую химическую формулу $k(x)_n m\text{H}_2\text{O}$, при нагревании их до температуры фазового перехода происходит дегидратация по одной из следующих реакций:



С повышением температуры и количества циклов фазового перехода степень дегидратации увеличивается, и первая реакция может полностью протекать по механизму второй реакции. Значительное большинство кристаллогидратов подвергается неконгруэнтному фазовому переходу, то есть при температуре перехода может существовать несколько твердых фаз низших гидратов и рекристаллизационная вода. Обратный переход при снижении температуры не всегда приводит к образованию исходного вещества в виде $k(x)_n m\text{H}_2\text{O}$, что

вызывает переохлаждение расплава и необходимость искусственного создания центров кристаллизации в переохлажденном растворе. Полная рекристаллизация при фазовом переходе может быть осуществлена механическим путем (перемешивание, вибрация).

Органические соединения типа парафинов, применение которых возможно для аккумуляции тепла имеют общую формулу C_nH_{2n+2} и в случае, когда $n > 15$ при комнатной температуре являются твердыми веществами. Предпочтительны соединения с четным числом атомов углерода, так как они дешевле, более доступны и стабильны при фазовых переходах [191]. С увеличением молекулярной массы веществ возрастает их температура плавления и теплота фазового перехода. Названные органические соединения плавятся конгруэнтно, но, благодаря низкой теплопроводности, в аккумулирующем объеме могут находиться одновременно в трех фазах,

Воскообразные вещества типа парафина имеют температуры плавления в пределах $1,7 - 47$ °С, что позволяет аккумулировать теплоту достаточно низкого потенциала [192, 193, 194, 195]. Наибольшее внимание из этой группы теплоаккумулирующих материалов уделяется, кроме парафинов, жирным кислотам и полиэтиленам (Таблица В.1), так как, несмотря на их меньшую теплоту фазового перехода по сравнению с кристаллогидратами, эти теплоаккумулирующие материалы химически более стабильны при термоциклических переходах и менее коррозионно активны, хотя и разлагают медные сплавы и пластмассы.

Таблица В.1 – Теплота плавления веществ

Вещество	Химическая формула	Температура плавления С°	Теплота плавления кДж/кг
Парафин	C_nH_{2n+2}	40-56	156
Воск	-	63	177
Дибензил	$C_{14}H_{14}$	52	130

Фенол	C_6H_6O	42	118
Тимол	$C_{10}H_{14}O$	51	115
Толуидин	C_7H_9	45	160
Нафтиламин	$C_{10}H_9$	50	93
Цианамид	$CN-NH_2$	42,9	209
Кислота лауриновая	$C_{12}H_{24}O_2$	44	180
Кислота миристиновая	$C_{14}H_{28}O_2$	58	200
Кислота пальмитиновая	$C_{16}H_{32}O_2$	63	214
Кислота стеариновая	$C_{18}H_{36}O_2$	69	200
Кислота элаидиновая	$C_{18}H_{34}O_2$	45	214
Кислота тристеариновая	$C_{57}H_{110}O_6$	56	210
Нафталин	$C_{10}H_8$	79,5	157
Метилфумарат	$(CHCO_2CO_3)_2$	102	244
Уретан	C_3H_7	48,7	172
Ацетамид	C_2H_5ON	81	244
Хинон	$C_6H_6O_2$	113	171
Янтарный ангидрид	$C_4H_4O_3$	119	204

Приложение Г. Анализ конструкций теплового аккумулятора с плавящимся рабочим веществом

Для определения оптимальной конструкции ТА исследовано пять геометрических схем аккумуляторов. При выполнении исследования минимизировался паразитный эффект материалов оболочки и контейнера.

На Рисунке Г.1 представлен тепловой аккумулятор в виде плотного слоя капсул сферической или цилиндрической формы, заполненных LiH, с теплопередающей (нагревающей или охлаждающей) средой, протекающей через щели в слое. Уплотненный слой находится в большом металлическом резервуаре. На рисунке приняты следующие обозначения: 1 – слой капсул с LiH, 2 – резервуар, 3 – оболочка, 4 – поток теплоносителя NaK.

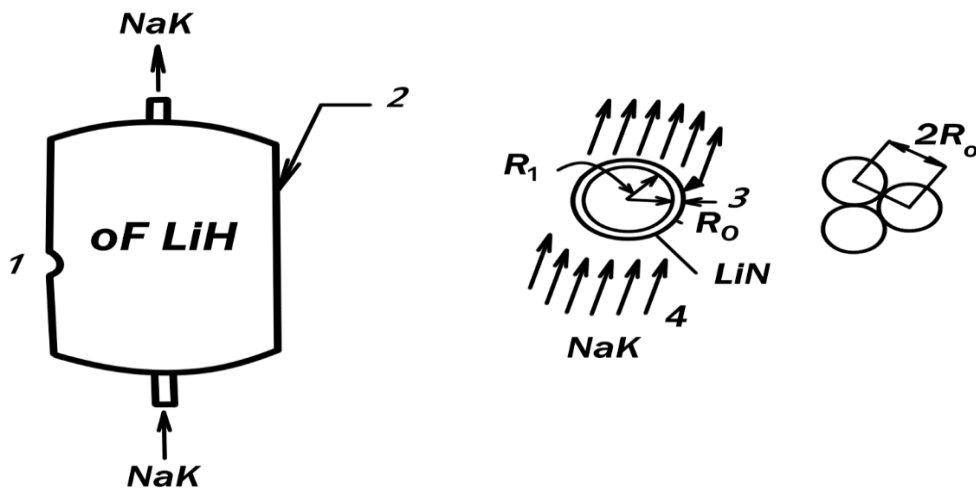


Рисунок Г.1 – Тепловой аккумулятор в виде плотного слоя капсул сферической или цилиндрической формы, заполненных LiH

На Рисунке Г.2 представлен тепловой аккумулятор, представляющий собой контейнер в форме трубы, внутри которой находятся заключенные в оболочку длинные цилиндры из LiH, т.е. теплоаккумулирующий материал расположен внутри трубы.

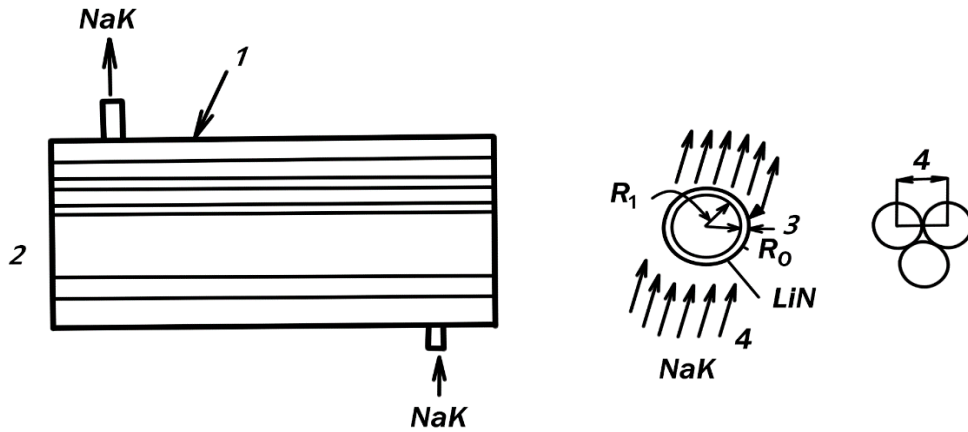


Рисунок Г.2 – Тепловой аккумулятор в виде контейнера в форме трубы, внутри которой находятся заключенные в оболочку цилиндры из LiN

На Рисунке Г.2 приняты обозначения: 1 – резервуар, 2 – цилиндры с LiN, уложенные в треугольную решетку, 3 – оболочка цилиндра с LiN, 4 – шаг между центрами цилиндров с LiN.

На Рисунке Г.3 представлен ТА в виде контейнера с рабочим веществом – LiH, через который по трубам протекает теплоноситель NaK.

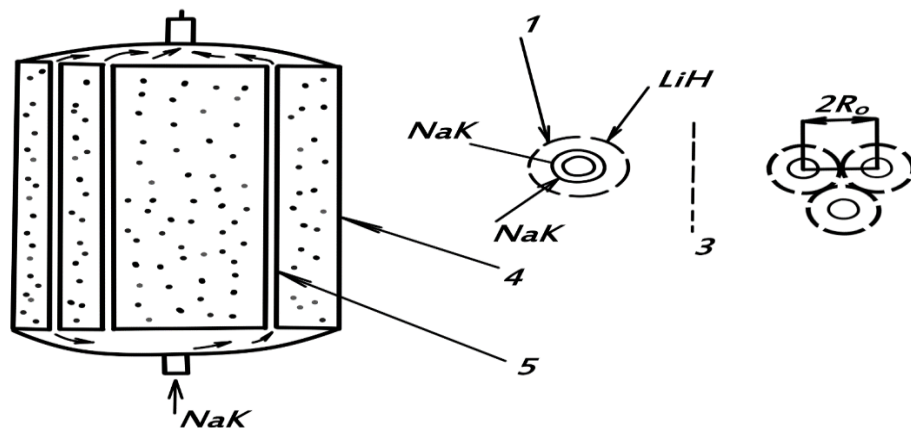


Рисунок Г.3 – Тепловой аккумулятор в виде контейнера с рабочим веществом – LiH, через который по трубам протекает теплоноситель NaK

На Рисунке Г.3 приняты следующие обозначения: 1 – предполагаемая адиабатическая граница, 2 – труба с теплоносителем, 3 – резервуар, 4 – трубы с теплоносителем, уложенные в виде треугольной решетки, 5 – трубы с NaK, уложенные в виде треугольной решетки.

На Рисунке Г.4 представлен тепловой аккумулятор, выполненный в виде ряда concentрических кольцевых зон, в которых LiH и теплопередающая жидкость находятся в перемежающихся кольцах. На рисунке П.4.4 приняты обозначения: 1 – контейнер, 2 – поток теплоносителя, 3 – кольца из LiH, 4 – предполагаемые адиабатные границы.

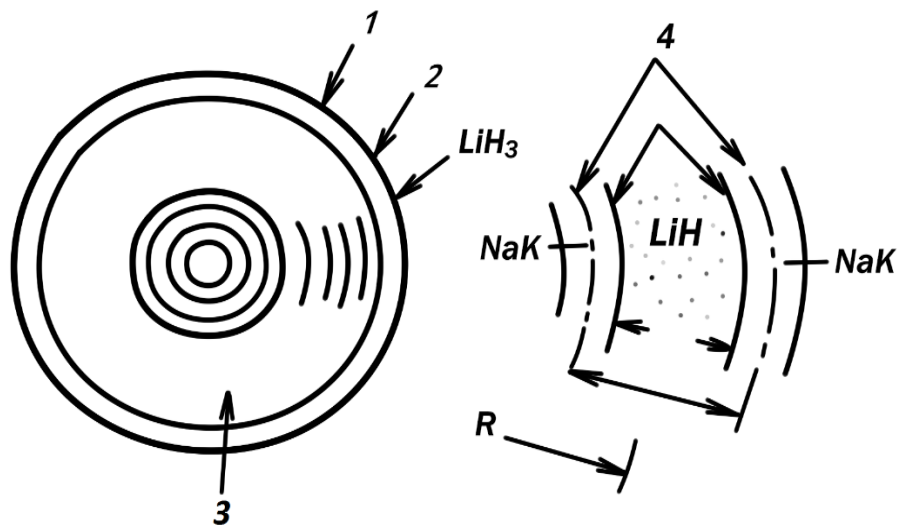


Рисунок Г.4. – Тепловой аккумулятор, выполненный в виде ряда concentрических кольцевых зон

На Рисунке Г.5 представлен ТА, выполненный в виде параллельных пластин рабочего вещества, между которыми протекает теплоноситель.

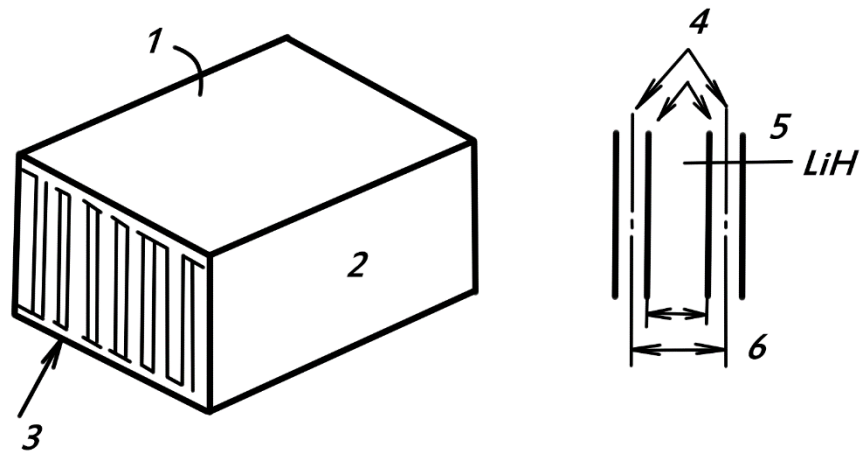


Рисунок Г.5 – Тепловой аккумулятор, выполненный в виде параллельных пластин рабочего вещества, между которыми протекает теплоноситель

На Рисунке Г.5 приняты следующие обозначения: 1 – контейнер, 2 – параллельные пластины из LiH , 3 – поток теплоносителя, 4 – предполагаемые адиабатические границы, 5 – оболочка, 6 – расстояние между центрами каналов с теплоносителем.

Анализ показал, что сферическая форма дает наибольший характерный размер элементарной ячейки и наибольший коэффициент потерь, т.е. наибольшую паразитную массу. Конфигурация со сферической формой капсул дает наибольшее количество элементарных ячеек на аккумулятор, что может быть недостатком с точки зрения производства и стоимости. Конфигурация с параллельными пластинами дает наименьший коэффициент потерь в отношении массы и наименьшее количество элементарных ячеек. Сравнение плотности аккумулируемой энергии и мощности показало, что наилучшие характеристики имеет конфигурация с рядом параллельных пластин.

Приложение Д. Экспериментальная установка для проверки адекватности математической модели ТА натурному аналогу

Используемый в экспериментальной установке указатель расхода теплоносителя имеет рабочий диапазон 0–0,05 [кг/сек].

Электронный автоматический потенциометр КСП2–006 предназначен для измерения и записи температуры, изменение значения которой преобразуется термопарами в изменение напряжения постоянного тока. Характеристики прибора представлены в Таблице Д.1.

Таблица Д.1 – Характеристики потенциометра КСП2–006

Шифр прибора	Количество точек измерения	Время пробега кареткой всей шкалы [сек]	Регулирующее устройство	Дополнительное устройство
КСП2–006	1	10	3-х позиционное	Реостатное устройство на выходе

Тепловой аккумулятор, используемый в экспериментальной установке, представляет собой теплообменник N4069, межтрубная полость которого заполнена рабочим веществом ТАМ—35. Параметры жидкостно-жидкостного теплообменника N4069 представлены в Таблице Д.2.

Таблица Д.2 – Параметры жидкостно-жидкостного теплообменника N4069

Наименование параметра	Размерность	Трубная полость	Межтрубная полость
------------------------	-------------	-----------------	--------------------

Охл. элементы			
жидкостной гофр			
Высота	м	0,003	0,003
Шаг	м	0,0016	0,0016
Длина	м	0,1	0,174
Ширина	м	0,174	0,1
Количество трубок гофров	шт	7(1 хода)	6
Фронтальное сечение	м ²	4,002	4
Количество ходов	шт	2	1
Проходное сечение	м ²	7,21	8,33
Охлаждающая поверхность	мм	0,328	-
Гидравлический диаметр		2,036	2,036
Коэффициент оребрения	м	1	1
Толщина стенок каналов		0,00028	0,00028
Материал конструкции		D16	D16
Плотность материала конструкции	кг/м ³	2700	2700
Теплопроводность материала конструкции	Вт/м К	130	130
	Дж/м К	880	880

Теплоемкость материала конструкции Вес изделия	кг	1,3	
---	----	-----	--

Приложение Е. Методика обработки результатов экспериментов

Оценка однородности экспериментальных данных. Начальным этапом работ по обработке результатов эксперимента и следующим непосредственно после его проведения является проверка полученных данных и исключение резко отличающихся значений [196].

Даже в тех случаях, когда проверка приборов, выбор интервалов между значениями переменных, составление плана эксперимента и исключение влияния внешних переменных выполнены довольно тщательно, существует возможность появления серьезных ошибок. Наиболее распространенным методом проверки достоверности экспериментальных данных является проведение повторных измерений при неизменных условиях эксперимента. Проведение повторных экспериментов увеличивает достоверность экспериментальных данных, однако, не снимает задачи исключения резко отличающихся значений. Существуют различные подходы для исключения таких ошибочных наблюдений. Наиболее распространенная методика описана в работах [197,198]. Данная методика основана на статистическом критерии Кохрена.

Следует отметить, что отличающиеся точки подлежат исключению, пользуясь статистическим критерием, лишь в том случае, если они находятся в средней части графика. Исключение крайних точек требует более детального и осторожного подхода, так как они могут являться началом принципиально нового участка кривой.

Рассмотрим критерий Кохрена более подробно. Предположим, что в каждой из N точек X_i реализуется ν экспериментов. Результаты этих экспериментов для каждой точки X_i представляются рядом

$$y^{i1}, y^{i2}, y^{i3}, \dots, y^{i\nu}.$$

Критерий Кохрена вычисляется следующим образом:

$$G = \frac{S_i^2 \max.}{\sum_{j=1}^N S_i^2};$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, v;$$

$$j = 1, 2, 3, \dots, N;$$

$$S_i = \frac{\sum_{j=1}^v (y_{ij} - \bar{y}_j)^2}{v-1};$$

$$\bar{y}_j = \frac{\sum_{i=1}^v y_{ij}}{v};$$

где S_i - дисперсия ошибок эксперимента, y - среднее значение в j - той экспериментальной точке.

Вычисленное значение критерия сравнивается с табличным значением распределения Кохрена $G(N, v)$. Если $G < G(N, j)$, то дисперсия ошибок эксперимента однородна и все экспериментальные точки считаются достоверными. Если нет, то отбрасывается точка с максимальной дисперсией ошибки эксперимента. Затем вычисляется новое среднеквадратичное отклонение и повторно применяется критерий Кохрена.

После завершения процедуры отсева недостоверных экспериментальных данных, вычисляется среднее значение в каждой экспериментальной точке, по которым в дальнейшем строятся аппроксимирующие зависимости.

Аппроксимация экспериментальных данных. Существуют два подхода. При одном из них требуется, чтобы аппроксимирующая кривая проходила через все точки, заданные таблицей. Это удается сделать с помощью классических методов интерполяции. Широкое распространение в практической деятельности получили методы, основанные на построении многочленов Лагранжа, разделенных разностей, итерационные методы интерполяции. Однако указанный подход хорош только для аналитических функций и только тогда, когда их значения не искажены шумом, вызываемый погрешностью эксперимента. Случайные ошибки в значениях функции сильно искажают интерполяционные многочлены высоких степеней, а при интерполяции многочленами низких степеней теряется существенная

информация [198]. При втором подходе к аппроксимации табличных функций кривыми для устранения влияния шумов обязательно создается избыточность исходных данных. При этом аппроксимирующая функция не должна обязательно проходить через все точки. Такой подход называется подгонкой кривой, которую стремятся провести так, чтобы ее отклонение от табличных данных были минимальными.

Существуют несколько способов оценки близости аппроксимирующей кривой к аппроксимируемой функции. Таковыми являются равномерное приближение, приближение по методу наименьших квадратов, приближение по методу средних. Однако не существует методов эффективного получения равномерных приближений, кроме отдельных частных случаев, а метод средних является недостаточно точным.

Хорошо показал себя метод наименьших квадратов [199].

В зависимости от вида аппроксимирующей функции $f(x)$ возможно построение различных алгоритмов реализации метода наименьших квадратов. Наиболее эффективными подходами являются аппроксимация произвольными функциями и аппроксимация сплайнами.

Сплайн – это группа сопряженных многочленов n – го порядка, в месте сопряжения которых $n-1$ производные непрерывны. Аппроксимация сплайнами хорошо зарекомендовала себя при обработке кривых с не слишком большой гладкостью.

Для обработки данных по тепловым процессам, обладающим большей гладкостью целесообразно воспользоваться аппроксимацией произвольными функциями, так как она обладает большей наглядностью [200].

Функцию $f(x)$ подбирают в виде линейной комбинации функций:

$$f(x) = c_1 f_1(x) + c_2 f_2(x) + \dots + c_k f_k(x).$$

Тогда условие минимума E определяется уравнениями:

наблюдений. Если первые ошибки превосходят вторые, то гипотеза об адекватности модели отклоняется.

Дисперсия ошибок наблюдения может быть оценена лишь путем сравнения результатов нескольких параллельных опытов, проведенных в каждой экспериментальной точке. Как и в предыдущих разделах положим, что в каждой из N точек X_l реализуется ν экспериментов. Результаты этих экспериментов для каждой точки представляются рядом:

$$y^{i1}, y^{i2}, y^{i3}, \dots, y^{i\nu}.$$

Для расчета оценок коэффициентов используются средние значения \bar{y}^l ряда наблюдений для каждой точки. Для проверки гипотезы адекватности необходимо сравнить две суммы квадратов:

1. сумму квадратов, характеризующую неадекватность (дефект) модели:

$$S_D = \sum_{l=1}^N \nu (\bar{y}^l - \hat{y}^l)^2;$$

где \hat{y}^l – рассчитанное по проверяемой модели значение в точке;

2. сумму квадратов, характеризующую ошибки наблюдений;

$$S_E = \sum_{l=1}^N \sum_{j=1}^{\nu} (y^{lj} - \bar{y}^l)^2;$$

Сумма S_D состоит из N слагаемых, между которыми имеет место $(k+1)$ линейных связей. Поэтому с S_D связано $\varphi_1 = N - (k + 1)$ степеней свободы, где k – количество коэффициентов линейной модели. Сумма S_E состоит из $\nu \cdot N$ слагаемых, между которыми существует N линейных связей. При этом S_E имеет $\varphi_2 = N\nu - N = N(\nu - 1)$ степеней свободы. Частное от деления оценки дисперсии неадекватности на оценку дисперсии ошибки единичного наблюдения

$$F = \frac{S_D/\varphi_1}{S_E/\varphi_2};$$

в случае, когда модель адекватна, является случайной величиной, подчиненной F – распределению с числами степеней свободы φ_1 и φ_2 . Для заданной надежности

$$P = P\{F < F_{кр}\};$$

(обычно P выбирают равной 0,95 или 0,99), значение $F_{кр}$ можно найти с помощью таблиц распределения Фишера. Если вычисленное значение $F < F_{кр}$, модель считается адекватной; если $F > F_{кр}$, гипотеза об адекватности модели отклоняется. В этом случае выбирается новая аппроксимирующая функция, которая также подвергается проверке на адекватность.

Приложение Ж. Методика выбора проектных параметров теплового аккумулятора с плавящимся рабочим веществом

Результаты проведенных исследований позволили сформулировать методику выбора проектных параметров теплового аккумулятора во внутреннем контуре СОТР модуля лунной базы.

Первым шагом предлагаемой методики является статическая оптимизация системы обеспечения теплового режима без введения в ее состав теплового аккумулятора для известных циклограмм внутренних тепловыделений приборов и оборудования в процессе функционирования и внешних тепловых потоков. Оптимизация проводится для некоторого теплового потока Q_{max} , который должен быть отведен радиатором-излучателем. Результатом этого шага методики является определение параметров системы, в том числе расходов в циркуляционных контурах и температур теплоносителя в различных участках системы при работе ее в режиме максимальной тепловой нагрузки.

Вторым шагом методики предусматривается определение границ возможного применения теплового аккумулятора в системе. Одним предельным случаем является отсутствие теплового аккумулятора. Такая система, рассчитываемая на предыдущем шаге, предусматривает использование радиатора-излучателя, способного отвести максимальный тепловой поток Q_{max} на заданном уровне функционирования оборудования температурном уровне. Другим предельным случаем является использование в системе радиационного теплообменника, рассчитанного на отвод среднеинтегрального за цикл работы оборудования теплового потока $Q_{ср.инт}$. При этом тепловой аккумулятор должен обладать максимальной для проектируемой системы емкостью.

Проведенные исследования показали, что на современном уровне развития техники целесообразным и технически реализуемым является применение на космических аппаратах тепловых аккумуляторов, использующих скрытую теплоту плавления рабочих веществ. Таким образом, принимая для проектируемой системы тепловой аккумулятор на основе плавления, третий шаг методики состоит в выборе

рабочего вещества с максимальной скрытой теплотой плавления и температурой плавления соответствующей температуре теплоносителя на выходе из радиационного теплообменника, рассчитанной на первом шаге методики.

Четвертый шаг методики предполагает написание целевой функции массы M , работающих совместно радиатора-излучателя $m_{РТО}$ и теплового аккумулятора $m_{ТА}$, являющихся функциями расчетного теплового потока, отводимого радиатором-излучателем $Q_{РТО}$.

$$M = m_{РТО}(Q_{РТО}) + m_{ТА}(Q_{РТО}).$$

Пятый шаг заключается в минимизации целевой функции M по расчетному тепловому потоку, отводимому радиационным теплообменником $Q_{РТО}$, варьируемому в пределах

$$Q_{ср.инт} \div Q_{max};$$

$$M(Q_{РТО}) \rightarrow min.$$

Тепловой аккумулятор следует располагать во внутреннем гидравлическом контуре СОТР после ЖЖТ по ходу теплоносителя. Результатом пятого шага является определение массы рабочего вещества теплового аккумулятора.

Анализ конструктивных схем тепловых аккумуляторов с плавящимся рабочим веществом показал, что предпочтительным является использование аккумуляторов, выполненных в виде параллельных пластин фазопереходного вещества, между которыми протекает теплоноситель. Определение конструктивных параметров теплового аккумулятора является шестым шагом методики. Толщину канала с теплоносителем выбирать в диапазоне 0.004 – 0.006 м. Толщина стенок канала с теплоносителем должна выбираться минимальной из соображений прочности и технологичности изготовления. Толщина слоя рабочего вещества может быть рассчитана в зависимости от величины скрытой теплоты плавления по формуле:

$$H_{pv} = 0,02 - 7,65 \cdot 10^{-5}r + 1,23 \cdot 10^{-7}r^2.$$

Размеры теплового аккумулятора должны быть выбраны таким образом, чтобы отношение длины аккумулятора к суммарной ширине каналов с теплоносителем находилось в диапазоне 4-5.

Приложение 3. Акты внедрения диссертационной работы

«УТВЕРЖДАЮ»
Заместитель генерального
директора по науке,
доктор технических наук,
доктор военных наук,
профессор



Кострюков
Василий Федорович

«14» мая 2023 г.

АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы «Методологические основы проектирования системы обеспечения теплового режима лунной базы» Белявского Александра Евгеньевича, представленной на соискание ученой степени доктора технических наук

Комиссия в составе главного специалиста Отделения 2 Медведева С.Б., начальника отдела 21 Пахомова А.В., старшего научного сотрудника лаб 65 Титовой А.С. составила настоящий акт о том, что научные результаты по:

- разработке излучающей панели гибридной структуры пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры лунной базы с трехслойной излучающей панелью;
- результатам экспериментальных исследований теплофизических свойств гибридных структур и разработка на их основе математической модели гибридной излучающей панели;

полученные в диссертационной работе «Методологические основы проектирования системы обеспечения теплового режима лунной базы» Белявского Александра Евгеньевича, использованы при обосновании выбора моделей и разработке систем обеспечения теплового режима перспективных космических систем, а также при создании методик наземной отработки радиоэлектронной аппаратуры.

Практическое применение выше приведенных научных результатов диссертационной работы «Методологические основы проектирования системы обеспечения теплового режима лунной базы» Белявского Александра Евгеньевича позволило теоретически и экспериментально обосновать перспективность применения новых методов и средств обеспечения теплового режима РЭА в рамках проводимых и планирующихся в АО "НИИ ТП" научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. Материалы диссертационной работы служат в качестве руководства и пособия для конструкторов и специалистов-проектантов при разработке космических аппаратов.

Главный специалист отделения 2, к.т.н.

 Медведев С.Б.

Начальник отдела 21

 Пахомов А.В.

Старший научный сотрудник лаб 65, к.т.н.

 Титова А.С.

«14» мая 2023 г.

«УТВЕРЖДАЮ»

Генеральный директор

АО «НИИХИММАШ»

А.С. Цыганков

2023 г.

**АКТ**

о внедрении результатов диссертационной работы

«МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ
ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ЛУННОЙ БАЗЫ»

Белявского Александра Евгеньевича, представленной на соискание
ученой степени доктора технических наук
по специальности 2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

Комиссия в составе главного конструктора АО «НИИХИММАШ» Рукавицина Сергея Николаевича, начальника отдела д.т.н., профессора Бобе Леонида Сергеевича, начальника отдела к.т.н., Бутылкина Юрия Петровича составила настоящий акт о том, что научные результаты по:

- новой структурной схеме СОТР модуля лунной базы, включающей в состав наружного контура тепловой аккумулятор с рабочим веществом на основе реголита и в состав внутреннего контура тепловой аккумулятор с плавящимся рабочим веществом;

- экспериментальным исследованиям и разработке на их основе математической модели теплового аккумулятора внутреннего контура СОТР с фазопереходным рабочим веществом, с использованием принципа суперпозиции для учета скрытой теплоты фазового перехода;

- математическому моделированию новой структуры СОТР лунной базы с использованием теплоаккумулирующих устройств, численному моделированию динамических режимов и оценке проектных параметров СОТР лунной базы с теплоаккумулирующими устройствами,

полученные в диссертационной работе «Методологические основы проектирования системы обеспечения теплового режима лунной базы» Белявского Александра Евгеньевича, использованы в АО «НИИХИММАШ» при проектировании систем регенерации воды и атмосферы для Лунной базы и наземной отработке прототипов систем.

Практическое применение выше приведенных научных результатов диссертационной работы «Методологические основы проектирования системы обеспечения теплового режима лунной базы» Белявского Александра Евгеньевича позволяет разработать режим использования регенерационных систем жизнеобеспечения и сгладить пиковое тепловыделение агрегатов систем обеспечения жизнедеятельности, работающих в дискретном режиме, в течение земных суток, что в итоге позволяет существенно уменьшить площадь радиационного теплообменника.

Главный конструктор АО «НИИхиммаш»

Начальник отдела д.т.н., профессор

Начальник отдела к.т.н.

Рукавицын С.Н.

Бобе Л.С.

Бутылкин Ю.П.

«19» мая 2023 г.

«УТВЕРЖДАЮ»
Заместитель начальника
ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»
по науке и развитию,
заместитель Главного конструктора
средств подготовки космонавтов



В.И. Дубинин

В.И. Дубинин 2023 г.

АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы
Белявского Александра Евгеньевича, представленной на соискание
ученой степени доктора технических наук

Комиссия ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» в составе начальника 2 управления, главного конструктора тренажеров РС МКС, ТПК «Союз», перспективных пилотируемых транспортных систем и кораблей, к.т.н., доцента Хрипунова Владимира Петровича, главного научного сотрудника 2 управления, д.т.н., доцента Наумова Бориса Александровича, составила настоящий акт о том, что научные результаты по:

- математическому моделированию и разработке алгоритмов, основанных на применении теории неопределенности при проектировании СОТР лунной базы в условиях эпистемической неопределенности параметров на этапе системных предпроектных исследований, полученные в диссертационной работе «Методологические основы проектирования системы обеспечения теплового режима лунной базы» Белявского Александра Евгеньевича, использованы в процессе предпроектных

исследований при разработке и создании перспективных образцов тренажеров и тренажерных комплексов.

Практическое применение выше приведенных научных результатов диссертационной работы «Методологические основы проектирования системы обеспечения теплового режима лунной базы» Белявского Александра Евгеньевича позволило уточнить диапазоны изменения неопределенных проектных параметров тренажерных систем на этапе предварительного проектирования тренажеров и тренажерных комплексов для пилотируемых полетов к Луне.

Начальник 2 управления, к.т.н., доцент

В.П. Хрипунов

Главный научный сотрудник
2 управления, д.т.н., доцент

Б.А. Наумов

«16» мая 2023 г.

«УТВЕРЖДАЮ»

Проректор по учебной работе
ФГБОУ ВО Московского авиационного
института
(национального исследовательского
университета)



Д.А. Козорез

_____ 2023 г.

АКТ

О внедрении результатов диссертации Белявского Александра Евгеньевича в учебный процесс Московского авиационного института (национального исследовательского университета)

Комиссия в составе:

председатель: Директор дирекции института №6 «Аэрокосмический», к.т.н., доцент О.В. Тушавина,

члены комиссии: заведующий кафедрой 614, доцент, к.э.н. А.Е. Сорокин, профессор кафедры 614, д.т.н. Н.С. Кудрявцева,

составила настоящий акт о том, что в диссертации Белявского Александра Евгеньевича полученные научные результаты, касающиеся разработанной новой структурной схемы СОТР модуля лунной базы с использованием в составе наружного контура теплового аккумулятора с рабочим веществом на основе реголита и в составе внутреннего контура теплового аккумулятора с плавящимся рабочим веществом, в разработке новой конструкции РТО гибридной структуры и излучающей панели гибридной структуры пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры, в разработке математических моделей и алгоритмов неопределенного программирования для проектирования СОТР лунной базы в условиях эпистемической неопределенности параметров на этапе системных предпроектных исследований, используются в учебном процессе кафедры 614 МАИ при преподавании дисциплин «Системы обеспечения теплового режима космических объектов» и «Системы термостатирования приборного оборудования космических аппаратов», а также рекомендуются студентам при выполнении ими курсовых и дипломных проектов.

Математические модели новой структуры СОТР лунной базы с использованием теплоаккумулирующих устройств, новых элементов и агрегатов новой структуры СОТР, методики выбора проектных параметров РТО гибридной структуры, излучающей панели гибридной структуры

пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры модуля лунной базы, теплового аккумулятора наружного контура СОТР с рабочим веществом на основе реголита, теплового аккумулятора внутреннего контура СОТР с плавящимся рабочим веществом, реализованные в методологическом, математическом и программном обеспечении проектирования, в практических рекомендациях, разработанные Белявским Александром Евгеньевичем при выполнении диссертационной работы позволяют студентам более полно осваивать процессы проектирования систем обеспечения теплового режима космической техники.

Председатель комиссии



О.В. Тушавина

Члены комиссии



А.Е. Сорокин



Н.С. Кудрявцева

«19» мая 2023 г.