

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»

Автореферат диссертации
на соискание ученой степени доктора технических наук

Научный консультант
доктор технических наук
профессор
Алексеев Владимир Антонович

Москва - 2023

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ)

- Научный консультант:** **Алексеев Владимир Антонович** - заслуженный машиностроитель РФ, доктор технических наук, профессор, начальник лаборатории 65 – заместитель главного конструктора, Акционерное общество «Научно-исследовательский институт точных приборов», профессор кафедры 614 «Экология, системы жизнеобеспечения и безопасность жизнедеятельности» МАИ.
- Официальные оппоненты:** **Семена Николай Петрович** – доктор технических наук, заведующий лабораторией астрофизических рентгеновских детекторов и телескопов ИКИ РАН
Финченко Валерий Семенович – доктор технических наук, ведущий научный сотрудник АО «НПО им. С.А. Лавочкина»
Гаряев Андрей Борисович – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой ТМПУ Национального исследовательского университета МЭИ
- Ведущая организация:** Публичное акционерное общество «РКК «Энергия» имени С.П. Королева», 141070, Россия, Московская область, ул. Ленина, 4 а.

Защита диссертации состоится «26» декабря 2023 г. в 10 ч. 00 мин. на заседании диссертационного совета 24.2.327.09 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское ш., д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в научной библиотеке ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) и на сайте: https://mai.ru/events/defence/doctor/?ELEMENT_ID=176173

Автореферат разослан «__» _____ 2023 г.

Ученый секретарь диссертационного совета
24.2.327.09, к.т.н.



Д.Ю. Стрелец

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

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 $1/6g$ 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 и списка литературы и 8 приложений. Работа содержит 407 страниц, 7 таблиц, 151 рисунок; список литературы включает 200 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Первая глава является обзорной и посвящена постановке и анализу научно-технической проблемы, связанной с исследованием, разработкой и проектированием СОТР лунной базы минимальной конфигурации, состоящей из трех модулей, имеющих автономные СОТР, рассчитанных на среднесуточный отвод тепла 12 кВт. Представлены обоснованные требования к СОТР лунной базы.

Рассмотрено пять концепций формирования наружного контура СОТР модуля лунной базы. Первая концепция основана на использовании контурных тепловых труб с капиллярным насосом. Вторая концепция заключается в понижении

температуры окружающей радиаторы лунной поверхности с помощью отражающих изолирующих одеял, которые уменьшают лунный ИК – поток на радиаторы. Третья концепция состоит в том, чтобы поднять температуру РТО с помощью теплового насоса. Четвертая концепция – вариант отвода избыточного тепла на экваториальной лунной базе – экранирование радиаторов. В качестве пятой концепции рассматривается использование в СОТР лунной базы местных ресурсов – реголита. 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 ТА для отвода избыточного тепла в течение лунного дня.

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. Другими словами, присутствует эпистемическая неопределенность при выборе проектных параметров СОТР. Наличие гравитации вызывает проблемы при работе аксиальных тепловых труб. Высокая температура лунной поверхности в течение лунного дня приводит к потере работоспособности низкотемпературных РТО.

В соответствии с представленной проблемой основная цель работы определена как разработка методологии исследования и проектирования СОТР лунной базы.

Для достижения данной цели должны быть сформулированы и решены основные задачи, описанные во введении.

Глава вторая посвящена разработке методологии решения проблемы исследования и проектирования СОТР лунной базы. Решение научно-технической проблемы, связанной с разработкой СОТР модуля лунной базы предложено проводить по следующим пяти основным направлениям.

Первое направление – предложение новой структурной схемы СОТР модуля лунной базы, разработка новых агрегатов СОТР. 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. Тепловой аккумулятор, работая в течение 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. В качестве рабочего вещества ТА наружного контура предполагается использование реголита с водой, полученной из местных лунных ресурсов. Для уменьшения площади РТО, самого массивного агрегата СОТР, в состав внутреннего контура предлагается ввести тепловой ТА, демпфирующий пики внутреннего тепловыделения в модуле.

Второе направление – разработка новых конструкторских решений при проектировании СОТР модуля лунной базы. 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. Такими технологиями являются высокопроводящие гибридные структуры на основе графита.

Третье направление – разработка новых конструкторских решений при проектировании пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры модуля лунной базы. Предлагается использование высокопроводящих гибридных структур на основе графита для производства излучающих гибридных панелей. При проектировании гибких теплопередающих элементов предложено рассмотреть гибридные гибкие теплопередающие ленты на основе графита.

Четвертое направление – комплексное использование ресурсов Луны и минимизация поставок компонентов с Земли для функционирования лунной базы, и возможность развития и расширения лунной базы с использованием ресурсов Луны.

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

Третья глава посвящена учету влияния условий внешней среды на поверхности Луны на СОТР лунной базы. Рассмотрены характеристики рельефа лунной поверхности. Представлено описание реголита – как слоя рыхлого слабо связанного обломочного материала, образовавшегося за счет ударной переработки пород скального основания.

Проведен расчет удельного максимального суммарного поглощенного излучения для различных широт расположения РТО на море и материке, Рисунок 1. Рассчитана зависимость удельного максимального поглощенного РТО суммарного излучения от широты расположения РТО для различных углов, между нормалью к поверхности РТО и направлением на центр Луны, Рисунок 2.

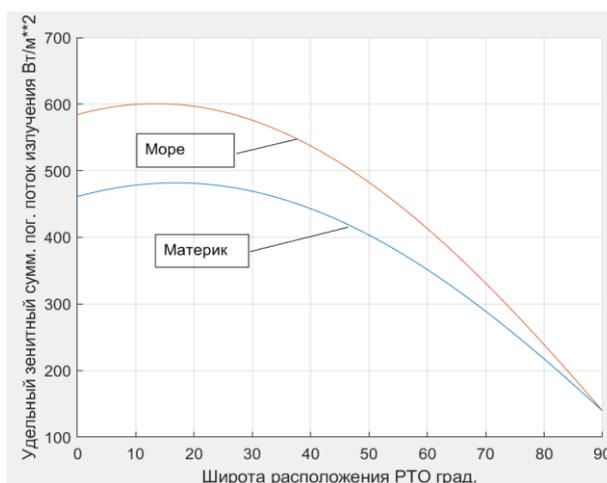


Рисунок 1 – Зависимость максимального удельного суммарного поглощенного РТО излучения от широты расположения на море и материке

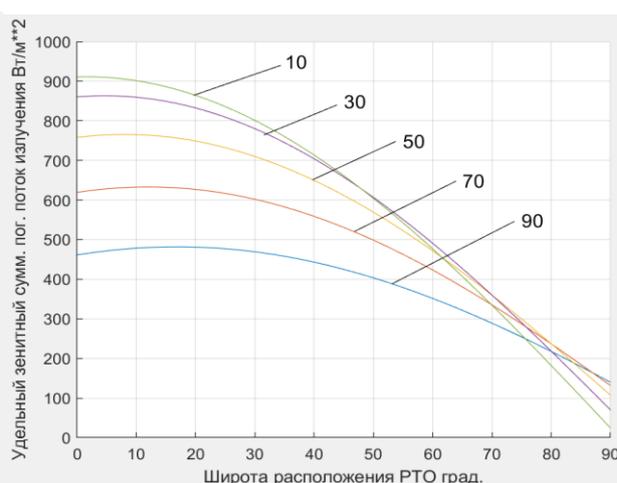


Рисунок 2 – Зависимость максимального удельного суммарного поглощенного РТО излучения от широты расположения РТО для различных углов между нормалью к поверхности излучателя и направлением на центр Луны

В главе исследовано негативное влияние лунной пыли на степень черноты излучающей поверхности РТО ϵ и температуру условной внешней среды T_e . Обоснованно заданы интервалы изменений указанных параметров: $258 \leq T_e \leq 261$ и $0,9 \leq \epsilon \leq 0,93$. Предложены стратегии защиты от лунной пыли.

В главе четвертой предложена новая конструкция РТО с использованием гибридной излучающей панели. Расчетная схема представлена на Рисунке 3.

Верхняя пластина излучающей панели, Рисунок 3, выполнена из алюминия с наружным излучающим слоем. Нижняя пластина излучающей панели является гибридной графитовой структурой, состоящей из пакета графитовых пленок. Пластины фиксируются клеевым соединением. Излучающая панель соединена с трубкой с теплоносителем.

Для расчета поля температур по толщине слоев и поверхности излучающей панели РТО гибридной структуры и определения его параметров записана трехмерная математическая модель в частных производных второго порядка, расчетная схема представлена на Рисунке 4. На Рисунке 4 двухслойная излучающая панель из алюминиевой пластины и пакета графитовых пленок соединена с трубкой РТО с теплоносителем.

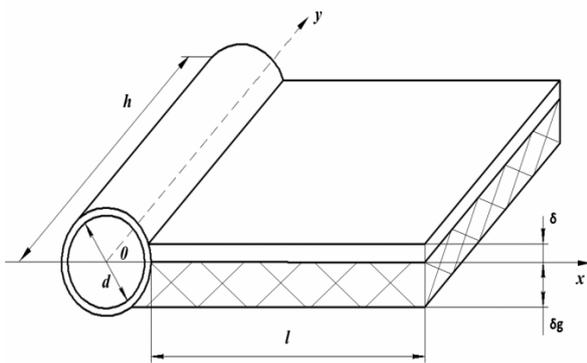


Рисунок 3 – Расчетная схема аналитической двухмерной модели гибридного РТО

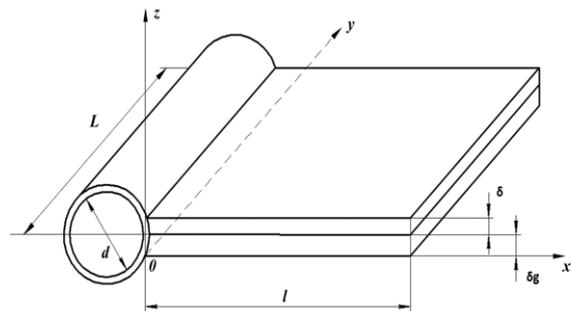


Рисунок 4 – Расчетная схема трехмерной модели гибридного РТО

Для приближенного расчета поля температур гибридного РТО разработана аналитическая двумерная математическая модель гибридного РТО [1]. Поле температур ребра $T(x, y)$ определяется из решения следующей краевой задачи:

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

Для температуры теплоносителя справедливо уравнение теплового баланса:

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

Краевая задача (1) и уравнение (2) имеют аналитическое решение:

$$T(x, y) = T_e + \frac{T_{tn}(y) - T_e}{1 + (ab)th(al)} \frac{ch(al)ch(ax) - sh(al)sh(ax)}{ch(al)};$$

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

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

$$\lambda_{efx} = \frac{\lambda_{Al} \delta + \lambda_{gx} \delta_g}{\delta + \delta_g},$$

где: $T = T(x, y)$ – температура излучающей панели, T_e – температура условной внешней среды, λ_{efx} – эффективный коэффициент теплопроводности ребра по оси x , δ – толщина слоя алюминия, δ_g – толщина графитового слоя, λ_{gx} – коэффициент теплопроводности гибридной графитовой структуры по оси x , $T_{tn}(y)$ – температура теплоносителя в трубке. Остальные параметры модели записаны в традиционных обозначениях [2].

В соответствии с Рисунком 4, математическая модель РТО сводится к решению уравнений теплопроводности для излучающей панели:

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

и для графитовой пластины:

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

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

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

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

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. Для остальных переменных использованы традиционные обозначения [3, 4].

Для сравнения точности математических моделей РТО гибридной структуры проведены расчеты зависимости эффективности ребра гибридного РТО от ширины ребра. Расчет эффективности ребра РТО проводился по следующей зависимости:

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

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

На Рисунке 5 представлена зависимость эффективности ребра гибридного РТО от ширины ребра для двух вариантов толщины графитовой пленки: 0,001 м и 0,003 м. Результат расчета аналитической моделью изображен сплошной линией, а трехмерной моделью в частных производных второго порядка – пунктирной. Относительная погрешность результатов расчетов не превышает 3 %.

Разработана гибридная излучающая панель для охлаждения блока тепловыделяющего радиоэлектронного оборудования [5], Рисунок 6.

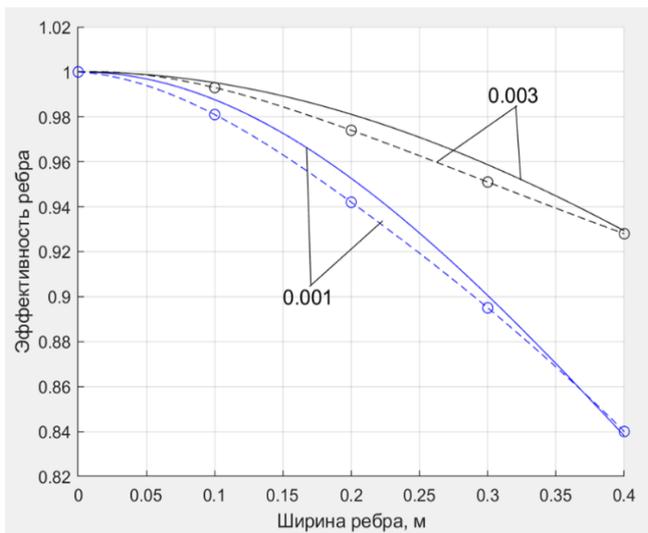


Рисунок 5 – Зависимость эффективности ребра гибридного РТО от ширины ребра

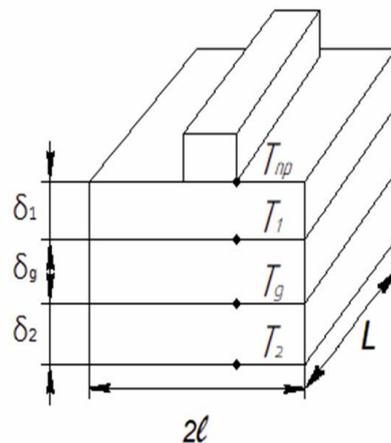


Рисунок 6 – Расчетная схема гибридной излучающей панели с расположенным на ней блоком тепловыделяющего радиоэлектронного оборудования

Для представленной расчетной схемы гибридной излучающей панели сформулированы постановки следующих задач:

1. Минимизация массы излучающей гибридной панели пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры с расположенным на ней блоком тепловыделяющего оборудования. 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 , при заданном в техническом задании выделяемым оборудованием количестве тепла и ограничениях геометрических размеров.

$$\min (M_{\text{ип}}), M_{\text{ип}} = \rho_{Al}(\delta_1 + \delta_2) 2lL + \rho_g \delta_g 2lL, \text{ при условии:}$$

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

$$-Q_{\text{зад}} \geq 0, l > 0, \delta_g > 0.$$

2. 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:

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

В моделях использованы традиционные обозначения [3]. Разработанные математические модели позволяют провести предварительный расчет и оптимизацию проектных параметров гибридных излучающих панелей, а также оценить их массовые характеристики.

В главе пятой представлены результаты экспериментального определения теплофизических свойств гибридной структуры [6, 7]. Цель проводимого

экспериментального исследования заключалась в определении внеплоскостных и плоскостных температуропроводности и теплопроводности, и в подтверждении повышения внеплоскостной теплопроводности гибридной структуры из высокопроводящей фольги пиролитического графита путем прошивки пакета фольги медной проволокой.

Определение теплофизических свойств гибридной структуры из пиролитического графита производилось нестационарным методом лазерной вспышки. Измерение температуропроводности образца гибридной структуры методом лазерной вспышки проводился на приборе NETZSCH LFA 457 MicroFlash (Германия) с использованием улучшенной модели Кейпа-Леманна «Cape-Lehmann + коррекция импульса», учитывающей фронтальные и радиальные потери тепла при аппроксимировании изменения сигнала инфракрасного детектора по времени.

Гибридная структура представляет собой тонкостенную панель с высокой плоскостной проводимостью тепла, собранную из высокопроводящей фольги пиролитического графита. В процессе производства фольги используются карбонизированные полимерные пленки и высокотемпературная термообработка. 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. На Рисунке 7 представлен экспериментальный образец для исследования внеплоскостных температуропроводности и теплопроводности. На Рисунке 8 представлен экспериментальный образец гибридной структуры в виде диска, прошитый в плоскости медной проволокой в виде “скрепок”.



Рисунок 7 – Экспериментальный образец для исследования внеплоскостных температуропроводности и теплопроводности

Рисунок 8 – Экспериментальный образец гибридной структуры в виде диска, прошитый в плоскости медной проволокой в виде “скрепок”

Полученные в результате серии экспериментов зависимости внеплоскостной теплопроводности от температуры образца, плоскостной теплопроводности от температуры образца и внеплоскостной теплопроводности от температуры образца гибридной структуры, прошитого медными скрепками, представлены на Рисунках 9, 10, 11.

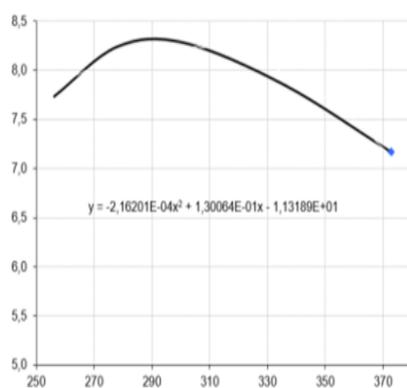


Рисунок 9

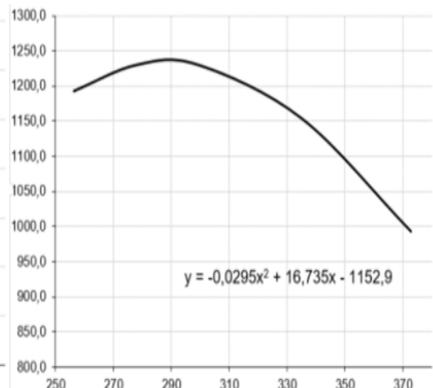


Рисунок 10

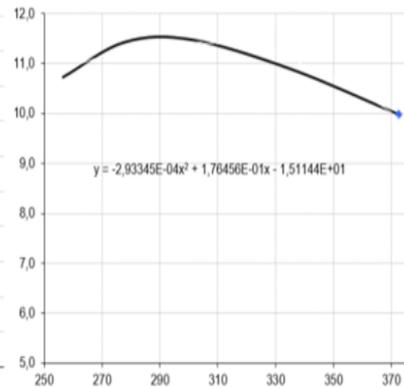


Рисунок 11

В результате проведенных экспериментальных исследований получены аппроксимации зависимостей внеплоскостных и плоскостных температуропроводности и теплопроводности гибридной структуры из пиролитического графита от температуры для диапазона температур 256 – 372 К, а так же, аппроксимации зависимостей внеплоскостных температуропроводности и теплопроводности гибридной структуры из пиролитического графита, прошитой медными скрепками диаметром 0,0004 м с плотностью прошивки 6 скрепок на 1 см², от температуры для диапазона температур 256 – 372 К, которые могут быть

использованы при моделировании РТО СОПТ КА и лунной базы на основе гибридных структур.

Глава шестая посвящена анализу проектных параметров гибридных РТО и гибридных излучающих панелей пассивной СОТР радиоэлектронной аппаратуры. Проведен анализ эффективности гибридного ребра РТО от толщин слоев графита и дюралюминия для вариантов исполнения крепления дюралюминиевого слоя панели к трубке РТО встык и с огибанием. Рассмотрена эффективность панелей с равномерным графитовым слоем и с чередующимися полосами графита. Проведен анализ эффективности гибридных панелей РТО с односторонней и двухсторонней излучающей поверхностью. Анализ показал, что 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.

Сравнение гибридных РТО с аналогичными по теплопроизводительности конвективными РТО и РТО на основе тепловых труб показало выигрыш по массе гибридных РТО на 21 % по сравнению с конвективными РТО и на 26,5 % по сравнению с РТО на основе тепловых труб.

Анализ вероятности пробоя микрометеоритами трубок РТО показал, 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.

Проведен массовый анализ и анализ надежности использования гибридной излучающей панели с блоком приборов, показавший уменьшение удельной массы типовой излучающей гибридной панели по сравнению с аналогичной по производительности излучающей панели с использованием аксиальных тепловых труб с $0,08$ кг/дм² до $0,065$ кг/дм². Отказ от тепловых труб в конструкции гибридной излучающей панели приводит к отсутствию вероятности пробоя

тепловых труб метеоритами и, как следствию, 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.

В седьмой главе представлено описание математической модели и проектный анализ ТА внутреннего контура СОТР для обеспечения теплового режима лунной базы в течение земных суток [8, 9, 10]. На Рисунке 12 представлена расчетная схема ТА, выполненная в виде параллельных пластин фазопереходного вещества, между которыми протекает теплоноситель. На Рисунке 13 представлена расчетная схема элементарной ячейки ТА пластинчатого типа.

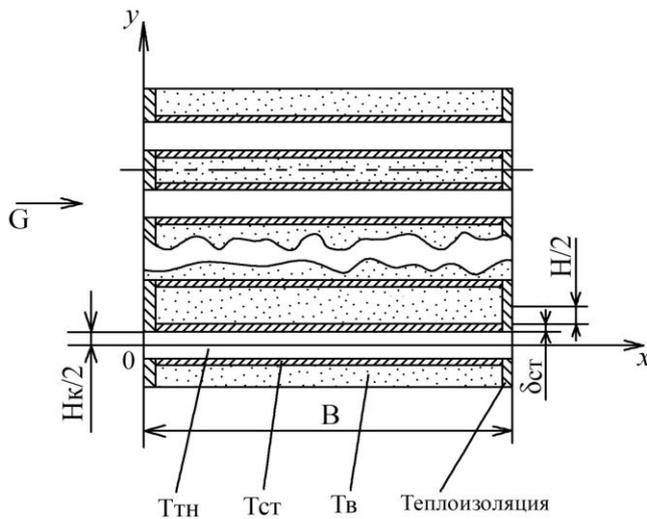


Рисунок 12 – Расчетная схема ТА

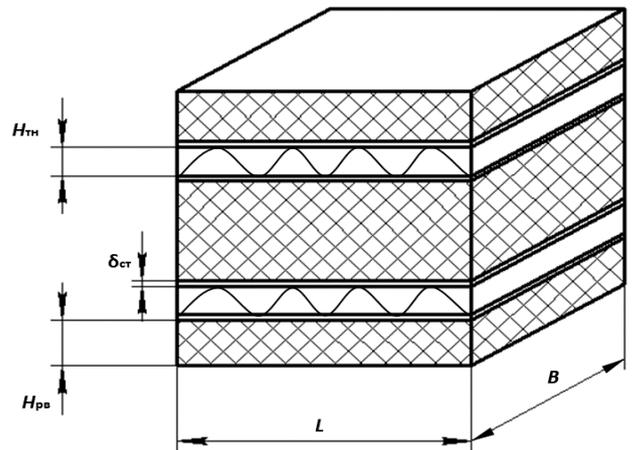


Рисунок 13 – Расчетная схема элементарной ячейки ТА пластинчатого типа

В соответствии с Рисунком 12 записана следующая система уравнений [11]:

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

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

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

$$\tilde{c}_{\text{В}}(T_{\text{В}}) = \left(\frac{c_{\text{В}1} + c_{\text{В}2}}{2} + \frac{Q_{\text{пл}}}{2 \cdot \Delta} \right) \frac{\rho_1 + \rho_2}{2};$$

$$\tilde{c}_{\text{В}}(T_{\text{В}}) = c_{\text{В}1} \rho_1 \text{ при } T_{\text{В}} < T_{\text{пл}} - \Delta, \tilde{c}_{\text{В}}(T_{\text{В}}) = c_{\text{В}2} \rho_2 \text{ при } T_{\text{В}} > T_{\text{пл}} + \Delta;$$

начальные условия:

$$t = 0, T_{\text{ТН}}(x, 0) = f(x); T_{\text{СТ}}(x, 0) = \varphi(x); T_{\text{В}}(x, y, 0) = \chi(x, y);$$

граничные условия:

$$T_{\text{ТН}}(0, t) = \eta(0, t); \frac{\partial T_{\text{В}}(x, y = \frac{H_{\text{К}}}{2} + \delta_{\text{СТ}} + \frac{H}{2}, t)}{\partial y} = 0; \frac{\partial T_{\text{В}}(x=0, y, t)}{\partial x} = \frac{\partial T_{\text{В}}(x=B, y, t)}{\partial x} = 0;$$

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

где: $T_{\text{ТН}}$ – 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. Прочие переменные записаны в традиционных обозначениях.

Проведено экспериментальное исследование для проверки адекватности представленной математической модели ТА натурному аналогу – ТА, 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. В результате проведенных исследований сделан вывод, что предложенная математическая модель ТА с плавящимся рабочий веществом обладает удовлетворительной точностью, максимальная погрешность расчетов составляет 15%.

При оценке эффективности ТА использован следующий критерий [12]:

$$K_p = \frac{m_{\text{рто}} + m_{\text{рв}} + m_{\text{эу}} + m_{\text{кта}}}{m_{\text{рто}} + m_{\text{рв}}},$$

где: $m_{\text{рто}}$ – масса радиационного теплообменника, $m_{\text{рв}}$ – масса рабочего вещества теплового аккумулятора, $m_{\text{эу}}$ – доля приведенной массы энергоустановки, расходуемой на прокачку теплоносителя через тепловой аккумулятор, $m_{\text{кта}}$ – масса конструкции теплового аккумулятора.

На основании исследования эффективности работы ТА сделаны следующие выводы [13]: толщину канала с теплоносителем в ТА 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 ТА к суммарной ширине каналов с теплоносителем должно лежать в диапазоне 4 – 5, толщина рабочего вещества ТА может быть вычислена по следующей зависимости от величины скрытой теплоты плавления:

$$H_{рв} = 0,02 - 7,65 \cdot 10^{-5}r + 1,23 \cdot 10^{-7}r^2.$$

Глава восьмая посвящена анализу мощности и повышению эффективности рабочего вещества ТА для обеспечения теплового режима лунной базы в течение лунных суток. На основании анализа работы низкотемпературного РТО на поверхности Луны сделан вывод, что при расположении базы в районах средних широт и экватора указанный РТО не справляется с отводом из модуля базы необходимого количества тепла [14, 15]. Одним из путей решения проблемы является отвод избыточного тепла из модуля базы в течение лунного дня в ТА с рабочим веществом на основе реголита, с последующим отводом его в течение лунной ночи в космическое пространство.

Проведен анализ теплофизических свойств реголита. Предложено для увеличения теплопроводности и удельной теплоемкости заполнить поры между частицами реголита водой. При этом появляется возможность использовать скрытую теплоту фазового перехода при аккумулировании тепла [16]. Использование реголита с водой в качестве рабочего вещества ТА наружного контура по сравнению с использованием одного реголита позволяет уменьшить объем рабочего вещества на 82 %, а массу рабочего вещества на 84%. Получены зависимости количества тепла, которое необходимо отвести в ТА, от широты расположения базы, Рисунок 14. Зависимость массы аккумулирующего вещества (реголит с водой) для районов моря и материка от широты расположения Лунной базы представлены на Рисунке 15.

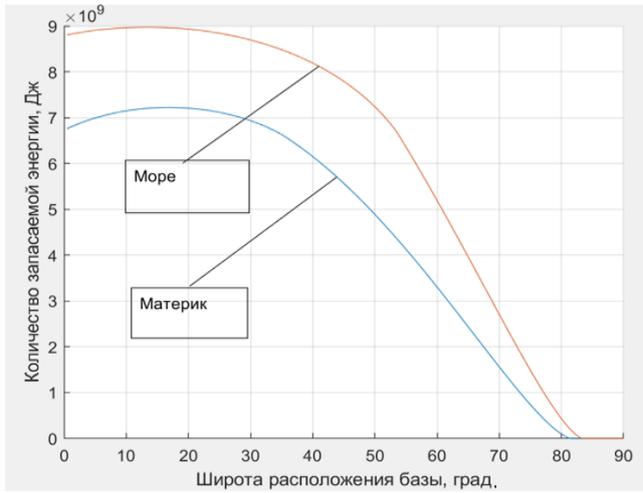


Рисунок 14 – Количество тепла, которое необходимо отвести в ТА, от широты расположения базы

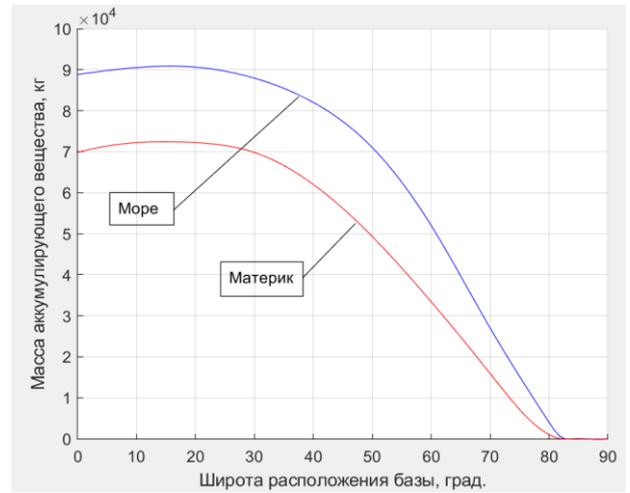


Рисунок 15 – Зависимость массы аккумулирующего вещества от широты расположения базы

В девятой главе представлена математическая модель ТА для обеспечения теплового режима лунной базы в течение лунных суток. Проведен анализ проектных параметров ТА. Принципиальная схема ТА на основе реголита с водой представлена на Рисунке 16. На рисунке 17 представлена принципиальная схема элементарной ячейки ТА на основе реголита с водой.

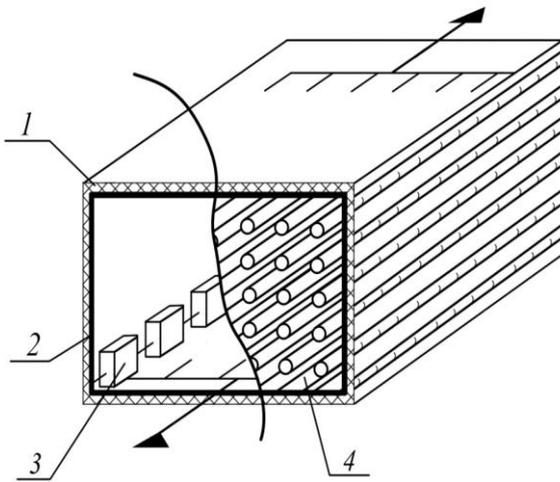


Рисунок 16 – Принципиальная схема ТА на основе реголита с водой

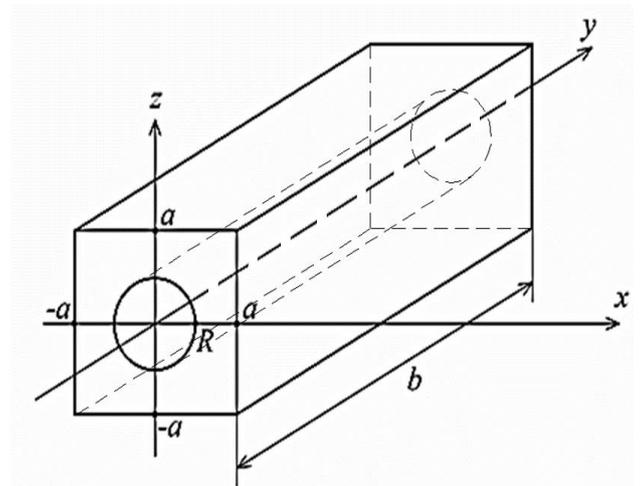


Рисунок 17 – Принципиальная схема элементарной ячейки ТА

Приняты обозначения: 1 – экранно-вакуумная теплоизоляция, 2 – гидроизоляция, 3 – компенсаторы объемного расширения замерзающей воды, 4 – теплообменные трубки.

Для элементарной ячейки ТА, представленной на Рисунке 17, записана математическая модель [17]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial T(x,y,z)}{\partial t} &= \frac{\lambda}{c_{ef}} \left[\frac{\partial^2 T(x,y,z,t)}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T(x,y,z,t)}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T(x,y,z,t)}{\partial z^2} \right]; \\ x^2 + z^2 &> R^2; \quad -a < x < +a; \quad 0 < y < b; \quad -a < z < +a; \\ c_{ef} &= c_{reg} \rho \varepsilon + \widetilde{c}_w(T_w)(1 - \varepsilon); \\ \widetilde{c}_w(T_w) &= \left(\frac{c_{w1} + c_{w2}}{2} + \frac{Q_{pl}}{2 \cdot \Delta} \right) \frac{\rho_1 + \rho_2}{2}; \\ \widetilde{c}_w(T_w) &= c_{w1} \rho_1 \text{ при } T_w < T_{pl} - \Delta, \quad \widetilde{c}_w(T_w) = c_{w2} \rho_2 \text{ при } T_w > T_{pl} + \Delta; \\ \frac{c_{p\,tn} G}{u_{tn}} \left[\frac{\partial T_{tn}(y,t)}{\partial t} + u_{tn} \frac{\partial T_{tn}(y,t)}{\partial y} \right] &= \frac{\alpha F}{b} [T(x,y,z,t) - T_{tn}(y,t)]; \\ 0 < y < b; \quad x^2 + z^2 < R^2; \quad F &= 2\pi Rb, \quad u_{tn} = \frac{G}{\rho_{tn} \pi R^2}. \end{aligned}$$

Граничные условия задачи.

На ребрах ячейки реголита:

$$\begin{aligned} \frac{\partial T(a,y,z,t)}{\partial x} = \frac{\partial T(-a,y,z,t)}{\partial x} &= 0; \quad 0 < y < b; \quad -a < z < +a; \\ \frac{\partial T(x,0,z,t)}{\partial y} = \frac{\partial T(x,b,z,t)}{\partial y} &= 0; \quad x^2 + y^2 > R^2; \quad -a < x < +a; \quad -a < z < +a; \\ \frac{\partial T(x,y,a,t)}{\partial z} = \frac{\partial T(x,y,-a,t)}{\partial z} &= 0; \quad -a < x < +a; \quad 0 < y < b. \end{aligned}$$

Уравнение теплового баланса на поверхности цилиндра:

$$\begin{aligned} \frac{\partial T(x,y,z,t)}{\partial x} \left(\frac{x}{R} \right) + \frac{\partial T(x,y,z,t)}{\partial z} \left(\frac{z}{R} \right) &= \frac{\alpha}{\lambda} [T(x,y,z,t) - T_{tn}(y,t)]; \\ x^2 + y^2 &= R^2, \quad 0 < y < b. \end{aligned}$$

Начальные условия: $T(x,y,z,t=0) = T_0$;

$$-a < x < +a, \quad 0 < y < b, \quad -a < z < +a, \quad x^2 + z^2 > R^2;$$

$$T_{tn}(y,t=0) = T_{tn0}; \quad 0 < y < b,$$

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.

С использованием записанной модели проведен расчет температурного поля ячейки ТА, Рисунок 18, и распределения температуры теплоносителя по длине теплообменной трубки ТА для времени с момента начала накопления тепла соответственно 3, 27, 102, 205 и 258 часов, Рисунок 19.

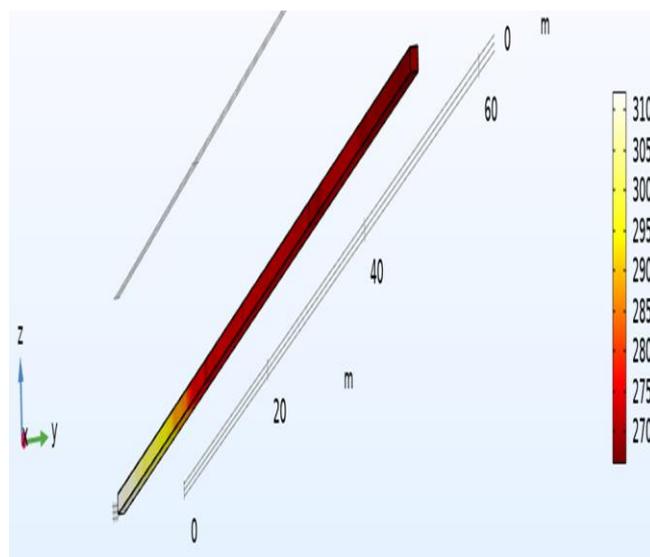


Рисунок 18 – Температурное поле ячейки ТА

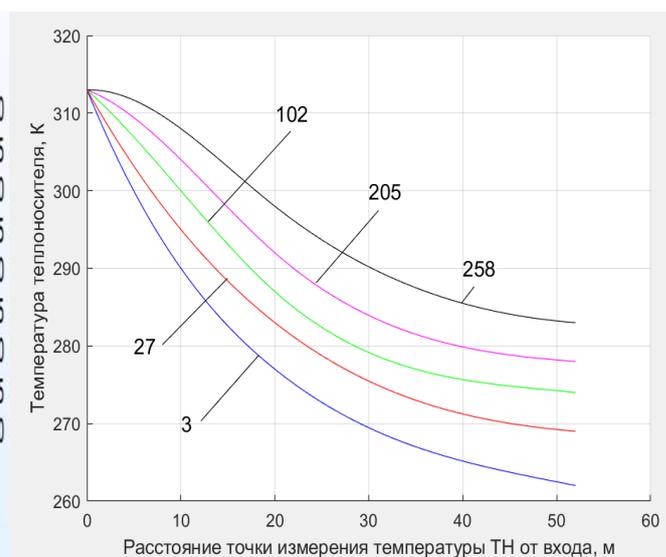


Рисунок 19 – Распределения температуры теплоносителя по длине теплообменной трубки ТА

В десятой главе представлена структура и математическая модель СОТР лунной базы с теплоаккумулирующими устройствами [18, 19]. Представлена СОТР как комплекс средств активного и пассивного терморегулирования. Предложена принципиальная схема внутреннего контура СОТР модуля лунной базы [20]. Разработана принципиальная схема наружного контура СОТР лунной базы, расположенной в полярной области, Рисунок 20, и районах средних широт и экватора, Рисунок 21. На рисунках приняты традиционные обозначения [21, 22].

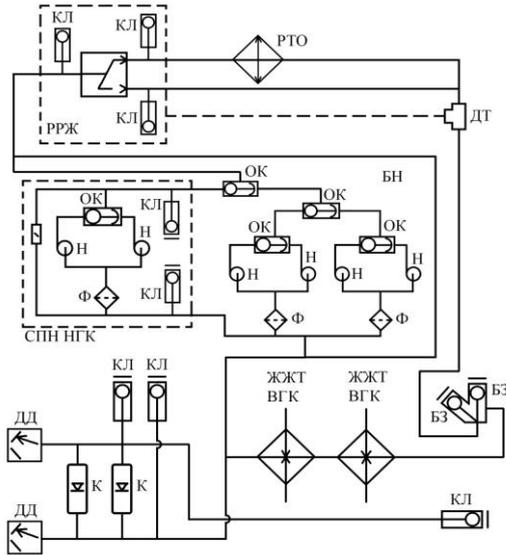


Рисунок 20 – Принципиальная схема внешнего контура СОТР лунной базы, расположенной в полярной области

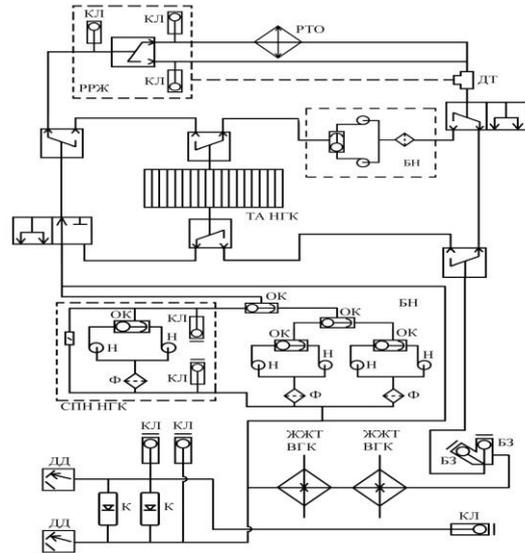


Рисунок 21 – Принципиальная схема внешнего контура СОТР лунной базы, расположенной в районах средних широт и экватора

Записана узловая математическая модель СОТР модуля базы, располагаемой в средних широтах и в экваториальной области с использованием теплового аккумулятора во внешнем контуре.

$$\begin{aligned}
 (c_{\text{ТН}} m_{\text{ТН РТО}})_i \frac{dT_{\text{ТН Вых РТО } i}}{dt} &= (c_p G)_{\text{РТО}} (T_{\text{ТН Вх РТО } i} - T_{\text{ТН Вых РТО } i}) + \\
 &+ (\alpha S)_{\text{изл пан РТО } i} (T_{\text{изл пан РТО } i} - T_{\text{ТН Вых РТО } i}); \\
 (c_{\text{изл пан РТО}} m_{\text{изл пан РТО}})_i \frac{dT_{\text{изл пан РТО } i}}{dt} &= (\alpha S)_{\text{изл пан РТО } i} (T_{\text{ТН Вых РТО } i} - \\
 &- T_{\text{изл пан РТО } i}) + F_{\text{РТО } i} q_{\text{погл}} - \eta_p \varepsilon \sigma F_{\text{РТО } i} T_{\text{изл пан РТО } i}^4; \\
 (c_{\text{рв ТА}} m_{\text{рв ТА}})_j \frac{dT_{\text{рв ТА } j}}{dt} &= (\alpha S)_{\text{рв ТА } j} (T_{\text{ст тр ТА } j} - T_{\text{рв ТА } j}); \\
 (c_{\text{ст тр ТА}} m_{\text{ст тр ТА}})_j \frac{dT_{\text{ст тр ТА } j}}{dt} &= (\alpha S)_{\text{рв ТА } j} (T_{\text{рв ТА } j} - T_{\text{ст тр ТА } j}) + \\
 &+ (\alpha S)_{\text{ст тр ТА } j} (T_{\text{ТН ТА Вых } j} - T_{\text{ст тр ТА } j});
 \end{aligned}$$

для $i=1, \dots, n, j=1, \dots, m$.

$$\begin{aligned}
 (c_{\text{ТН}} m_{\text{ТН ТА}})_1 \frac{dT_{\text{ТН ТА Вых } 1}}{dt} &= (c_p G)_{\text{ТА}} (T_{\text{ТН Вых РТО } n} - \\
 &- T_{\text{ТН ТА Вых } 1}) + (\alpha S)_{\text{ст тр ТА } 1} (T_{\text{ст тр ТА } 1} - T_{\text{ТН ТА Вых } 1}),
 \end{aligned}$$

для $j=1$.

$$(c_{\text{тн}} m_{\text{тн ТА}})_j \frac{dT_{\text{тн ТА Вых } j}}{dt} = (c_p G)_{\text{ТА}} (T_{\text{тн ТА Вых } j-1} - T_{\text{тн ТА Вых } j}) + \\ + (\alpha S)_{\text{ст тр ТА } j} (T_{\text{ст тр ТА } j} - T_{\text{тн ТА Вых } j}),$$

для $j=2, \dots, m$.

$$(c_p G)_{\text{РТО}} (T_{\text{тн вх РТО } 1} - T_{\text{тн ТА Вых } m}) = q_{\text{внутр}},$$

где: $T_{\text{тн вых РТО } i}$ – 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. Прочие переменные записаны в традиционных обозначениях.

В одиннадцатой главе представлены результаты моделирования динамических режимов СОТР с теплоаккумулирующими устройствами лунной базы, расположенной в средних широтах, на экваторе и в полярной области. На Рисунке 22 представлена схема совместной работы РТО и ТА в наружном контуре СОТР лунной базы, расположенной в средних широтах и на экваторе. На Рисунке 23 представлена схема работы наружного контура СОТР лунной базы ночью.

Для моделирования динамических режимов работы СОТР записана система обыкновенных дифференциальных уравнений 72 порядка, дополненная алгебраическим уравнением. Система проинтегрирована разностными уравнениями по схеме Рунге – Кутта четвертого порядка.

В результате решения получена зависимость температуры теплоносителя на выходе из РТО – T_1 , температуры рабочего вещества 16 – последнего элемента деления на узлы ТА – T_2 , температуры теплоносителя на выходе из ТА – T_3 от времени лунных суток для трех лунных дней. Зависимость представлена на Рисунке 24.

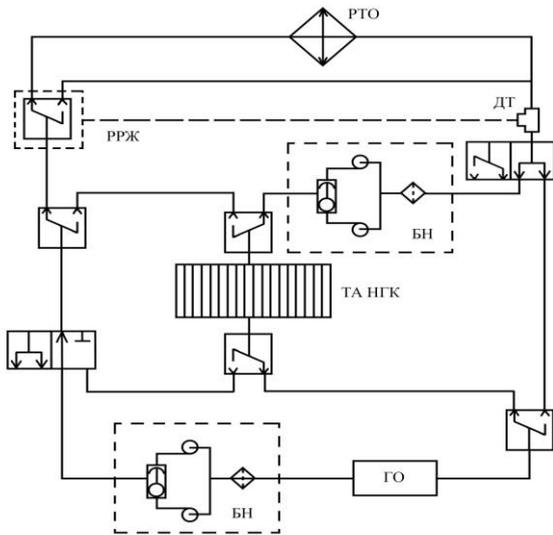


Рисунок 22 – Схема совместной работы РТО и ТА в наружном контуре СОТР лунной базы, расположенной в средних широтах и на экваторе днем

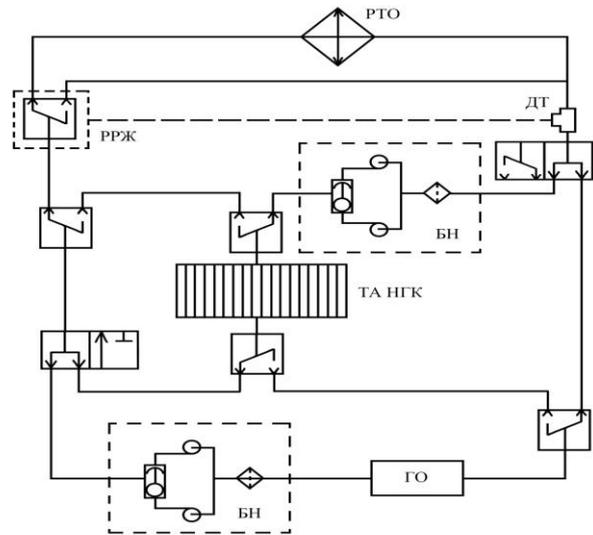


Рисунок 23 – Схема работы наружного контура СОТР лунной базы ночью

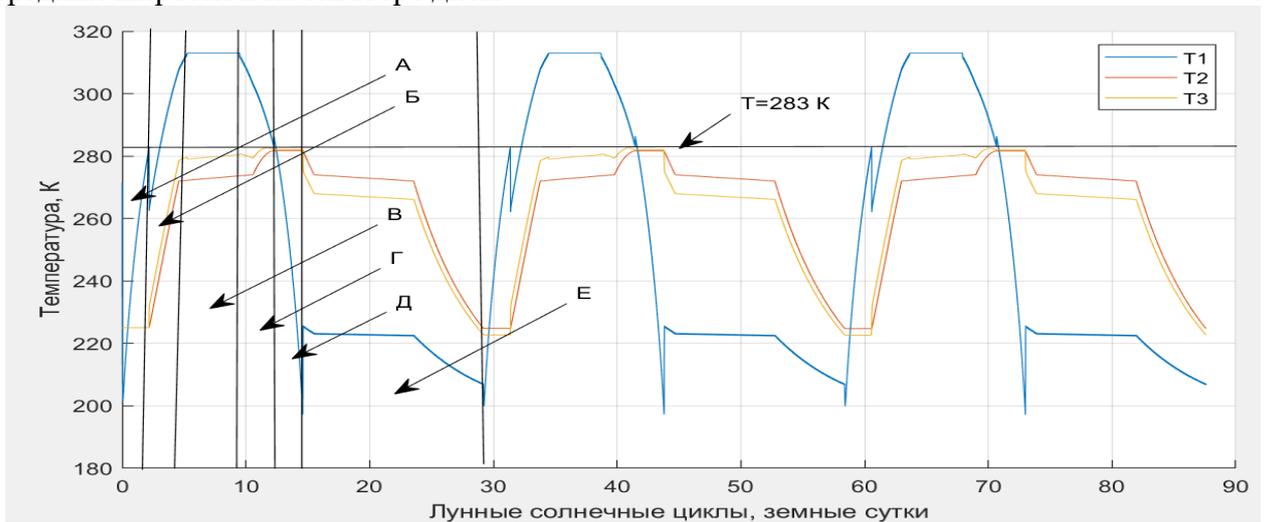


Рисунок 24 – Зависимость температуры теплоносителя на выходе из РТО – T_1 , температуры рабочего вещества 16 – последнего элемента деления на узлы ТА – T_2 , температуры теплоносителя на выходе из ТА – T_3 от времени лунных суток

Проведенное математическое моделирование динамических режимов и оценка проектных параметров СОТР лунной базы, расположенной в средних широтах, на экваторе и в полярной области, позволили 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.

В главе двенадцатой представлен анализ использования местных лунных ресурсов для эксплуатации и развития лунной базы. Представлены варианты

снабжения лунной базы водой, водородом и кислородом. Проведен экономический анализ затрат для различных вариантов снабжения базы с учетом полной стоимости жизненного цикла добычи компонентов на Луне, снабжения с Земли и регенерации продуктов жизнедеятельности экипажа с использованием комбинированного метода прогнозирования себестоимости изделий РКТ на основе синтеза экспертного и аналогово-сопоставительного методов. Полная стоимость жизненного цикла включает в себя затраты, понесенные при проектировании, разработке, испытаниях и производстве добывающе-перерабатывающих комплексов (ДПК), затрат на доставку и стоимость производства электроэнергии на поверхности Луны. На Рисунке 25 представлена зависимость стоимости жизненного цикла оборудования для различных вариантов обеспечения лунной базы кислородом, водородом и водой от времени эксплуатации системы.

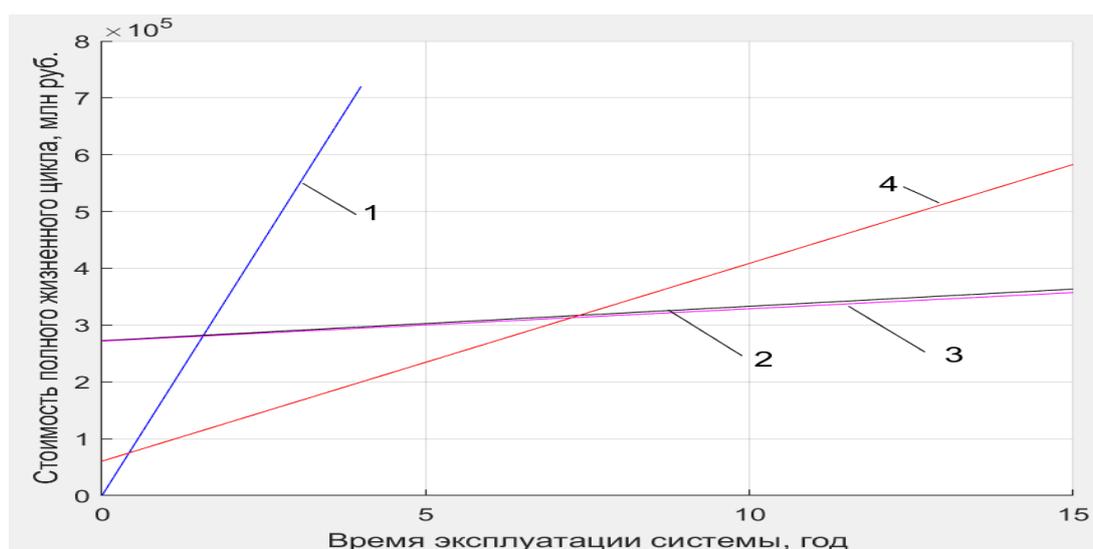


Рисунок 25 – Стоимость жизненного цикла оборудования для различных вариантов обеспечения лунной базы кислородом, водородом и водой

На Рисунке 25 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.

Анализ позволил сделать 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;

– 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 ДПК для добычи кислорода и водорода из местных ресурсов при расширении лунной базы для производства тепловых аккумуляторов.

Глава тринадцатая посвящена разработке методологии предварительного проектирования СОТР лунной базы в условиях неопределенности параметров. 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 Баодина Лю, алгоритмы и программы.

Проведена минимизация приведенной массы 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 [23], 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.

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 . Эксперт задал для неопределенных параметров линейные функции распределения $L(c, d)$, где c и d – границы: $L_\varepsilon(0,9, 0,93)$, $L_{T_e}(258, 261)$, $L_a(-11, -10,4)$, $L_b(-0,6, -0,54)$.

Постановка задачи проектирования (оптимизации) гибридного РТО СОТР модуля лунной базы как задачи однокритериального неопределенного программирования с мягкими ограничениями имеет вид:

$$\min (M_{\text{ПР РТО}}),$$

при условиях:

$$M\{0,99 - P_0 \leq 0\} \geq 0,95,$$

$$M\{T_{\text{ТН}}(L) - T_{\text{ЗАД}} \leq 0\} \geq 0,95,$$

$$M\{Q_{\text{ВНУТР}} - c_p G(T_{\text{ТН ВХ}} - T_{\text{ТН}}(L)) \leq 0\} \geq 0,95,$$

$$0,2 \leq l \leq 0,6, 0,0005 \leq \delta_{\text{ГР}} \leq 0,0013, 0,015 \leq d_{\text{ТР}} \leq 0,025,$$

$$0,003 \leq \delta_3 \leq 0,0095, 90 \leq L \leq 140,$$

$$0,9 \leq \varepsilon \leq 0,93, 258 \leq T_e \leq 261, -11 \leq a \leq -10,4, -0,6 \leq b \leq -0,54.$$

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:

$$\begin{aligned} & 0,99 - \exp(-1,157 \cdot 10^{-5} F \tau * \\ & * 10^{(0,05(-11)+0,95(-10,4))+0,041(0,95(-0,6)+0,05(-0,54))} * \\ & * 10^{(0,95(-0,6)+0,05(-0,54)) \lg \delta_{\text{ЭКР}}^3} \leq 0; \\ & (0,05 * 258 + 0,95 * 261) + \\ & + (T_{\text{ТН ВХ}} - (0,05 * 258 + 0,95 * 261)) e^{-\frac{\widetilde{K}_S 2Ll}{c_p G}} - T_{\text{ЗАД}} \leq 0; \\ & Q_{\text{ВНУТР}} - c_p G T_{\text{ТН ВХ}} + c_p G ((0,05 * 258 + 0,95 * 261) + \\ & + (T_{\text{ТН ВХ}} - (0,05 * 258 + 0,95 * 261)) e^{-\frac{\widetilde{K}_S 2Ll}{c_p G}} \leq 0; \\ & \widetilde{K}_S = \frac{\lambda_{ex} (2\delta_{\text{ПАЛ}} + \delta_{\text{ГР}}) \tilde{a} \text{th} \tilde{a} l}{(1 + \tilde{a} b \text{th} \tilde{a} l) l}; \\ & \tilde{a}^2 = \frac{(0,95 * 0,9 + 0,05 * 0,93) \sigma B}{\lambda_{ex} (2\delta_{\text{ПАЛ}} + \delta_{\text{ГР}})}; \\ & b = \frac{\lambda_{ex} (2\delta_{\text{ПАЛ}} + \delta_{\text{ГР}})}{\alpha \pi d}; \\ & \lambda_{ex} = \frac{2\lambda_{Al} \delta_{\text{ПАЛ}} + \lambda_{ГР x} \delta_{\text{ГР}}}{2\delta_{\text{ПАЛ}} + \delta_{\text{ГР}}}. \end{aligned}$$

Используемые в постановке задачи переменные описаны выше. Для решения поставленной задачи был применен однокритериальный генетический алгоритм.

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 Рисунках 26 и 27 приведены зависимости оптимальной приведенной массы РТО от толщины защитного экрана трубки РТО, и от ширины ребра РТО.

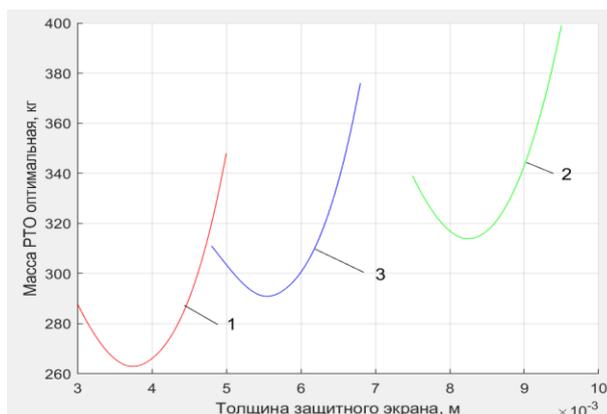


Рисунок 26 – Зависимости оптимальной приведенной массы РТО от толщины защитного экрана трубки РТО

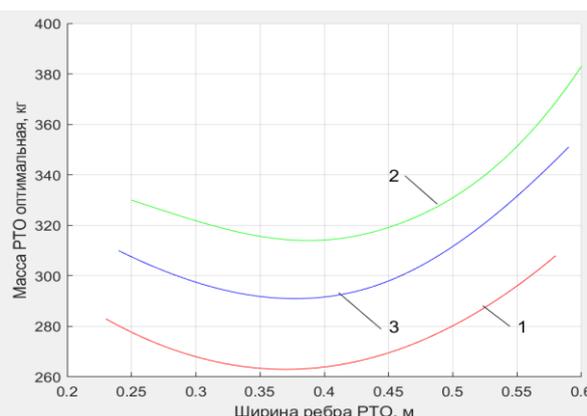


Рисунок 27 – Зависимости оптимальной приведенной массы РТО от ширины ребра РТО

Кривая 1 получена при оптимизации по осредненным значениям неопределенных параметров, 2 – по максимальным значениям диапазона неопределенных параметров, выбранного экспертом, 3 – по сокращенным значениям диапазона неопределенных параметров.

Проведено исследование теплоемкостной характеристики ТА на основе реголита с водой в условиях параметрической неопределенности лунной среды. Исследования проводились на основе подхода, предложенного Б. Лю. Неопределенными параметрами, влияющими на теплоемкостную характеристику

ТА, в условиях лунной среды являются: пористость реголита ε , насыпная плотность реголита ρ_n , теплоемкость реголита $c_{\text{рег}}$.

На основании результатов исследований, проведенных в рамках советской и американской лунных программ, 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: $L_{\rho_n}(1804, 2116)$, $L_{\varepsilon}(0,44, 0,52)$, $L_{c_{\text{рег}}}(650, 750)$.

После перехода от неопределенных параметров к детерминированным дубликатам получаем уравнение для определения индекса риска ТА:

$$\begin{aligned} & V[(1 - \alpha)0,44 + \alpha 0,52] \rho_2 c_1 (273 - 253) + \\ & + V[(1 - \alpha)0,44 + \alpha 0,52] \rho_2 c_2 (283 - 273) + \\ & + V[(1 - \alpha)0,44 + \alpha 0,52] \rho_2 c_{\text{пл}} + \\ & + V[(1 - \alpha)1804 + \alpha 2116] * \\ & * [(1 - \alpha)650 + \alpha 750] (283 - 253) - A^* = 0, \end{aligned}$$

другими словами, степени уверенности в том, что выполняется требование $f = A - A^* > 0$, где: V – объем рабочего вещества ТА, A – количество тепла, поглощенного реголитом с водой в качестве рабочего вещества, A^* – количество тепла, которое требуется аккумулировать ТА.

Исследование показало, что для повышения степени уверенности в том, что выполняются условия аккумулирования расчетного количества тепла, необходимо проведение дополнительных исследований неопределенных параметров реголита с целью уменьшения диапазона их изменения.

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 $9 * 10^9$ Дж, а требуемая масса рабочего вещества теплового аккумулятора составляет $9,2 * 10^4$ 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.

Основные положения диссертации представлены в **следующих публикациях:**

1. 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.

2. Патент RU 2022 134 191 Радиационный теплообменник гибридной структуры / Белявский А.Е., Кудрявцева Н.С., Сорокин А.Е. Подано 24.12.2022.

3. Belyavskii A.E. Radiant Heat Exchanger with Hybrid Structure // Russian Engineering Research. - 2022. - Vol. 42. - Is. 6. - P. 607-609.

4. 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.

5. Патент RU 2022 134 189 Излучающая панель гибридной структуры / Белявский А.Е., Кудрявцева Н.С., Сорокин А.Е. Подано 24.12.2022.

6. Борщев Н.О., Белявский А.Е., Сорокин А.Е. Алгоритм параметрического определения теплофизических характеристик покрытий // СТИН. - 2019. - № 9. - С. 34-37.

7. 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.

8. 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.

9. Белявский А.Е., Сорокин А.Е., Строгонова Л.Б., Шангин И.А. Выбор процессов теплоаккумулирования 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>.

10. 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.

11. 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.

12. Белявский А.Е. Эксергетический анализ систем обеспечения теплового режима космических аппаратов с тепловым аккумулятором // СТИН. - 2021. - № 9. - С. 32-34.

13. Belyavskii A.E. Heat Stores with a Melting for Spacecraft Thermal Control Systems // Russian Engineering Research. - 2021. - Vol. 41. - Is. 1. - P. 56-57.

14. 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.

15. Белявский А.Е. Анализ работы радиационного теплообменника системы обеспечений теплового режима лунной базы // Тепловые процессы в технике. - 2022. - Т.14. - № 3. - С. 107-215.

16. 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.

17. Belyavskii A.E. Thermal Storage System at Lunar Base // Russian Engineering Research. - 2022. - Vol. 42. - Is .9. - P. 939-941.

18. Борщев Н.О., Белявский А.Е., Сорокин А.Е. Разработка модели внешних тепловых воздействий на космический аппарат // СТИН. - 2019.- № 9. - С. 31-34.

19. Борщев Н.О., Белявский А.Е., Сорокин А.Е. Исследование теплового режима элементов международной космической станции // СТИН. - 2020.- № 11. - С. 35-37.
20. 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.
21. 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.
22. Belyavskii A.E. Thermal Management of a Lunar Base Using Heat Stores // Russian Engineering Research. - 2022. - Vol. 42. – Is .12. - P. 1306-1308.
23. 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.