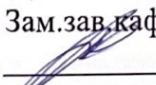



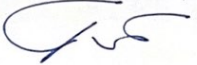
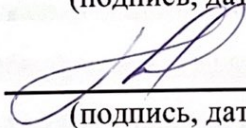
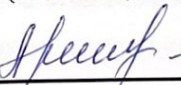


Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра: «Стартовые и технические ракетные комплексы»
Специальность: 24.05.01 – «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно – космических комплексов»
Специализация: «Пилотируемые и автоматические аппараты и системы»

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ
Зам. зав. кафедрой
 В.В. Соловьев
«29» января 2024 г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

на тему: Разработка системы терморегулирования негерметичного приборного отсека лунного модуля

Исполнитель студент группы 8111-ос	 _____ (подпись, дата)	Короленко А. А.
Руководитель профессор, доктор техн. наук	 _____ (подпись, дата)	Плутенко А.Д
Консультант доцент	 _____ (подпись, дата)	Насуленко К. А
Консультант по БЖД доцент, канд. техн. наук	 _____ (подпись, дата)	Козырь А. В
Нормоконтроль Старший преподаватель СиТРК	 _____ (подпись, дата)	Аревков М.А
Рецензент	 _____ (подпись, дата)	Трусов А.А

Благовещенск 2024

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра: «Стартовые и технические ракетные комплексы»

УТВЕРЖДАЮ
Зам. зав. кафедрой
В.В. Соловьев
«30» декабря 2023 г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Короленко Александры Алексеевны

1. Тема выпускной квалификационной работы: Разработка системы терморегулирования негерметичного приборного отсека лунного модуля

(утверждена приказом от 19.12.2023 №3381-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 01.02.2024

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: масса космического аппарата: 1750 кг; масса рабочей аппаратуры: 30 кг; высота рабочей орбиты: 675 км.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: общие сведения, проектный расчет системы обеспечения теплового режима космического аппарата, описание спроектированной системы, БЖД, экономический расчет.

5. Перечень материалов приложения: титульный лист, алгоритм расчета, сборочный чертеж, сотопанель, тепловая труба, сотонаполнитель, заключение.

6. Консультанты по выпускной квалификационной работе: Козырь А.В., Насуленко К.А.

7. Дата выдачи задания: 30.12.23

Руководитель выпускной квалификационной работы: Плутенко А.Д., профессор доктор техн.наук.

Задание принял к исполнению (дата) 30.12.23

Толы

РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 90 страниц, 21 рисунок, 12 таблиц, 14 источников.

СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, НЕГЕРМЕТИЧНЫЙ ПРИБОРНЫЙ ОТСЕК, УРАВНЕНИЕ ТЕПЛООВОГО БАЛАНСА, ТЕПЛОВЫЕ ТРУБЫ, ДВУХФАЗНЫЕ СИСТЕМЫ, СОТОПАНЕЛЬ, РАДИАТОР, КОМПАНОВКА

В работе описывается назначение системы обеспечения теплового режима, условия функционирования космического аппарата, производится расчет различных видов систем обеспечения теплового режима с последующим анализом, выбором и проектированием оптимальной СОТР для заданных параметров приборного отсека лунного модуля.

СОДЕРЖАНИЕ

Определения, обозначения, сокращения	6
Введение	7
1 Общие сведения	9
1.1 Основные характеристики прототипа космического аппарата	9
1.2 Устройство прототипа космического аппарата	10
2 Описание допустимых температурных условий и систем их обеспечения	13
2.1 Внутренние и внешние тепловые факторы, влияющие на температурный режим КА	13
2.2 Требования к температурным условиям и допустимым диапазонам температур	16
2.3 Тепловые условия на поверхности Луны	17
2.4 Виды систем теплового регулирования	18
2.4.1 Пассивные системы обеспечения температурного режима	18
2.4.2 Активные системы обеспечения температурного режима	20
2.5 Цель и задачи работы	22
3 Расчет системы терморегулирования для приборного отсека	25
3.1 Расчет теплового баланса для приборного отсека	25
3.2 Элементы системы терморегулирования	29
3.2.1 Расчет терморегулирующих покрытий	30
3.2.2 Расчет экранно-вакуумной теплоизоляции	34
3.2.3 Расчет радиаторов-испарителей	36
3.2.4 Расчет элементов жидкостного тракта	40
3.2.5 Расчет системы тепловых труб	46
3.2.6 Расчет сотовой панели для обеспечения теплового режима	53
3.2.7 Расчет электрообогревателей для терморегулирования	59
3.3 Сравнение систем терморегулирования и выбор оптимального	64

варианта обеспечения теплового режима	
4 Выбор компоновки системы терморегулирования	66
4.1 Описание конструкции разработанной системы	66
4.2 Оценка работы радиаторов в условиях тепловых нагрузок	70
5 Безопасность и экологичность	
6 Оценка стоимости создания СОТР	
7 Заключение	78
8 Библиографический список	79

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

АБ – аккумуляторные батареи;

КА – космический аппарат

КТТ – контурные тепловые трубы;

ПМ – посадочный модуль;

РИТЭГ – радиоизотопный термоэлектрический генератор;

РО – радиатор-охладитель;

РТО – радиационный теплообменник;

СБ – солнечная батарея;

СОТР – система обеспечения терморегулирования;

СП – сотопанели;

ССП – силовые сотовые панели;

СТР – система терморегулирования;

ТСП – термостабилизирующие панели;

ТТ – тепловые трубы;

ЭВТИ – экранно-вакуумная термоизоляция;

ЭО – электрообогреватель.

ВВЕДЕНИЕ

Длительность срока активного существования космического аппарата во многом зависит от температурных условий функционирования его составных частей.

Система терморегулирования выполняет следующие задачи: поддержание требуемой температуры аппаратуры, бортовых систем, элементов и узлов конструкции космического аппарата на протяжении всего срока его функционирования на орбите независимо от режимов работы, так же основной задачей является обеспечение теплового равновесия между элементами космического аппарата чтобы исключить возможность возникновения температурных деформации, так как это снижает надежность работы космического аппарата, приводит к изменению механических и теплофизических характеристик приборов и элементов терморегулирования.

В течение всего времени эксплуатации космического аппарата, рабочая температура каждого его элемента должна поддерживаться в заданном диапазоне, а также учитываться факторы функционирования и воздействия тепловых нагрузок в условиях космического пространства, такие как тепловое излучение Солнца, отраженное излучение от Земли, которые имеют широкий диапазон температур, переизлучение от элементов конструкции, тепловые нагрузки от работающей аппаратуры, а также стоит учитывать ориентацию космического аппарата – все эти факторы влияют на способность поверхности космического аппарата отражать и поглощать излучение. Из-за этого тепловая нагрузка будет иметь непостоянный характер.

Кроме того, достижение необходимого диапазона температур для работы космического аппарата является ещё одной проблемой терморегулирования, поскольку на него устанавливаются различные приборы и оборудование, которые требуют определенного температурного режима для нормального функционирования.

А также немаловажным является то, что требуется создавать компактные

и энергоэффективные системы терморегулирования, которые будут иметь низкий вес и объем, а также доступную цену.

Для создания космического аппарата можно использовать разные конструкционные решения, которые отличаются компоновкой, параметрами и геометрией. Однако, сроки проектирования и изготовления должны быть ограничены до 2,5 лет. Поэтому, чтобы ускорить процесс выбора оптимального варианта, необходимо на ранних этапах оценить влияние параметров на характеристики системы.

1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

В качестве исходного космического аппарата будем рассматривать автоматическую межпланетную станцию «Луна – 25», предназначенную для исследования поверхности Луны в районе её южного полюса, лунной экзосферы и отработки технологий посадки и анализа грунта.

1.1 Основные характеристики прототипа космического аппарата

Техническое обеспечение задания состоит из четырёх составляющих: космический аппарат «Луна – 25», ракета-носитель «Союз – 2.1», наземный комплекс управления и наземный научный комплекс. Далее будем рассматривать только космический аппарат. Основные параметры КА «Луна – 25» приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Характеристики КА «Луна – 25»

Общая масса $M_{КА}$	1750 кг
Сухая масса M_0	615 кг
Масса научной аппаратуры $m_{на}$	30 кг
Высота КА $L_{КА}$	3,17 м
Диаметр КА $D_{КА}$	3,7 м
Площадь миделя S_M	10 м ²
Энергопотребление космического аппарата $E_{КА}$	100 Вт
Высота полета H^*	100 км

* – высота окололунной орбиты.

Время полета космического аппарата с момента старта до посадки на Луну займет около 5 суток. Во время сближения с Луной космический аппарат затормозит на заданной высоте и перейдет на круговую рабочую орбиту высотой 100 км. Находясь в таком положении аппарат произведет необходимые измерения

характеристик орбиты и начнет подготовку к посадке. Для достижения посадочной орбиты с перицентром на высоте 12–18 км и апоцентром на высоте 90–110 км, необходимо выполнить один или два маневра. Если речь идет об аппарате на орбите Луны, то его существование на орбите возможно в течение 4–7 суток в связи с техническими ограничениями [1].

1.2 Устройство космического аппарата

Функционирование КА вблизи Луны и непосредственно на её поверхности обеспечивается программой работающей циклично, в прямой зависимости от лунного дня и ночи.

В период ночи на Луне вся аппаратура на КА отключена, а требуемый температурный режим обеспечивается за счет радиоизотопного терморегулятора.

Система электроснабжения на борту автоматически выключается и включается при заходе и восходе Солнца соответственно. Это происходит благодаря логике взаимодействия настроенных по командно-программной информации часов реального времени и автоматики [1].

Основные задачи научной аппаратуры выполняются в дневное время на Луне. Реальная ориентация солнечных панелей космического аппарата на поверхности Луны, состояние аккумуляторной батареи после нескольких лунных ночей и тепловой режим определяют длительность, энергетические возможности и потенциал работы научной аппаратуры до и после захода Солнца [1].

Посадочный модуль «Луна – 25» состоит из двух частей. Верхняя часть включает в себя силовую конструкцию из сотовых панелей, на которой установлена аппаратура, научные приборы, а также расположены панели солнечных батарей, система терморегулирования и радиоизотопный генератор. В нижней части располагаются топливные баки, двигательная установка и посадочные опоры [1].

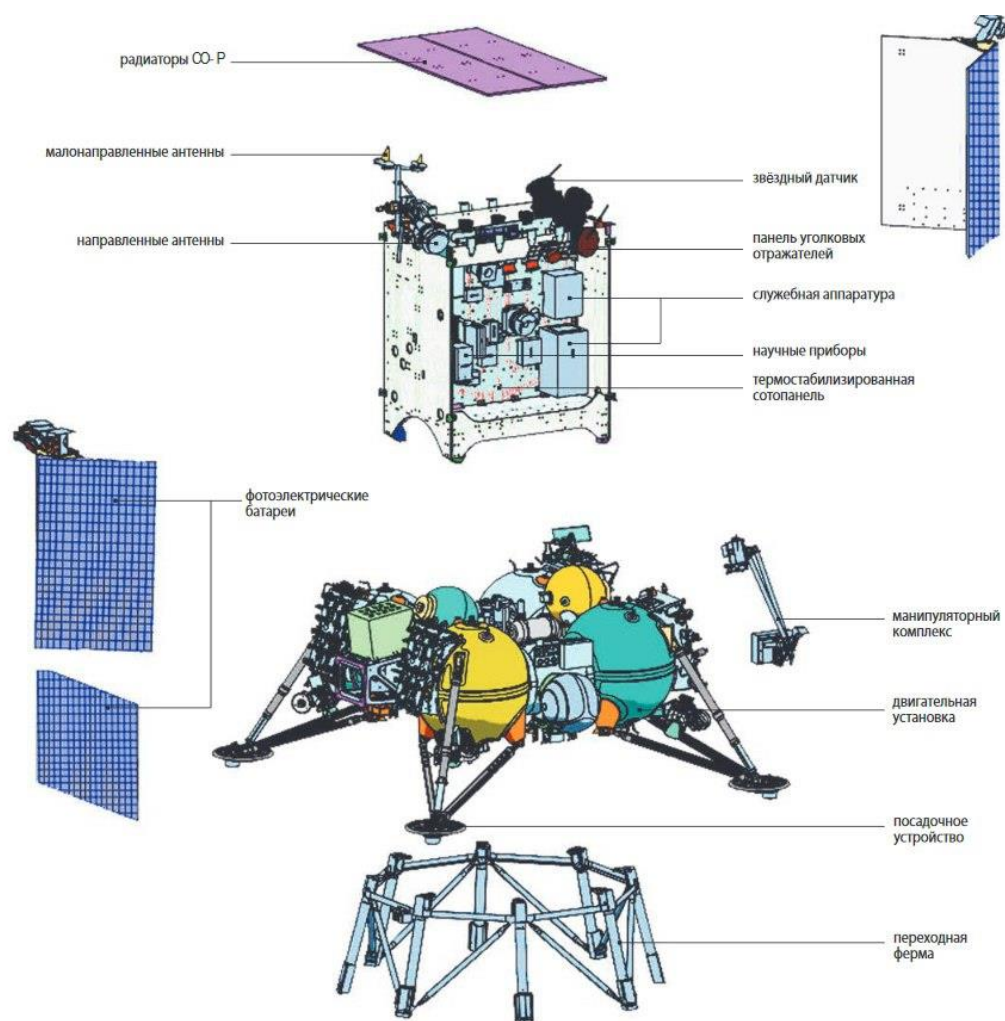


Рисунок 1 – Общая схема космического аппарата «Луна-25»

Космический аппарат состоит из нескольких компонентов, включая целевую аппаратуру, бортовой энергетический комплекс и бортовой комплекс управления, которые объединены в единую конструкцию. Общая схема космического аппарата представлена на рисунке 1.

Целевая аппаратура включает в себя систему из анализаторов гамма-излучения и нейтронов в грунте, лазерный масс-спектрометр для исследований реголита, оборудование для сбора и доставки образцов, систему контроля электропитания, систему для хранения и передачи данных, полученных от научного оборудования, приборов для съёмки поверхности, обработки снимков и построения трехмерных моделей [1].

Четыре стойки, расположенные на каждом из топливных баков и состоящие из амортизаторов, V-образных подкосов и опор, образуют посадочное

устройство, которое выполняет функцию поглощения кинетической энергии при посадке на Луну.

Система обеспечения теплового режима начинает работать ещё на старте, после установки радиоизотопного генератора. Система состоит из двух частей, первая включает в себя РИТЭГ, обеспечивающий обогрев аппаратуры, вторая – это радиаторы с системой теплоотводов для излучения избыточного тепла.

В состав космического аппарата «Луна – 25» входит двигательная установка, состоящая из двух взаимосвязанных систем: двигательной установки для траекторных коррекции и торможения, и системы ориентации и стабилизации.

Бортовой комплекс управления отвечает за обеспечение стабильной работы бортовых систем и выполнения заданной программы управления, принятие решений и контроль работы всей системы.

Система электропитания на космическом аппарате состоит из солнечных батарей, литиево – ионной аккумуляторной батареи, блока автоматики и радиоизотопного терморегулятора. Он начинает работать сразу после того, как разгонный блок подает сигнал об отделении.

Система связи аппарата «Луна – 25» включает в себя радиокomплекс с антенной системой, работающей в X – диапазоне. Данная система выполняет большое количество задач, основными из которых является прием, расшифровка и передача команд бортовому компьютеру, поступающих с наземного командного пункта, проведение совместных измерений траектории, систематизирование информации о диагностике систем и передача её на Землю, прием информации, поступающей от приборов и терморегулирующей системы, и передача полученной информации.

2 ОПИСАНИЕ ДОПУСТИМЫХ ТЕМПЕРАТУРНЫХ УСЛОВИЙ И СИСТЕМ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

Система обеспечения теплового режима представляет собой совокупность бортовых устройств и элементов конструкции, которые необходимы для того, чтобы обеспечивать на космическом аппарате требуемый тепловой режим [2].

2.1 Внутренние и внешние тепловые факторы, влияющие на температурный режим КА

Основные источники тепла могут быть внешними и внутренними. Внешние теплопритоки возникают вследствие лучистого теплового обмена между самим космическим аппаратом и средой, в которой он находится. Внешние тепловые потоки включают в себя:

- солнечное тепловое излучение;
- тепловое излучение от других небесных тел;
- альbedo Луны (отраженные тепловые потоки);
- собственное переизлучение элементов КА;
- атмосферный тепловой поток.

Главными элементами космического аппарата, воспринимающими тепловые нагрузки, является внешний корпус и панели радиаторов. Эти нагрузки излучением существенно зависят от параметров орбиты космического аппарата, то есть его положения, а также от геометрических параметров радиаторов и корпуса [2].

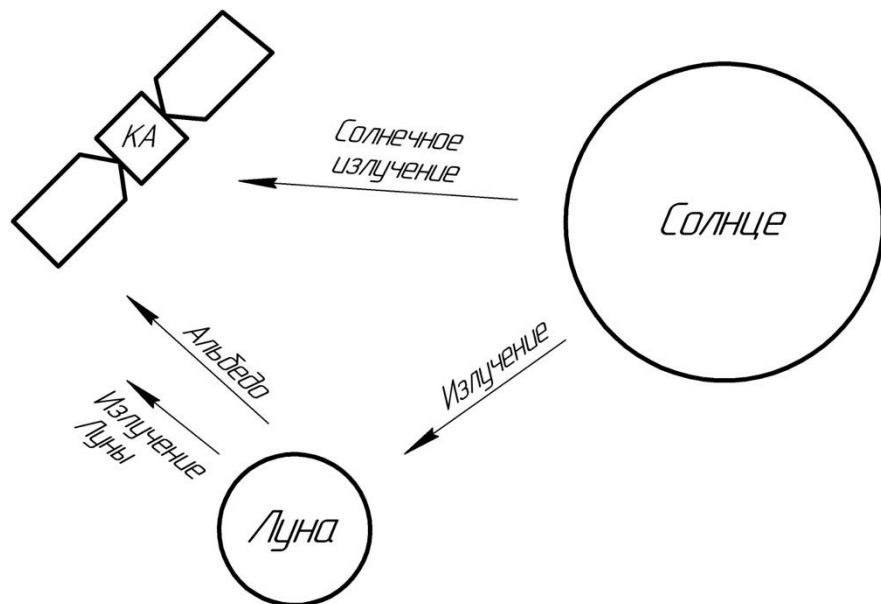


Рисунок 2 – Тепловое излучение, воздействующее на космический аппарат.

На космический аппарат большое воздействие оказывает тепловой поток от Солнца, который является наиболее значимым из всех внешних тепловых потоков. Этот поток называется болометрической постоянной Солнца и имеет большую величину равную $Q_{\text{солн}} = 3,78 \cdot 10^{26}$ Вт.

Для характеристики тепловых потоков, воздействующих на космический аппарат, используются плотности этих потоков. Плотность теплового потока определяется как количество тепла, проходящего через единичную площадку, расположенную перпендикулярно направлению потока. Космический аппарат подвергается прямому тепловому потоку от Солнца на освещенном участке орбиты, в то время как на теневом участке орбиты этого потока нет.

На поверхность планеты также воздействует солнечный поток, который отражается и поглощается ею. Количество отраженного излучения зависит от состояния поверхности и состава атмосферы планеты и называется альbedo планеты [2].

Для правильного проведения тепловых расчетов космического аппарата важно учитывать, что отраженный тепловой поток планет имеет сравнимую величину с прямым солнечным излучением [2].

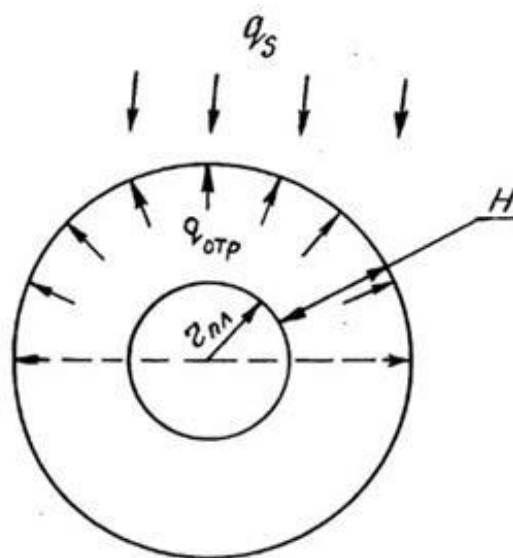


Рисунок 3 – Схема отраженного планетой теплового излучения, поступающего от Солнца [2].

Любая планета излучает собственное тепло в окружающее пространство, а также отражает тепловое излучение от Солнца (Рисунок 3). В пределах солнечной системы излучение планет осуществляется в инфракрасном диапазоне длин волн [2].

При полете космического аппарата вблизи планеты необходимо учитывать воздействие теплового потока, который возникает в атмосфере планеты. Если речь идет о полетах вблизи Земли, то атмосферный тепловой поток начинает оказывать заметное воздействие на КА с высоты менее 250 км [2].

Вторичными источниками тепла являются внутренние источники, такие как работающие приборы и электроника, которые выделяют тепло. Количество выделяемого тепла зависит от конкретной ситуации и назначения аппарата. Охлаждение аппарата может стать проблемой в зависимости от его размеров и конфигурации, так как количество выделяемой энергии увеличивается пропорционально кубу размера, а площадь поверхности - только квадрату [2].

Если КА находится в термодинамическом равновесии с окружающим космическим пространством, то уравнение теплового баланса имеет вид:

$$C \frac{dT}{dt} = Q_{\Sigma} = Q_{\text{вн}} + A_c Q_c + A_{\text{соб}} Q_{\text{соб}} + Q_{\text{отр}} + Q_{\text{атом}} + Q_u, \quad (1)$$

где $Q_{\text{вн}}$ – суммарные внутренние тепловые потоки;

A_c – коэффициент поглощения солнечной радиации;

Q_c – прямой солнечный тепловой поток, падающий на поверхность КА;

$A_{\text{соб}}$ – коэффициент поглощения собственного излучения планеты;

$Q_{\text{соб}}$ – энергия собственного излучения планеты;

$Q_{\text{отр}}$ – солнечная энергия, отраженная от планеты;

$Q_{\text{атом}}$ – тепловая энергия, выделяющаяся за счет столкновения поверхности КА с отдельными атомами и молекулами атмосферы планеты;

Q_u – тепло, излучаемое КА [2].

Данное уравнение показывает, что тепловые режимы являются нестационарными, то есть непостоянными, с изменяющимся тепловым полем во времени, так как космический аппарат находится в движении.

2.2 Требования к температурным условиям и допустимым диапазонам температур

Главное требование к СОТР состоит в том, что для каждого из элементов, входящих в состав КА, должен соблюдаться заданный температурный диапазон в течение всего времени активного существования аппарата. Необходимо также учитывать влияние еще нескольких факторов: условий функционирования в глубоком вакууме, наличия различных видов излучений и непостоянстве температур приборов и их тепловое излучение во время работы по заданной программе [3].

Чтобы гарантировать надлежащую работу оборудования, необходимо поддерживать соответствующие температурные диапазоны для различных элементов. Для научных приборов диапазон от 0 °С (± 10 °С) до 40 °С (± 15 °С) и как видно он достаточно широк [3].

Тепловое излучение не всегда действует на космический аппарат с постоянной величиной, поэтому система терморегулирования должна работать таким образом, чтобы температура приборов не выходила за пределы допустимых значений. То есть при положительном тепловом балансе она должна отводить от элементов избыточную тепловую энергию, а при отрицательном наоборот компенсировать недостающее тепло. Сброс тепла в космическое пространство чаще и эффективнее всего осуществляется с помощью излучательных радиаторов различной площади и конфигурации [3].

Еще одним немаловажным требованием к СТР, является то, что она должна выдерживать вибрационные нагрузки и аэродинамический нагрев в процессе выведения космического аппарата на орбиту, а также после этого включиться в работу без потери работоспособности и с сохранением возможности длительного функционирования даже на больших расстояниях от Земли [3].

Другое требование к СТР включает необходимость минимизации веса всей системы и потребления небольшой или нулевой энергии, при сохранении её работоспособности и экономической выгоды разработки и создания [3].

2.3 Тепловые условия на поверхности Луны

Температурный баланс на поверхности Луны складывается из падающего на планету солнечного теплового потока и его поглощения планетой, теплопритоком из недр и собственным излучением Луны в космическое пространство. Влиянием излучения со стороны Земли чаще всего пренебрегают, так как оно обладает малой величиной воздействия и примерно равно 240 Вт/м^2 . Исключением является момент времени, когда происходит солнечное затмение, то есть, когда Земля перекрывает Солнце. Температура поверхности Луны лежит в широком диапазоне от 100 до 400 К [1].

Луна вращается вокруг своей оси с относительно медленной скоростью, полный оборот происходит за сидерический лунный месяц, который равен 27,32 земных суток. Таким образом, продолжительность лунного дня зависит от широты и в зоне экватора составляет примерно 14,5 земных суток, а ночь примерно

13 суток. А также на Луне не происходит смены времен года, так как ось ее вращения почти перпендикулярна плоскости эклиптики [1].

2.4 Способы обеспечения теплового режима

Тепловой режим космических аппаратов зависит от внешних и внутренних источников тепла и условий работы системы терморегулирования. Выбор типа системы зависит от назначения, типа и режима полета КА, а также от изменчивости внешних и внутренних тепловых нагрузок. Существует множество возможных типов систем терморегулирования, включая активные и пассивные. Краткая схема типов систем терморегулирования представлена на рисунке 3 [3].

2.4.1 Пассивные системы обеспечения температурного режима

Работа пассивных систем обеспечения температурного режима основывается на том, что тепловая защита осуществляется без затрат энергии бортовых источников, главной целью которых является минимизация влияния внешних тепловых потоков и сброс избыточного тепла.

К основным видам пассивных систем терморегулирования относятся [3]:

- выбор оптимальной формы;
- ориентация аппарата;
- терморегулирующие покрытия;
- тепловые мосты в зонах крепления приборов;
- контурные тепловые трубы.

Использование терморегулирующих покрытий в составе системы позволяет обеспечивать требуемые оптические характеристики КА:

- коэффициент поглощения солнечного излучения;
- степень черноты поверхности.

За счет этих коэффициентов можно обеспечить оптимальный подвод или наоборот отвод тепла от поверхности космического аппарата, тем самым регулировать его тепловой режим [3].

Для обеспечения нужного теплового режима часто используют экранно-вакуумную теплоизоляцию, состоящую из множества тепловых экранов, между

которыми создается вакуум. Такие экраны помогают уменьшить лучистый теплообмен, отражая лучистые тепловые потоки. Обычно для этой цели используются экраны из полиэтилентерефталатной пленки с напылением алюминия или алюминиевой фольги, а между ними устанавливаются прокладки из стекловолна. Экраны соединяются нитями и покрывают ткань ТСОН-3. Экранно-вакуумная теплоизоляция имеет малый вес и проста в установке на поверхность космического аппарата.

Кроме того, в системах терморегулирования применяются тепловые аккумуляторы, которые позволяют сохранять избыточную тепловую энергию для стабилизации температуры элементов КА и теплоносителей. Рабочие вещества, используемые в таких аккумуляторах, имеют температуру, близкую к номинальной температуре элементов КА. Если тепловыделение внутри элемента увеличивается, то рабочее вещество плавится, а при его уменьшении оно затвердевает. Такие процессы происходят при постоянной температуре, что позволяет стабилизировать температуру элементов КА относительно номинального значения.

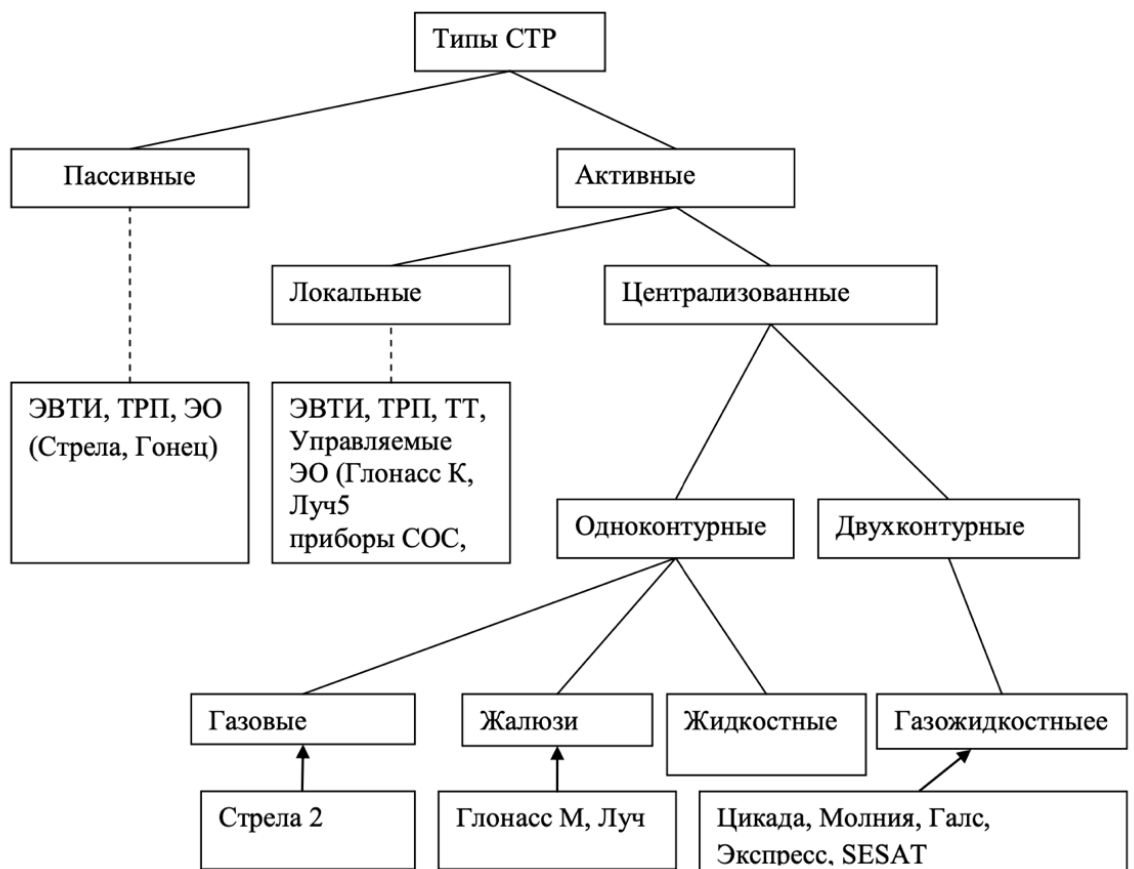


Рисунок 4 – Схема типов СОР

2.4.2 Активные системы обеспечения температурного режима

Активные системы терморегулирования применяются на космических аппаратах большего размера, для того чтобы не допустить перегрева систем. Активная СТР представляет собой совокупность средств, предназначенных для регулирования передачи тепловых потоков через теплообменные устройства. Данный комплекс средств может основываться на каком-либо промежуточном теплоносителе регулируемой температуры, позволяющего перераспределять тепло между теплообменными устройствами различного типа [3].

Активные системы делятся на две большие группы [3]:

- герметичные системы;
- негерметичные системы.

В КА с герметичными отсеками вся аппаратура располагается в герметичном контейнере, который заполнен газовой средой. Отвод тепла при таком исполнении отсека осуществляется посредством вынужденной конвекции [3].

Анализируя вышеперечисленные варианты СТР, необходимо отметить, что системы, применяемые для регулирования теплового режима герметичных отсеков, нельзя использовать для СТР КА отсеки которого выполнены негерметичными, так как в приборном отсеке отсутствует конвективная среда [3].

Для КА, в котором отсек имеет негерметичное исполнение, при большом выделении тепла используются одноконтурные жидкостные СТР. В одноконтурных системах тепло от приборов передается по жидкостному тепловому контуру и в последующем передается на излучающий радиатор [3].

Негерметичный приборный отсек включает в себя сотопанели со встроенным жидкостным контуром, которые так же выступают в качестве силовых элементов для крепления приборов. Сотопанели представляют собой трехслойную конструкцию, содержащую две обкладки, между которыми находится сотозаполнитель. Передача тепла от приборов осуществляется через сотопанель

Приборный блок негерметичного исполнения состоит из сотопанелей со встроенным жидкостным контуром, на внутренней поверхности которых размещаются приборы. Сотопанели представляют собой трехслойную конструкцию,

содержащую две обкладки, между которыми находится сотозаполнитель. Тепло от приборов передается через сотопанель к жидкостному контуру за счет теплопроводности и далее на излучательный радиатор двумя способами: совмещенным и отдельным [3].

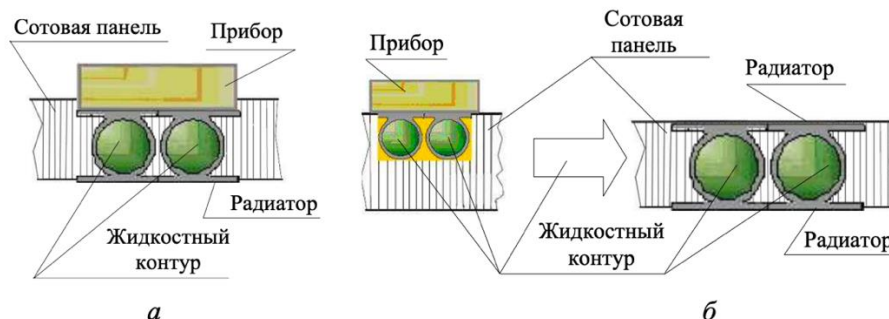


Рисунок 5 – Способы теплопередачи от приборного блока к жидкостному контуру и радиатору (а – совмещенный; б – отдельный)

Совмещенный способ – рисунок 5а, основывается на использовании сотопанели еще и в качестве излучательного радиатора, то есть передача тепла от приборов осуществляется на наружную поверхность и излучается в космическое пространство. Для этого на внешнюю поверхность сотопанелей наносятся терморегулирующие покрытия с заданными оптическими коэффициентами, а внутри прокладывается жидкостный тракт, обеспечивающий контакт между поверхностями сотопанелей. Жидкостный контур позволяет выровнять тепловые потоки на поверхностях панелей и тепловую связь между ними [3].

При отдельном способе рисунок 5б, передача тепла от приборов находящихся на сотопанели, осуществляется через жидкостный контур на радиатор излучатель. В данном случае сотопанель будет теплоизолирована с внешней стороны, а гидротракт будет иметь односторонний тепловой контакт с панелью [3].

Исходя из вышесказанного, можно сделать вывод о том, что для КА с негерметичным исполнением отсека, терморегулирование осуществляется с помощью жидкостной СТР и работает при помощи блока управления системой, жидкостного теплоносителя, гидроблока, компенсаторов объема, регуляторов расхода теплоносителя, ЭВТИ, обогревателей и других систем [3].

Одной из главных задач системы терморегулирования на космическом аппарате является удаление избыточного тепла в космос. Однако, если некоторые элементы находятся в тени и испытывают недостаток тепла, то СТР должна обеспечить повышение температуры в этих элементах. В этом случае система контроля температуры должна обеспечить требуемый температурный режим посредством доставки тепла, либо из наиболее нагретых участков, либо с помощью специальных нагревателей [2].

Каждый из перечисленных способов эффективен в малом диапазоне тепловых нагрузок и температур. Так как современные космические аппараты подвергаются непостоянным по времени нагрузкам, то в большинстве случаев СОТР комбинирует обе системы [2].

2.5 Цель и задачи работы

Развитие космической индустрии и постоянное увеличение числа космических миссий приводят к необходимости создания более совершенных и надежных космических аппаратов. Одним из важнейших аспектов при разработке таких аппаратов является обеспечение оптимального термического режима работы. В условиях космического пространства, где температура может колебаться от очень низких до очень высоких значений, терморегулирование становится критически важным для обеспечения нормальной работы космического аппарата.

Одной из основных причин необходимости разработки системы терморегулирования для космического аппарата является сохранение работоспособности электронных компонентов и приборов. Высокие и низкие температуры могут негативно влиять на работу электроники, что может привести к сбоям и отказам оборудования. Система терморегулирования позволяет поддерживать оптимальную температуру внутри космического аппарата, что повышает его надежность и продлевает срок его эксплуатации.

Анализируя вышеизложенное, целью данной работы является расчёт процессов теплообмена и теплопередачи в системах терморегулирования кос-

мических аппаратов для проектирования наиболее эффективной системы обеспечения теплового режима негерметичного приборного отсека космического аппарата, выводимого на орбиту Луны с учетом уменьшения массы и увеличения времени активного существования.

В соответствии с поставленной целью задачи определяются в следующем:

- Определить допустимые температурные условия для оборудования
- Изучить существующие методы и технологии терморегулирования;
- Рассчитать различные виды систем теплового регулирования по заданным характеристикам КА;
- Проанализировать и сравнить полученные результаты, и выбрать оптимальные виды СОТР;
- Разработать концепцию системы терморегулирования для негерметичного приборного отсека космического аппарата;
- Проанализировать варианты возможной компоновки и выбрать наиболее эффективный для данных условий эксплуатации;
- Описать работу разработанной системы;
- Рассчитать основные экономические затраты на разработку СОТР.

3 РАСЧЁТ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ПРИБОРНОГО ОТСЕКА

Расчет системы терморегулирования приборного отсека будем производить, основываясь на характеристиках выбранного прототипа космического аппарата «Луна – 25», а также рассчитывая каждый элемент конструкции для оптимальной системы терморегулирования.

3.1 Расчет теплового баланса для приборного отсека

Для того чтобы выбрать оптимальную систему обеспечения теплового режима необходимо обеспечение теплового баланса, то есть необходимо учесть весь отводимый и поглощаемый тепловой поток [4].

Запишем уравнение теплового баланса с учетом всех отводимых тепловых потоков [4]:

$$m_{КА} c_{КА} \frac{dT_{КА}}{d\tau} = Q_C + Q_{ОпрЛ} + Q_{Пл} + Q_{Внутр} - Q_{Ивл}, \quad (2)$$

где $m_{КА}$ – масса КА;

$c_{КА}$ – средняя удельная теплоёмкость КА;

$T_{КА}$ – температур поверхности КА;

τ – время;

Q_C – тепловой солнечный поток;

$Q_{Пл}$ – тепловой поток планеты;

$Q_{Внутр}$ – внутренний тепловой поток;

$Q_{Ивл}$ – тепловой поток, излучаемый КА.

Рассмотрим, входящие в уравнение тепловые потоки.

Поскольку большая часть солнечной энергии находится в диапазоне от 0,2 до 2 мкм, она оказывает значительное воздействие на количество теплового из-

лучения Солнца, которое достигает других небесных тел. Но так как космический аппарат функционирует на большом расстоянии от Солнца, поток его радиации, который попадает на поверхность космического аппарата, имеет практически параллельное направление лучей и почти одинаковую величину [4].

Для того чтобы определить плотность прямого солнечного излучения на заданном расстоянии от Солнца воспользуемся формулой [4]:

$$q_{\text{солн}} = \frac{Q_{\text{солн}}}{4 \cdot \pi \cdot r^2}, \quad (3)$$

где $Q_{\text{солн}}$ – падающий прямой солнечный поток;

$r \approx 14,85 \cdot 10^{10}$ м – расстояние от Солнца до КА на орбите Луны (Среднее расстояние от Луны до Солнца примерно такое же как от Солнца до Земли).

Подставляя известные значения, получим плотность солнечного теплового потока на освещенном участке орбиты [4]:

$$q_{\text{солн}} = \frac{3,75 \cdot 10^{26}}{4 \cdot 9,81 \cdot 14,85 \cdot 10^{10}{}^2} = 1400 \text{ Вт} / \text{м}^2.$$

На теневом участке орбиты тепловой поток будет равен $q_{\text{солн}} = 0$.

В данном случае будем считать величину теплового потока от Солнца в два раза меньше, в связи с тем, что космический аппарат на орбите освещен только часть времени [4]:

$$Q_C = \frac{q_C \cdot S_M}{2}. \quad (4)$$

Подставляя полученные значения, получим:

$$Q_C = \frac{1400 \cdot 10}{2} = 7000 \text{ Вт}.$$

Определим плотность отраженного теплового потока по следующей формуле [4]:

$$q_{omp} = \frac{2}{3} \cdot \alpha_L \cdot q_C \cdot A_0 \cdot \left(A_0 - \sqrt{1 - A_0^2} + \frac{2}{A_0} \cdot \sqrt{1 - A_0^2} \right) \cdot \cos \gamma, \quad (5)$$

где $\alpha_L = 0,12$ – отраженный тепловой поток Солнца от Луны (альбедо);

γ – угол между направляющими из центра Луны на Солнце и направляющей из того же центра на КА. Максимальный отраженный поток имеем при $\gamma = 0^\circ$ [4].

$$A_0 = \frac{R_L}{R_L + H_{orb}} = \frac{1740}{1740 + 100} = 0,945, \quad (6)$$

где R_L – радиус Луны;

H_{orb} – высота орбиты.

Подставив значения, получим:

$$q_{omp} = \frac{2}{3} \cdot 0,12 \cdot 1400 \cdot 0,945 \cdot \left(0,945 - \sqrt{1 - 0,945^2} + \frac{2}{0,945} \cdot \sqrt{1 - 0,945^2} \right) \cdot \cos 0^\circ = 139 \text{ Вт} / \text{м}^2.$$

Отраженный тепловой поток найдем через плотность падающего теплового потока и площади миделя КА. В данном случае расчет производится для самого неблагоприятного случая, когда угол между направлениями из центра Земли на Солнце $\psi = 0^\circ$, поэтому значение отраженного потока необходимо уменьшить на $\frac{\pi}{2}$ (отношение длины полуокружности к диаметру Земли).

Дополнительно следует принимать во внимание, что в течение половины времени полета космический аппарат будет находиться в тени Луны, что означает необходимость уменьшения потока тепла в два раза. С учетом этих условий можно использовать следующую формулу для расчета теплового потока [4]:

$$Q_{Omp} = \frac{q_{Omp} \cdot S_M}{\pi}, \quad (7)$$

Подставляя известные значения, рассчитаем отраженный тепловой поток:

$$Q_{Omp} = \frac{139 \cdot 10}{\pi} = 442,6 \text{ Вт}.$$

Определим плотность теплового потока планеты, учитывая, что ее собственное тепловое излучение равномерно распространяется во всех направлениях. Формула для этой плотности теплового потока будет выглядеть следующим образом [4]:

$$q_{Cоб} = \frac{Q_{Погл}}{4 \cdot \pi \cdot r_L^2}, \quad (8)$$

где $Q_{Погл}$ – тепловой поток, поглощаемый планетой;

r_L – радиус Луны.

Поглощаемый поток определим через альбедо планеты по следующей формуле [4]:

$$Q_{Погл} = 1 - \alpha \cdot q_C \cdot \pi \cdot r_{Пл}^2. \quad (9)$$

Для того чтобы определить плотность собственного теплового потока преобразуем формулы (8) в следующий вид [4]:

$$q_{Cоб} = \frac{1 - \alpha \cdot q_C \cdot r_{Пл}^2}{4 \cdot r_{Пл}^2 + H^2} = \frac{1 - 0,12 \cdot 1400 \cdot 1,74 \cdot 10^6}{4 \cdot 1,74 \cdot 10^6 + 100 \cdot 10^3} = 275 \text{ Вт} / \text{м}^2. \quad (10)$$

Величина теплового потока собственного излучения Луны (на высоте $H = 100$ км) равна [4]:

$$Q_{\text{Cob}} = q_{\text{Cob}} \cdot S_M = 275 \cdot 10 = 2750 \text{ Вт.} \quad (11)$$

Средний внутренний тепловой поток, который генерируется аппаратурой космического аппарата, составляет 2 кВт, основываясь на статистических данных.

3.2 Расчет различных способов обеспечения терморегулирования

Терморегулирование может обеспечиваться различными способами и системами:

1. Использование радиационных поверхностей: отражающих покрытий и экранно-вакуумной теплоизоляции;
2. Тепловыми трубами;
3. Однофазными или двухфазными жидкостными или газовыми системами охлаждения;
4. С помощью радиаторов-охладителей или сотопанелей.

Исходя из характеристик прототипа космического аппарата, сделаем следующие заключения касающиеся выбора системы терморегулирования:

1. Данный космический аппарат имеет много аппаратуры, выделяющей тепло, поэтому использование в качестве основных терморегулирующих систем отражающих покрытий или ЭВТИ будет недостаточно, так как данные системы неспособны обеспечить необходимый теплоотвод от аппаратуры в приборном отсеке. Исходя из этого будем рассматривать ЭВТИ и РО в комплексе с тепловыми трубами или жидкостным контуром, для достижения оптимальных показателей терморегулирования.

2. Данный КА имеет негерметичный приборный отсек, следовательно в данном случае конвективная среда в отсеке будет отсутствовать, поэтому невозможно применение газовых и газожидкостных систем охлаждения.

3.2.1 Расчет терморегулирующих покрытий

Терморегулирующие покрытия — это одно из средств, используемых для поддержания необходимых температурных режимов в космическом аппарате.

Они наносятся на внешние поверхности конструктивных элементов, включая радиаторы, и служат для обеспечения заданного диапазона температур, поддержания работоспособности и снижения нерегулируемых внешних теплопритоков. Главная задача этих покрытий - минимизировать теплообмен между поверхностью космического аппарата и окружающей средой, используя специальные оптические коэффициенты, которые повышают отражательную способность поверхности [2].

Существуют два способа воздействия на температуру внешнего элемента: изменение коэффициентов и изменение площади и ориентации.

Первый способ – выбор покрытия с определенными оптическими коэффициентами поглощения и излучения. Для этого необходимо изменять соответствующий параметр $\frac{A_n}{\varepsilon_n}$ [2].

Второй способ – изменение площади элемента и его ориентации относительно солнечного теплового потока, для того чтобы рассеять необходимое тепло [2].

Обеспечение температурных режимов в течение лунного дня является сложной задачей, поскольку оборудование подвергается воздействию солнечного излучения и излучения, отраженного от нагретого солнцем лунного грунта, не учитывая внутреннее выделение тепла. В результате, температура оборудования может подниматься выше допустимых значений [2].

В данном расчете мы будем учитывать только поступающий тепловой поток, который включает прямое солнечное излучение, отраженное от планеты и собственное излучение. Это связано с тем, что внутреннее выделение тепла в отсеке велико, и для его компенсации применяются активные системы обеспечения теплового режима [2].

Запишем уравнение теплового баланса в следующем виде с учетом принятых допущений [2]:

$$Q_{Пост} = Q_{Отп}. \quad (12)$$

Данные тепловые потоки определяются так [2]:

$$Q_{Пост} = A_n \cdot q_{Пост} \cdot S_M, \quad (13)$$

$$Q_{Омп} = \xi_n \cdot \sigma \cdot T^4 \cdot S, \quad (14)$$

где $Q_{Пост}$ – поступающий тепловой поток;

A_n – коэффициент поглощения покрытия;

ξ_n – степень черноты покрытия;

σ – постоянная Стефана-Больцмана, $\sigma = 5,65 \cdot 10^{-8} \text{ Вт/м}^2 \cdot \text{К}^4$;

T – температура элемента;

S – площадь поверхности отражения.

Подставляя данные выражения в уравнение теплового баланса (12), получим следующее равенство [2]:

$$A_n \cdot q_{Пост} \cdot S_M = \xi_n \cdot \sigma \cdot T^4 \cdot S, \quad (15)$$

$$\text{где } q_{Пост} = q_C + q_{Омп} + q_{Соб}. \quad (16)$$

Подставляя значения в (16), получим плотность поступающего теплового потока [2]:

$$q_{Пост} = 1400 + 139 + 275 = 1814 \text{ Вт}.$$

Выражаем T из формулы (14):

$$T = \sqrt[4]{\frac{A_n \cdot q_{Пост} \cdot S_M}{\xi_n \cdot \sigma \cdot S}}. \quad (17)$$

Рассмотрим подробнее возможности применения указанных выше способов терморегулирования на основании полученного соотношения (17).


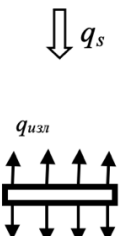
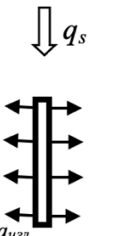

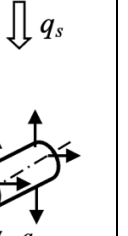
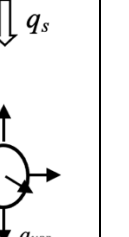
Выбор материала для терморегулирующего покрытия позволяет варьировать параметр $\frac{A_n}{\sigma_n}$ в широком диапазоне и, таким образом, оказывать значительное влияние на температуру внешних элементов космического аппарата. Это видно исходя из таблицы 2 [2].

Таблица 2 – Различные терморегулирующие покрытия и их оптические коэффициенты

Материал покрытия	A_n	σ_n	$\frac{A_n}{\sigma_n}$	T, K
Алюминий полированный	0,25	0,10	2,50	591,1
АМГ-3	0,45	0,17	2,25	439,5
Краски, пигментированные алюминием	0,40	0,40	1,00	370,3
Кремневые элементы	0,85	0,85	1,10	382,2
Стеклоткань ТСОИ-3	0,80	0,90	0,77	347,5
Черные краски	0,95	0,90	1,00	370,3
Эмаль белая	0,30	0,90	0,33	280,1
Кварцевые стёкла с напы- лением серебра	0,8	0,85	0,15	229,8
Органические и керамиче- ские покрытия	0,17	0,95	0,18	245,4

Исходя из результатов расчета температуры для каждого материала, при условии, что $S_M = S$, можно сделать вывод о том, что уменьшение параметра $\frac{A_n}{\sigma_n}$ приводит к снижению температуры поверхности КА [2].

Таблица 3 – Влияние положения и площади элементов на температуру

Положе- ние						
$\frac{S_M}{S}$	1	0,5	0	0,318	0,315	0,25
T, K	396,150	333,157	0	298,15	297,15	280,15

Таким образом, все радиационные поверхности должны иметь низкий коэффициент поглощения и высокую степень черноты покрытия. Кроме того, на температуру поверхности можно влиять, уменьшая или увеличивая отношение площадей $\frac{S_M}{S}$ или изменяя их ориентацию относительно солнечного теплового потока. Однако на практике возможности этого способа ограничены, так как размеры элементов КА выбираются исходя из их компоновки в составе КА, а ориентация, как правило зависит от требований [2].

Для космических аппаратов, температурный режим которых является периодическим, рекомендуется для достижения наилучшего эффекта комбинированное использование отражающих, поглощающих и селективных покрытий в зависимости от ориентации поверхности оборудования относительно поверхности Луны в дневное время и от температуры поверхностей оборудования [5].

Для оптимального охлаждения корпуса оборудования, размещаемого на поверхности Луны при различных температурах (от 0 до 384 К и от 421 до 800 К), рекомендуется использовать комбинацию двух различных типов терморегулирующих покрытий на разных частях корпуса: зеркальное - белое и белое - черное сочетания соответственно [5].

В случае необходимости нагрева корпуса оборудования, размещаемого на поверхности Луны при различных температурах (от 231 до 385 К и от 564 до по меньшей мере 1000 К), наиболее эффективным будет использование комбинации

двух различных типов терморегулирующих покрытий на разных частях корпуса: черное - селективно поглощающее и селективно поглощающее - зеркальное сочетания соответственно [5].

3.2.2 Расчет экранно – вакуумной теплоизоляции

Наиболее эффективным и надежным вариантом обеспечения требуемого температурного режима, из всех видов пассивного терморегулирования, является экранно – вакуумная теплоизоляция. ЭВТИ включает в себя несколько тепловых экранов, выполненных из материалов с высокой способностью отражать тепло, и разделенных пластин из материалов с низкой теплопроводностью. Когда внешний тепловой поток воздействует на поверхность ЭВТИ, часть тепла отражается, а часть поглощается экраном, что приводит к его нагреву и излучению тепла. Внутри, тепло передается посредством тепловой радиации и теплопроводности [4].

Таким образом, благодаря комбинации этих элементов экранно-вакуумная термоизоляция обеспечивает высокую степень теплоизоляции при минимальной толщине материала. Это позволяет защитить космический аппарат от перегрева или переохлаждения, обеспечивая оптимальные условия для работы оборудования в космическом пространстве [4].

Рассчитаем массогабаритные характеристики ЭВТИ.

Приближённо массу ЭВТИ можно рассчитать по следующей формуле [4]:

$$m_{ЭВТИ} = \mu m_{ЭВТИ} \cdot k_{ЭВТИ} \cdot S_{КА}, \quad (18)$$

где $\mu m_{ЭВТИ}$ – удельная масса ЭВТИ, которая для 10 слоев плёнки составляет 0,2 ... 0,3 кг/м²;

$k_{ЭВТИ}$ – коэффициент покрытия матами ЭВТИ наружной поверхности КА (0,75...0,85);

$S_{КА}$ – площадь наружной поверхности КА.

Найдем площадь наружной поверхности космического аппарата [4]:

$$S_{КА} = 2 \cdot 6 \cdot \frac{D_{КА}^2}{3} \cdot \frac{\sqrt{3}}{4} + 6 \cdot \frac{D_{КА}^2}{3} \cdot L_{КА}, \quad (19)$$

где $D_{КА}$ – диаметр КА;

$L_{КА}$ – длина КА.

Подставляя значения, получим:

$$S_{КА} = 2 \cdot 6 \cdot \frac{3,7^2}{3} \cdot \frac{\sqrt{3}}{4} + 6 \cdot \frac{3,7^2}{3} \cdot 3,17 = 110 \text{ м}^2.$$

Подставляя полученное значение площади космического аппарата в формулу (18), найдем массу ЭВТИ [4]:

$$M_{ЭВТИ} = 0,2 \cdot 0,7 \cdot 110 = 15,4 \text{ кг}.$$

Объём, занимаемый ЭВТИ, можно рассчитать по формуле [4]:

$$V_{ЭВТИ} = \delta_{ЭВТИ} \cdot k_{ЭВТИ} \cdot S_{КА}, \quad (20)$$

где $\delta_{ЭВТИ}$ – толщина ЭВТИ, с учетом ее “взбухания” в вакууме составляет примерно 0,02 м.

Подставляя значения, получим объём [4]:

$$V_{ЭВТИ} = 0,02 \cdot 0,75 \cdot 110,5 = 1,658 \text{ м}^3.$$

Электроэнергию пассивная часть СОТР не потребляет. Терморегулирующие покрытия для своей реализации не требуют дополнительной массы.

3.2.3 Расчет радиатора – излучателя

Для отвода тепла, поступающего от космического аппарата и его излучения в космическое пространство, используется радиатор-излучатель. Излучение осуществляется через радиационную поверхность с высоким коэффициентом излучения и низким коэффициентом поглощения. Радиатор состоит из тепловых труб, которые принимают тепловой поток, теплопередающего материала и радиационной поверхности [7].

Для обеспечения работоспособности РТО необходимо, чтобы его рабочая температура превышала равновесную температуру РТО в окружающей среде. В противном случае теплообмен на поверхности РТО будет происходить в обратном направлении [7].

Источники теплоизлучения имеют особенность в том, что количество передаваемого тепла спутнику не является постоянным. Во время лунной ночи исчезает прямое солнечное излучение и альбедо, а также прекращается внутренний тепловой поток из-за остановки оборудования. Поэтому выделяются «горячая» и «холодная» фазы. «Горячая фаза» наступает, когда КА находится под прямым солнечным излучением, а «холодная» - в тени.

Определим параметры терморегулирования КА для двух его предельных состояний: в горячей фазе и холодной фазе.

Тепловой режим внешней поверхности радиатора характеризуется балансом излученных и поглощенных лучистых тепловых потоков, а также теплового потока от установленного оборудования. Так как тепловой режим приборного отсека в основном зависит от его тепловой связи с радиатором, поэтому излученный тепловой поток с поверхности радиатора в горячей фазе можно определить с помощью уравнения Стефана-Больцмана [4]:

$$m_{КА} c_{КА} \frac{dT_{КА}}{d\tau} = Q_{Нар} + Q_{Внут} - Q_{Ивл}. \quad (21)$$

Тепловые потоки $Q_{Нар}$ и $Q_{Внут}$ определяются как [4]:

$$Q_{Нар} = A_C \cdot Q_C + Q_{Omp} + \varepsilon_{КА} \cdot Q_{Пл}; \quad (22)$$

$$Q_{Отв} = Q_{Внут} + Q_{Нар} = Q_{Внут} + A_C \cdot Q_C + Q_{Omp} + \varepsilon_{КА} \cdot Q_{Пл}. \quad (23)$$

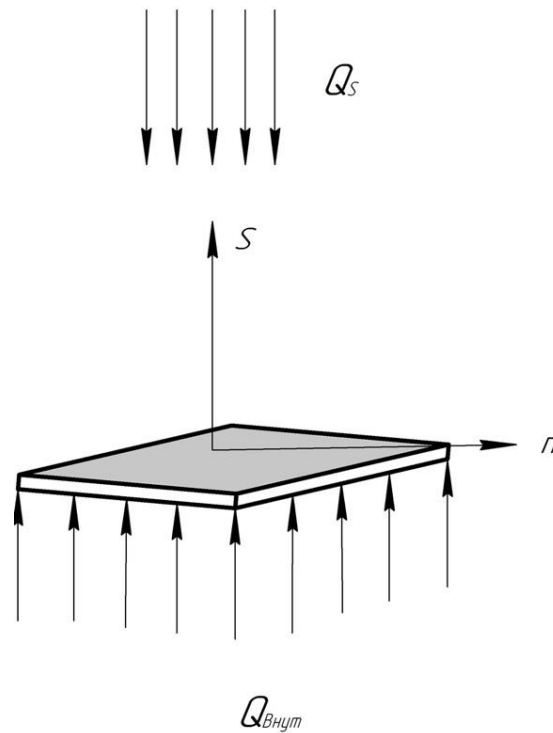


Рисунок 6 – Расчетная схема определения внешнего солнечного теплового потока на радиатор

Для расчёта радиационной поверхности примем, что на РО применяются терморегулирующие покрытия класса «солнечный отражатель», так как аппаратура в лунных температурных условиях работает в периодичном режиме [14]. В данном случае будем рассматривать стёкла с напылением серебра. Данные покрытия обладают следующими оптическими характеристиками согласно таблице 1[2]:

$A_c = 0,8$ – коэффициент поглощения солнечной радиации;

$\sigma_{PO} = 0,85$ – степень черноты наружной поверхности РО.

Подставляя известные характеристики в выражение (23), получим [4]:

$$Q_{Oms} = 2000 + 0,8 \cdot 7000 + 443 + 0,1 \cdot 2750 = 8221 \text{ Вт.}$$

Потребная площадь радиационного теплообменника рассчитывается по формуле [4]:

$$S_{PTO} = \frac{Q_{Oms}}{q_{Oms}}, \tag{24}$$

где q_{Oms} – удельный отведённый поток.

Удельный отведённый тепловой поток можно рассчитать, используя закон Стефана – Больцмана [4]:

$$q_{Oms} = \varepsilon_{KA} \cdot \sigma \cdot T_{Вых}^4. \quad (25)$$

При расчетах необходимо учитывать коэффициент, зависящий от температуры $T_{Вход}$ на входе «тёплой» жидкости в теплообменник и температуры $T_{Вых}$ на выходе из магистралей радиационного теплообменника холодной жидкости [4]:

$$F = \frac{1}{3} \cdot \frac{\left[\frac{T_{Вход}}{T_{Вых}}^3 - 1 \right]}{1 - T_{Вых}/T_{Вход}}, \quad (26)$$

где $T_{Вход}$ – температура жидкости на входе в теплообменник, $T_{Вход} = 50^\circ = 333 \text{ K}$;

$T_{Вых}$ – температура на выходе из теплообменника, $T_{Вых} = 30^\circ = 313 \text{ K}$.

Подставляя значения, получим [4]:

$$F = \frac{1}{3} \cdot \frac{\left[\left(\frac{213}{233} \right)^3 - 1 \right]}{\left(1 - \frac{233}{213} \right)} = 0,84.$$

С учётом коэффициента запаса $f \approx 1,1$ получим следующую формулу для расчета площади РО [4]:

$$S_{PTO} = f \cdot \frac{Q_{Oms} \cdot F}{\varepsilon_H} = 1,1 \cdot \frac{8221 \cdot 0,84}{0,9 \cdot 5,65 \cdot 10^{-8} \cdot 283^4} = 20 \text{ м}^2. \quad (27)$$

Для простоты изготовления радиационного теплообменника и повышения его эффективности примем что $S_{PTO} = 20 \text{ м}^2$.

Площадь одной стороны поверхности КА будет равна [4]:

$$S_{КА} = \frac{D_{КА}^2}{3} \cdot L_{КА} = \frac{3,7^2}{3} \cdot 3,17 = 14,5 \text{ м}^2. \quad (28)$$

Массу РО можно рассчитать по следующей формуле [4]:

$$m_{РО} = m_{\nu\delta} \cdot S_{РО}, \quad (29)$$

где $m_{\nu\delta}$ – удельная масса РО;

$S_{РО}$ – площадь радиационной поверхности.

Удельная масса РО будет равна:

$$m_{\nu\delta} = a_{РО} \cdot \rho_{РО} = 0,0015 \cdot 20 = 0,03 \text{ кг}, \quad (30)$$

где $a_{РО}$ – толщина стенки РО, $a_{РО} = 2 \text{ мм}$;

$\rho_{РО}$ – плотность конструкционного материала, $\rho_{РО} = 2700 \text{ кг/м}^3$.

Подставляя полученное значение в формулу (29), получим:

$$m_{РО} = 0,03 \cdot 2700 = 81 \text{ кг}, \quad (30)$$

Исходя из полученных значений площади и массы РО, можно сделать вывод, что радиатор нельзя разместить только на одной из сторон КА, поэтому применение данной системы в качестве основной для обеспечения теплового режима не является эффективным и технологически удобным.

3.2.4 Расчет элементов жидкостного тракта

Для космических аппаратов, которые не являются герметичными и выделяют большое количество тепла в приборном отсеке, используется одноконтурная система терморегулирования на основе жидкости. Тепло передается через жидкостный тепловой контур (гидротракт) и сотопанели на излучательный радиатор [8].

Система терморегулирования на основе жидкостного теплового контура (СТР) имеет преимущества в работе при высоких тепловых нагрузках благодаря высокой теплоемкости и коэффициенту теплоотдачи жидкости. Однако, использование такой системы требует наличия специальной рубашки охлаждения в каждом приборе, что увеличивает массу [8].

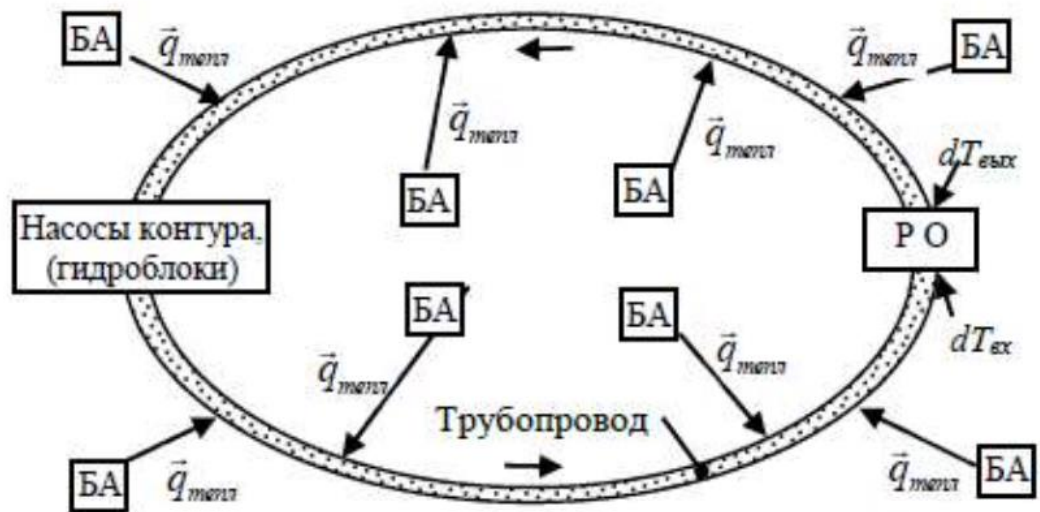


Рисунок 7 – Схема СТР с жидкостным контуром [2]

Данная система состоит из специального гидравлического контура, по которому течет теплоноситель, радиатора-излучателя, различных элементов обеспечения движения жидкости (насосы) по каналам и теплопередающих элементов [4].

Сделаем допущение о том, что площадь сечения трубопровода постоянная по всей длине, поэтому данный гидроконтур будет описываться следующими характеристиками, представленными в таблице 5.

Таблица 5 – Характеристики системы с гидроконтуром

Характеристика	Обозначение	Значение
Температура на входе жидкости в РО, C°	$t_{Вход}$	50
Температура на выходе жидкости из РО, C°	$t_{Вых}$	30
Внутренний максимальный тепловой поток КА, Вт	$Q_{Вн}$	2000
Коэффициент запаса по площади РО, мм	$F_{зан}$	0,84
Плотность конструкционного материала РО, кг/м ³	$\rho_{РО}$	2700
Плотность теплоносителя (ЛЗ-ТК-2), кг/м ³	$\rho_{Тн}$	710
Плотность материала трубопровода, кг/м ³	ρ_{mat}	7800
Удельная теплоемкость теплоносителя, Дж/(кг · К)	$C_{Тн}$	2000
Средний диаметр трубопровода, м	d_{cp}	0,02
Суммарная длина трубопроводов в контуре, м	l_{Σ}	100
Допустимое напряжение, МПа	$\sigma_{0,2}$	210
Коэффициент гидравлических потерь (сред- ний)	$\xi_{Гн}$	0,575
КПД гидронасосов	$\eta_{Гн}$	0,6
Массовая доля термоплат и прочих элемен- тов СТР	μ	0,2
Коэффициент запаса мощности гидронасоса	$k_{эд}$	1,5
КПД электродвигателя	$\eta_{эд}$	0,9

Для оценки массы СТР с гидроконтуром будем считать, что в системе применяется только один контур циркуляции и площадь сечения трубопровода остаётся постоянной по всей длине. В расчётах будем учитывать только тепловой

поток от бортовой аппаратуры, передаваемый на РО [4].

Расход массы теплоносителя, проходящего через РО в единицу времени, можно определить по известной зависимости [4]:

$$\dot{m}_{TH} = \frac{Q_{Omг}}{C_p \cdot \Delta T^2}, \quad (31)$$

где C_p – теплоемкость теплоносителя, Дж/(кг · К).

Найдем секундный расход жидкости, подставив значения:

$$\dot{m}_{TH} = \frac{2000}{2000 \cdot 333 - 313} = 0,05 \text{ кг/с.}$$

Считаем, что жидкостный контур полностью заполнен теплоносителем. Определим массу теплоносителя в контуре циркуляции по следующей формуле [4]:

$$m_{TH} = \rho_{TH} \cdot l_{\Sigma} \cdot \frac{\pi \cdot d_{Cp}^2}{4}, \quad (32)$$

где ρ_{TH} – плотность теплоносителя, кг/м³ ;

l_{Σ} – суммарная длина трубопровода, м;

d_{Cp} – диаметр трубопровода, м.

Подставляя значения, получим:

$$m_{TH} = 710 \cdot 100 \cdot \frac{\pi \cdot 0,02^2}{4} = 22,31 \text{ кг.}$$

Рассчитаем время полного обращения теплоносителя в контуре [4]:

$$t_{Обр} = \frac{m_{TH}}{\dot{m}_{TH}} = \frac{22,31}{0,05} = 446,2 \text{ с.} \quad (33)$$

Определим скорость движения жидкости по контуру по следующей формуле [4]:

$$v = \frac{4 \cdot \dot{m}_{ТН}}{\rho_{Тн} \cdot \pi \cdot d_{Ср}^2} = \frac{4 \cdot 0,05}{710 \cdot \pi \cdot 0,02^2} = 0,224 \text{ м/с.} \quad (34)$$

Для того чтобы обеспечить движение теплоносителя в контуре, должно выполняться следующее условие:

$$\Delta P_{Пер} > \Delta P_{Пот}, \quad (35)$$

где $\Delta P_{Пер}$ – перепад давлений, который создается в контуре;

$\Delta P_{Пот}$ – потери давления в контуре.

Исходя из данного условия, рассчитаем потерю давлению в контуре по формуле [4]:

$$\Delta P_{Пот} = \varepsilon_{Ср} \cdot \frac{l_{\Sigma} \cdot \rho_{ТН} \cdot v^2}{2 \cdot d_{Ср}}, \quad (36)$$

где $\varepsilon_{Гн}$ – средний коэффициент гидравлических потерь.

Подставляя значения, найдем давление:

$$\Delta P = 0,25 \cdot \frac{100 \cdot 710 \cdot 0,224^2}{2 \cdot 0,02} = 22265,5 \text{ Па.}$$

Рассчитаем минимальную толщину стенки трубопровода по следующей формуле [4]:

$$\delta_{Тр} = \frac{f_{Тр} \cdot \rho_{Тр} \cdot d_{Ср}}{2 \cdot \sigma_{Доп}}, \quad (37)$$

где f_{Tp} – коэффициент безопасности;

$\sigma_{Доп}$ – допустимое напряжение в материале стенки трубопровода, Мпа.

Получим минимальное значение толщины стенки:

$$\delta_{Tp} = \frac{2 \cdot 22265,6 \cdot 0,02}{2 \cdot 210 \cdot 10^6} = 0,00000212 \text{ м} = 0,0212 \text{ мм}.$$

Из расчета видно, что стенка трубопровода получилась слишком маленькая, поэтому исходя из технологических соображений примем толщину стенки $\delta_{Tp} = 1,0$.

Рассчитаем массу трубопроводов без учета теплоносителя [4]:

$$m_T = \delta_{Tp} \cdot l_{\Sigma} \cdot \pi \cdot d_{Cp} \cdot \rho_{Tp} = 0,001 \cdot 100 \cdot \pi \cdot 0,02 \cdot 2700 = 17 \text{ кг}, \quad (38)$$

где ρ_{Tp} – плотность материала трубопровода, кг/м².

С помощью следующей зависимости определим требуемую мощность насосов, которые обеспечивают подачу теплоносителя [4]:

$$N_H^{Расч} \geq \dot{m}_{ТН} \cdot \frac{\Delta P}{\rho_{Тр} \cdot \eta_H}, \quad (39)$$

где η_H – КПД гидронасосов, $\eta_H = 0,8$.

Тогда:

$$N_{Расч} = 0,05 \cdot \frac{22265,6}{710 \cdot 0,8} = 1,97 \text{ Вт}.$$

Определим мощность с учетом коэффициента запаса и КПД электродвигателей, тогда формула будет иметь следующий вид [4]:

$$N = \frac{k_H \cdot N_{Расч}}{\eta_{ЭД}}, \quad (40)$$

где k_H – коэффициент запаса по мощности насосов жидкостного контура;
 $\eta_{эд}$ – КПД электродвигателя.

Подставляя значения, получим:

$$N_H = \frac{1,55 \cdot 1,97}{0,9} = 3,39 \text{ Вт.}$$

Выбираем мощность гидроагрегата, исходя из полученного значения.

Пусть $N_H = 4 \text{ Вт}$ и масса гидроагрегата $m_H = 2,3 \text{ кг}$.

Найдем массу контура циркуляции по формуле [4]:

$$M = \frac{1}{1 - m_{np}} \cdot m_{TH} + m_T + m_H, \quad (41)$$

где m_{np} – масса прочих элементов СТР, $m_{np} = 0,1$.

Подставляя все известные значения масс элементов, получим [4]:

$$M = \frac{1}{1 - 0,1} \cdot 22,31 + 17 + 2,3 = 46,2 \text{ кг.}$$

3.2.5 Расчет системы тепловых труб

Контурные тепловые трубы представляют собой герметичные трубки, которые наполнены рабочим веществом и имеют капиллярно-пористой структурой внутри (сеткой или пористым материалом). Один конец тепловой трубы находится в контакте с источником тепла, а другой - с радиатором. Физические характеристики внутри тепловой трубы подбираются таким образом, чтобы часть рабочего вещества, заполняющего капиллярно-пористую структуру, оставалась в жидком состоянии [3,8,11].

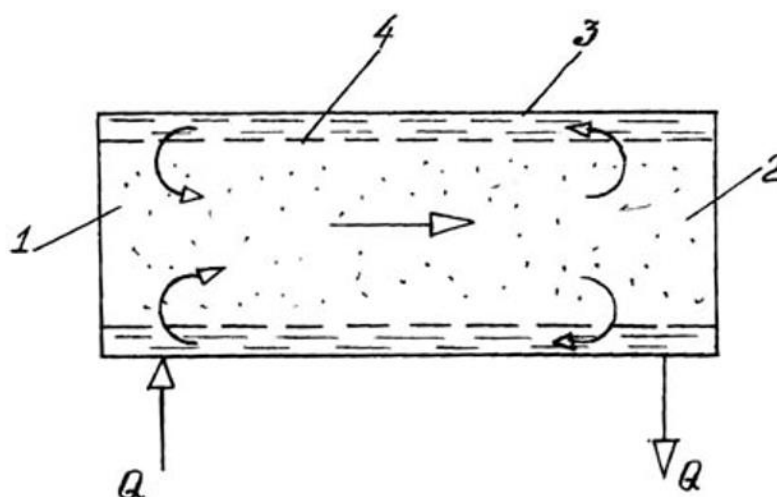


Рисунок 8 – принципиальная схема тепловой трубы

1 – зона испарения рабочего тела; 2 – зона конденсации рабочего тела; 3 – герметичная трубка; 4 – капиллярно-пористая структура [8].

Контурная тепловая труба — это эффективное устройство для передачи тепла, которое работает по замкнутому циклу испарения и конденсации с использованием капиллярного давления для перемещения теплоносителя. При подаче тепловой нагрузки на активную зону испарителя, теплоноситель в фитиле начинает интенсивно испаряться, создавая разность давлений в пароотводных каналах, центральном канале и компенсационной полости. За счет этого заполняется компенсационная полость, откуда жидкость поступает в центральный канал фитиля, а оттуда попадает в зону испарения. Таким образом происходит один цикл работы контурной тепловой трубы [3].

Рассмотрим аммиачную тепловую трубу профиля АС – КРА7.5 – Р1 и рассчитаем максимальную передаваемую мощность и массу системы тепловых труб, используя известные характеристики (Таблица 6) [11].

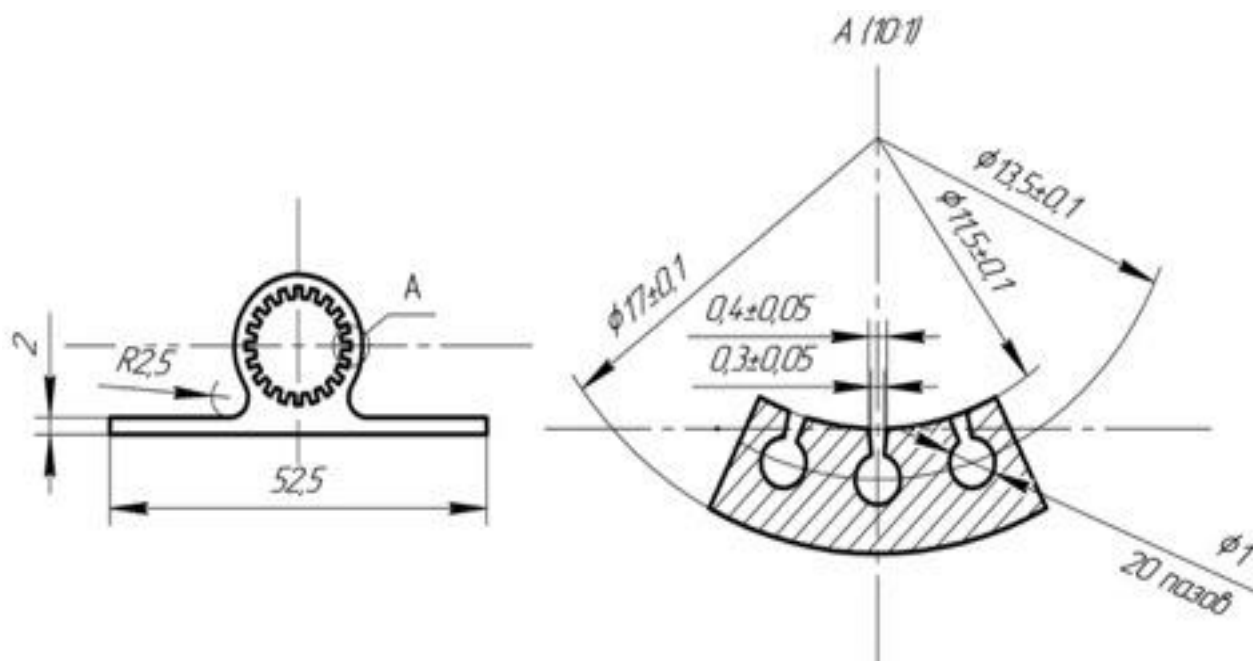


Рисунок 9 – Поперечное сечение тепловой трубы

Таблица 6 – Характеристики аммиачной трубы профиля АС-КРА8.6-Р2

Длина l , м	100
Наружный диаметр трубки d_0 , м	0,017
Общая глубина комбинированной канавки δ , м	0,0015
Диаметр круглой части паза $d_{ПЗ}$, м	0,00135
Ширина трапецеидальной части паза δ', δ'' , м	0,0004 0,0003
Число канавок n	20
Диаметр, на котором размещены оси круглой части каналов d , м d_ϕ , м	0,0134
Диаметр парового канала $d_{П}$, м	0,0115
Внутренний диаметр корпуса $d_{ВН}$, м	0,0145
Наклон трубы ψ , рад	0
Длина конденсаторной части l_K , м	12,7
Длина адиабатической части l_a , м	5

Длина испарителя l_{II} , м	82,3
Коэффициент теплопроводности алюминиевого корпуса $\lambda_{ст}, Вт/м \cdot K$	156

Таблица 7 – Свойства аммиака при температуре $T = 300$ К

Плотность жидкости ρ_a , кг/м ³	601
Вязкость жидкости μ_a , кг/(м · с)	$2,13 \cdot 10^{-4}$
Поверхностное натяжение σ_a , н/м	$1,97 \cdot 10^{-3}$
Скрытая теплота преобразования \tilde{t} , Дж/кг	$2 \cdot 10^6$
Плотность пара ρ_v , кг/м ³ ρ_{II} , кг/м ³	8,2
Вязкость пара μ_v , кг/(м · с) μ_{II} , кг/(м · с)	$1,104 \cdot 10^{-5}$

Максимальную теплопередающую способность аммиачной КТТ при заданной температуре пара можно определить по следующей формуле [11]:

$$Q_{\max} = m_{\max} \cdot \tilde{t}, \quad (42)$$

где m_{\max} – максимальный массовый расход в фитиле;

\tilde{t} – скрытая теплота преобразования.

Условием работы тепловых труб является то, что давление в двух фазах – в жидкостной и паровой, в каждом сечении трубы, должно совпадать. В момент, когда жидкость покидает фитиль, в начале зоны испарения возникает максимальная разница давления. Еще одним важным условием работы тепловой трубы является наличие капиллярного движения жидкости или движения под действием гравитационно-массовых сил. Учитывая данные ограничения получим уравнение для баланса давлений [11]:

$$\Delta\rho_c = \Delta\rho_{II} + \Delta p_a + \Delta p_g. \quad (43)$$

В данном случае пренебрегая перепадом давлений в паровой фазе, запишем выражение работоспособности ТТ относительно массового расхода [11]:

$$m = \frac{p_a \cdot k_{np} \cdot A_w}{\mu_a \cdot L} \cdot \left(\frac{2 \cdot \sigma_a}{r_c} \cdot \cos \psi - p_a \cdot g \cdot L \cdot \sin \psi \right), \quad (44)$$

где k_{np} – коэффициент проницаемости фитиля;

A_w – площадь поперечного сечения фитиля;

L – эффективная длина ТТ;

r_c – радиус капилляров.

При горизонтальном положении ТТ $\psi = 0^\circ$ и $\sin \psi = 0$ при вертикальном положении $\psi = 90^\circ$ и $\sin \psi = 1$.

Найдем неизвестные параметры, входящие в равенство (44).

Определим площадь поперечного сечения фитиля по следующей формуле [11]:

$$A_w = n \cdot \frac{\pi \cdot d_{Пз}^2}{4} + n \cdot \frac{\delta' + \delta''}{2} \cdot \frac{d_\phi - d_{П}}{2}. \quad (45)$$

Подставляя известные значения, получим [11]:

$$\begin{aligned} A_w &= 25 \cdot \frac{\pi \cdot 0,001^2}{4} + 25 \cdot \frac{0,0005 + 0,0003}{2} \cdot \frac{0,0134 - 0,0115}{2} = \\ &= 2,793 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2. \end{aligned}$$

Сделаем допущение, что радиус капилляров равен ширине трапецеидальной части паза, поэтому $r_c = \delta' = 0,0005 \text{ м}$.

Найдем коэффициент проницаемости фитиля, по формуле [11]:

$$k_{np} = 2 \cdot \eta_\phi \cdot \frac{r_k^2}{f \cdot \text{Re}}, \quad (46)$$

где η_ϕ – пористость фитиля;

r_k – гидравлический радиус открытой комбинированной канавки;

Сделаем допущение о том, что в фитиле течение жидкости имеет ламинарный характер тогда, получим по формуле Стокса $f \cdot \text{Re} = 16$.

Рассчитаем пористость фитиля по следующей формуле [11]:

$$\eta_\phi = \frac{4 \cdot A_w}{\pi \cdot d_{\text{Вн}}^2 - d_{\text{П}}^2} = \frac{4 \cdot 2,793 \cdot 10^{-5}}{\pi \cdot 0,0145^2 - 0,0115^2} = 0,456. \quad (47)$$

Определим значение гидравлического радиуса для одной открытой, комбинированной канавки [11]:

$$r_k = \frac{2 \cdot A_w}{\xi \cdot n}, \quad (48)$$

где ξ – смоченный периметр канавки.

Найдем неизвестный смоченный параметр канавки из следующей формулы [11]:

$$\xi = \pi \cdot d_{\text{ПЗ}} - \omega'' = \pi \cdot 0,001 - 0,0003 = 0,00284 \text{ м}. \quad (49)$$

Подставляя найденное значение в уравнение гидравлического радиуса (48), получим [11]:

$$r_k = \frac{2 \cdot 2,793 \cdot 10^{-5}}{0,00284 \cdot 25} = 7,867 \cdot 10^{-4} \text{ м}.$$

Тогда коэффициент проницаемости фитиля будет равен [11]:

$$k_{np} = 2 \cdot 0,456 \cdot \frac{7,867 \cdot 10^{-4}^2}{16} = 0,353 \cdot 10^{-7}.$$

Рассчитаем эффективную длину ТТ по следующей формуле [11]:

$$L = l_a + \frac{l_k + l_n}{2} = 5 + \frac{12,7 + 82,3}{2} = 52,5 \text{ м.} \quad (50)$$

Вычислив все неизвестные, можно найти массовый расход жидкости [11]:

$$m_{\max} = \frac{601 \cdot 0,353 \cdot 10^{-7} \cdot 2,793 \cdot 10^{-5}}{2,13 \cdot 10^{-4} \cdot 0,525} \cdot \left(\frac{2 \cdot 1,97 \cdot 10^{-2}}{0,0004} \cdot 1 - 601 \cdot 9,81 \cdot 0,52 \cdot 0 \right) = 0,523 \cdot 10^{-3} \text{ кг/с.}$$

Тогда найдем максимальную теплопередающую способность аммиачной ТТ профиля АС-КРА8.6-Р2 [11]:

$$Q_{\max} = 0,523 \cdot 10^{-3} \cdot 1,5 \cdot 10^6 \cdot 100 = 7,8 \text{ кВт.}$$

Проанализировав полученные зависимости, можно сделать вывод о том, что геометрия трубы и теплоноситель влияют на максимальный поток тепла, поэтому с помощью изменения данных параметров можно изменять величину теплового потока. А также можно сказать о том, что данная система способна обеспечить оптимальный теплоотвод от приборов приборного отсека [11].

Рассчитаем массу теплоносителя с учетом жидкой и паровой фаз:

$$m_{ТН} = 2 \cdot \left(\rho_a \cdot L \cdot \left(\frac{d_{\phi}^2 \cdot \pi}{4} - \frac{d_{П}^2 \cdot \pi}{4} \right) / 2 \right). \quad (51)$$

Подставляя известные характеристики, получим:

$$m_{ТН} = 2 \cdot \left(601 \cdot 52,5 \cdot \left(\frac{0,0134^2 \cdot \pi}{4} - \frac{0,0115^2 \cdot \pi}{4} \right) / 2 \right) = 1,2 \text{ кг.}$$

ТТ имеют важную конструкционную характеристику – степень заполнения фитильной структуры жидким теплоносителем. Это необходимо учитывать, так как ТТ необходимо заправлять с небольшим запасом относительно необходимого количества для того, чтобы насытить фитиль, то есть на 30% от расчетной массы, исходя из этого формула для определения заправляемой массы теплоносителя будет выглядеть следующим образом:

$$m_{\text{э}} = m_{\text{ТН}} + m_{\text{ТН}} \cdot 0,3 = 1,2 + 0,36 = 1,56 \text{ кг.} \quad (52)$$

Теперь определим массу тепловой трубки:

$$m_{\text{ТТ}} = \rho_{\text{ТТ}} \cdot L \cdot \left(\left(\frac{d_{\text{ВН}}^2 \cdot \pi}{4} - \frac{d_{\text{Ф}}^2 \cdot \pi}{4} \right) + \left(\frac{d_{\text{Ф}}^2 \cdot \pi}{4} - \frac{d_{\text{П}}^2 \cdot \pi}{4} \right) / 2 \right), \quad (53)$$

где $\rho_{\text{ТТ}} = 2680 \text{ кг/м}^3$ – плотность материала АМг2, из которого сделана тепловая трубка.

Подставляя значения, получим:

$$m_{\text{ТТ}} = 2680 \cdot 52,5 \cdot \left(\left(\frac{0,0145^2 \cdot \pi}{4} - \frac{0,0134^2 \cdot \pi}{4} \right) + \left(\frac{0,0134^2 \cdot \pi}{4} - \frac{0,0115^2 \cdot \pi}{4} \right) / 2 \right) = 19,51 \text{ кг.}$$

Найдем суммарную массу:

$$m_{\text{СМ}} = m_{\text{ТТ}} + m_{\text{э}} = 19,51 + 1,56 = 21,07 \text{ кг.} \quad (54)$$

3.2.6 Расчет сотовой панели для обеспечения теплового режима

Тепловая сотовая панель представляет собой эффективное теплопередающее устройство, которое обычно состоит из конструкции, состоящей из трех слоев, то есть двух тонких пластин и сотового наполнителя. Также внутри сотовой панели расположены закладные элементы, необходимые для крепления приборов и тепловые трубы, заполненные теплоносителем. Она выполняет одновременно две функции: первая – это передача тепла на радиаторы, вторая – силовая функция, благодаря которой обеспечивается прочность отсека космического аппарата. Тепло от приборов, установленных на сотовой панели, передается через плоские контактные основания, на которых оно установлено, тепло передается в тепловые трубы и далее на радиационные теплообменники [9,10].

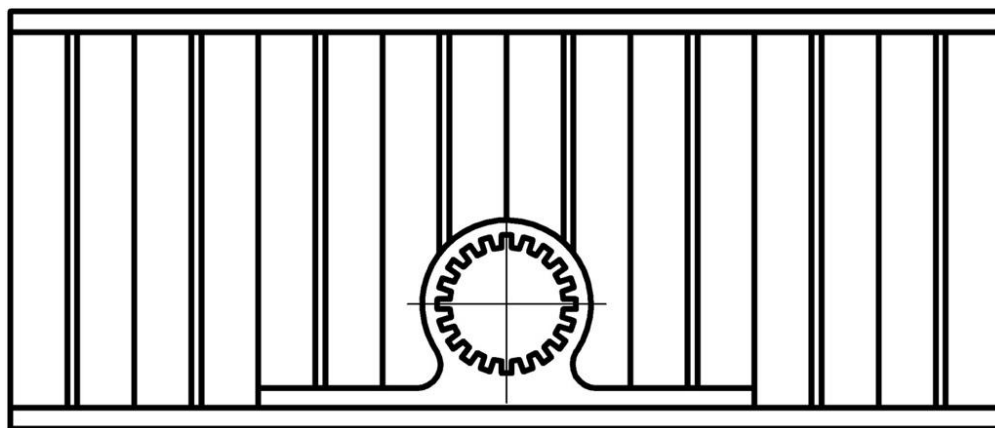


Рисунок 10 – Часть сотопанели с тепловой трубой

Сотопанель – это конструкция, состоящая из двух параллельных пластин, заполненных сотами из перфариванной фольги. Из-за низкой теплопроводности сотопанели для улучшения теплопередачи используются ТТ с высокой теплопередающей способностью, обеспечивающие за счет циркуляции и фазовых превращений теплоносителя эффективную теплопроводность внутри них. Тепловые трубы крепятся к сотопанели с помощью посадочной площадки (рисунок 10) [10].

Также тепловые сотовые панели являются силовыми элементами в конструкции приборного отсека, так как они устойчивы к воздействию механических нагрузок. Это позволяет устанавливать на них площадки для размещения приборов. А также за счет хорошей теплопроводности они выполняют функцию радиаторов – излучателей [10].

Сотопанель представляет собой набор из большого количества шестиугольников. В данном случае примем следующие размеры для шестиугольников сотопанели: ширина 3,75 мм, а толщина 0,035 мм (Рисунок 11) [9].

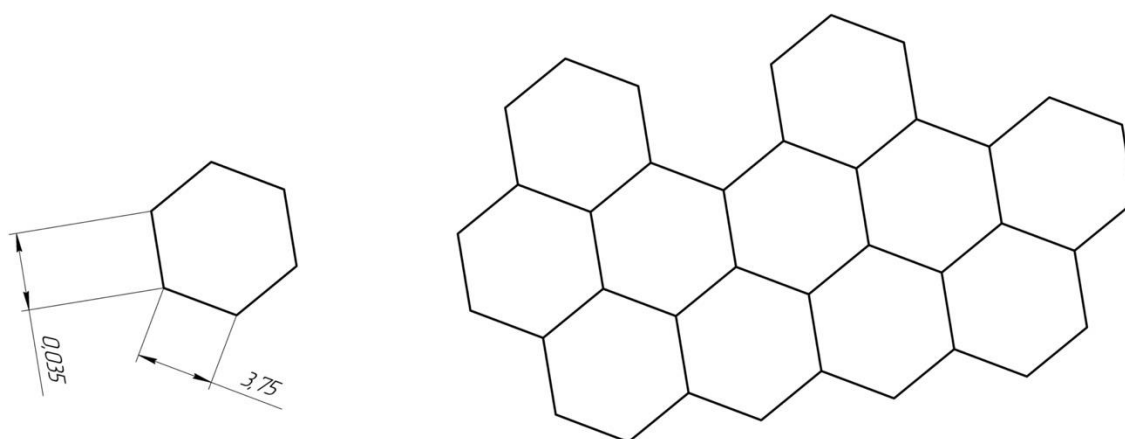


Рисунок 11 –Геометрический вид сотопанели

Для дальнейших расчетов необходимо определить коэффициент заполнения сот в единице площади, так как сотонаполнитель обладает малой объемной плотностью [9]:

$$k_{зан} = \frac{S_{Com}}{S_{Шест}}, \quad (55)$$

где S_{Com} – площадь соты;

$S_{Шест}$ – площадь шестиугольника.

Площадь соты равна:

$$S_{Com} = 6 \cdot a \cdot b = 6 \cdot 3,75 \cdot 0,035 = 0,788 \text{ мм}^2. \quad (56)$$

Площадь правильного шестиугольника:

$$S_{Ш} = \frac{3 \cdot \sqrt{3} \cdot a^2}{2} = \frac{3 \cdot \sqrt{3} \cdot 3,75^2}{2} = 36,535 \text{ мм}^2. \quad (57)$$

Подставляя значения, получим коэффициент заполнения для данной сотопанели [9]:

$$k = \frac{0,788}{36,535} = 0,022.$$

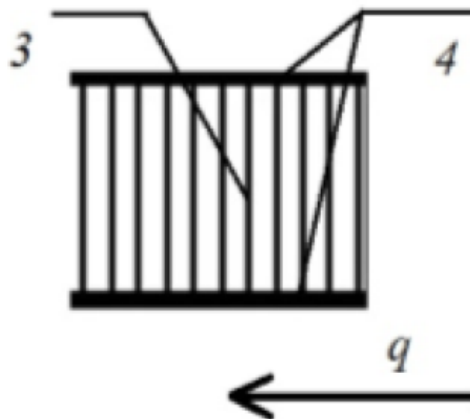


Рисунок 12 – Передача тепла в сотопанели

Примем следующие допущения: в данных расчётах будем рассматривать одномерный процесс теплообмена, то есть тепловые потоки, проходящие через радиатор, будут проходить только вдоль одной оси координат. Теплота будет передаваться через сотозаполнитель (3) и обшивку (4) (рисунок 12) [9].

Таблица 8 – характеристики выбранной сотопанели

Толщина радиатора, M мм	30
Сотонаполнитель	Алюминиевая фольга АМГ2
Абсолютная толщина стенок пор, δ мм	0,3
Размер пор, D мм	10
Коэффициент теплопроводности стенок, $\lambda_{AMГ2}$ Вт/(м · К)	159
Обшивка	Алюминиевый сплав В95
Толщина обшивки, $\delta_{В95}$ мм	2
Теплопроводность обшивки, $\lambda_{В95}$ Вт/(м · К)	155

Эффективный коэффициент теплопроводности для данного фрагмента находится по следующей формуле [9]:

$$k_3 = k_{3,o} + k_{3,c}, \quad (58)$$

где $k_{3,o}$ – эффективный коэффициент теплопроводности обшивки;

$k_{3,c}$ – эффективный коэффициент сотонаполнителя.

Тепло в сотопанели переносится с помощью кондукции и излучения. В случае тонкого слоя сотопанели эффективный коэффициент теплопроводности слоя можно представить как сумму кондуктивной и лучистой составляющих [9]:

$$k_{3,c} = k_{\kappa} + k_{\lambda}. \quad (59)$$

Чтобы оценить кондуктивную составляющую можно применить следующее уравнение [9]:

$$k_{\kappa} = k_{AMz2} \cdot \left[2 \cdot \delta_{OT} - \delta_{OT}^2 + \frac{\frac{k_{MЛ}}{k_{AMz2}} \cdot 1 - \delta_{OT}^2}{1 - \delta_{OT} \cdot \left(\frac{k_{MЛ}}{k_{AMz2}} - 1 \right)} \right], \quad (60)$$

где δ_{OT} – относительная толщина стенок пор;

$k_{MЛ}$ – коэффициент теплопроводности пара в порах с учетом молекулярного и лучистого переноса тепла, Вт/(м · К).

Так как в космическом пространстве отсутствует конвекционный теплообмен, то формула для определения кондуктивный теплообмена для радиатора будет иметь вид [9]:

$$k_{\kappa} = k_{AMz2} \cdot 2 \cdot \delta_{OT} - \delta_{OT}^2. \quad (61)$$

Для оценки лучистой составляющей используем формулу [9]:

$$k_n = 0,227 \cdot \varepsilon_{ПП} \cdot D \cdot \left(\frac{T}{100} \right)^3, \quad (62)$$

где $\varepsilon_{ПП} = \frac{1}{k_{AM\kappa 2} - 1}$ – приведенный коэффициент поглощения стенки соты;

T – температура стенки соты, К.

Соотношения оценки кондуктивной и лучистой составляющей показывают, что вклад k_n на 3–4 порядка меньше, чем k_k , исходя из этого лучистой составляющей в данном расчете можно пренебречь.

Рассчитаем эффективную теплопроводность пластин обшивки по формуле [9]:

$$k_{\text{э.о}} = k_{B95} \cdot \frac{2 \cdot \delta_{B95}}{M}. \quad (63)$$

С учетом всех вышеперечисленных формул получим следующее соотношение для определения эффективной теплопроводности для сотованели [9]:

$$k_{\text{э}} = k_{B95} \cdot \frac{2 \cdot \delta_{B95}}{M} + \frac{M - 2 \cdot \delta_{B95}}{M} \cdot k_{AM\kappa 2} \cdot 2 \cdot \delta_{OT} - \delta_{OT}^2. \quad (64)$$

Рассчитаем относительную теплопроводность стенок, образующих соты [9]:

$$\delta_{OT} = \frac{2 \cdot \delta}{D + 2 \cdot \delta} = \frac{2 \cdot 0,3 \cdot 10^{-3}}{10 \cdot 10^{-3} + 2 \cdot 0,3 \cdot 10^{-3}} = 0,057. \quad (65)$$

Подставляем полученные значения в формулу (63) [9]:

$$\begin{aligned} k_{\text{э}} &= 155 \cdot \frac{2 \cdot 2 \cdot 10^{-3}}{30 \cdot 10^{-3}} + \frac{30 \cdot 10^{-3} - 2 \cdot 2 \cdot 10^{-3}}{30 \cdot 10^{-3}} \cdot 159 \cdot 2 \cdot 0,057 - 0,057^2 = \\ &= 26,2 \text{ Вт/ м} \cdot \text{К} . \end{aligned}$$

Рассчитаем максимальный тепловой поток, проходящий через сотованель площадь которой равна одному квадратному метру [9]:

$$Q_{\max.c} = \frac{\lambda_3 \cdot \Delta T}{M}, \quad (66)$$

где $\Delta T = 20\text{C}^\circ$ – разница температур внутренней и внешней обшивки.

Подставляем значения в формулу (64):

$$Q_{\max.c} = \frac{26,2 \cdot 20}{30 \cdot 10^{-3}} = 17467 \text{ Вт}.$$

Можно сделать вывод исходя из полученного значения теплопроводности, что данная сотованель может проводить необходимый тепловой поток.

Найдем массу сотованели по формуле [9]:

$$M_{Cn} = m_{Обш} + m_{Han}, \quad (67)$$

где $m_{Обш}$ – масса обшивки;

m_{Han} – масса сотонаполнителя.

Найдем неизвестные составляющие. Масса обшивки равна:

$$m_{Обш} = 2 \cdot \delta_{B95} \cdot S_{Cn} \cdot \rho_{об} = 0,03 \cdot 0,022 \cdot 12 \cdot 2850 = 21,2 \text{ кг}, \quad (68)$$

где S_{Cn} – площадь сотованели;

$\rho_{об}$ – плотность материала обшивки, $\rho_{об} = 2850 \text{ кг/м}^3$.

Найдем массу сотонаполнителя [9]:

$$m_{cn} = \delta_{cn} \cdot S_{cn} \cdot \rho_{cn} = 0,03 \cdot 0,022 \cdot 12 \cdot 2680 = 21,2 \text{ кг}, \quad (69)$$

где ρ_{cn} – плотность сотонаполнителя, $\rho_{cn} = 2680 \text{ кг/м}^3$.

Найденные значения подставляем в формулу (66) и получаем значение массы сотопанели:

$$m_{cn} = 136,8 + 21,2 = 158 \text{ кг.}$$

3.2.7 Расчет электрического обогревателя космического аппарата

Электрообогреватели являются важным элементом системы терморегулирования. Они позволяют контролировать приток тепла к аппаратуре, работая в совокупности с системой охлаждения, за счет чего поддерживается температурный баланс и при нагреве до предельных температур, позволяет отводить тепло от оборудования [12].

Для негерметичного приборного отсека чаще всего применяются плоские электрообогреватели, так как они удобны для установки на сотопанелях. Они состоят из основания (1), связующего слоя (2), нагревательного элемента в виде плоской ленты из материала с большим удельным сопротивлением (3), изолирующей подложки из стеклоткани (4), гибкими токоотводами (5), контактными площадками (6) (Рисунок 13) [12].

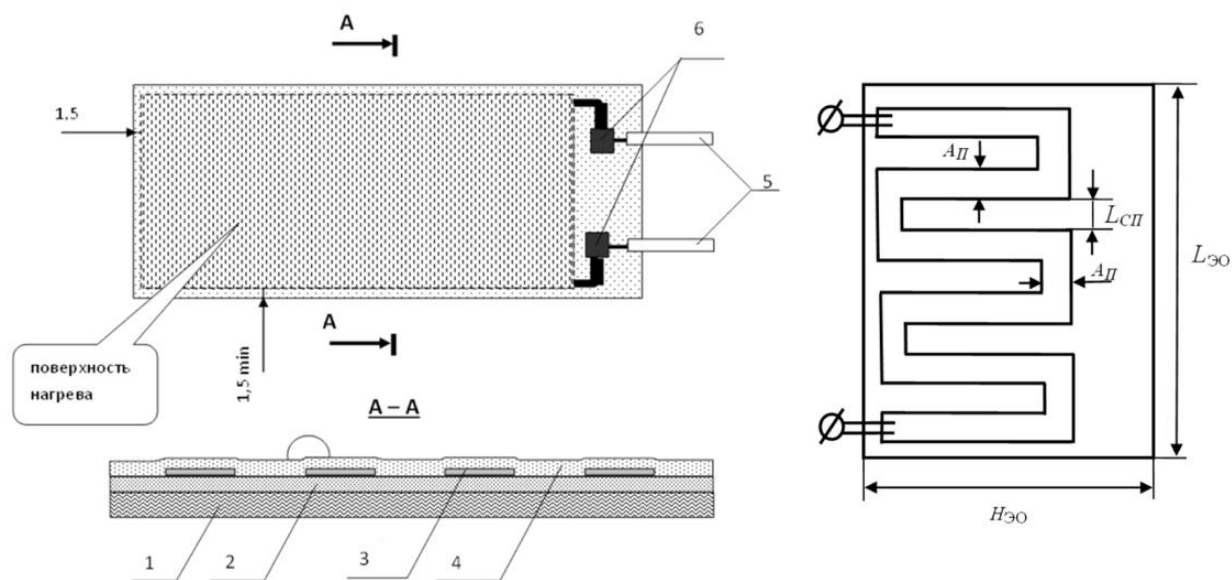


Рисунок 13 – Схема электрообогревателя

Основными проектными параметрами ЭО являются: мощность, масса, площадь обогреваемой поверхности [12].

Для дальнейших расчетов сделаем допущение о применении для модуля служебных систем ЭО ОР9, в котором в качестве материала нагревательного элемента применяется константан [12].

А также примем во внимание, что на сотопанели установлены тепловые трубы, которые имеют предельный тепловой поток, который не должен превышать $q_{п} = 4 \cdot 10^4$ Вт/м². То есть данное ограничение позволяет не допустить появления кризиса кипения теплоносителя в капиллярных канавках.

Таблица 9 – Характеристики электрообогревателя и нагревательного элемента

Напряжение электропитания ЭО U , В	100
Толщина ленты НЭ b_0 , м	$12 \cdot 10^{-6}$
Ширина ленты a_0 , м	$2 \cdot 10^{-3}$
Плотность укладки провода $L_{сп}$, м	$2 \cdot 10^{-3}$
Предельный тепловой поток $q_{п}$, Вт/м ²	$4 \cdot 10^4$
Удельное сопротивление материала провода $\rho_{пр}$, Ом · м	$0,5 \cdot 10^{-6}$
Объёмная плотность провода $\gamma_{пр}$, кг/м ³	8800
Поверхностная плотность подложки $\gamma_{эп}$, кг/м ²	1,8

Определим предельную мощность электрообогревателя [12]:

$$N_{np} = \sqrt{q_{п} \cdot \frac{U^2 \cdot a_0^2 \cdot b_0}{\rho_{пр}}}, \quad (70)$$

$$N_{np} = \sqrt{40000 \cdot \frac{100^2 \cdot 2 \cdot 10^{-3}^2 \cdot 12 \cdot 10^{-6}}{0,5 \cdot 10^{-6}}} = 196 \text{ Вт}.$$

Из статистических данных с учетом конструктивных и тепловых ограничений примем мощность пленочного ЭО равной $N_{зо} = 240 \text{ Вт}$.

Так как $N_{зо} \geq N_{np}$, то для заданного значения $N_{зо}$ найдем поверхностную плотность термического сопротивления [12]:

$$R_{Терм} = \frac{U^2}{N_{эо}^2} \cdot q_{П}. \quad (71)$$

Подставляя известные значения в формулу, получим следующее значение [12]:

$$R_{Терм} = \frac{100^2}{240^2} \cdot 40 \cdot 10^4 = 6944 \text{ Вт/м}^2.$$

В данном случае используя известные значения параметров $N_{э.о}, U, R_{Терм}, \rho_{ПР}, b_{Пред}$, определяем ширину ленты по формуле [12]:

$$\delta_{Л} = \sqrt{\frac{\rho_{ПР}}{R_{Терм} \cdot \delta_{Пред}}}, \quad (72)$$

где $\delta_{Пред}$ – предельная ширина ленты.

Сделаем допущение, что $\delta_{Пред} = \delta_0$, тогда подставляя значения, получим ширину ленты:

$$\delta_{Л} = \sqrt{\frac{0,5 \cdot 10^{-6}}{6944 \cdot 12 \cdot 10^{-6}}} = 3,5 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Зная ширину ленты нагревательного элемента, определим её длину [12]:

$$l_{нр} = \frac{U^2 \cdot \delta_{Л} \cdot \delta_{Пред}}{\rho_{ПР} \cdot N_{э.о}} = \frac{100^2 \cdot 2,5 \cdot 10^{-3} \cdot 12 \cdot 10^{-6}}{0,5 \cdot 10^{-6} \cdot 240} = 3,5 \text{ м.} \quad (73)$$

Теперь зная значение $l_{нр}$ определим площадь $S_{эо}$ [12]:

$$S_{эо} = a_{эо} \cdot l_{эо}, \quad (74)$$

где $a_{эо}$ и $l_{эо}$ – геометрические размеры ЭО.

Найдем $l_{эо}$ и $a_{эо}$ по следующим формулам:

$$l_{\text{зо}} = l_{\text{нр}} \cdot \frac{a_{\text{п}} + L_{\text{СП}}}{h_{\text{зо}} + L_{\text{СП}}}; \quad (75)$$

$$a_{\text{зо}} = \frac{l_{\text{нр}}}{l_{\text{зо}}} \cdot a_{\text{п}} + L_{\text{СП}} - L_{\text{СП}}. \quad (76)$$

Допустим, что ЭО имеет форму квадрата, тогда его геометрические размеры определим путем решения следующего равенства [12]:

$$l_{\text{нр}} \cdot \frac{a_{\text{п}} + L_{\text{СП}}}{x + L_{\text{СП}}} = \frac{l_{\text{нр}}}{x} \cdot a_{\text{п}} + L_{\text{СП}} - L_{\text{СП}}. \quad (77)$$

Решив данное равенство, получим $L_{\text{зо}} = h_{\text{зо}} = 0,138 \text{ м}$.

Тогда площадь обогреваемой с помощью ЭО поверхности $S_{\text{зо}}$, равна [12]:

$$S_{\text{зо}} = 0,019 \text{ м}^2.$$

Площадь поверхности ленты равна [12]:

$$S_{\text{уз}} = l_{\text{нр}} \cdot a_{\text{п}} = 3,5 \cdot 3,5 \cdot 10^{-3} = 0,012 \text{ м}^2. \quad (78)$$

Если известны площадь поверхности ленты и площадь обогреваемой поверхности при использовании ЭО, то можно вычислить коэффициент заполнения электроизолирующей подложки, который также влияет на размер обогреваемой поверхности [12]:

$$S_{\text{зо}} = \frac{S_{\text{уз}}}{k_{\text{уз}}}. \quad (79)$$

Выразив $k_{\text{уз}}$, получим [12]:

$$k_{из} = \frac{S_{из}}{S_{эо}} = \frac{0,012}{0,019} = 0,63. \quad (80)$$

Масса ЭО формируется как сумма масс нагревательного элемента $m_{нэ}$, электроизолирующей подложки и клея $m_{эп}$ [12]:

$$m_{эо} = m_{нэ} + m_{эп} = F_{нэ} \cdot \left(\gamma_{из} \cdot b_{п} + \frac{\gamma_{эп}}{K_3} \right), \quad (81)$$

где $\gamma_{из}$ – объёмная плотность провода из константана, кг/м³;

$\gamma_{эп}$ – поверхностная плотность подложки из стеклоткани, кг/м².

Подставляя известные значения, определим массу электрообогревателя [12]:

$$m_{эо} = 0,012 \cdot \left(8800 \cdot 12 \cdot 10^{-6} + \frac{0,385}{0,63} \right) = 0,036 \text{ кг/м}^2.$$

Тогда масса электрообогревателя, установленного на сотопанели будет равна [12]:

$$m_{э} = S_{сп} \cdot m_{эо} = 12 \cdot 0,036 = 0,432 \text{ кг}. \quad (82)$$

ЭО приклеены к поверхности приборных панелей в местах контакта с трубным профилем на каждой панели. Каждая секция имеет свои клеммы подключения (Рисунок 14) [12].

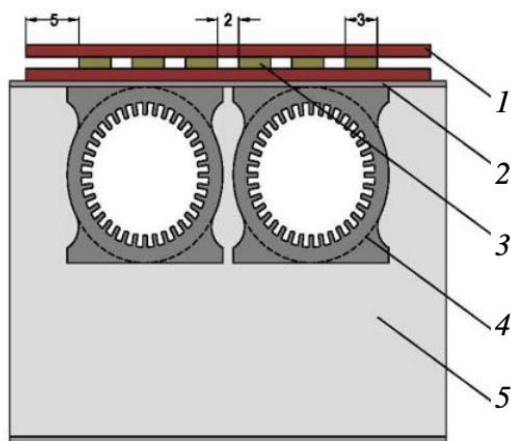


Рисунок 14 – схема размещения ЭО на сотопанелях

1 – стеклоткань; 2 – обшивка; 3 – константановая лента; 4 – тепловая труба; 5 – сотопанель [12].

Нагревательные элементы включаются одновременно при снижении температуры в ТТ до 258 К (минус 15 °С) и одновременно отключаются при повышении температуры ТТ до 268 К (минус 5 °С) [12].

3.3 Сравнение видов систем и выбор оптимального варианта обеспечения теплового режима

Таблица 10 – Характеристики систем терморегулирования

Элемент системы терморегулирования	m , кг	Q , Вт
ЭВТИ	16,58	8221
Жидкостный контур	52	2000
Тепловые трубы	21,07	7845
Радиатор	81	8221
Сотопанель	158	17467
Электрообогреватель	0,432	240

Исходя из полученных значений массовых характеристик и способности систем отводить и переносить получаемое тепло, можно сделать следующие выводы и на их основе определить наиболее эффективный вид системы теплообеспечения и конструктивный вариант ее компоновки.

Системы охлаждения приборов, основанные на использовании тепловых труб, обеспечивают эффективный тепловой режим оборудования, установленного в негерметичных приборных отсеках, и обладают высокой потенциальной теплопроводностью. А также в сравнении с жидкостным контуром, тепловые трубы имеют преимущественно меньшую массу, высокую теплопроводность и надежность, так как, в системе не используются механические нагнетатели и электромеханический привод.

Рассчитанные характеристики радиационных поверхностей показывают, что они способны отводить от космического аппарата вычисленный тепловой поток. В данном случае площадь радиационных поверхностей будет больше, чем КА, поэтому необходимо применение внешних поверхностей для их установки, таких как разворачивающиеся радиаторы.

Сотопанель, рассчитанная в данной работе, способна отводить тепловой поток большой величины с высокой эффективностью и потенциальной теплопроводностью, но при этом имеют большую площадь радиационного покрытия, а следовательно, и большую массу. В данном случае сотопанель также будет выполнять функцию силового элемента в конструкции негерметичного приборного отсека КА, на внутренней части которой будет располагаться тепловыделяющие приборы, тепловые трубы необходимые для обеспечения требуемого температурного режима.

Для снижения интенсивности теплообмена корпуса и приборов КА с окружающей средой внешний корпус покрывается ЭВТИ, позволяющая уменьшить тепловое излучение, поступающее от Солнца. ЭВТИ предпочтительно устанавливать перед отражающими поверхностями, так как в данном случае это будет минимизировать поглощение тепла из космоса и излучения его внутрь отсека посредством аккумуляции тепла в своей структуре.

Использование пассивных систем терморегулирования, таких как терморегулирующие покрытия также способны обеспечивать необходимые температурные режимы. В этом случае рекомендуется применять неоднородные оптиче-

ские покрытия, чтобы получить наиболее значимый эффект в диапазонах температур 260–370 К для охлаждаемых поверхностей и 300–360 К для нагреваемых поверхностей.

Исходя из полученных расчётов и температурных условий эксплуатации КА, в данном случае оптимальной будет система терморегулирования в состав которой входит использование ЭВТИ для отвода внешних тепловых потоков, тепловые трубы и радиаторы для отвода внутреннего тепла, радиационных обогревателей для поддержания температурного равновесия в условиях больших температурных перепадов и сотовые панели в качестве силовой конструкции для установки в них тепловых труб.

4 ВЫБОР КОМПОНОВКИ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

4.1 Описание конструкции разработанной системы обеспечения теплового режима

Разработанная система представляет собой систему контурных тепловых труб, работающих за счет использования теплоты фазового перехода, т. е. двухфазных контуров без активных насосных агрегатов и расположенную в сотовой панели выполняющей роль силовой конструкции. В качестве перекачивающих средств применяют капиллярные фитильные структуры. Так же в состав системы входят регулируемые радиационные теплообменники с конденсаторами и испарителями, электронагреватели и теплоизоляция, обеспечивающие надежную термостабилизацию аппаратуры КА в узком диапазоне температур лунного дня и ночи.

Использование капиллярных насосов в контурных тепловых трубах обеспечивает более значительные перепады капиллярного давления и большие расходы теплоносителя, а также позволяет увеличить теплосброс до 6...8 кВт. Разделение паровой и жидкостной транспортных магистралей позволяет уменьшить диаметр трубопроводов и экономить массу.

Испаритель содержит пористую структуру, состоящую из фитиля с каналами для отвода пара в паровой коллектор и центральным каналом для подачи жидкости. Конденсатор представляет собой теплообменник в виде трубчатого змеевика, который выполняет функцию радиатора.

Опишем более подробно рассматриваемую конструкцию терморегулирующей системы.

Силовые сотовые панели включают в себя три слоя, состоящие из двух тонких пластин и тонкостенной конструкции в виде совокупности сот. Соты представляют собой правильные шестиугольники с ребрами равными 3,75 мм, и толщиной стенки равной 0,035 мм. В качестве материала для изготовления применяется алюминиевый сплав АМг2. И предназначена для обеспечения переноса тепла от внутренней пластины к внешней. Эти пластины расположены по обе

стороны сотопанели. Они изготовлены из алюминиевого сплава В95, с шириной и длиной равной 0,52 м и толщиной 2 мм. Так как на внутренней панели устанавливается аппаратура, то за счет сотовой конструкции, тепло сбрасываемое оборудованием и тепловыми трубами, передается на внешнюю пластину, а она в свою очередь выполняет роль радиатора: собирает и сбрасывает тепло в космическое пространство.

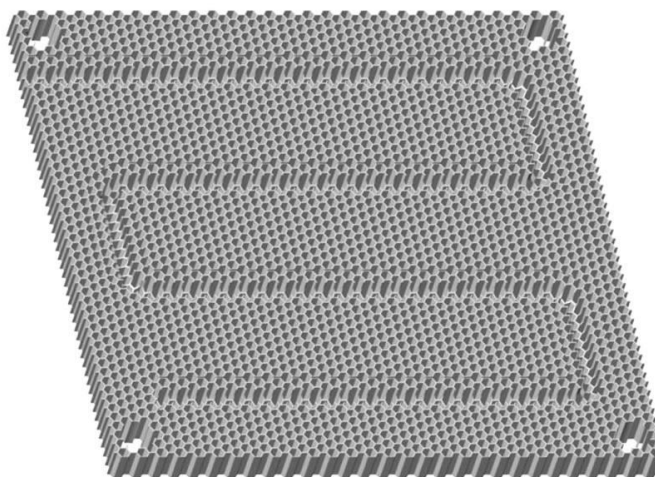


Рисунок 15 – 3D модель сотонаполнителя

Тепловая труба предназначена для переноса тепла в сотопанели и его распределению с помощью теплоносителя к внешней пластине. Контурные тепловые трубы выполнены из алюминиевого сплава АМг2. В качестве теплопередающего вещества используется аммиак. Длина тепловой трубы равна 100 м, внешний диаметр 17 мм. Пластины имеют следующие размеры: ширина 52,5 мм и высота 2 мм. Для того чтобы склеить тепловые трубы и сотонаполнитель используют теплопроводящий клей ЦМК – ТП.

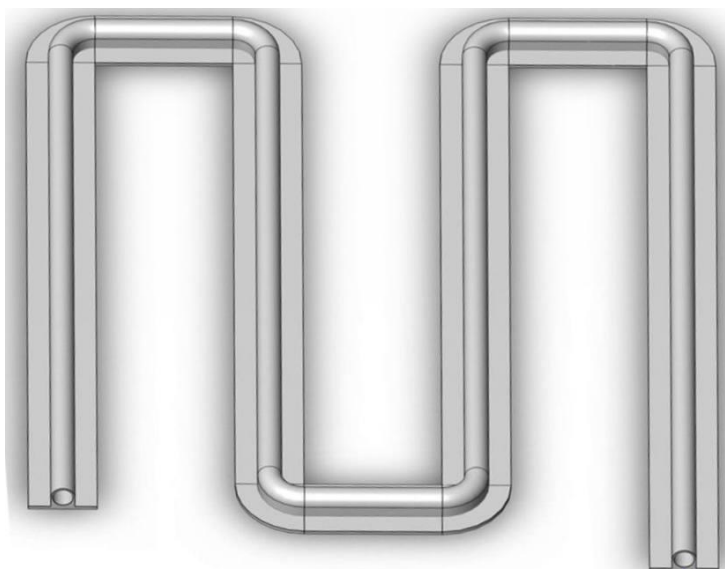


Рисунок 16 – 3D модель тепловой трубы

Радиационный теплообменник (РТО) сконструирован на базе сотопанели, внутри которой встроен конденсатор контурной тепловой трубы, представляющий собой змеевик, выполненный из экструдированного алюминиевого профиля. Излучающая (внешняя) поверхность РТО имеет отражающее селективное покрытие ($\alpha = 0,2$ и $\varepsilon = 0,85$) и может в данном случае иметь три варианта размещения в составе АКА: непосредственно над ТСП, на месте четвёртой панели солнечной батареи или размещаться сразу на трех позициях. Данные варианты рассматриваются на альтернативной основе, при этом площадь РТО в каждом варианте составляет $0,45 \text{ м}^2$.

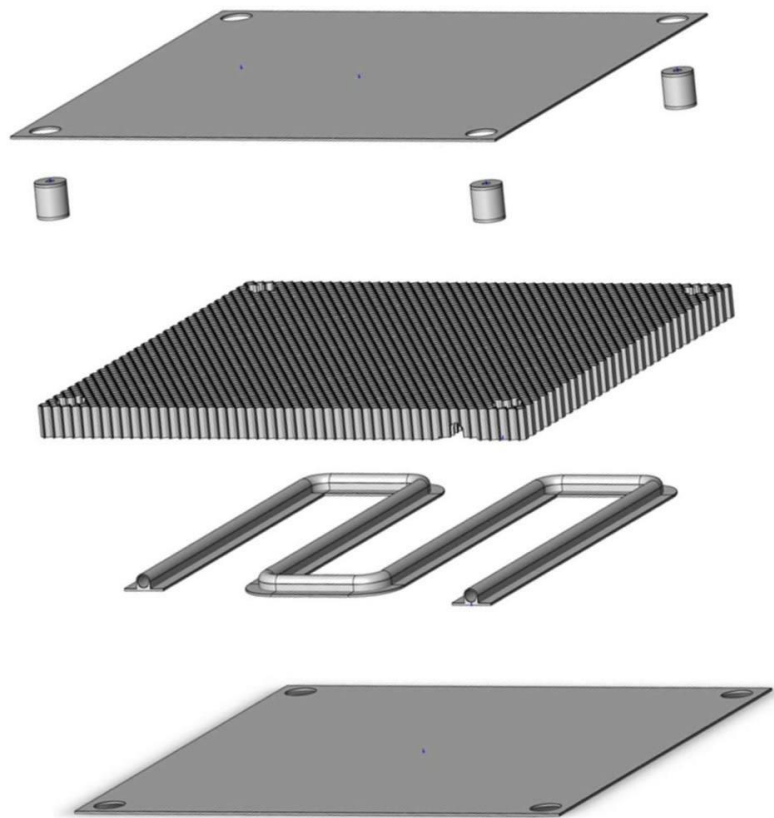


Рисунок 17 – Разнесенный вид сотопанели

На внешние поверхности радиаторов-излучателей наносятся терморегулирующие покрытия класса «солнечный отражатель». Для данных радиаторов применяются стёкла с напылением серебра, обеспечивающие требуемый отвод тепла. Остальные внешние поверхности, которые не содержат встроенные тепловые трубы и на которых установлена внешняя аппаратура, покрывается ЭВТИ, обеспечивающая термостабилизацию приборного отсека ПМ.

4.2 Оценка работы радиационных теплообменников в условиях разных вариантов компоновки

Основным условием работоспособности РТО является то, что его рабочая температура должна быть больше равновесной температуры РТО в имеющемся тепловом окружении, так как в противном случае теплообмен на его поверхности будет идти в обратном требуемому направлении.

Оценим условия работы РТО на поверхности Луны в условиях, что Солнце находится в зените, то соответствует околополуденному времени и, как правило,

худшему расчетному случаю в приэкваториальных районах Луны. Сделаем допущение о том, что поверхность планеты является плоской и оптически серой, так же принимая во внимание то, что теплопроводность внутренних слоев грунта Луны достаточно маленькая, поэтому ей можно пренебречь, получим следующую формулу для оценки максимальных температур грунта [7]:

$$T_{II} = 100^4 \cdot \sqrt{\frac{l_{II}}{c_0}} = 100^4 \cdot \sqrt{\frac{100}{5,67}} = 394 \text{ K}, \quad (83)$$

где l_{II} – интенсивность солнечного излучения на поверхности соответствующего небесного тела;

$$c_0 = 5,67 \frac{\text{Вт}}{\text{м} \cdot \text{К}^4} - \text{коэффициент излучения абсолютно черного тела.}$$

Теперь оценим какое из расположений РТО (горизонтальное или вертикальное) наиболее приемлемо для данных условий эксплуатации. Примем, что поверхность РТО покрыта белой краской с селективным отражением. Данное однородное оптическое покрытие позволяет поддерживать минимальную температуру поверхности оборудования для данного температурного диапазона от 384 до 421 К. Поэтому отношение коэффициента поглощения солнечного излучения α к коэффициенту излучения ε будет в пределах значения равного 0,22. Равновесная температура горизонтальных РТО будет равна [7]:

$$T_{\text{РТО}} = 100^4 \cdot \sqrt{\frac{\alpha}{\varepsilon} \cdot \frac{l_{II}}{c_0}}. \quad (84)$$

Подставляя известные значения, получим:

$$T_{\text{РТО}} = 100^4 \cdot \sqrt{0,22 \cdot \frac{1400}{5,67}} = 270 \text{ K}.$$

Так как Солнце находится точно в зените, то его излучение не попадает на поверхность вертикально расположенного РТО. Но в то же время необходимо

учитывать то, что в таком положении происходит теплообмен с поверхностью Луны со средним угловым коэффициентом видимости равным $\varphi_{\Pi} = 0,5$. Примем, что величина альбедо небесного тела A равна коэффициенту рассеяния, при коэффициенте отражения равном нулю и коэффициенте излучения равном $(1 - A)$. Исходя из данных допущений, получим следующее соотношение для определения равновесной температуры для вертикально расположенных РТО [7]:

$$T_{\text{РТО}} = 100^4 \cdot \sqrt{\varphi_{\Pi} \cdot \left[1 - A \cdot \left(\frac{T_{\Pi}}{100} \right)^4 + A \cdot \frac{\alpha}{\varepsilon} \cdot \frac{l_{\Pi}}{c_0} \right]}. \quad (85)$$

Подставляем значения:

$$T_{\text{РТО}} = 100^4 \cdot \sqrt{0,5 \cdot \left[1 - 0,1 \cdot \left(\frac{394}{100} \right)^4 + 0,1 \cdot 0,22 \cdot \frac{1400}{5,67} \right]} = 327 \text{ K}.$$

Из расчетов видно, что для Луны горизонтальные радиаторы вполне способны обеспечивать достаточное термостатирование аппаратуры приборного отсека. Так как горизонтальные РТО работают в лучших условиях, в отличие от вертикальных, так как оптическое покрытие на поверхности РТО ослабляет влияние коротковолнового солнечного излучения.

Учитывая значение рассчитанной эффективной площади радиатора, необходимой для отведения максимального теплового потока, значение которой больше площади приборного отсека необходимо рассмотреть различные варианты расположения РТО:

1 вариант, когда РТО приборного отсека негерметичного лунного модуля, излучающие поверхности будут ориентированы в зенит, из-за малой чувствительности к инфракрасным внешним потокам, поступающим от разогретой поверхности Луны, данный фактор имеет важность так как температура поверхности в некоторые моменты лунных суток могут достигать 130°C . Также нежелательное воздействие теплового потока в данном случае ограничивается с помощью белых отражающих селективных покрытий.

2 вариант – РТО состоит из двух частей, одна из которых сохраняет свое горизонтальное положение, а другую часть располагают на месте солнечной батареи, которая большую часть лунного дня остается неосвещенной. Хотя вертикальная часть РТО будет более подвержена воздействию изменения температур поверхности Луны, но данный вариант расположения увеличит суммарную площадь радиационной поверхности, что может увеличить холодопроизводительность системы терморегулирования.

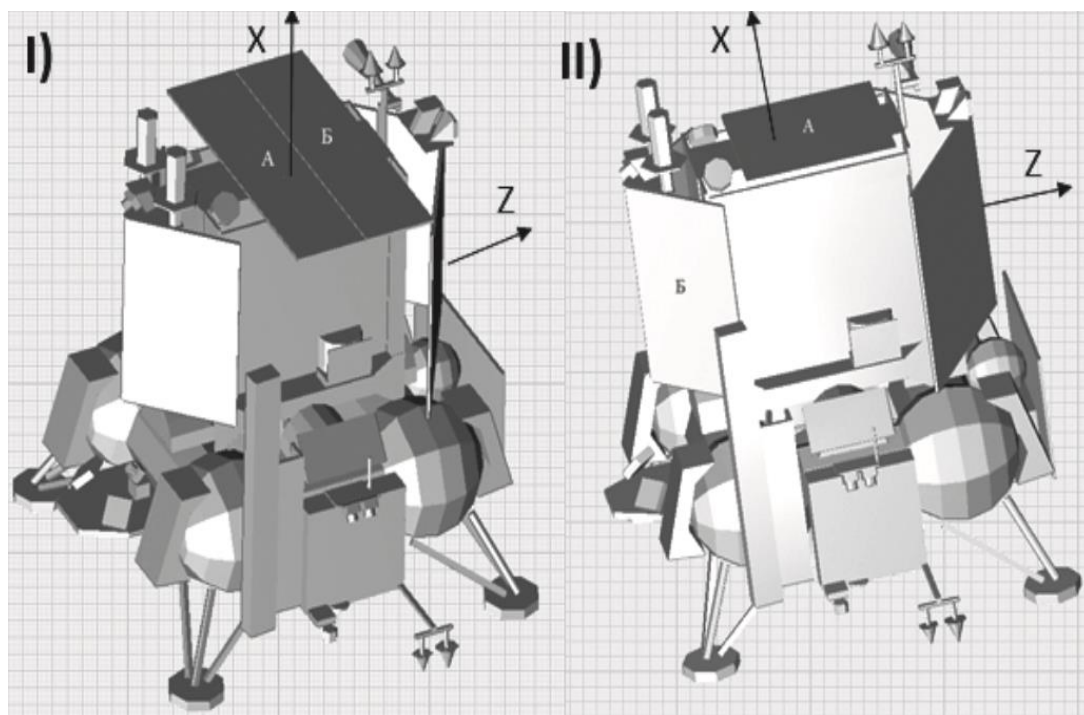


Рисунок 18 – Варианты компоновки РТО в составе лунного ПМ

В течение лунных суток РТО принимает температурные состояния, которые определяются внешними тепловыми воздействиями на него, а также тепловым потоком от ТСП, поэтому значение теплового потока, подводимое к каждой половине РТО, можно рассчитать с помощью следующего соотношения [6]:

$$Q = K_{\text{КНТТ}} \cdot T_{\text{ТСП}} - T_{\text{РТО}} , \quad (86)$$

где $K_{\text{КНТТ}}$ – тепловая проводимость от ТСП к РТО, Вт/К;

$T_{ТСП}, T_{РТО}$ – температура РТО и ТСП соответственно, °С.

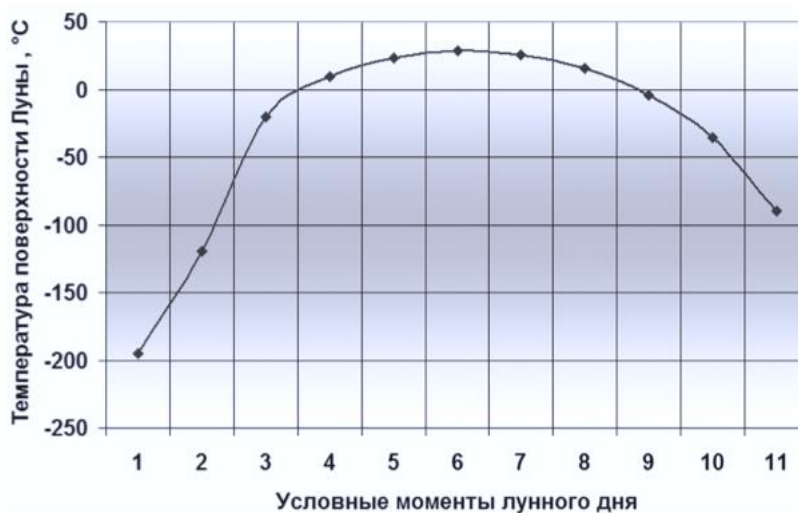


Рисунок 19 – Циклограмма изменения температуры поверхности Луны в течение лунных суток

Представим в виде графика (Рисунок 20) значения отводимого теплового потока для заданного интервала лунного дня для каждого из вариантов размещения радиаторов. Для оценки хладопроизводительности лунный день условно поделен на 10 частей. Первая точка характеризуется восходом Солнца, в шестой точке Солнце имеет максимальный угол над горизонтом, в одиннадцатой точке Солнце заходит, остальные точки являются промежуточными.

Тепловое воздействие поверхности Луны на РТО в течение моделируемого периода отображается с помощью графика температуры поверхности, он позволяет увидеть, что «утренние» температуры ниже «вечерних».

Два представленных варианта ориентации РТО КА, находятся в одинаковых условиях: модуль одинаково ориентирован на поверхности планеты, одинаково освещен Солнцем и имеет одну и ту же температуру ТСП в каждую часть лунных суток.

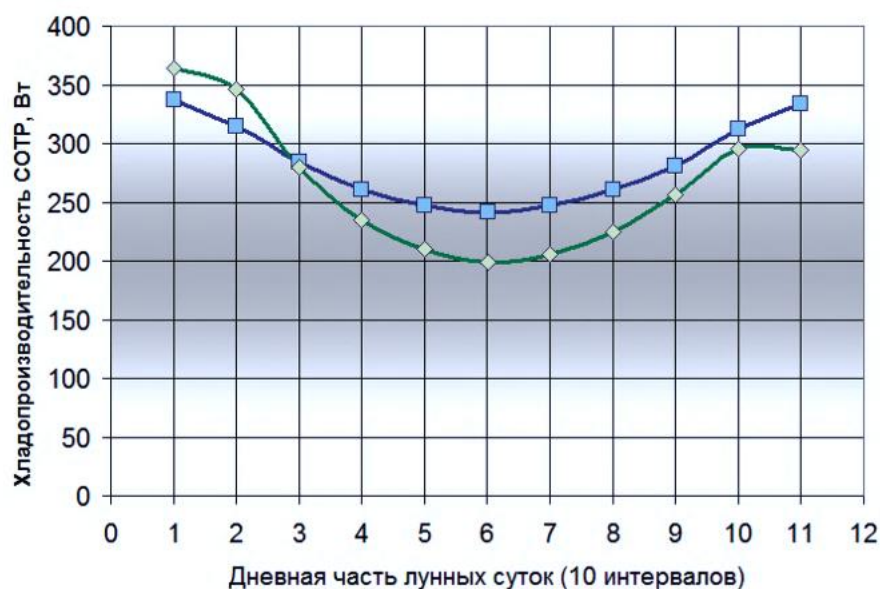


Рисунок 20 – Расчетная холодопроизводительность СОТР для вариантов размещения РТО (Синяя линия характеризует 1 вариант расположения РТО; зеленая линия – 2 вариант расположения РТО).

На основании данного графика можно сделать вывод о том, что величина отвода тепла данных двух вариантов практически совпадают, то есть увеличение площади излучательного радиатора во втором варианте позволяет компенсировать воздействие солнечных и инфракрасных лучей, хотя и к концу лунного дня величина отводимого теплового потока несколько уменьшается, по сравнению с первым вариантом, в котором величина холодопроизводительности наиболее стабильна и симметрична.

Сравнивая средние значения величин отводимого тепла, можно увидеть, что в 1 варианте $Q = 284 \text{ Вт}$, а в 2 варианте $Q = 275 \text{ Вт}$. Исходя из этого, можно сделать вывод о том, что второй альтернативный вариант не уступает базовой компоновке РТО, а также имеет преимущество в виде расширения возможностей общей компоновки и достаточно малую чувствительность к изменению положения ПМ на поверхности Луны.

Выполненное сравнение характеристик СОТР базового и альтернативного вариантов расположения РТО позволяет сделать вывод о том, что вариант раз-

мещения радиаторов на месте неосвещенной солнечной батареи, в некоторые моменты лунного дня может давать прирост хладопроизводительности системы терморегулирования приборного отсека до 10%. В большей степени это наблюдается в период лунного утра. Значение отвода тепла в этот момент заметно превышает значение базового варианта, что является преимуществом. То есть позволяет проводить больший объем научно-исследовательских работ в течение лунного дня.

Поэтому для рассчитанного проектного РТО можно рассмотреть вариант, в котором третий радиатор располагается на месте СБ, что будет способствовать существенному повышению суммарного потенциала СОТР КА. Это необходимо так как в условиях лунного дня необходимо отводить тепловые потоки больших величин и особенно в периоды «горячей» фазы.

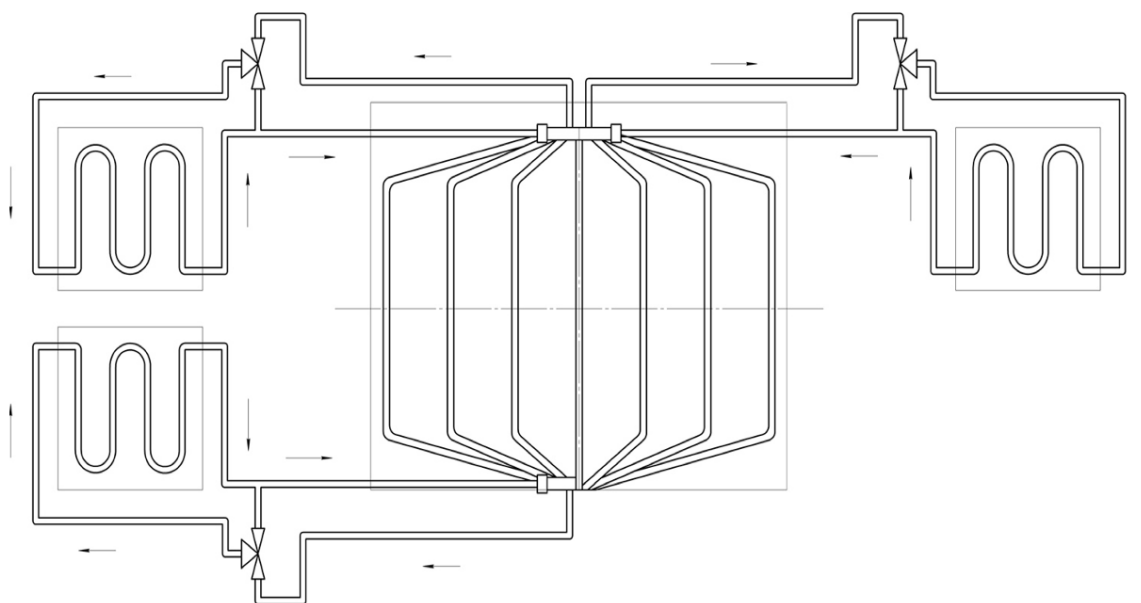


Рисунок 21 – Схема СТР приборного отсека с дополнительным радиатором

На рисунке 21 представлено решение задачи поддержания оптимального температурного режима, то есть обеспечивающего требуемое охлаждение приборов. Для этого в систему интегрирована дополнительная регулируемая контур-

ная тепловая труба и дополнительный радиатор, установленные на месте солнечной батареи. Контурная труба состоит из испарителя, проводящих трубопроводов, трехходового клапана с байпасной линией и конденсатора.

На тепловыделяющем основании устанавливается дополнительный испаритель, обеспечивающий регулирование тепловых потоков между дополнительным радиатором и радиационным теплообменником. Когда температура приборной платформы становится выше нижнего допустимого значения температурного диапазона, включается дополнительный радиатор при помощи трехходового клапана. Это позволяет обеспечить наиболее эффективное рассеивание излишков тепла и уменьшения нагружения основного охлаждающего тракта.

В результате этого значительно повышается эффективность охлаждения приборного отсека и возникает возможность его охлаждения в любом положении платформы, например, когда оборудование выключено и посадочный модуль находится в горизонтальном положении.

5 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ

В данной главе рассматриваются основные аспекты безопасности производства системы терморегулирования, наиболее опасные факторы и их влияние на человека и окружающую среду, а также методы предотвращения возможных аварий и несчастных случаев.

Одним из основных этапов производства системы терморегулирования являются проведение испытаний макета системы. В связи с этим возникают различные опасные факторы, которые могут повлечь за собой негативные последствия для здоровья и безопасности людей, а также привести к повреждению оборудования и возникновению аварийных ситуаций.

Основные элементы производственного процесса, формирующие опасные и вредные факторы при выполнении работы на рабочем месте приведены в таблице 11.

Таблица 11 – Основные источники, формирующие опасные и вредные факторы производственного процесса

Источник фактора/ вид работ	Факторы (ГОСТ 12. 0.003–2015 «Опасные и вредные производственные факторы»)		Нормативные документы
	Вредные	Опасные	
Неизоляционный проводник		Электрический ток	ГОСТ 12.1.038–82
Утечка охлаждающей жидкости	Утечки токсичных и вредных веществ в атмосферу	Опасность взрыва, пожара, отравления работников	ГОСТ 12.1.007–76
Используемые лампы	Недостаточная освещенность рабочей зоны		СанПиН 2.2.1/2.1.1;127 8-03

Пайка	Утечки токсичных и вредных веществ	Термическая опасность	ГОСТ 12.1.007 - 76
Система термостабилизации	Электромагнитные поля	Электрический ток	
Критические высокие и низкие температуры	Тепловые стрессы	Ожоги, обморожения, пожары	ГОСТ 12. 0.003-2015
Вакуумные камеры	Утечки токсичных и вредных веществ в атмосферу	Опасность взрыва, пожара, отравления роботов	ГОСТ Р 56469–2015

Оценивая отдельные этапы разработки системы терморегулирования на количественный показатель опасных факторов, на первом месте будет заправка тепловых труб жидким теплоносителем.

5.1 Воздействие аммиака на человека и окружающую среду

В качестве теплоносителя в тепловых трубах и наружных контурах СТР КА широкое применение нашел аммиак, так как он обладает хорошими теплофизическими свойствами. По сравнению с другими подобными химическими соединениями он имеет высокую теплоту испарения и низкую температуру замерзания. Основными опасными факторами при работе с аммиаком являются:

1. Токсичность.

Аммиак в газовом состоянии является токсичным и обладает ярко выраженным раздражающим действием. При низких концентрациях вызывает слезотечение и резкий удушливый кашель, а при высоких - острое раздражение глаз, ожоги слизистых оболочек, удушье и головокружение. Однако наличие аммиака в воздухе легко можно определить по запаху, что позволяет предотвратить его накапливание до опасного уровня концентрации.

При контакте с жидким аммиаком возможны химические ожоги и обморожения, степень повреждения зависит от количества жидкости. Даже в случае малого попадания жидкого аммиака в глаза может нанести значительный вред здоровью и привести к хронической травме.

2. Химическая активность.

Когда аммиак вступает в реакцию с водой, то происходит образование тепла, за счет чего образуется высокощелочной раствор. Даже в случае смешивания небольшого количества воды с аммиаком, такая смесь может разъесть большинство из сплавов, таких как медь, цинк, олово, кадмий, а также некоторые виды резины и пластмасс.

При реакции с ртутью, галогенами, окисями азота и некоторыми другими органическими соединениями могут возникать взрывчатые и нестабильные соединения. Еще одной опасностью является появление конденсата на наружной поверхности труб, что может привести к образованию коррозии, потере герметичности и утечке аммиака.

3. Огнеопасность.

В случае, если концентрация аммиака в воздухе достигает 16 – 17%, то появляется риск возгорания, а если это происходит в замкнутом пространстве то возникает угроза взрыва.

4. Давление.

В процессе работы системы или во время её простоя, все её части заполненные аммиаком находятся под давлением большим чем атмосферное. Поэтому все трубопроводы, компрессоры и теплообменники рассчитаны на содержание аммиака под высоким давлением. Любые операции с трубами и их компонентами необходимо производить только после понижения давления в системе и полного удаления аммиака из труб.

Следует контролировать содержание аммиака в трубах и не допускать его накопление в них, а также в их соединениях. Главной опасностью в данном случае является то, что аммиак имеет большой коэффициент теплового расширения,

а в случае увеличения температуры окружающей среды, может возникнуть избыточное давление, в результате чего скопившаяся жидкость расширится, что в следствие может привести к разрыву компонентов и утечке аммиака.

Также аммиак может вызывать изменения природного характера. В случае выброса аммиака могут возникнуть локальные изменения природно – техногенных экосистем. Техногенные гидрогеологические и геокриологические изменения сочетаются с воздействием аммиака на абиотические и биотические составляющие экосистем.

К таким изменениям можно отнести:

- появление локальных изменений в атмосфере, ухудшение её плотности, состава воздуха, возникновение аэрозолей и тумана гидрата аммиака;

- аммиак негативно действует на водоемы, так как изменяет кислотно – щелочной баланс, приводит к увеличению концентрации аммонийного азота и оказывает влияние на минеральный состав воды в водоеме;

- в случае утечки аммиака в землю, происходит резкое понижение температуры почвы и формируется теплоизолирующая прослойка, при дальнейшем распространении вглубь почвы он взаимодействует со льдом и влагой, а в дальнейшем возникновению химических процессов с её компонентами.

5.2 Способы предупреждения аварийных ситуаций при работе теплообменного оборудования

Процесс теплообмена между системами космического аппарата является сложным и нестабильным, исходя из этого большую сложность составляет надежное математическое моделирование тепловых процессов. Поэтому при создании КА, необходимо проводить различные испытания, для того чтобы исключить возможность возникновения ошибок на всех этапах производства.

Отработочные испытания проводятся для того, чтобы подтвердить правильность выбранной компоновки системы, в зависимости от уровня разработки и общих требований к проекту выбираются требования к данным испытаниям, то есть для данного вида испытаний нет стандартного плана процедур.

Для того чтобы проконтролировать соответствие элементов заданным требованиям и допустимым запасам производятся квалификационные испытания. Эксперименты требуют условий, более интенсивных, чем в реальной эксплуатации, и должны продолжаться так же долго, как и фактическая эксплуатация, но с некоторым запасом времени.

Также важно проводить приемочные испытания после завершения изготовления и перед сборкой элементов, для выявления скрытых дефектов и каких-либо неточностей производства, то есть убедиться, что все функции и характеристики будут соответствовать установленным требованиям на протяжении всего времени его эксплуатации.

Еще одним немаловажным процессом в испытаниях является тепловая отработка. Она включает в себя термобалансные и термовакуумные испытания, на основе которых делаются выводы о принятии или доработке средств обеспечения требуемого теплового режима КА.

Согласно с ГОСТ Р 56519–2015 к термовакуумным испытаниям предъявляются несколько требований:

1. Данные испытания обязательны для каждого нового или доработанного вакуумного аппарата. Они являются завершающими для тепловых испытаний.

2. Проведение испытаний должно осуществляться для того, чтобы:

- проверить заданные тепловые режимы, установленные технические характеристики терморегулирующей системы, количественные и качественные характеристики теплообмена АКА для различных режимов эксплуатации данной системы, которые должны быть наиболее схожи с условиями во время полета.

- проверки соблюдения всех заданных требований на СОТР, касающихся температуры элементов конструкции, площадок для установки приборов и температур ПАО в условиях экстремальных внутренних и внешних тепловых нагрузок.

– исследования возможности возникновения экстремальных случаев эксплуатации, оценки теплового режима и возможностей системы при устранении данных ситуации.

Оборудование, предназначенное для проведения испытаний, а также условия его эксплуатации должны соответствовать требованиям согласно ГОСТ 56469–2015:

1. Аппаратура, предназначенная для проведения температурных испытаний, должна обеспечивать точность полученных результатов.

2. Перед и после проведения испытаний испытательный зал должен соответствовать следующим условиям:

- 8 класс частоты;
- поддержание требуемой температуры;
- атмосферное давление должно быть в заданном диапазоне 670—830 мм рт. ст.;
- влажность должна быть в пределах 45 %—60 % при 25 °С.

3. Материалы, применяемые в испытательном оборудовании, должны соответствовать установленным требованиям по допустимым потерям массы <0,1 %, и по концентрации летучих конденсируемых веществ <0,1 %.

4. Испытательный комплекс при ТБИ И ТВИ, должен соответствовать следующим условиям согласно ТЗ:

- размеры ТВК должны соответствовать размерам испытуемого объекта;
- давление должно быть не хуже $1 \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст.;
- температура криогенных экранов должна составлять $(180 \pm 10)^\circ\text{C}$,
- коэффициент поглощения солнечного излучения для экранов должно быть не менее 0,95
- коэффициент черноты криогенного экрана должен составлять 0,9;

Для того чтобы снизить опасные и вредные факторы при работе с тепловыми оборудованием используют следующие мероприятия по ГОСТ Р 12.4.297–2013 и ГОСТ 12.1.055–88:

Таблица 12 – Мероприятия по снижению воздействия опасных и вредных факторов

<p>Организационные меры</p>	<ul style="list-style-type: none"> – минимизация времени горячих и холодных операций, а также обеспечение рассредоточения их в пространстве; – небольшие перерывы в процессе работы; – обеспечение благоприятных условий для внутрисменного отдыха; – необходимо соблюдение рационального питьевого режима.
<p>Обеспечение безопасности рабочего места от тепловых потоков</p>	<ul style="list-style-type: none"> – установка вентиляции и обеспечение эффективной работы воздушного душирования; – установка кондиционеров для охлаждения помещений, а также установка систем для поддержания искусственного климата; – установка теплоизолирующих прозрачных экранов на рабочих местах для того, чтобы обеспечить отражение, поглощение и отвод тепла.
<p>Средства для индивидуальной защиты</p>	<ul style="list-style-type: none"> – специализированная одежда, обладающая высоким тепловым сопротивлением; – обувь, обладающая высоким тепловым сопротивлением из войлока; – предохранительные средства индивидуальной защиты (очки, щитки, каски, рукавицы и др.)

Все перечисленные мероприятия по снижению воздействия на человека опасных и вредных факторов необходимы для того, чтобы обеспечить минимальную возможность влияния или вовсе исключить прямое воздействие инфракрас-

ного излучения на человека, а также обеспечить защиту от экстремально высоких или низких температур при проведении испытаний и непосредственной эксплуатации оборудования.

6 ПРИБЛИЖЕННАЯ ОЦЕНКА СТОИМОСТИ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ЛУННОГО МОДУЛЯ

Рассчитаем стоимость изготовления СОТР ПМ, для этого будем использовать стоимость изделий-аналогов. Стоимость создания СОТР приблизительно составляет 2,5 % от стоимости КА. Приведём несколько вариантов КА ДЗЗ в качестве аналогов в таблице 13, где указана их стоимость и состав системы. На основе этих данных произведем расчет.

Таблица 13 – Стоимость КА ДЗЗ и их систем

Название системы	Состав системы	Стоимость системы
Quickbird 2 (США)	Один КА	245 млн. \$
Ikonos (США)	Два КА	500 млн. \$
SAR Lupe (Германия)	Малые КА с РСА	1 млн. \$
Pleides (Франция)	Малые КА с РСА массой до 1 т	1 млрд. \$
3S-Spot (Франция)	Малые КА массой 500 кг	814 млн. \$
WorldView-2 (США)	Один КА	300 млн. \$

Необходимо рассчитать общий показатель – затраты на создание КА. Он складывается из затрат на разработку и затрат на изготовление серийных изделий:

$$S_{\text{Созд}} = S_{\text{Разр}} + S_{\text{Серий}} \quad (87)$$

Так как в данном случае разрабатывается новое изделие, то расчёт стоимости изготовления опытного образца производится по данным затрат на разработку аналога. В данном случае принимаются следующие затраты:

$$S_{\text{Оп.ан}} = 400 \text{ у.е.}$$

Также при расчетах необходимо учитывать коэффициент инфляции, поэтому формула стоимости изготовления опытного образца будет выглядеть следующим образом:

$$S_{On} = k_{Инф} \cdot S_{On.об} = 1,8 \cdot 1,05 \cdot 400 = 756 \text{ у.е.} \quad (88)$$

Стоимость разработки КА складывается из нескольких составляющих:

- затрат Головного сборочного завода на производство КА $S_{Пр}$;
- затрат Головного разработчика на проектирование КА $S_{Проект}$;
- затраты на оборудование и все виды работ $S_{Об}$.

$$S_{Разр} = S_{Пр} + S_{Проект} + S_{Об} \cdot \quad (89)$$

Затраты на производство КА $S_{Пр}$ рассчитываются по следующей формуле:

Затраты Головного сборочного завода рассчитываются как произведение стоимости изготовления опытного образца на некоторый коэффициент, то есть:

$$S_{Пр} = k_{ГСЗ} \cdot S_{On} = 2 \cdot 756 = 1512 \text{ у.е.} \quad (90)$$

Где $k_{ГСЗ}$ – коэффициент, учитывающий затраты на тот или иной вид работ, производимых Головным сборочным заводом.

Данный коэффициент зависит от многих факторов, таких как сходство и различие изготавливаемого изделия с аналогом, квалификации разработчиков, вида работ, взаимодействия с другими предприятиями, сборочного и изготовительного завода.

Затраты Головного разработчика составляют примерно 15% от затрат Головного сборочного завода:

$$S_{\text{Проект}} = 0,15 \cdot S_{\text{Разр}} = 0,15 \cdot 1512 = 226,8 \text{ у.е.} \quad (91)$$

Затраты на оборудование и все виды работ по наземному комплексу рассчитываются по формуле:

$$S_{\text{Об}} = k_{\text{НК}} \cdot S_{\text{Пр}} = 0,20 \cdot 1512 = 302,4 \text{ у.е.} \quad (92)$$

Где $k_{\text{НК}}$ – коэффициент увеличения затрат от стоимости опытного образца.

Исходя из полученных значений всех затрат, можем рассчитать приближительную стоимость разработки самого КА:

$$S_{\text{РазрКА}} = S_{\text{Пр}} + S_{\text{Проект}} + S_{\text{Об}} = 1512 + 226,8 + 302,4 = 2041,2 \text{ у.е.} \quad (93)$$

Стоимость разработки системы теплообеспечения для негерметичного приборного отсека лунного модуля будет составлять примерно 3% от стоимости самого КА. Исходя из этого рассчитаем стоимость его разработки:

$$S_{\text{СОТР}} = 0,03 \cdot S_{\text{РазрКА}} = 0,03 \cdot 2041,2 = 61,236 \text{ у.е.} \quad (94)$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках данной работы были рассчитаны различные виды обеспечения теплового режима для негерметичного приборного отсека лунного модуля: терморегулирующие покрытия, ЭВТИ, жидкостный контур, радиатор, тепловые трубы, сотовая панель и электронагреватель.

На основе рассчитанных массовых и энергетических характеристик был выбран состав системы терморегулирования. В него входит сотовая панель с расчетной площадью равной $S_{\text{сот}} = 12 \text{ м}^2$ – это трехслойная конструкция с интегрированной в нее контурной тепловой трубой, работающей за счет использования теплоты фазового перехода. Данная охлаждающая система способна отводить тепловой поток большой величины равной 17467 Вт. Для снижения интенсивности теплообмена корпуса и приборов, в качестве пассивных средств терморегулирования применяется ЭВТИ, обладающая малой массой 16,5 кг и способная отводить тепло величиной 8221 Вт. Также в качестве пассивных средств используются терморегулирующие покрытия: для радиаторов применяются стекла с напылением серебра, обладающие коэффициентом поглощения $A_c = 0,13$, и отражающими до 60% тепла; для оптимального охлаждения корпуса рекомендуется использовать комбинацию из двух различных покрытий: зеркально - белого и бело - черного соответственно.

Более детально был рассмотрен вопрос расположения радиаторов-излучателей для обеспечения эффективного отвода тепловых потоков от КА для заданных условий эксплуатации. Выбранный вариант основывается на расположении трех радиаторов – два из которых располагается непосредственно над приборным отсеком, а третий под углом $\alpha=90^\circ$ к тепловому потоку от Луны. Данная система позволяет обеспечить наиболее эффективный отвод избыточного тепла и снизить нагрузку на центральный охлаждающий тракт до 30%.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Казмерчук П.В. Космический аппарат «Луна – 25» – основа новых исследований Луны. / П.В. Казмерчук, М.Б. Мартынов, И.В. Москатиные. – М: Инженерный журнал, статья 2016. Режим доступа: https://elibrary.ru/download/elibrary_28357105_50499398.pdf – 15.10.2023
2. Система обеспечения теплового режима космического аппарата. Расчет характеристик систем обеспечения теплового режима космических аппаратов. Режим доступа: <https://vunivere.ru/work59556> – 20.10.2023.
3. Ларина О. Е. Область применения тепловых труб в системе терморегулирования космического аппарата. Магистерская диссертация: 27.04.03 / О. Е. Ларина – Красноярск: СФУ, 2018–60 с. Режим доступа: <https://elib.sfu-kras.ru/handle/2311/74105> – 22.10.2023.
4. Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учебное пособие / В. И. Куренков – Самара: Издательство Самарского университета, 2020. – 461 с.
5. Игрицкий В.А. Обеспечение температурного режима оборудования на поверхности Луны с помощью оптимального сочетания нескольких оптических покрытий наружной поверхности корпуса // Научно-практический электронный журнал Аллея Науки. №16. 2017. Режим доступа: Alley-science.ru – 17.10.2023.
6. Неручек А.О., Котляров Е.Ю. Альтернативная компоновка радиационного теплообменника посадочного лунного модуля и ее тепловой анализ с использованием вычислительного эксперимента // Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов. Вестник московского авиационного института. Москва. 2020. – 35–41. Режим доступа: <https://mai.ru/upload/iblock/077/3.pdf> – 15.11.2023.
7. Игрицкий В.А. Экранирование радиационных теплообменников космических аппаратов для использования на дневной поверхности Меркурия, Луны и астероидов внутренней части Солнечной системы // Аэрокосмический научный журнал. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Электрон. Журн. 2016 №06. – 69–93 с.
8. Танасиенко Ф.В. Математическое моделирование жидкостных систем

терморегулирования перспективных космических аппаратов: дис. / Ф.В. Танасиенко. Красноярск. 2019. – 157 с.

9. Луми А.Н. Определение эффективной теплопроводности сотопанели. Санкт – Петербургский политехнический университет Петра Великого. Режим доступа: https://elibrary.ru/download/elibrary_29671397_61469247.pdf – 23.11.2023.

10. Васильев Е. Н., Деревятко В.В. Математическая модель процессов теплообмена в сотовой панели с тепловыми трубами. Режим доступа: https://elibrary.ru/download/elibrary_16347868_80011422.pdf – 25.11.2023.

11. Лукс А.Л. Анализ основных расчетных и экспериментальных теплофизических характеристик аммиачных тепловых труб повышенной тепловой проводимости из алюминиевых сплавов / А.Л. Лукс, А. Г. Матвеев // Вестник СамГУ – Естественнонаучная серия. 2008. №3(62). – 331–343 с.

12. Чеботарев В. Е., Звонарь В.Д. Методика расчета и выбора параметров электрообогревателей космического аппарата при наличии ограничений. Режим доступа: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_18273934_99823892.pdf – 15.11.2023.

13. ГОСТ Р 56468–2015 Аппараты космические автоматические. Системы обеспечения теплового режима. Общие технические требования.

14. ГОСТ Р 59323–2021 Покрытия терморегулирующие для космических аппаратов. Общие требования.