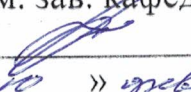


Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
**АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ**  
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)


Факультет инженерно-физический  
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы  
Специальность 24.05.01 – Проектирование, производство и эксплуатация ракет  
и ракетно-космических комплексов  
Специализация – Пилотируемые и автоматические космические аппараты и  
системы

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ  
Зам. зав. кафедрой  
 В.В. Соловьев  
« 10 » февраля 2023 г.

**ДИПЛОМНАЯ РАБОТА**


на тему: Разработка системы обеспечения теплового режима космического  
аппарата дистанционного зондирования Земли.

Исполнитель  
студент группы 712-ос

 10.02.23  
(подпись, дата)

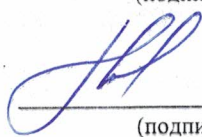
О.Д. Соловьев

Руководитель  
профессор, доктор техн.  
наук

  
(подпись, дата)


А.Д. Плутенко

Консультант

 10.02.2023,  
(подпись, дата)


К.А. Насуленко

Консультант  
по БЖД  
доцент, канд. техн. наук

 10.02.2023  
(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль

 10.02.2023  
(подпись, дата)

М.А. Аревков

Рецензент

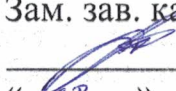
  
(подпись, дата)

А.А. Литвиненко

Благовещенск 2023

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

Факультет инженерно-физический  
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ  
Зам. зав. кафедрой  
 В.В. Соловьев  
« 23 » Января 2023 г.

### ЗАДАНИЕ

к выпускной квалификационной работе студента Соловьева Олега Денисовича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Разработка системы обеспечения теплового режима космического аппарата дистанционного зондирования Земли

(утверждена приказом от 27.12.2022 №3200-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта 10.02.2023

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: масса космического аппарата: высота рабочей орбиты: 675 км; срок активного существования 10 лет.

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

5. Перечень материалов приложения: титульный лист, сборочный чертёж, чертежи деталей, схема членения, результаты теплового анализа, заключение.

6. Консультанты: Козырь А.В., Насуленко К.А.

7. Дата выдачи задания 23.01.2023

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

Задание принят к исполнению (дата)  23.01.2023

## РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит: 68 страниц, 19 рисунков, 5 таблиц, 14 источников.

СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА, КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, РАДИАЦИОННАЯ ПОВЕРХНОСТЬ, УРАВНЕНИЕ ТЕПЛООВОГО БАЛАНСА, ТЕПЛОВЫЕ ТРУБЫ, СОТОПАНЕЛЬ, ГАЗОЖИДКОСТНЫЙ КОНТУР, ТЕПЛОНОСИТЕЛЬ

В работе представлены результаты проектирования системы обеспечения теплового режима космического аппарата дистанционного зондирования Земли. Данная система предназначена для поддержания необходимого температурного режима эффективной работы бортовой и целевой аппаратуры космического аппарата.

Цель работы – разработка системы обеспечения теплового режима космического аппарата дистанционного зондирования Земли.

## СОДЕРЖАНИЕ

Определения, обозначения, сокращения	6
Введение	7
1 Общие сведения о принципах теплообмена и систем их обеспечения	9
1.1 Тепловой режим космического аппарата	9
1.2 Теплообмен и его виды	9
1.3 Внутренние и внешние тепловые потоки	10
1.4 Оптические коэффициенты	11
1.5 Уравнение теплового баланса	13
1.6 Типы СОТР и входящие в системы элементы	14
2 Проектный расчёт системы обеспечения теплового режима космического аппарата	17
2.1 Расчёт теплового баланса	17
2.2 Расчёт различных видов систем обеспечения теплового режима	20
2.2.1 Расчёт радиационных поверхностей	21
2.2.2 Расчёт радиатора-охладителя	25
2.2.3 Расчёт жидкостного контура охлаждения	26
2.2.4 Расчёт тепловых труб	31
2.2.5 Расчёт сотовпанели	37
2.3 Сравнение рассчитанных видов систем	42
3 Моделирование теплового распределения сотовпанели при рассматриваемых тепловых потоках	44
3.1 Описание конструкции сотовпанели	44
3.2 Результаты теплового моделирования	47
4 Обзор причин отказа системы обеспечения теплового режима и методов их предотвращения	53
4.1 Основные причины отказов СОТР	53
4.2 Основные мероприятия по предотвращению отказов СОТР	55

5 Приближённая оценка стоимости создания СОТР КА	63
Библиографический список	67

## ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

АКА – автоматический космический аппарат;

АЧТ – абсолютно черное тело;

ДЗЗ – дистанционное зондирование земли;

ЛИ – летные испытания;

ПАО – приборно-агрегатное оборудование;

РО – радиатор-охладитель;

СОЖ – система обеспечения жизнедеятельности;

СОТР – система обеспечения теплового режима;

СПТР – системы пассивного терморегулирования;

СТР – системы терморегулирования;

ТЗ – техническое задание;

ТВИ – термовакуумные испытания;

ТВК – термовакуумный комплекс;

ЭВТИ – экранно-вакуумная установка.

## ВВЕДЕНИЕ

Системы дистанционного зондирования Земли являются важным и быстро развивающимся видом космической техники, который широко используется в различных областях человеческой деятельности. Для того, чтобы космический аппарат и все его элементы работали надежно, необходимо соблюдать нужную температуру для всех его частей и оборудования, которые находятся на борту.

Во время эксплуатации космического аппарата, на него постоянно воздействуют на различные внешние тепловые источники, такие как тепловое излучение от Солнца и Земли, которые меняются в широком диапазоне температур (разница температур может достигать 300°С в различных точках КА в один момент времени). Также, влияние на тепловой режим оказывают оптические свойства, ориентация в космосе, мощность выделяемого тепла и теплопроводящие связи. Из-за этого, тепловая нагрузка непостоянна.

При этом, на спутниках устанавливают оборудование и приборы, которые имеют жестко ограниченный диапазон работы по температуре. Это приводит к проблеме поддержания этого диапазона. Для этого и была придумана специальная система, называемая системой терморегулирования.

Общий внешний вид и конструктивные элементы космического аппарата создаются в результате нескольких этапов проектирования. Это включает выбор электрической схемы, расположение основных компонентов и принятие решений по основным системам, таким как ориентация, электроснабжение и терморегулирование.

Важным в этом процессе является то, что отдельные конструктивные решения должны быть проработаны и иметь техническую обоснованность. Также важно возможность унифицировать узлы и конструктивные блоки, принимать оптимальные решения, использовать уже доказанные разработки с высоким качеством, подтвержденным многолетней эксплуатацией в реальных условиях.

При развитии космических полетов, системы, обеспечивающие жизнеобеспечение (СОЖ) и системы регулирования теплового режима (СОТР), улучшались. Для разных типов КА, были разработаны различные системы для обеспечения теплового режима.

Обычно разные типы систем терморегулирования составляют комбинацию в системах обеспечения теплового режима, где один из типов может иметь ведущую роль.

Задачи дипломной работы:

- рассчитать различные виды систем по заданным характеристикам КА;
- обосновать и выбрать оптимальный вариант компоновки видов СОТР;
- смоделировать распределение теплового потока в одном из видов СОТР;
- рассмотреть различные причины отказов и возможности борьбы с ними;
- рассчитать основные экономические затраты на создание СОТР.



## 1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ПРИНЦИПАХ ТЕПЛООБМЕНА И СИСТЕМ ИХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Система обеспечения теплового режима (СОТР) – система элементов конструкции и бортового оборудования, взаимодействия между которыми приводят к поддержанию стабильных оптимальных тепловых условий и режимов на борту КА [1].

### 1.1 Тепловой режим космического аппарата

Тепловой режим КА – это процесс изменения во времени температурного поля космического аппарата [1].

Тепловые условия в космосе достаточно сложные, поэтому оборудование на космическом аппарате должно быть приспособлено к работе в широком диапазоне температур – от 0 до +40°C. Однако некоторые устройства, такие как оптические приборы или оборудование для экипажа, требуют еще более узкого диапазона температуры. Поэтому система обеспечения теплового режима (СОТР) считается одной из важных жизнеобеспечивающих систем на борту космического аппарата [1].

### 1.2 Теплообмен и его виды

Теплообмен – это процесс передачи теплоты, который происходит безвозвратно и самопроизвольно, вызванный разницей температур [1].

В КА может использоваться три вида теплообмена: теплообмен теплопроводностью, теплообмен вынужденной конвекцией и теплообмен излучением [1]:

1. Теплообмен через теплопроводность происходит путем передачи кинетической энергии между частицами материала, такими как молекулы, атомы, ионы, электроны и т.д. [1].

Частицы с высокой температурой имеют больше кинетической энергии. Когда частицы взаимодействуют, они обмениваются энергией, передавая тепло

от горячих к холодным. Этот процесс может происходить в газах, жидкостях, твердых и плазменных веществах [1].

2. Теплообмен вынужденной конвекцией происходит путем перемещения большого числа крупных частиц вещества с помощью механических устройств, таких как вентиляторы или насосы. Он происходит в жидкостях, газах и плазме [1].

3. Теплообмен излучением или по-другому лучистый теплообмен – теплообмен который происходит благодаря способности поверхности материалов излучать и поглощать электромагнитные волны. Количество теплового потока, излученного телом, пропорционально его абсолютной температуре в четвертой степени. В результате чего, тепловой поток будет передаваться к холодным телам от горячих [1].

### 1.3 Внутренние и внешние тепловые потоки

Весь тепловой поток, поступающий на КА подразделяется на внутренний и внешний тепловые потоки. Внутренний тепловой поток характеризуется выделением тепла работающей аппаратуры КА и теплообменом между ними. Внешний тепловой поток КА характеризуется поглощением тепловых потоков от источников, расположенных в космосе [1].

Основными внешними тепловыми потоками для КА являются (рисунок 1) [1]:

- Прямое солнечное излучение  $Q_c$ ;

Существует такая постоянная величина, как болометрическая постоянная Солнца. Данная величина характеризует тепловой поток, излучаемый солнцем, равный  $Q_c = 3,78 \cdot 10^{26} \text{ Вт}$ . Основная часть прямого солнечного излучения относится к видимому диапазону длин волн [1].

- Солнечное излучение, отраженное от планеты  $Q_{Omp3}$  (если КА находится вблизи планеты);

Любая планета имеет способность поглощать и отражать часть падающего на нее теплового потока. Доля отраженного излучения называется альбедо

планеты и характеризуется поверхностью и атмосферой планеты. Для Земли альбедо составляет 37%, т.е. 37% поступающего теплового потока из космоса отражается обратно. Из 37%, причиной отражения 27% является облачный покров Земли, 7% отражается атмосферой и 3% отражается от поверхности Земли [1].

- Собственное тепловое излучение планеты  $Q_{пл}$ ;

Любая планета излучает свой собственный тепловой поток в окружающее пространство [1].

- Атмосферный тепловой поток  $Q_M$  (если полет осуществляется в атмосфере планеты);

При низких высотах орбиты (меньше 250 км) полета КА на него влияет атмосферный тепловой поток [1].

- Собственный тепловой поток КА  $Q_{Внут}$ ;

Любое тело с ненулевой абсолютной температурой, в том числе и КА, излучает тепловой поток в окружающее пространство [1].

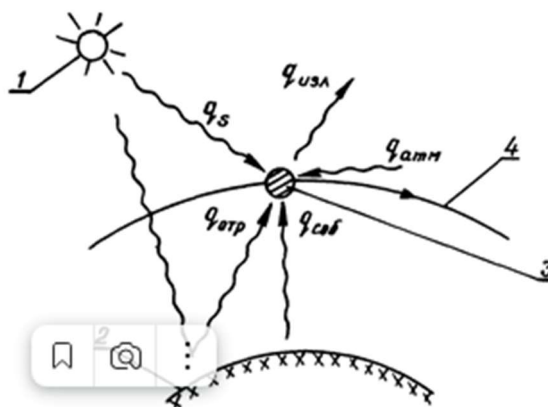


Рисунок 1 – Внешние тепловые потоки, действующие на КА: 1 – Солнце; 2 – планета; 3 – космический аппарат; 4 – орбита КА [1].

#### 1.4 Оптические коэффициенты

В обмене тепла КА с окружающей средой преобладают лучистые тепловые потоки. Теория излучательного теплообмена базируется на законах, сформулированных для идеализированных тел, известных как абсолютно

черные тела (АЧТ). Для АЧТ законы лучистого теплообмена наиболее просты и универсальны. Применение этих законов к реальным телам выполняется с помощью внесения корректирующих коэффициентов, учитывающих отличия в теплофизических свойствах от АЧТ [1].

Определение степени черноты – это отношение количества теплового излучения конкретного тела, к количеству теплового излучения "идеального черного тела", при условии, что оба тела имеют одинаковую температуру. Ввиду того, что способность "идеального черного тела" излучать тепло абсолютна, степень черноты поверхности любого реального тела всегда меньше 1. Значение степени черноты поверхности характеризуется свойствами материала, его состоянием и температурой поверхности [1].

Для реальных тел взаимодействие с лучистым тепловым потоком происходит несколько иначе. Весь падающий на поверхность непрозрачного тела лучистый тепловой поток будет частично отражаться, частично поглощаться и частично проходить сквозь тело. Данные способности также характеризуются свойствами материала [1].

Способность реальных тел частично поглощать поступающий тепловой поток называется коэффициентом поглощения – отношение между частью поглощенного теплового потока к падающему на поверхность тела. Данный коэффициент характеризуется свойствами материала тела, состояния поверхности тела и спектра падающего излучения (длины волн, которые на который приходится основная доля падающего излучения) [1].

Коэффициент поглощения и степень черноты поверхности называются оптическими коэффициентами и оказывают существенную роль на теплообмен излучение между поверхностями КА и космосом [1].

В зависимости от температуры различных тел во вселенной, для рассмотрения теплообмена КА в космосе выделяют два уровня источников тепла. В первый уровень относят Солнце, поскольку температура его поверхности примерно 6000 К. Значительная часть энергии излучения Солнца (94%) относится к диапазону длин волн  $\lambda = 0,2 \dots 2$  мкм, при этом самый высокий

уровень излучения в видимом спектре. Коэффициент поглощения солнечного излучения – средний коэффициент поглощения в этом спектре [1].

Во второй уровень относят Землю и КА, т.к. температура этих тел значительно ниже температуры Солнца и равна примерно 300 К. Для тел с такой температурой большая часть энергии приходится на инфракрасное излучение в диапазоне длин волн  $\lambda = 4...400$  мкм. Собственное излучение Земли и КА находится одинаковом диапазоне длин волн, поэтому, по закону Кирхгофа, коэффициент поглощения излучения Земли соответствует степени черноты поверхности КА. Поэтому, в тепловых расчетах, используют единый параметр – степень черноты поверхности КА [1].

Таким образом, при расчетах тепловых характеристик КА, используют два коэффициента: коэффициент поглощения солнечного излучения и степень черноты поверхности. Коэффициент поглощения определяет, насколько хорошо элементы КА могут поглотить прямой и отраженный от Земли солнечный свет. Степень черноты указывает на способность поверхности излучать тепло, а также на способность поглощать тепло, излучаемое Землей [1].

### 1.5 Уравнение теплового баланса

Для эффективного обеспечения теплового режима и, соответственно, исправной работы оборудования необходимо поддерживать тепловой баланс тепловых потоков и для этого используют уравнение теплового баланса [2]:

$$m_{КА} c_{КА} \frac{dT_{КА}}{d\tau} = A_C (Q_C + Q_{Отрз}) + \varepsilon_{КА} Q_{Пл} + Q_{Внут} + Q_M - \varepsilon_{РО} \sigma T_{КА}^4, \quad (1)$$

где  $m_{КА}$  – масса КА;

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

$A_C$  – коэффициент поглощения аппаратом солнечного потока или солнечного потока, отраженного от Земли;

$\varepsilon_{КА}$  – степень черноты поверхности КА;

$\varepsilon_{PO}$  – степень черноты поверхности радиатора-охладителя;

$T_{KA}$  – температура поверхности КА.

## 1.6 Типы СОТР и входящие в систему элементы

Необходимый тепловой режим КА обеспечивается путем работы компонентов и элементов КА, путем поддержания правильной организации и управления процессами теплообмена. Данная работа, компоненты и элементы является системой обеспечения теплового режима (СОТР) [1].

Эта система включает в себя как пассивные, так и активные системы управления температурой, которые работают вместе в единой системе терморегулирования [1].



Рисунок 2 – Типы СОТР [3]

Средства пассивного терморегулирования (СПТР) – средства, назначение которых обеспечить необходимые тепловые режимы или помочь в обеспечении другим системам, посредством использования теплофизических свойств различных материалов для создания теплопередающих процессов между элементами КА без использования энергии от бортовых источников КА [1].

Система терморегулирования (СТР) (или средства активного терморегулирования) – система обеспечения теплового режима за счет

регулирования тепла тепловых носителей в КА с использованием бортовых источников для работы [1].

В большинстве случаев СОТР комбинирует обе системы. Главенствующим компонентом в комбинированной системе является СТР, которая, посредством распределения тепла по КА и передачи тепла от тепловыделяющей аппаратуры к средству его отвода, обеспечивает необходимый тепловой режим. СПТР выступает в роли помощника СТР и минимизирует поступающий тепловой поток из космоса, улучшая эффективность СТР. В случаях, когда внутренние элементы КА выделяют мало тепла, для обеспечения теплового режима возможно использование только СПТР [1].

В качестве элементов СПТР используются [1]:

- терморегуляционные (радиационные) покрытия для улучшения оптических характеристик поверхности КА [1];

- теплоэкраны, необходимые для уменьшения теплопередачи из космоса, например ЭВТИ [1];

- теплопроводники, необходимые для улучшения теплопередачи между элементами КА [1];

- термосоротивления, необходимые для уменьшения теплопередачи между элементами КА [1];

- тепловые аккумуляторы, необходимые для хранения тепла [1].

В общем случае СТР включает в себя [1]:

- средства принудительного теплообмена между элементами КА и окружающей средой:

- средства регулирования температуры (средства автоматики)

На КА обычно имеется излишек тепла, главной задачей СТР является выбросом этого тепла в космос. Однако, в случае недостатка тепла в определенных элементах, находящихся в тени на орбите, температура элементов может упасть. В этом случае система контроля температуры должна предоставить этим элементам тепло, либо из зон с изобилием тепла, либо из специальных подогревателей [1].

К средствам регулирования температуры относят:

- радиатор-охладитель для вывода тепла в виде излучения в космос [2].
- термоплаты, предназначенные для установки на них тепловыделяющих приборов и охлаждения их за счёт теплопроводности [2].

- теплопередающие элементы, которые предназначены для передачи тепла между элементами КА. Могут быть в виде труб, в которых находится теплоноситель [2];

- радиаторы нагрева и поверхностные электронагреватели, предназначенные для поддержания заданной температуры некоторых приборов [2].

В системах, где используются трубы с принудительным течением охлаждающей жидкости или газа, необходимы насосы, теплообменники, гидрокомпенсаторы, запорные клапаны, термометры и другие гидравлические элементы [2].

По принципу отвода тепла СТР делят на две категории: испаряющиеся и радиационные. При испаряющемся принципе отвода тепла теплоноситель в фазе пара и большой концентрацией тепла сбрасывают в космос. При радиационном принципе тепло излучается с радиатора в космос [1].



## 2 ПРОЕКТНЫЙ РАСЧЕТ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Проектный расчет СОТР КА будет основываться на данных выбранного условного КА с приведенными характеристиками, расчете различных видов систем обеспечения теплового режима, сравнении этих видов и выборе наиболее оптимального.

Характеристики исходного КА:

Высота полета – 675 км,

$S_M = 10 \text{ м}^2$  – площадь миделя;

$D_{КА} = 2,5 \text{ м}^2$  – диаметр КА;

$L_{КА} = 4 \text{ м}^2$  – длина КА.

### 2.1 Расчет теплового баланса

Для выбора системы обеспечения теплового режима необходимо рассчитать весь отводимый тепловой поток т.е. обеспечить тепловой баланс [2].

Уравнение теплового баланса было приведено выше (1), для расчета запишем его в другом виде [2]:

$$\sum m_{КА} c_{КА} dT_{КА} = (Q_{Нар} + Q_{Внут}) d\tau - Q_{Отв} d\tau, \quad (2)$$

где  $Q_{Нар}$  – тепловой поток из космоса;

$Q_{Внут}$  – тепловой поток от аппаратуры КА;

$Q_{Отв}$  – тепловой поток, сбрасываемый КА.

Тепловые потоки  $Q_{Нар}$  и  $Q_{Внут}$  определяются так [2]:

$$Q_{Нар} = A_C (Q_C + Q_{Отрз}) + \varepsilon_{КА} Q_{Пл}, \quad (3)$$

$$Q_{Отв} = Q_{Нап} + Q_{Внут} = Q_{Внут} + A_C (Q_C + Q_{Отрз}) + \varepsilon_{КА} Q_{Пл}. \quad (4)$$

В этих выражениях  $A_C$  – коэффициент поглощения аппаратом солнечного потока или солнечного потока, отраженного от Земли;  $\varepsilon_{КА}$  – степень черноты поверхности КА [2].

Рассмотрим удельные тепловые потоки  $q_i$ , которые связаны с тепловыми потоками зависимостью [2]:

$$Q_i = q_i S_m^i, \quad (5)$$

где  $S_m^i$  – площадь миделя КА по соответствующим направлениям.

Определим удельные тепловые потоки вблизи Земли:

1. Солнечный удельный тепловой поток [2]:

$$q_C = \sigma T_C^4 (R_C / r), \quad (6)$$

где  $T_C = 5755 K$  – температура поверхности Солнца;

$\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт} / (\text{м}^2 \text{К}^4)$  – постоянная Стефана-Больцмана;

$R_C = 6,96 \cdot 10^8 \text{ м}$  – радиус Солнца;

$r \approx 14,95 \cdot 10^7 \text{ км}$  – расстояние от Солнца до КА.

$$q_C = \sigma T_C^4 (R_C / r) = 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot 5755^4 \cdot \left( \frac{6,96 \cdot 10^8}{14,95 \cdot 10^{10}} \right) = 1348 \text{ Вт} / \text{м}^2. \quad (7)$$

2. Отражённый удельный тепловой поток [2]:

$$q_{\text{отрз}} = \frac{2}{3} \alpha_{\text{пл}} \cdot q_C \cdot B_0 \cdot \left( B_0 - \sqrt{1 - B_0^2} + \frac{2}{B_0} \cdot \sqrt{1 - B_0^2} \right) \cdot \cos \psi, \quad (8)$$

где  $\alpha_{\text{пл}}$  – альбеда планеты (Земли),  $\alpha_{\text{пл}} = 0,29$ ;

$\psi$  – угол между направлениями из центра Земли на Солнце и на КА, максимальный удельный отраженный поток имеем при  $\psi = 0^\circ$  [2].

$$B_0 = R_3 / (R_3 + H_{\text{орб}}) = \frac{6371}{6371 + 675} = 0,904, \quad (9)$$

где  $R_3$  – средний радиус Земли;

$H_{\text{орб}}$  – высота орбиты.

$$q_{\text{отрз}} = \frac{2}{3} \cdot 0,29 \cdot 1348 \cdot 0,904 \cdot \left( 0,904 - \sqrt{1 - 0,904^2} + \frac{2}{0,904} \cdot \sqrt{1 - 0,904^2} \right) \cdot \cos 0 = 335,045 \text{ Вт} / \text{м}^2.$$

3. Удельный тепловой поток излучения планеты [2]:

$$q_{\text{пл}} = 0,5(1 - a_{\text{пл}}) \left[ 1 - \sqrt{1 - B_0^2} \right] \cdot q_C = 0,5(1 - 0,29) \cdot \left[ 1 - \sqrt{1 - 0,904^2} \right] \cdot 1348 = 274,152 \text{ Вт} / \text{м}^2. \quad (10)$$

Посчитаем наружные тепловые потоки:

Поскольку КА на орбите освещен только половину времени, то тепловой поток от солнца следует брать в 2 раза меньше [2]:

$$Q_C = \frac{q_C S_M}{2} = 6740 \text{ Вт}. \quad (11)$$

Отраженный тепловой поток:

$$Q_{\text{отрз}} = q_{\text{отрз}} S_M = 3350,45 \text{ Вт}. \quad (12)$$

Т.к. расчет отражённого потока проводился для самого неблагоприятного случая, когда угол  $\psi = 0^\circ$ , то расчётное значение можно уменьшить в  $\pi / 2$  раз (отношение длины полуокружности к диаметру Земли). Кроме того, учтем, что примерно половину времени КА находится в тени Земли. Тогда поток следует уменьшить ещё в два раза. Таким образом получаем расчётное значение отражённого потока [2]:

$$Q_{\text{отрз}} = 3350,45 / \pi = 1066,5 \text{ Вт}.$$

Тепловой поток излучения планеты:

$$Q_{\text{пл}} = q_{\text{пл}} S_M = 2741,5 \text{ Вт}. \quad (13)$$

Атмосферным тепловым потоком пренебрегаем из-за большой высоты орбиты КА [2].

Внутренний тепловой поток определяется внутренней циклограммой работы аппаратуры КА, по статистике возьмём 2 кВт.

## **2.2 Расчёт различных видов систем обеспечения теплового режима.**

Система теплообеспечения может задаваться несколькими видами систем:

1. Покрытие внешнего корпуса КА радиационными поверхностями: экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ) или отражающим покрытием.
2. Использование одно- или двухконтурных жидкостных или газожидкостных систем охлаждения, либо использование тепловых труб.
3. Размещение радиатора-охладителя на внешней части корпуса КА, либо сотопанели, как силовой элемент конструкции и вариант радиатора-охладителя.

Зная минусы и плюсы вышеперечисленных видов и характеристики КА, обоснуем несколько пояснений:

1. Выбранный КА имеет много тепловыделяющей аппаратуры, поэтому использование ЭВТИ или отражающих покрытий как основную систему

обеспечения теплового режима не является целесообразной, поскольку она не способна обеспечить необходимый теплоотвод от аппаратуры.

2. Выбранный КА негерметичен и не имеет внутренней газовой среды, использование газожидкостной системы охлаждения невозможно.

3. Для упрощения расчетов будет рассматриваться одноконтурная система охлаждения.

### 2.2.1 Расчёт радиационных поверхностей

Радиационные поверхности являются основным элементом пассивной системы обеспечения теплового режима. Их задачей является сведение к минимуму теплообмена между поверхностью КА и окружающим пространством, посредством повышенных коэффициентов отражения и излучения отражающих поверхностей.

Один из популярных методов изоляции КА от тепловых потоков – это использование ЭВТИ, который состоит из набора тепловых экранов, сделанных из материалов с высокой способностью отражать тепло и разделенных пластинами из материалов с низкой теплопроводностью. При воздействии теплового потока на внешнюю поверхность ЭВТИ, часть тепла отражается, а часть поглощается экраном, что приводит к его нагреву и излучению тепла в двух направлениях. Внутри ЭВТИ тепло передается посредством тепловой радиации и теплопроводности [4,5,6].

Определим какими коэффициентами поглощения и излучения, а также площадью должна обладать требуемая поверхность для того, что рассеять необходимое тепло [1].

Для данного расчёта не учитывается тепло внутренней аппаратуры, только внешние потоки, поскольку внутреннее тепло велико и для его компенсации используются активные системы обеспечения теплового режима.

$$q_{\text{норм}} = q_C + q_{\text{Омпз}} + q_{\text{Пл}} = 674 + 106,65 + 274,15 = 1054,8 \text{ Вт.} \quad (14)$$

Так же [1]:

$$Q_{nocm} = A_n q_{nocm} S_M, \quad (15)$$

$$Q_{omp} = \varepsilon_n \sigma T^4 S, \quad (16)$$

$$Q_{nocm} = Q_{omp}, \quad (17)$$

где  $A_n$  – коэффициент поглощения покрытия;

$\varepsilon_n$  – степень черноты покрытия;

$Q_{nocm}$  – поступающий тепловой поток;

$S$  – площадь поверхности отражения.

Выражаем  $T$  [1]:

$$A_n q_{nocm} S_M = \varepsilon_n \sigma T^4 S, \quad (18)$$

$$T = \sqrt[4]{\frac{A_n q_{nocm} S_M}{\varepsilon_n \sigma S}}. \quad (19)$$

Введём параметр  $\frac{A_n}{\varepsilon_n}$  и так же рассмотрим значения оптических

коэффициентов [1]:

Таблица 1 – Таблица материалов и их коэффициентов

Материал покрытия	$A_n$	$\varepsilon_n$	$\frac{A_n}{\varepsilon_n}$
Алюминий полированный	0,20...0,30	0,03...0,05	6,25
Сталь полированная	0,45	0,10	4,50
АМГ-3	0,40	0,17	2,20
Кремневые элементы	0,90	0,85	1,10
Краски, пигментированные алюминием	0,40	0,40	1,00
Чёрные краски	0,90	0,90	1,00
Стеклоткань ТСОИ-3 (внешняя поверхность ЭВТИ)	0,70	0,90	0,77
Эмаль белая	0,30	0,90	0,33

Органические и керамические покрытия радиаторов СТР	0,15...0,16	0,94	0,16...0,17
Кварцевые стёкла с напыление серебра	0,13	0,85	0,15

Как выделяется из таблицы, выбор материала покрытия может значительно влиять на температуру наружных элементов КА, так как позволяет изменять значения параметра  $\frac{A_n}{\varepsilon_n}$  в широких пределах. Рассчитаем температуру для всех материалов при  $S_M = S$  [1].

Таблица 2 – Расчёт температуры поверхности материалов

Материал покрытия	$\frac{A_n}{\varepsilon_n}$	Т К
Алюминий полированный	6,250	583,938
Сталь полированная	4,500	537,898
АМГ-3	2,200	449,782
Кремневые элементы	1,100	378,220
Краски, пигментированные алюминием	1,000	369,315
Чёрные краски	1,000	369,315
Стеклоткань ТСОН-3 (внешняя поверхность ЭВТИ)	0,770	345,955
Эмаль белая	0,330	279,914
Органические и керамические покрытия радиаторов СТР	0,165	235,379
Кварцевые стёкла с напыление серебра	0,150	229,837

Исходя из результатов расчета, уменьшение оптического коэффициента  $\frac{A_n}{\varepsilon_n}$  приводит к снижению температуры поверхности КА. Таким образом, все радиационные поверхности должны иметь низкий коэффициент поглощения и высокую степень черноты покрытия. Кроме того, можно уменьшить отношение площадей  $\frac{S_M}{S}$ , что ведет к уменьшению температуры [1].

Рассчитаем массу экранно-вакуумной теплоизоляции [2]:

Будем считать, что ЭВТИ покрывает всю поверхность КА, который имеет форму цилиндра со средними размерами КА [2].

Приближенно массу ЭВТИ можно рассчитать по формуле [2]:

$$m_{\text{ЭВТИ}} = \rho_{\text{ЭВТИ}} \cdot k_{\text{ЭВТИ}} \cdot S_{\text{КА}}, \quad (20)$$

где  $\rho_{\text{ЭВТИ}}$  – удельная масса ЭВТИ, которая для 10 слоев пленки составляет  $0,2..0,3 \text{ кг} / \text{м}^2$ ;

$k_{\text{ЭВТИ}}$  – коэффициент покрытия матами ЭВТИ наружной поверхности КА, который у КА составляет  $0,75..0,85$ ;

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

Площадь КА, имеющего форму шестиугольника можно определить по следующей зависимости [2]:

$$S_{\text{КА}} = 2 \cdot 6 \cdot \frac{D_{\text{КА}}^2}{3} \cdot \frac{\sqrt{3}}{4} + 6 \cdot \frac{D_{\text{КА}}^2}{3} \cdot L_{\text{КА}}, \quad (21)$$

где  $D_{\text{КА}}$  – диаметр КА;

$L_{\text{КА}}$  – длина КА;

Подставляя значения, получаем [2]:

$$S_{\text{КА}} = 2 \cdot 6 \cdot \frac{2,5^2}{3} \cdot \frac{\sqrt{3}}{4} + 6 \cdot \frac{2,5^2}{3} \cdot 4 = 60,825 \text{ м}^2.$$

Зная площадь КА, найдем массу ЭВТИ [2]:

$$m_{\text{ЭВТИ}} = 0,25 \cdot 0,8 \cdot 60,825 = 12,165 \text{ кг}.$$

Объём, занимаемый ЭВТИ, можно рассчитать по формуле [2]:

$$V_{\text{ЭВТИ}} = \delta_{\text{ЭВТИ}} \cdot k_{\text{ЭВТИ}} \cdot S_{\text{КА}} = 0,02 \cdot 0,8 \cdot 60,825 = 0,973 \text{ м}^3, \quad (22)$$



где  $\delta_{ЭВИ}$  – толщина ЭВИ, которая с учетом «взбухания» в вакууме составляет 0,02 м.

### 2.2.2 Расчёт радиатора-охладителя

Радиатор-охладитель предназначен для отвода поступающего от КА теплового потока посредством излучения в космос. Излучение тепла происходит через радиационную поверхность с высоким коэффициентом излучения и низким коэффициентом поглощения. Конструктивно состоит из: труб, через которые передаётся на радиатор тепловой поток, теплопередающий материал, и радиационной поверхности необходимой площади.

Рассчитаем отводимый тепловой поток с учётом работы всей аппаратуры и поступающим на РО поток из космоса. Для расчётов радиационная поверхность РО будет состоять из органических или керамических покрытий радиаторов СТР с известными характеристиками[2].

Получаем что [2]:

$$Q_{Отв} = Q_{Внут} + Q_{Нар} = Q_{Внут} + A_C (Q_C + Q_{Отрз}) + \varepsilon_{КА} Q_{Пл}, \quad (23)$$

$$Q_{Отв} = 2000 + 0,15 \cdot (6740 + 1066,5) + 0,1 \cdot 2741,5 = 3445,125 \text{ Вт}.$$

Потребная площадь радиационного теплообменника рассчитывается по формуле [2]:

$$S_{РО} = \frac{Q_{Отв}}{q_{отв}}, \quad (24)$$

$$q_{отв} = \varepsilon_{КА} \sigma T^4. \quad (25)$$

На практике учитывают коэффициент, зависящий от температуры  $T_{Вход}$  на входе «тёплой» жидкости в теплообменник и температуры  $T_{Вых}$  на выходе из

магистралей теплообменника холодной жидкости. Определим этот коэффициент по формуле [2]:

$$F = \frac{1}{3} \cdot \frac{\left[ \left( \frac{T_{Bxod}}{T_{Bbix}} \right)^3 - 1 \right]}{1 - \frac{T_{Bbix}}{T_{Bxod}}} = \frac{1}{3} \cdot \frac{\left[ \left( \frac{303}{283} \right)^3 - 1 \right]}{1 - \frac{283}{303}} = 1,148, \quad (26)$$

где  $T_{Bxod}$  – температура жидкости на входе в РО,  $T_{Bxod} = 30^\circ C = 303 K$ ;

$T_{Bbix}$  – температура жидкости на выходе из РО,  $T_{Bbix} = 10^\circ C = 283 K$ .

Площадь РО рассчитаем с учетом коэффициента запаса равным  $f \approx 1,1$  по следующей зависимости [2]:

$$S_{PTO} = f \cdot \frac{Q_{Ome} \cdot F}{\varepsilon_{PO} \cdot \sigma \cdot T_{Bbix}^4} = 1,1 \cdot \frac{3445,125 \cdot 1,148}{0,94 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot 283^4} = 12,726 м^2, \quad (27)$$

где  $\varepsilon_{PO}$  – степень черноты поверхности РО.

Для простоты изготовления и повышения эффективности возьмём  $S_{PTO} = 13 м^2$ , площадь одной стороны поверхности шестигранного КА будет равна  $S_{KA} = \frac{D_{KA}^2}{3} \cdot L_{KA} = \frac{2,5^2}{3} \cdot 4 = 8,333 м^2$ , значит радиатор как плоскую пластину нельзя разместить на одной из сторон КА, либо можно использовать различные конфигурации поверхности РО.

Оценим массу РО по формуле [2]:

$$m_{PTO} = \delta_{PTO} \cdot S_{PTO} \cdot \rho_{PTO} = 0,002 \cdot 13 \cdot 2700 = 70,2 кг, \quad (28)$$

где  $\delta_{PTO}$  – толщина стенки РО,  $\delta_{PTO} = 2 мм$ ;

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

### 2.2.3 Расчёт жидкостного контура охлаждения

Жидкостный контур охлаждения представляет собой систему, предназначенную для переноса тепла от тепловыделяющей аппаратуры в радиатор-охладитель и для стабилизации температуры различных взаимодействующих с системой элементов. Основным элементом системы охлаждения является теплопередающий материал – теплоноситель, который определяет эффективность теплопередачи.

Жидкостный контур состоит из теплоносителя, трубопровода, по которому течёт теплопередающий материал, и из различных элементов обеспечения движения теплоносителя и теплопередающих элементов.

Для упрощения расчетов массы всех элементов жидкостного контура будем считать, что контур один и теплоноситель передаёт тепло от аппаратуры на РО [2].

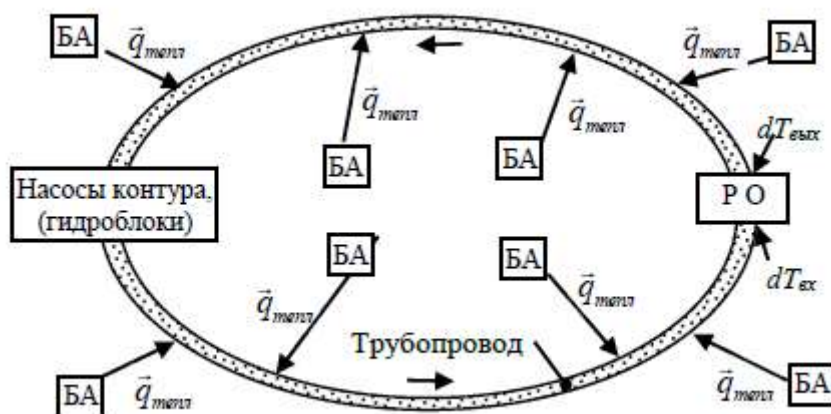


Рисунок 3 – Упрощённая система гидроконтура СТР [2]

Будем считать, что площадь сечения трубы постоянна и трубопровод имеет следующие характеристики [2]:

$l_{\Sigma}$  – суммарная длина трубопровода;

$d_{cp}$  – диаметр трубопровода;

$\delta_{тр}$  – толщина стенки трубопровода;

$\rho_{тр}$  – плотность конструкционного материала трубопровода;

$\rho_{ТН}$  – плотность теплоносителя.

Таблица 3 – Исходные данные для расчёта и обозначения

Наименование	Обозначение	Значение
Температура на входе жидкости в РО, °С	$T_{ВХ}$	30
Температура на выходе жидкости из РО, °С	$T_{ВЫХ}$	10
Внутренний максимальный тепловой поток КА, Вт	$Q_{ВНУТ}$	2000
Плотность конструкционного материала РО, кг/м <sup>3</sup>	$\rho_{РО}$	2700
Плотность теплоносителя (ЛЗ-ТК-2), кг/м	$\rho_{ТН}$	710
Удельная теплоёмкость теплоносителя, Дж/(кг·К)	$c_p$	2000
Средний диаметр трубопровода, м	$d_{CP}$	0,02
Суммарная длина трубопроводов в контуре, м	$l$	100
Допустимое напряжение, МПа	$\sigma_{0,2}$	210
Коэффициент гидравлических потерь (средний)	$\xi_{cp}$	0,25
КПД гидронасосов	$\eta_H$	0,6
Массовая доля термоплат и прочих элементов СТР	$\mu$	0,2
Коэффициент запаса мощности гидронасоса	$f_{эд}$	1,5
КПД электродвигателя	$\eta_{эд}$	0,9

Для расчёта жидкостного контура будем учитывать только тепловой поток аппаратуры.

Найдем секундный расход жидкости по формуле [2]:

$$\dot{m}_{ТН} = \frac{Q_{Омс}}{c_p \cdot \Delta T} = \frac{2000}{2000 \cdot (303 - 283)} = 0,05 \text{ кг} / \text{с}, \quad (29)$$

где  $c_p$  – теплоемкость теплоносителя,  $c_p = 2000 \text{ Дж} / (\text{кг} \cdot \text{К})$ .

Рассчитаем массу теплоносителя в контуре циркуляции по формуле [2]:

$$m_{TH} = \rho_{TH} \cdot l_{\Sigma} \frac{\pi \cdot d_{Cp}^2}{4} = 710 \cdot 100 \cdot \frac{\pi \cdot 0,02^2}{4} = 22,305 \text{ кг}, \quad (30)$$

где  $\rho_{TH}$  – плотность теплоносителя (ЛЗ-ТК-2),  $\text{кг} / \text{м}^3$ ;

$l_{\Sigma}$  – суммарная длина трубопровода,  $\text{м}$ ;

$d_{Cp}$  – диаметр трубопровода,  $\text{м}$ .

Определим время, необходимое для полного обращения теплоносителя в контуре по формуле [2]:

$$t_{\text{обр}} = \frac{m_{TH}}{\dot{m}_{TH}} = \frac{22,305}{0,05} = 446,106 \text{ с}. \quad (31)$$

Найдем скорость движения жидкости по формуле [2]:

$$v = \frac{4 \cdot \dot{m}_{TH}}{\rho_{TH} \cdot \pi \cdot d_{Cp}^2} = \frac{4 \cdot 0,05}{710 \cdot \pi \cdot 0,02^2} = 0,224 \text{ м} / \text{с}. \quad (32)$$

Находим потерю давления в контуре по формуле [2]:

$$\Delta P = \xi_{Cp} \frac{l_{\Sigma} \cdot \rho_{TH} \cdot v^2}{2 \cdot d_{Cp}} = 0,25 \cdot \frac{100 \cdot 710 \cdot 0,224^2}{2 \cdot 0,02} = 22265,6 \text{ Па}, \quad (33)$$

где  $\xi_{Cp}$  – коэффициент гидравлических потерь (средний).

Определяем минимальное значение толщины стенки трубопровода по формуле [2]:

$$\delta_{Tp} = \frac{f_{Tp} \cdot P_{Tp} \cdot d_{Cp}}{2 \cdot \sigma_{\text{Доп}}} = \frac{2 \cdot 22265,6 \cdot 0,02}{2 \cdot 210 \cdot 10^6} = 0,00000212 \text{ м} = 0,00212 \text{ мм}, \quad (34)$$

где  $f_{Tp}$  – коэффициент безопасности;

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

Принимаем из технологических соображений  $\delta_{Tp} = 1,0$  мм.

Оценим массу трубопроводов по формуле [2]:

$$m_{Tp} = \delta_{Tp} \cdot l_{\Sigma} \cdot \pi \cdot d_{Cp} \cdot \rho_{Tp} = 0,001 \cdot 100 \cdot \pi \cdot 0,02 \cdot 2700 = 17 \text{ кг}, \quad (35)$$

где  $\rho_{Tp}$  – плотность материала трубопровода, кг / м<sup>3</sup>.

Рассчитаем потребную мощность насосов  $N_H$  по формуле [2]:

$$N_H^{Pacч} \geq \dot{m}_{TH} \frac{\Delta P}{\rho_{TH} \eta_H} = 0,05 \cdot \frac{22265,6}{710 \cdot 0,7} = 2,24 \text{ Вт}, \quad (36)$$

где  $\eta_H$  – КПД гидронасосов,  $\eta_H = 0,7$ .

С учётом коэффициента запаса по мощности и КПД электродвигателей используя следующую формулу [2]:

$$N_H = \frac{k_{CIP} \cdot N_H^{Pacч}}{\eta_{ЭД}}, \quad (37)$$

где  $k_{CIP}$  – коэффициент запаса по мощности насосов гидроконтур;

$\eta_{ЭД}$  – КПД электродвигателя.

Получаем:

$$N_H = \frac{k_{CIP} \cdot N_H^{Pacч}}{\eta_{ЭД}} = \frac{1,5 \cdot 2,24}{0,9} = 3,733 \text{ Вт}. \quad (38)$$

Выбираем мощность гидроагрегата (пусть  $N_H = 6 \text{ Вт}$ , масса гидроагрегата – 3,1 кг).

Определим массу контура циркуляции по формуле [2]:

$$m_{кц} = \frac{1}{1 - \mu} (m_{ТН} + m_{Тр} + m_H) = \frac{1}{1 - 0,2} (22,3 + 17 + 3,1) = 52,96 \text{ кг}, \quad (39)$$

где  $\mu$  – массовая доля термоплат и прочих элементов СТР.

#### **2.2.4 Расчёт тепловых труб**

Тепловые трубы трубчатого типа (рисунок 4) – это закрытые и герметичные трубы небольшого размера, состоящие из участков конденсации и испарения, расположенных, как правило, в противоположных концах. Внутренние стены имеют капиллярную структуру, называемую фитилем, который пропитан теплоносителем. Внутреннее пространство, свободное от фитиля, заполнено паром теплоносителя и называется тепловым каналом. Поступающие на трубку тепло в участке испарения приводит к испарению теплоносителя. Пар, за счёт разности давлений, поступает в зону конденсации, где передаёт тепло из системы и конденсируется в фитиле. Далее жидкость за счёт капиллярного давления поступает в зону испарения. Перенос тепла происходит почти при постоянной температуре, совпадающей с температурой парообразования теплоносителя [3,6].

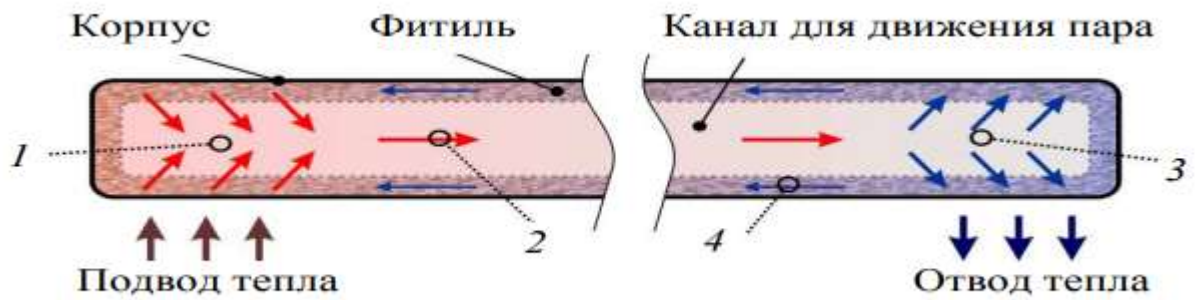


Рисунок 4 – Тепловая труба трубчатого типа [3]

1 – испарение жидкости; 2 – движение пара к холодной области.  
 3 – конденсация пара и выделение тепла; 4 – движение жидкости к горячей области.

Рассмотрим характеристики выбранной тепловой трубы:

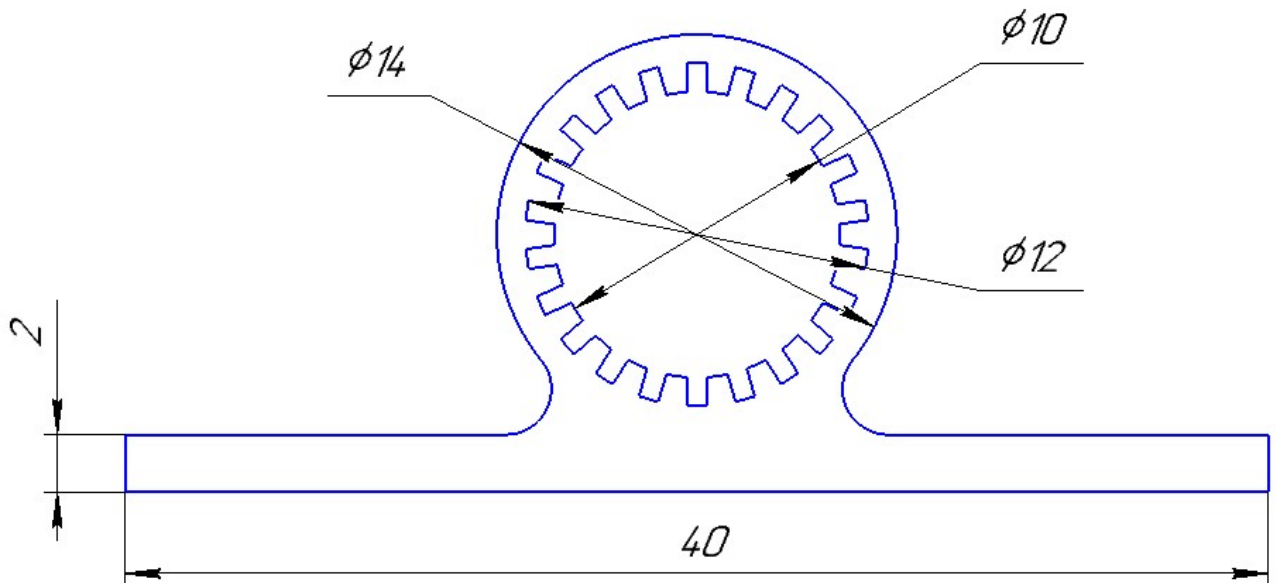


Рисунок 5 – Поперечное сечение тепловой трубки

Материал АМг2

$d_{\text{вн}} = 14 \text{ мм}$  – диаметр трубки;

$d_{\phi} = 12 \text{ мм}$  – диаметр фитиля;

$d_n = 10 \text{ мм}$  – диаметр парового канала;

$l_{\text{д}} = 30 \text{ мм}$  – длина пластины основания;



$l_e = 2 \text{ мм}$  – высота пластины основания;

$K_{KC} = 0,55$  – капиллярная проницаемость;

$r_o = 0,5 \text{ мкм}$  – радиус поры капилляра.

Теплоноситель аммиак:

$\sigma = 26,55$ ;

$r_\phi = 1369 \cdot 10^3 \text{ Дж} / \text{кг}$ ;

$\mu_{ж} = 17,5 \cdot 10^5 \text{ Па} \cdot \text{с}$ ;

$\sigma = 3,23 \cdot 10^2 \text{ Н} / \text{м}$ ;

$\rho_{ж} = 638,5 \text{ кг} / \text{м}^3$ .

Рассмотрим рабочую схему тепловой трубы [7]:

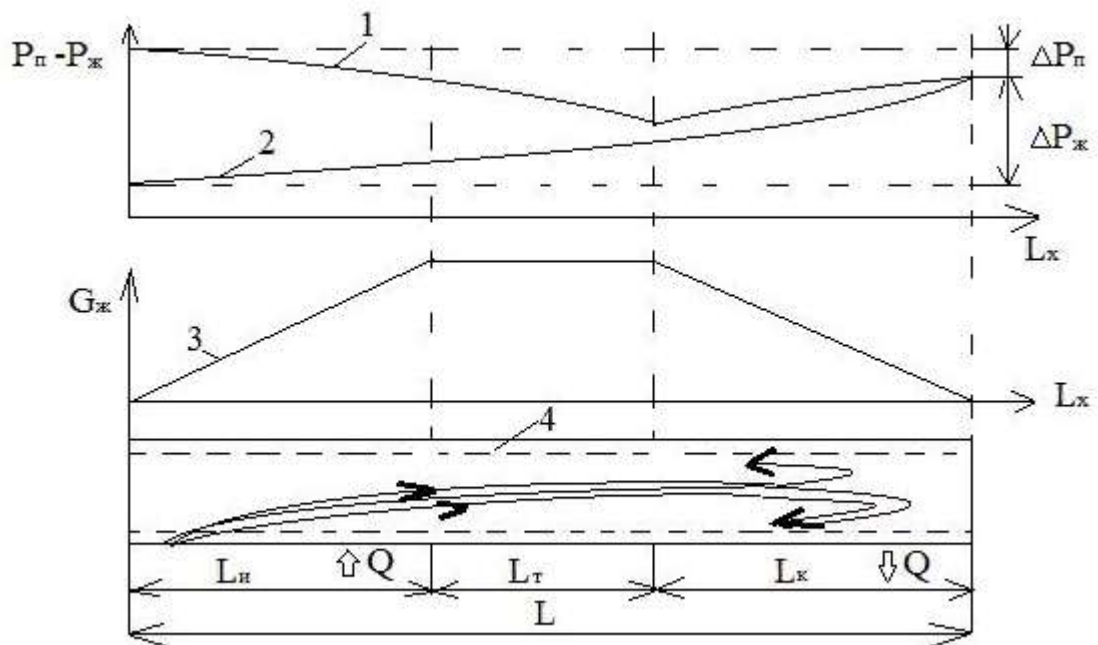


Рисунок 6 – Рабочая схема тепловой трубы [7]

Кривая 1 – изменение давление пара по длине трубы ( $P_{II}$ );

Кривая 2 – изменение давление жидкости ( $P_{ж}$ );

$\Delta P_{II}$  – перепад давления пара по длине трубы;

$\Delta P_{ж}$  – перепад давления жидкости по длине трубы;

Кривая 3 – массовый расход жидкости через фитиль;

Кривая 4 – капиллярно-пористый фитиль.

В любом сечении тепловой трубы давление в жидкости и в паровой фазе должны совпадать. Максимальная разница давления возникает в начале зоны испарения, когда вся жидкость покидает фитиль. Тепловая труба работает только в том случае, если суммарные потери давления в процессе перехода от жидкости к пару или процесс движения жидкости сопровождается капиллярными или гравитационно-массовыми силами [7]:

$$\Delta P_{II} + \Delta P_{Ж} \leq 2\sigma \frac{\cos \theta}{r_0} + p_{Ж} g L \sin \gamma, \quad (40)$$

где  $\sigma$  – коэффициент поверхностного натяжения;

$\theta$  – краевой угол смачивания жидкостью капилляра;

$r_0$  – радиус поры капилляра;

$\gamma$  – угол наклона оси тепловой трубы к горизонту.

Для вертикальной трубы  $\gamma = 90^\circ$  и  $\sin \gamma = 1$ ; для горизонтальной трубы  $\gamma = 0^\circ$  и  $\sin \gamma = 0$ , следовательно, второе слагаемое отсутствует, движение происходит только под действием капиллярных сил [7].

При стационарном процессе, постоянном удельном тепловом потоке на стенках активных зон тепловой трубы ( $q_w = const$ ), ламинарных потоках режима движения жидкости и пара, суммарное сопротивление фитиля ( $\Delta P_{Ж}$ ) и парового канала ( $\Delta P_{II}$ ) можно представить следующим выражением [7]:

$$\Delta P_{II} + \Delta P_{Ж} = \frac{(L + L_T) Q}{r_\phi} \cdot \left( \frac{\mu_{Ж}}{2p_{Ж} K_{КС} f_\phi} + \frac{16\mu_n}{p_n d_n^2 f_n} \right), \quad (41)$$

где  $L$  – длина тепловой трубы, м;

$L_T$  – длина транспортной зоны, м;

$Q$  – передаваемый тепловой поток пара, Вт;

$r_\phi$  – скрытая теплота фазового перехода, Дж/кг;

$f_\phi$  – поперечное сечение фитиля, м<sup>2</sup>;

$K_{KC}$  – капиллярная проницаемость капиллярно-пористой структуры фитиля;

$d_n$  – диаметр парового канала;

$f_n$  – поперечное сечение парового канала.

Совместное решение уравнения 40 и 41 позволяет определить максимальный тепловой поток, передаваемый тепловой трубой ограниченной капиллярными свойствами тепловой трубы [7].

$$Q_K \leq \frac{\frac{2\sigma}{r_o} + p_{ж}gL \sin \gamma}{\frac{L + L_T}{r_\phi} \cdot \left( \frac{\mu_{ж}}{2p_{ж}K_{KC}f_\phi} + \frac{16\mu_n}{p_n d_n^2 f_n} \right)}. \quad (42)$$

Для анализа полученного выражения рассмотрим частный случай ( $\gamma = 0^\circ, \sin \gamma = 0$  – горизонтальная труба),  $\Delta P_{ж} > \Delta P_{п}$ , тогда максимальный тепловой поток [7]:

$$Q_K = 2 \left( \frac{K_{KC}f_\phi}{(L + L_T) \cdot r_o} \right) \cdot \left( \frac{r_\phi p_{ж} \sigma}{\mu_{ж}} \right) = 2\Phi_G \cdot \Phi_T, \quad (43)$$

где  $\Phi_G$  – отражает геометрические характеристики тепловой трубы;

$\Phi_T$  – характеризует теплофизические свойства теплоносителя.

$$Q_K = 2 \left( \frac{K_{KC} f_\phi}{(L + L_T) \cdot r_O} \right) \cdot \left( \frac{r_\phi P_{Ж} \sigma}{\mu_{Ж}} \right) = 2 \Phi_\Gamma \cdot \Phi_T, \quad (44)$$

$$f_\phi = \left( \frac{\pi d_\phi}{4} - \frac{\pi d_n}{4} \right) / 2 = \left( \frac{\pi \cdot (12 \cdot 10^{-3})^2}{4} - \frac{\pi (10 \cdot 10^{-3})^2}{4} \right) / 2 =$$

$$= 0,1728 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2, \quad (45)$$

$$L = 100 \text{ м}, \quad L_T = 65 \text{ м},$$

$$Q_K = 2 \left( \frac{K_{KC} f_\phi}{(L + L_T) \cdot r_O} \right) \cdot \left( \frac{r_\phi P_{Ж} \sigma}{\mu_{Ж}} \right) = 2 \Phi_\Gamma \cdot \Phi_T, \quad (46)$$

$$Q_K = 2 \left( \frac{0,55 \cdot 0,1728 \cdot 10^{-4}}{(100 + 65) \cdot 0,5 \cdot 10^{-6}} \right) \cdot \left( \frac{1369 \cdot 10^3 \cdot 638,5 \cdot 3,23 \cdot 10^2}{17,5 \cdot 10^5} \right) = 37,172 \text{ кВт}.$$

Максимальный поток тепла может быть изменен через изменение геометрии трубы или замену теплоносителя [7].

Зависимости 42 и 43 описывают только способность передачи тепла, ограниченную свойствами капилляров тепловой трубы [7].

Также есть другие ограничения для передачи теплового потока, связанные с [7]:

- 1) ограничением на скорость пара (ограничение звуковой скорости);
- 2) ограничением по уносу капель жидкости с поверхности фитиля;
- 3) ограничением условия кризиса кипения жидкости в зоне испарения.

Как видно из расчётов данная система способна обеспечит необходимый теплоотвод.

Рассчитаем массу теплоносителя с учётом присутствия жидкой и паровой фазы теплоносителя:

$$m_{mn} = 2 \left( p_{ж} \cdot L \cdot \left( \frac{d_{\phi}^2 \pi}{4} - \frac{d_n^2 \pi}{4} \right) / 2 \right) = 638,5 \cdot 100 \cdot \pi \cdot \left( \frac{0,012^2}{4} - \frac{0,01^2}{4} \right) =$$

$$= 2,2 \text{ кг.} \quad (47)$$

Рассчитаем массу тепловой трубки:

$$m_{mm} = p_{mm} L \cdot \left( \left( \frac{\pi d_{вн}^2}{4} - \frac{\pi d_{\phi}^2}{4} \right) + \left( \frac{\pi d_{\phi}^2}{4} - \frac{\pi d_n^2}{4} \right) / 2 \right), \quad (48)$$

где  $p_{mm} = 2680 \text{ кг} / \text{м}^3$  – плотность материала трубки из АМГ2.

$$m_{mm} = 2680 \cdot 100 \cdot \left( \pi \cdot \left( \frac{0,014^2}{4} - \frac{0,012^2}{4} \right) + \pi \cdot \left( \frac{0,012^2}{4} - \frac{0,01^2}{4} \right) / 2 \right) =$$

$$= 15,576 \text{ кг.}$$

Рассчитаем суммарную массу:

$$m_{см} = m_{mm} + m_{mn} = 15,576 + 2,2 = 17,776 \text{ кг.} \quad (49)$$

### 2.2.5 Расчёт сотопанели

Сотопанели представляет собой трёхслойную конструкцию, состоящую из двух параллельных пластин из углепластика или алюминиевого сплава, между которыми располагается сотонаполнитель (рисунок 7). Сотонаполнитель – это совокупность материала из металлической фольги в форме сот. Т.к. сотонаполнитель имеет малую теплопроводность, для распределения тепла по площади сотопанели используют теплопроводящие трубы. Внешняя пластина является радиационной поверхностью и покрывается материалом с низким коэффициентом поглощения и высоким коэффициентом излучения.

Сотопанель характеризуется высокой механической прочностью и малой плотностью. Их используют в качестве силового элемента конструкции и радиатора-охладителя. На сотопанель можно установить различную аппаратуру [8,9].

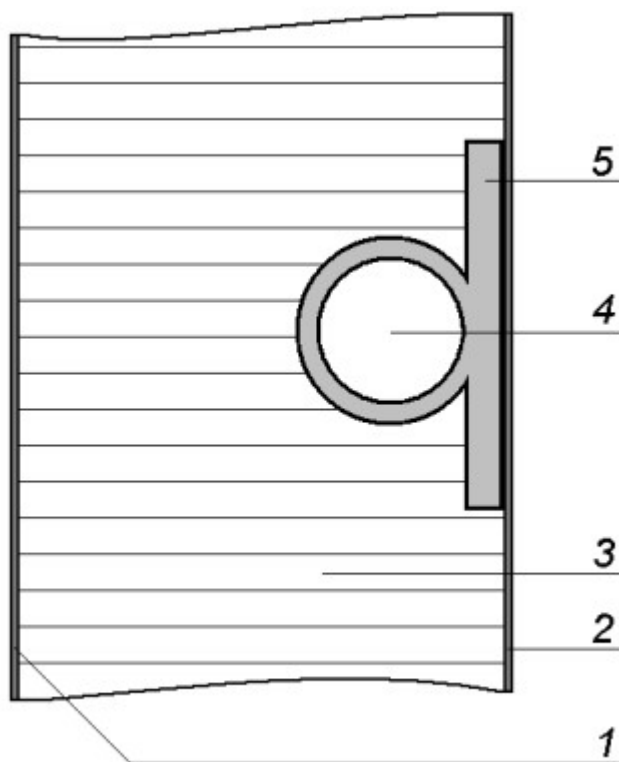


Рисунок 7 – Фрагмент сотовой панели с тепловой трубой [9]

1,2 – обшивка; 3 – сотонаполнитель; 4 – тепловая труба;

5 – посадочная площадка.

Сотозаполнитель представляет собой перфорированную алюминиевую фольгу, которая заполняет пространство между тепловыми трубами. Структура наполнителя имеет форму шестиугольников. Для оценки параметров сотонаполнителя делается следующее допущение: сота имеет форму правильного шестиугольника с ребром 5,75 мм, толщина соты равна 0,5 мм [8].

Сотозаполнитель характеризуется малой объемной плотностью. Коэффициент заполнения можно определить, как отношение площади одной соты к площади правильного шестиугольника:  $k = S_c / S_{6.ш.}$ , где  $S_c$  – площадь соты,  $S_{6.ш.}$  – площадь шестиугольника с ребром 5,75 мм. Для исследуемой сотовой панели коэффициент заполнения равен 0,166 [8].

В ходе разработки были приняты следующие допущения: тепловые потоки по секции радиатора будут происходить только вдоль одной оси координат, т.е. рассматривается одномерный процесс теплообмена [8].

Эффективный коэффициент теплопроводности находится по формуле [8]:

$$\lambda_{эфф} = \lambda_{эффВ95} + \lambda_{эфф.с}, \quad (50)$$

где  $\lambda_{эффВ95}$  – эффективный коэффициент теплопроводности обшивки;

$\lambda_{эфф.с}$  – эффективный коэффициент сотонаполнителя.

Тепло в сотовой структуре переносится посредством кондукции и излучения. В случае оптически тонкого слоя эффективный коэффициент теплопроводности слоя может быть представлен суммой кондуктивной и лучистой составляющих [8].

$$\lambda_{эфф.с} = \lambda_c + \lambda_l. \quad (51)$$

Для оценки кондуктивной составляющей применим уравнение [8]:

$$\lambda_c = \lambda_{AMz2} \cdot \left[ 2\delta_{om} - \delta_{om}^2 + \frac{\lambda_{мл} \left( (1 - \delta_{om})^2 \right)}{\lambda_{AMz2} \left( \frac{\lambda_{мл}}{\lambda_{AMz2}} - 1 \right)} \right], \quad (52)$$

где  $\lambda_{AMz2}$  – коэффициент теплопроводности стенок, образующих соты, Вт/(м·К);

$\delta_{om} = 2\delta / (D + 2\delta)$  – относительная толщина стенок пор;

$\delta$  – абсолютная толщина стенок пор, м;

$D$  – размер пор, м;

$\lambda_{мл}$  – коэффициент теплопроводности газа в порах с учетом молекулярного и лучистого переносов тепла, Вт/(м·К).

Поскольку радиатор используется в космическом пространстве, где отсутствует конвекционный теплообмен, получим [8]:

$$\lambda_c = \lambda_{AMz2} \cdot (2\delta_{om} - \delta_{om}^2). \quad (53)$$

Для оценки лучистой составляющей применим уравнение [8]:

$$\lambda_l = 0,227 \cdot \varepsilon_{np} \cdot D \cdot \left( \frac{T}{100} \right)^3, \quad (54)$$

где  $\varepsilon_{np} = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_{AMz2}} + \frac{1}{\varepsilon_{AMz2}} - 1}$  – приведенный коэффициент поглощения стенки

соты;

$T$  – температура стенки соты, К.

Результаты расчетов показывают, что вклад  $\lambda_l$  на 3-4 порядка меньше чем  $\lambda_c$ , поэтому в первом приближении лучистой составляющей можно пренебречь [8].

Эффективная теплопроводность пластин обшивки рассчитывается по формуле [8]:

$$\lambda_{эффB95} = \lambda_{B95} \cdot \frac{2\delta_{B95}}{M}, \quad (55)$$

где  $\lambda_{B95}$  – теплопроводность обшивки;

$\delta_{B95}$  – толщина обшивки;

$M$  – толщина радиатора.

С учетом всего выше сказанного, эффективная теплопроводность для сотовой панели может быть рассчитана по формуле [8]:



$$\lambda_{эфф} = \lambda_{B95} \cdot \frac{2\delta_{B95}}{M} + \frac{M - 2\delta_{B95}}{M} \lambda_{AM\Gamma 2} \cdot (2\delta_{om} - \delta_{om}^2). \quad (56)$$

Характеристики выбранной сотованели:

$$M = 34 \text{ мм.}$$

Сотонаполнитель – алюминиевая фольга АМГ2;

$$\delta = 0,5 \text{ мм,}$$

$$D = 10 \text{ мм,}$$

$$\lambda_{AM\Gamma 2} = 159 \text{ Вт / (м} \cdot \text{град)}.$$

Обшивка – Алюминиевый сплав В95;

$$\delta_{B95} = 2 \text{ мм,}$$

$$\lambda_{B95} = 155 \text{ Вт / (м} \cdot \text{град)}.$$

Рассчитаем эффективную теплопроводность [8]:

$$\delta_{om} = 2 \cdot 0,5 \cdot 10^{-3} / (10 \cdot 10^{-3} + 2 \cdot 0,5 \cdot 10^{-3}) = 0,091,$$

$$\begin{aligned} \lambda_{эфф} &= 155 \cdot \frac{2 \cdot 2 \cdot 10^{-3}}{34 \cdot 10^{-3}} + \frac{34 \cdot 10^{-3} - 2 \cdot 2 \cdot 10^{-3}}{34 \cdot 10^{-3}} \cdot 159 \cdot (2 \cdot 0,091 - 0,091^2) = \\ &= 42,6 \text{ Вт / (м} \cdot \text{К)}. \end{aligned}$$

Рассчитаем максимальный тепловой поток, проходящий через сотованель в один квадратный метр:

$$Q = \frac{\lambda_{эфф} \cdot \Delta T \cdot F}{M} = \frac{42,6 \cdot 20 \cdot 1}{34 \cdot 10^{-3}} = 25058,8 \text{ Вт,} \quad (57)$$

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

Из этого следует что данная сотованель в состоянии проводить необходимый тепловой поток.

Рассчитаем массу сотованели:

$$\begin{aligned}
 m_{cn} &= m_{об} + m_{сн} = 2 \cdot \delta_{об} \cdot S_{сн} \cdot \rho_{об} + \delta_{сн} \cdot k \cdot S_{сн} \cdot \rho_{сн} = \\
 &= 2 \cdot 0,002 \cdot 13 \cdot 2850 + 0,03 \cdot 0,166 \cdot 13 \cdot 2680 = 321,7 \text{ кг},
 \end{aligned}
 \tag{58}$$

где  $S_{сн}$  – площадь сотопанели.

### 2.3 Сравнение рассчитанных видов систем

Для выбора лучших видов и конструктивного варианта компоновки системы обеспечения теплового режима были рассчитаны характеристики эффективности – массовые характеристики и способность переносить и отводить необходимые тепловые потоки. Приведём эти данные с учётом минусов и плюсов рассчитанных видов.

Таблица 4 – Сравнительная таблица масс

Рассчитанный вариант	Масса, кг
ЭВТИ	12,165
Радиатор-охладитель	70,200
Жидкостный контур	52,960
Тепловые трубы	17,776
Сотопанель	321,700

Подведём итоги:

1. ЭВТИ способна обеспечивать необходимый теплоотвод и имеет малую массу. Использование ЭВТИ предпочтительна перед отражающими поверхностями, поскольку лучше минимизирует поглощение тепла из космоса посредством аккумуляции тепла в своей структуре.

2. Радиационная поверхность РО была рассчитана для теплоотвода вычисленного теплового потока. Полученная площадь получилась достаточно большой по сравнению с КА. Использование РО будет предусматривать использование нескольких внешних поверхностей КА, либо использование других конфигураций расположения РО.

3. Жидкостный контур был рассчитан для теплоотвода вычисленного теплового потока.

4. Тепловые трубы способны обеспечивать необходимый тепловой поток с большой эффективностью и потенциальной теплопроводимостью. Также ТТ имеют малую массу.

5. Сопанель способна обеспечивать необходимый тепловой поток, но при этом, из-за большой площади радиационного покрытия, имеет большую массу.

Сделаем выводы:

Если сравнивать РО и сопанель, то в данном случае РО будет более оптимальным вариантом, поскольку: легче по массе, дешевле и легче в производстве и позволит занимать меньший объём КА ввиду различных вариантах расположения радиационной поверхности. Использование сопанели будет целесообразно при условии размещения на внутренней части сопанели тепловыделяющей аппаратуры, т.к. сопанель является силовым элементом конструкции.

Сравнивая жидкостный контур и тепловые трубы, можно понять, что ТТ будут лучше, чем жидкостный контур, т.к. ТТ имеют большую потенциальную теплопроводность и эффективность, большую надёжность за счёт отсутствия агрегатов, обеспечивающих движение теплоносителя, меньшую массу.

Для данного КА оптимальным будет использование ЭВТИ для отвода внешних тепловых потоков, а ТТ и РО для отвода внутренних тепловых потоков.

### 3 МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛООВОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ СОТОПАНЕЛИ ПРИ РАССМАТРИВАЕМЫХ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКАХ

Моделирование теплового распределения сотопанели будет проводиться с использованием программного обеспечения Solid Works.

#### 3.1 Описание конструкции сотопанели

Как было описано выше, сотопанель представляет собой трёхслойную конструкцию из двух тонких пластин и тонкостенной конструкции в виде сот. Также сотопанель включает в себя жидкостный контур или тепловые трубы и различного рода теплоизолирующие материалы. Для использования сотопанели как силовой конструкции и обеспечения установки на неё аппаратуры, сотопанель может содержать соединительные и установочные элементы.

Опишем рассматриваемую конструкцию:

1. Сотонаполнитель это тонкостенная конструкция, выполненная в форме сот – шестиугольников с внешней длиной стороны 5,75 мм и толщиной стенки 0,5 мм. Конструкция имеет ширину и длину по 0,5 м и толщину 30 мм. Выполнена из алюминиевого сплава АМг2. Предназначена для переноса тепла от внутренней пластины ко внешней. Также выполняет функцию силового элемента для установки труб и соединительных элементов.

2. Две пластины с шириной и длиной по 0,5 м и толщиной 2 мм. Сделаны из алюминиевого сплава В95. Расположены по обе стороны сотонаполнителя. Подразделяются на внешнюю и внутреннюю с для определённых задач. Внутренняя используется для установки аппаратуры и сбора тепла с оборудования и труб, с последующей его передачей через сотонаполнитель на внешнюю пластину. Внешняя пластина предназначена сбора и сброса тепла в космическое пространство.

3. Тепловая труба, состоящая из трубы, длиной 20 м, внешним диаметром трубы 14 мм, и пластины шириной 40 мм и в высотой 2 мм. Состоит из АМг2 и используется теплоноситель аммиак. Тепловая труба предназначена для

переноса тепла в сотопанели для его распределения по сотонаполнителю через внутреннюю пластину. Для склеивания тепловых труб с сотонаполнителем используем теплопроводящий клей ЦМК-ТП.

4. В качестве соединительных элементов для установки аппаратуры и соединения элементов конструкции используют т.н. закладные элементы – определённого вида втулки, на которые устанавливаются болтовые соединения. Материал закладных элементов АЛ-8, размеры приведены ниже (рисунок 8). для заполнения пространства между сотонаполнителем и закладным элементом используем эпоксидную модифицированную смолу К-115.

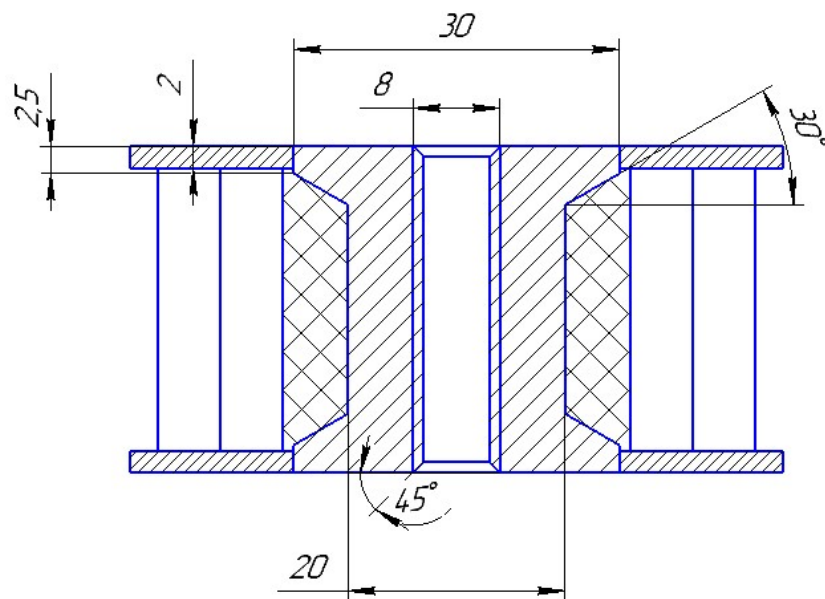


Рисунок 8 – Размеры закладного элемента

Ниже приведена 3д модель сотопанели и её составляющих:

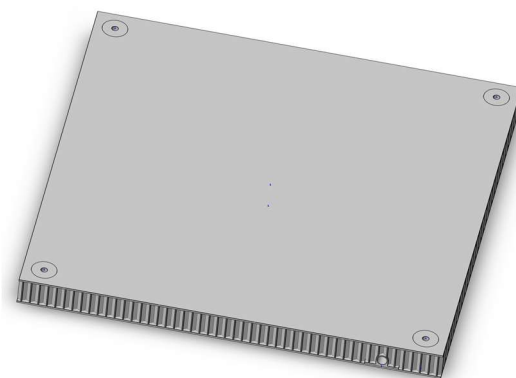


Рисунок 9 – Общий вид сотопанели

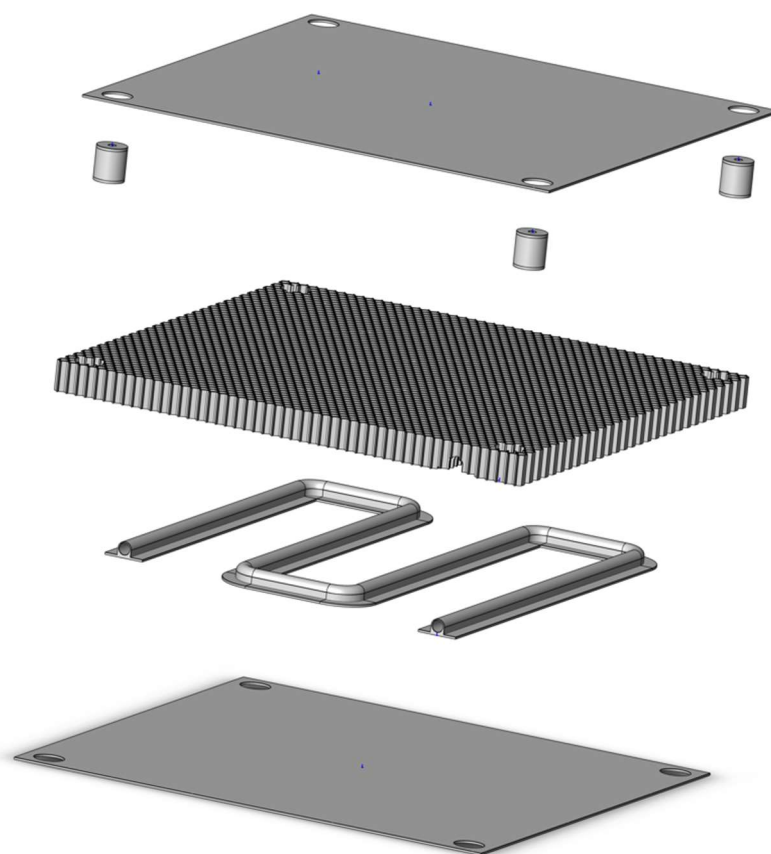


Рисунок 10 – Разнесенный вид сотопанели

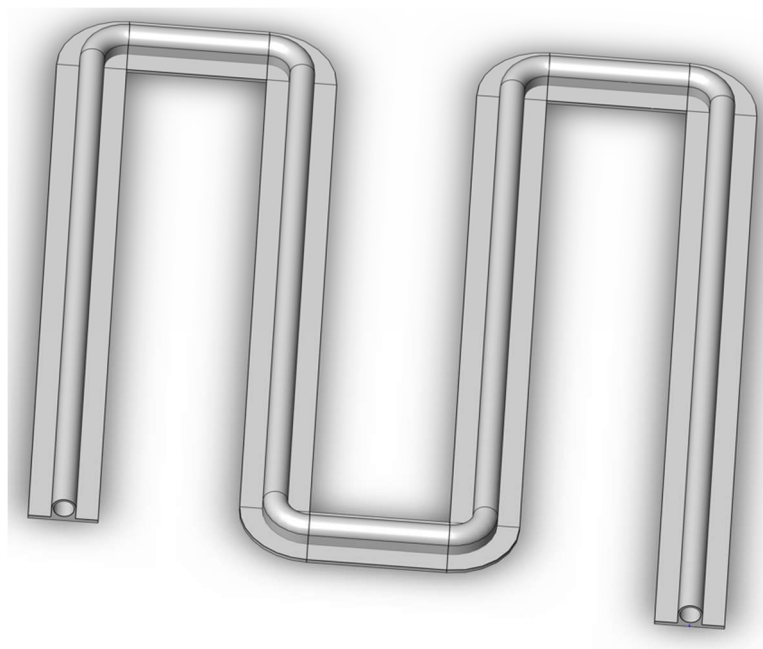


Рисунок 11 – Тепловая труба

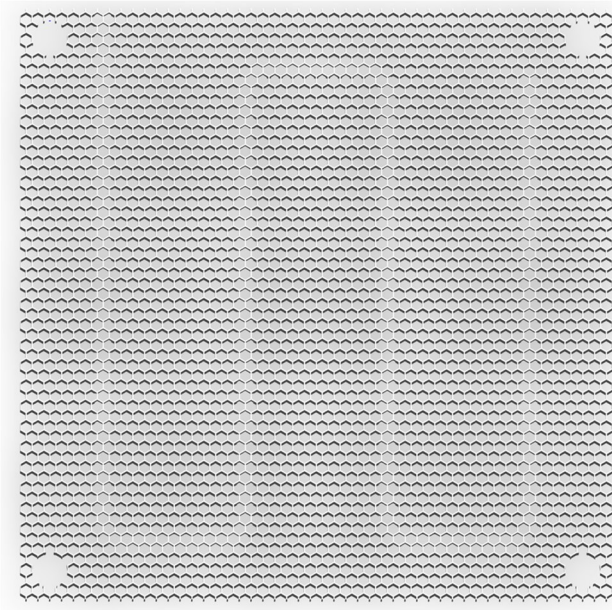


Рисунок 12 – Общий вид сотонаполнителя

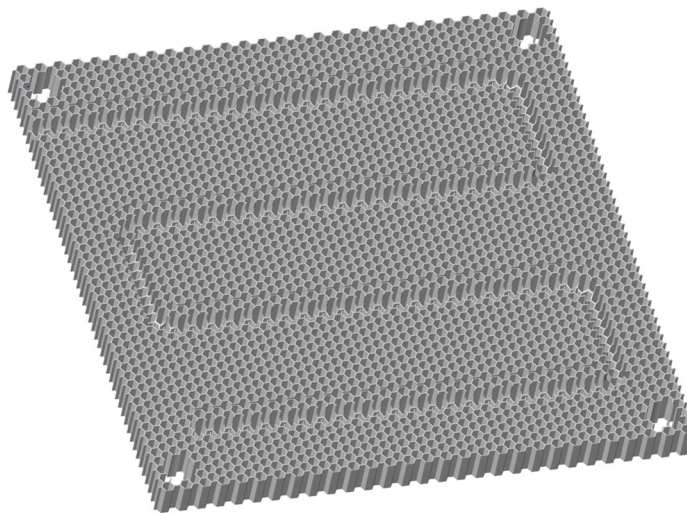


Рисунок 13 – Вид сотонаполнителя с вырезом под тепловую трубу

### **3.2 Результаты теплового моделирования**

Моделирование проводится при подаче теплового потока на внутренние стенки тепловой трубы в 1000 Вт и начальной температуре сотопанели в 0°C. Тепловой анализ проводится во времени 25 секунд с интервалом в 5 секунд. Результаты теплового анализа приведены ниже.

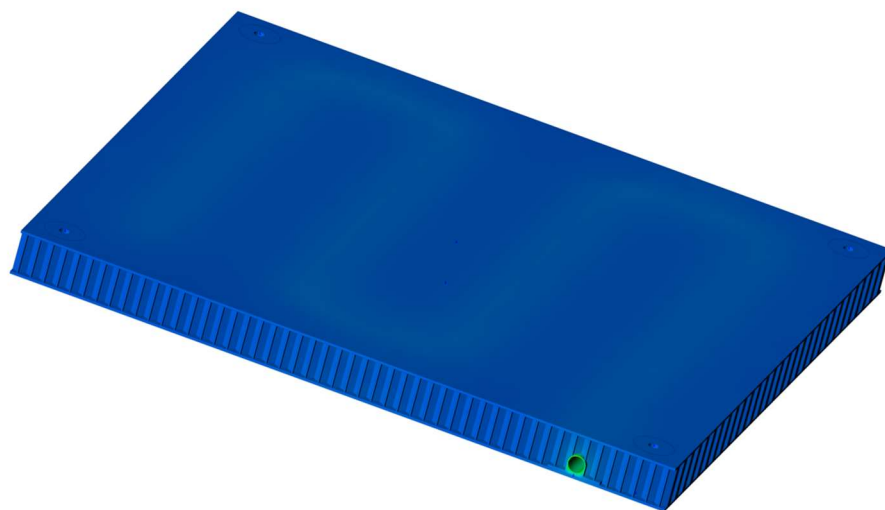


Рисунок 14 – Общий вид соропанели при тепловом анализе

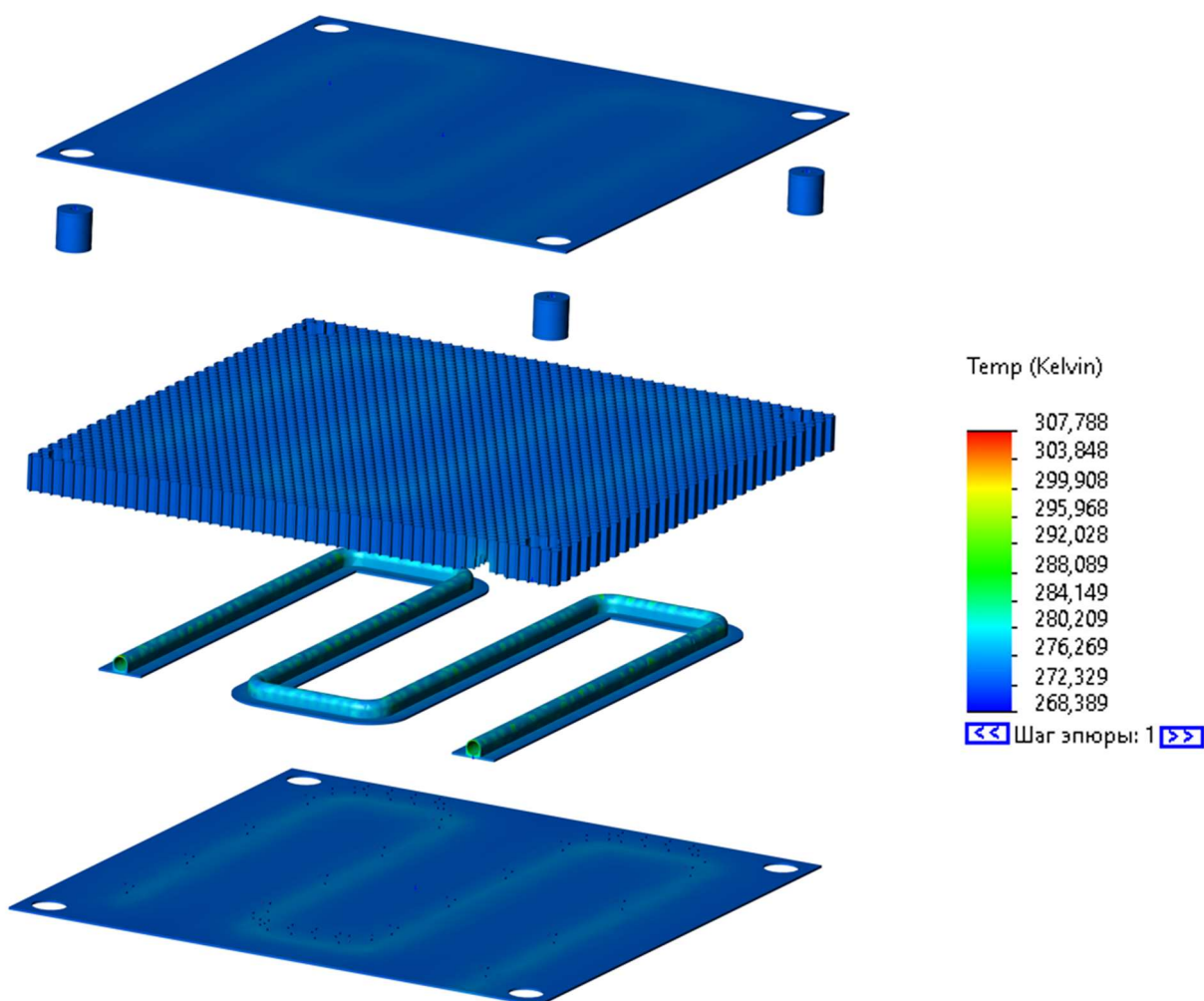


Рисунок 15 – Разнесенный вид соропанели на пятой секунде теплового анализа



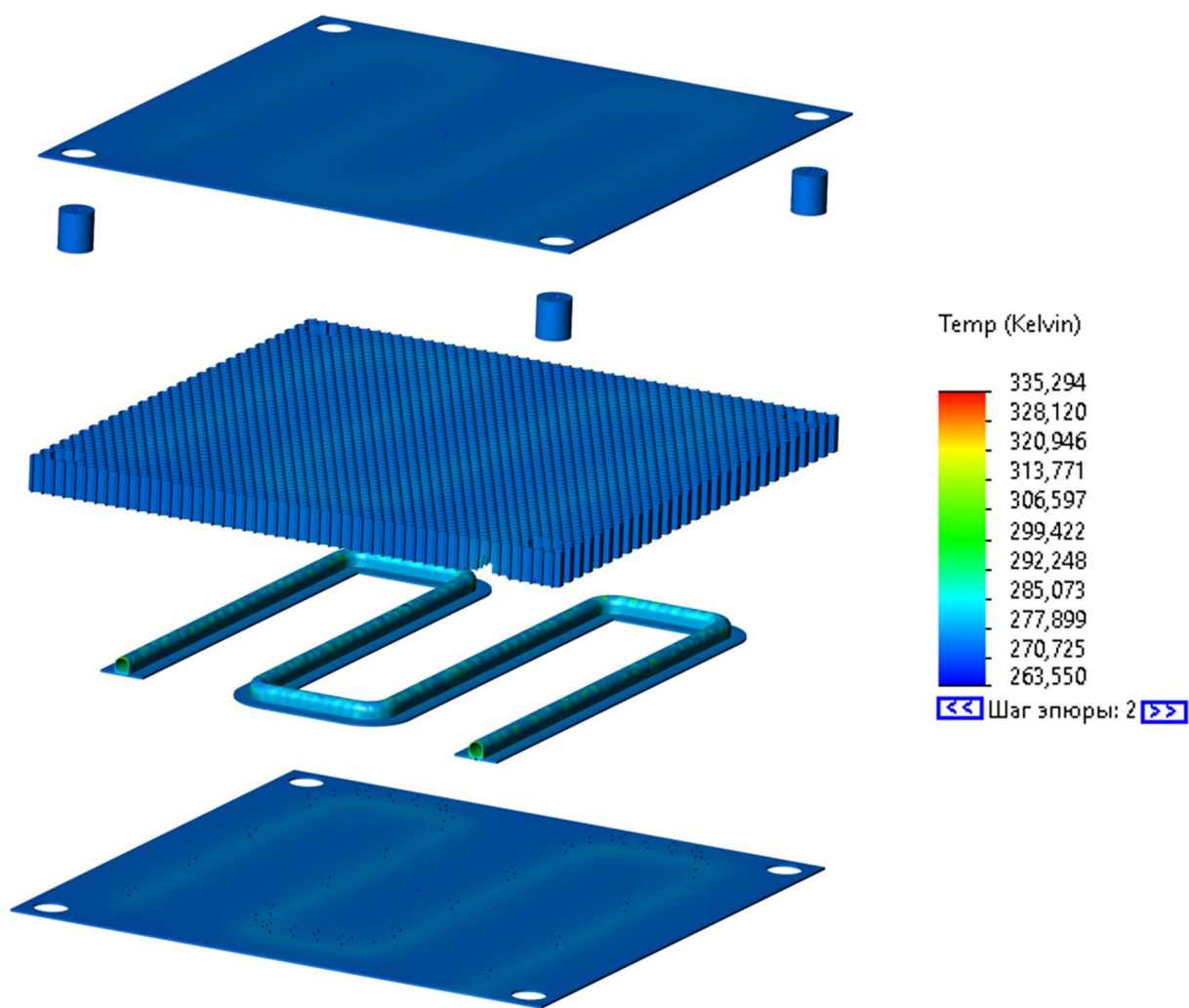


Рисунок 16 – Разнесенный вид сотовой панели на десятой секунде теплового анализа

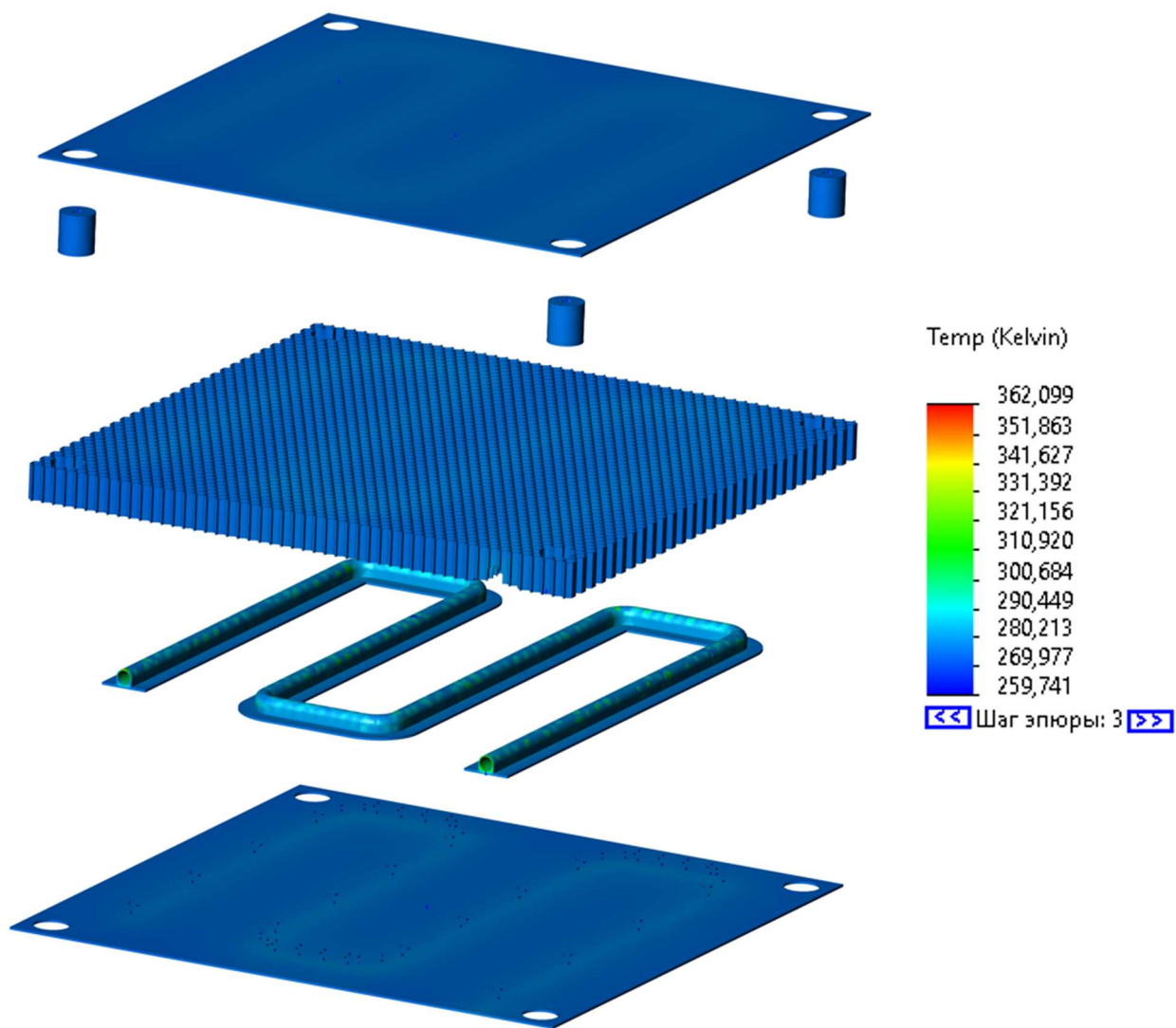


Рисунок 17 – Разнесенный вид сотопанели на пятнадцатой секунде  
теплового анализа

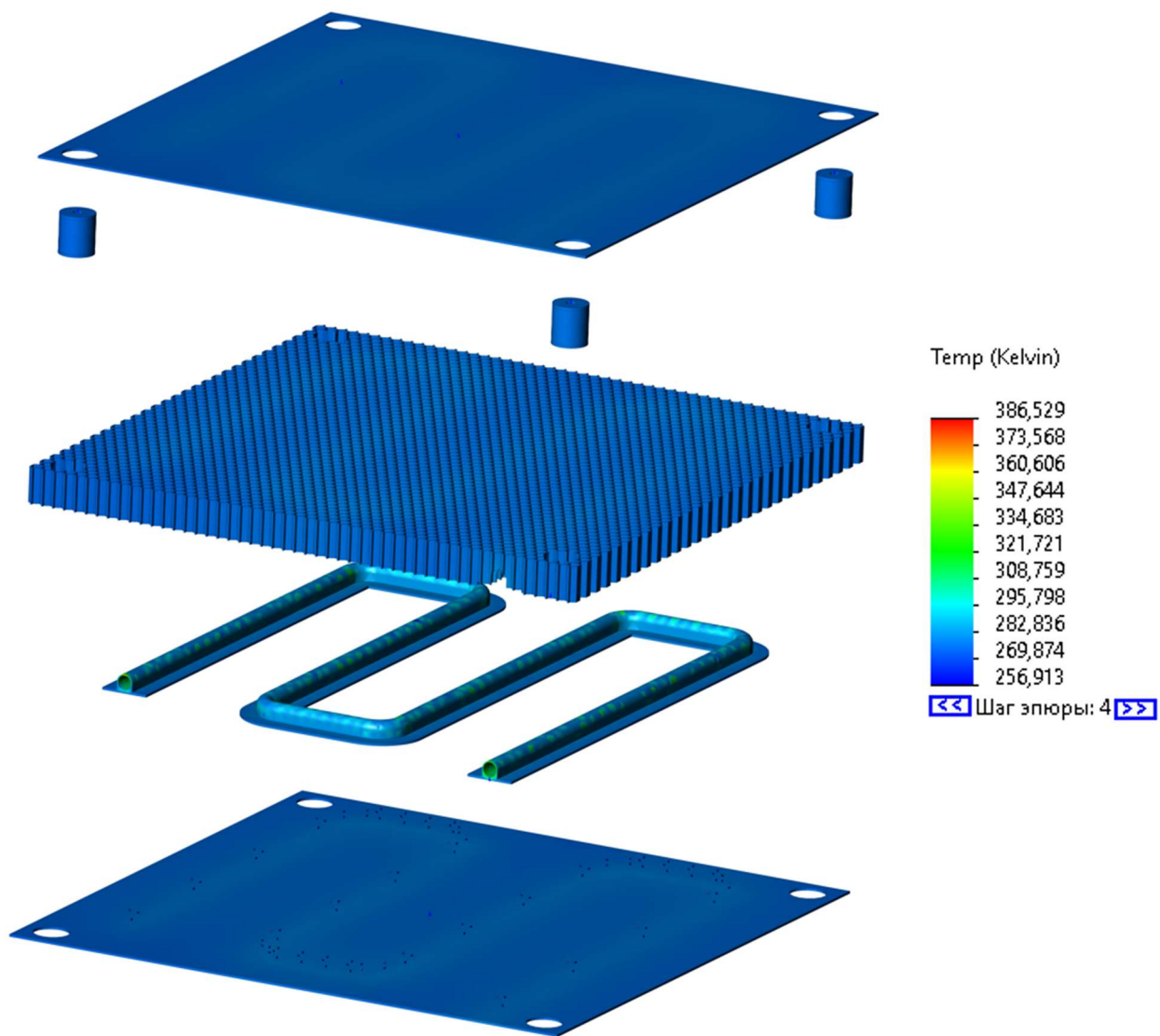


Рисунок 18 – Разнесенный вид сотопанели на двадцатой секунде  
теплового анализа

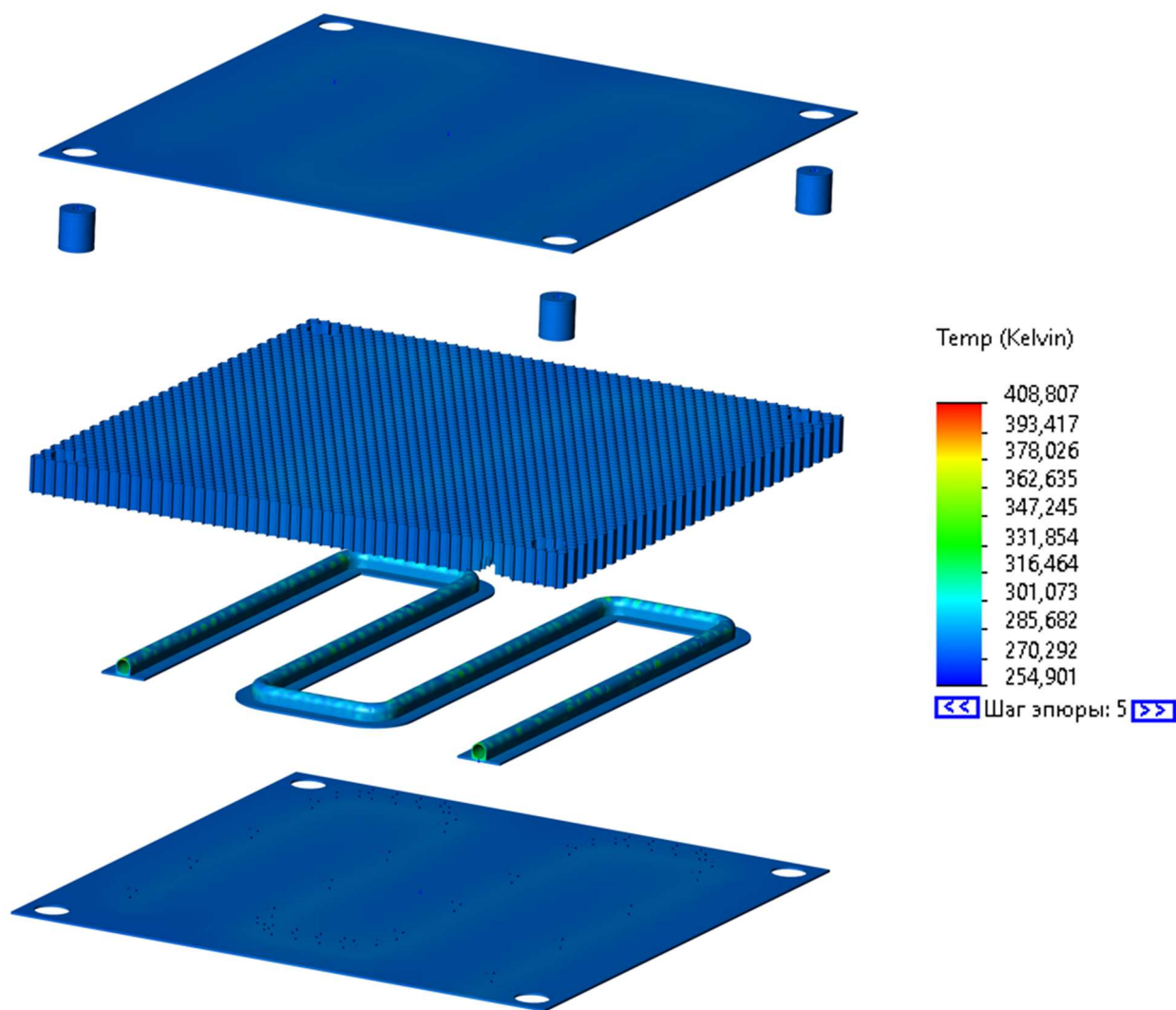


Рисунок 19 – Разнесенный вид сотопанели на двадцать пятой секунде теплового анализа

Как видно из рисунков теплового анализа 3д модели сотопанели распределение тепла по сотопанеле и сотонаполнителю происходит равномерно без каких-либо концентраций тепла, что говорит о сотонаполнителе как о достаточно эффективном проводнике тепла. Также равномерное распределение тепла подтверждает то, что тепловая труба, как основной распределитель тепла, выполняет свою функцию. Как видно из рисунков основная концентрация тепла имеется на тепловой трубе, поскольку является основным приёмником тепла. При проектировании тепловой трубы это нужно учитывать.

## 4 ОБЗОР ПРИЧИН ОТКАЗА СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА И МЕТОДОВ ИХ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ

### 4.1 Основные причины отказов СОТР

Любые причины отказов бортовой и целевой аппаратуры КА, и СОТР в частности, обусловлены либо внешними воздействиями космического пространства на КА, либо несовершенством её компоновки и/или самой БА, в том числе дефектами конструкции.

В космическом пространстве на КА действуют различные факторы, которые, как правило, и являются основными причинами отказов [10]:

1. Космическое излучение – потоки элементарных частиц и атомных ядер. Данное воздействие называется радиационным воздействием и бывает трёх видов: галактическое излучение, солнечное излучение с постоянным и переменным воздействиями, радиационные пояса Земли. Интенсивное и/или продолжительное воздействие космического излучения на БА может привести к деградации электроники и материалов, нарушений работы аппаратуры путём изменения электрических потоков. Поскольку в СОТР присутствуют электронные компоненты и чувствительные к излучению материалы, то космическое излучение актуально для обеспечения эффективной работы СОТР.

2. Электромагнитные поля – также вид космического излучения, но его источником является магнитное поле Земли. Влияние на бортовую электронику КА аналогичное воздействию космического излучения.

3. Механическое воздействие – воздействие различного рода космического мусора и микрометеоритов. Основная опасность мусора и астероидов заключается в большой скорости их движения по орбите. Чем больше скорость и масса объекта, тем большую опасность он представляет для КА. Столкновение с КА может привести как к повреждению различной аппаратуры и нарушению её работы, так и к полному уничтожению КА. Поскольку СОТР состоит из множества различных взаимосвязанных элементов, их физическое повреждение

может привести к отказу работы элементов, а в следствие всей системы терморегулирования и КА.

4. Воздействие атмосферы – воздействие молекул атмосферы на поверхность КА при его движении на низких орбитах. Молекулы атмосферы при воздействии (соударении) о поверхность КА могут привести к деградации материала и/или ухудшению его характеристик. Поскольку СОТР имеет наружные элементы, то данное воздействие также актуально.

Несовершенство конструкции и работы бортовой аппаратуры КА обусловлено:

1. Ошибки на этапе проектирования приводят к снижению эффективности работы аппаратуры и КА. Неправильные проектировочные расчёты могут привести если не к отказу СОТР, то к отказу КА.

2. Ошибки на этапе компоновки аппаратуры также приводят к снижению эффективности работы аппаратуры. Поскольку температура имеет свойство накапливаться в материалах, неэффективная работа СОТР приведёт к её отказу или отказу другой аппаратуры КА.

3. Ошибки на этапе производства или несоответствие методик производства требованиям работы аппаратуры приведёт к дефектам элементов конструкции или повышению вероятности их поломки. СОТР состоит из многих различных элементов и данные ошибки могут существенно повлиять на вероятность отказов.

4. Недостаточные, неправильные или неэффективные испытания на испытательных агрегатах не позволит заметить какой-либо дефект.

5. Ошибки на этапе сборки приводят к дефектам конструкции или снижению эффективности работы аппаратуры. Неправильная сборка элементов СОТР приводит к повышению вероятности отказов.

6. Неправильные условия транспортировки приводят к повреждениям и поломкам аппаратуры и конструкции КА.

Так же нельзя забывать, что в процессе длительной постоянной работы элементы СОТР изнашиваются, что приводит к снижению эффективности её работы и повышению вероятности отказа.

Подводя итоги можно сказать что основными причинами отказов являются: радиационное и электромагнитное излучение, воздействие мусора и микрометеоритов, воздействие атмосферы, ошибки в проектировании, компоновке, производстве и сборке КА, износ элементов оборудования.

#### **4.2 Основные мероприятия по предотвращению отказов СОТР**

Мероприятия по предотвращению отказов необходимы для повышения и проверки эффективности работы элементов бортовой аппаратуры КА, что приводит к снижению вероятности отказа элементов аппаратуры.

Мероприятия по повышению эффективности работы элементов подразумевают нивелирование или уменьшение вредных воздействий на КА.

Для минимизации влияния радиационного и электромагнитного излучения используют т.н. экраны – материалы с низкой проводимостью излучения, также выбирают такую орбиту КА, где влияние излучения минимально. Для предотвращения урона мусора и микрометеоритов используют материалы с высокой прочностью, но эффективней всего используют систему мониторинга космического мусора и, предсказывая пересечение мусора с орбитой КА, его орбиту меняют, чтобы избежать столкновения.

Для предотвращения ошибок при проектировании, компоновки, производстве и сборки используют разносторонние испытания на испытательных стендах. Проводимые испытания и требования к ним представлены в документах на испытание и нормативно-правовых актах.

В соответствии с нормативно-правовым актом ГОСТ Р 56468-2015 [11] к проверкам и испытания предьявляются требования:

Тепловакуумные испытания СОТР включают в себя следующие работы:

– тепловые испытания частей системы;

– тестирование тепловых характеристик модели СОТР во время термобалансных испытаний модели АКА.

Целью термобалансных испытаний протолетной модели АКА является выполнение следующих задач: подтвердить квалификацию проекта тепловой системы, обеспечить подтверждение тепловых интерфейсов СОТР, а также проверить и сверить (при необходимости) математическую модель тепла для определения окончательной модели и расчетов прогноза температур для протолетной модели АКА. Эти испытания включают в себя имитацию функционирования АКА на орбите.

Для удостоверения верности новых идей и методов в новой конфигурации, необходимы отработочные испытания. Требования к этим испытаниям зависят от уровня разработки проекта и его специфических требований. По сути, эти испытания не могут быть определены как стандартизованные процедуры.

Квалификационные испытания подтверждают, что элементы соответствуют требованиям и обладают допустимым запасом. Уровень этих испытаний должен превышать максимальные предполагаемые условия в процессе эксплуатации, продолжительность которых не должна превышать максимальное время эксплуатации с соответствующим запасом, если не указано иное.

Приемочные испытания должны показать, что элемент без дефектов производства и ошибок при интеграции, и что его функция и характеристики способны обеспечить заявленные требования миссии. Эти испытания выявляют скрытые дефекты материала и производства, которые появляются в процессе производства и сборки, путем измерения функции и характеристик компонента. Возможно совмещение тепловых испытаний со сдаточными испытаниями.

В соответствии с нормативно-правовым актом ГОСТ Р 56519-2015[12] к термовакуумным испытаниям предъявляются требования:

1. ТВИ АКА являются обязательными для любых новых или модернизированных вакуумных аппаратов и должны завершать этап тепловых испытаний этих аппаратов.

2. Целью проведения ТВИ АКА является:



– исследование тепловых режимов, тактическо-технических и технических характеристик СОТР, а также количественных и качественных характеристик тепломассообмена АКА при различных режимах эксплуатации, которые наиболее приближены к условиям полета;

– подтверждение соответствия требованиям ТЗ на СОТР в отношении температур конструкции КА, места установки приборов и температуры ПАО при экстремальных внутренних и внешних тепловых нагрузках.

3. Задачи ТВИ должны включать:

– проведение испытаний СОТР во время всего этапа эксплуатации изделия;

– определение и проверка соответствия фактических характеристик СОТР требованиям ТЗ (или ТЗ на КА), в том числе характеристик агрегатов, диапазонов регулирования и т.д.;

– исследование работы агрегатов и электронагревателей и среднего энергопотребления СОТР;

– определение температурных запасов;

– экспериментальное определение распределения температур по элементам конструкции, системам, агрегатам и приборам АКА;

– определение теплового режима АКА путем экспериментальных испытаний имитацией возможных аварийных ситуаций и проверка эффективности меры по устранению их влияния;

– определение начальных данных для уточнения математической модели тепловых режимов АКА;

– получение исходных данных для определения объема и параметров испытаний в рамках ЭТВИ для оценки штатной продукции (ограничения в части внешних и внутренних тепловых нагрузок);

– подтверждение, что объем измерений при ЛИ достаточен для оценки теплового режима АКА.

В соответствии с нормативно-правовым актом ГОСТ Р 56469-2015 [13] к условиям испытаний и испытательному оборудованию предъявляются требования:

Оборудование, используемое при испытаниях, должно быть технически достоверным и обеспечивать точные результаты.

Во время подготовки и после испытаний в испытательной комнате должны быть соблюдены определенные условия:

- чистота – класс 8; эксплуатируемое состояние; заданные размеры частиц: 0,5 мкм (3520000 частиц/м);
- температура  $(25\pm 10)^\circ\text{C}$ ;
- атмосферное давление 670-830 мм рт.ст.;
- влажность – 45% -60% при  $25^\circ\text{C}$ .

Материалы, которые используются для испытательных машин и хранятся в вакуумном комплексе, должны быть легкими и содержать минимальное количество летучих веществ, соответствующие требованиям, которые предъявляются для материалов в атмосферных камерах (если таковые предъявляются). Рекомендованные значения: потеря массы – 0,1%, содержание летучих веществ – 0,1%. Если оборудование не удовлетворяет требованиям, его производят дегазацию в соответствии с методом, установленным производителем КА.

Молекулярная чистота внутри ТВК должна быть менее  $2\cdot 10$  г/см за 15 дней внутри камеры.

Тестовый комплекс, используемый при проведении ТБИ и ТВИ, должен обеспечить следующие характеристики, соответствующие указанным в ТЗ для тестирования:

- размеры, позволяющие разместить испытываемый объект;
- вакуум – не хуже  $1\cdot 10$  мм рт.ст.;
- азотные криогенные экраны – температура минус  $(180\pm 10)^\circ\text{C}$ , коэффициент поглощения солнечного излучения не менее 0,95, коэффициент черноты не менее 0,9;
- проведение измерения температурных значений;
- проведение измерения давления окружающей АКА среды;

– управление имитаторами тепловых потоков и технологическими электрообогревателями.

В соответствии с нормативно-правовым актом ГОСТ 12.3.043-90 [14] при нанесении радиационных покрытий предъявляются требования:

Требования к вакуумному способу нанесения покрытий

1. Требования безопасности следует предъявлять при:

- 1) подготовке вакуумной камеры;
- 2) подготовке деталей;
- 3) нанесении покрытий;
- 4) термической обработке покрытий.

Операции подготовки вакуумной камеры, подготовки деталей, нанесения покрытий, термической обработки покрытий и контроля следует проводить в специальных помещениях.

Термическая обработка покрытий:

1. Требования безопасности при работе с электропечами по пп. 2.2.5.1, 2.2.5.2, 2.2.5.3 [14].

Нанесение покрытий:

1. Безопасные условия работы на вакуумных установках должны соответствовать требованиям электробезопасности по п. 2.2.4.1 [14] и ГОСТ 12.2.007.3.

2. Вакуумные установки должны иметь системы, которые позволяют удалять опасные выбросы и пыль, такие как вентиляторы или щели, расположенные над вакуумной установкой или по кругу у основания вакуумной камеры, и устройства, которые блокируют их выбросы.

3. Для защиты глаз при использовании электронно-лучевого испарения для нанесения покрытий следует использовать защитные очки серии 0 или установить специальное стекло по типу НС, согласно ГОСТ 9411, на окно для наблюдения внутри вакуумной камеры.

4. Чтобы защититься от рентгеновского излучения, вызванного электронно-лучевым испарением при нанесении покрытия, стены вакуумной

камеры должны иметь определенную толщину. На смотровое окно вакуумной камеры необходимо установить стекло типа ТФ согласно ГОСТ 3514.

5. Для защиты от вредного электромагнитного излучения во время покрытия с помощью высокочастотной ионно-плазменной обработки, высокочастотный генератор, проводящие части, а также зону разряда внутри вакуумной камеры нужно защитить металлическими экранами или сетками. На смотровое окно вакуумной камеры должна быть установлена защитная металлическая сеть.

6. При использовании криогенных емкостей в технологических процессах необходимо следовать правилам безопасности, определенным в соответствующих нормативных документах.

Перед заливкой жидкого азота из криогенной емкости в вакуумную ловушку необходимо визуально проверить, что внутри нее нет влаги, масла или других инородных предметов.

Газ нужно переливать из криогенной емкости через азотный насос или другое оборудование, поворачивая емкость или нажимая на газ с помощью небольшого давления воздуха (не более 1 атмосферы). При переливании металлический шланг не должен касаться стенок емкости. Длина шланга должна превышать длину отверстия в емкости.

Необходимо вставлять азотный питатель в коллектор медленно, чтобы избежать выброса азота в помещение. Установка, отключение и подключение азотного питателя к ловушке должны быть произведены с использованием специальных асбестовых перчаток, согласно стандарту ГОСТ 12.4.010 и материалу ГОСТ 6102.

7. При использовании баллонов с технологическими газами в процессе, необходимо соблюдать правила безопасности и санитарные требования при производстве ацетилен, кислорода и пламенной обработке металлов. Также необходимо следовать правилам установки и безопасной эксплуатации контейнеров, работающих под давлением.

В помещениях с вакуумными установками, в которых используется кислород, нельзя использовать воспламеняющиеся газы и выполнять работы, связанные с маслами и жирами.

Для безопасности, баллон с кислородом должен быть установлен в металлическом шкафу в затененном месте вне помещения. Трубопровод от баллона до вакуумной установки должен иметь редуктор давления и манометр для контроля.

8. После окончания процесса нанесения покрытия перед тем, как вынуть детали из вакуумной камеры, необходимо прокачивать камеру один, два или три раза, чтобы удалить воздушные капли материалов, формирующих пленку.

9. При открывании вакуумной камеры после операции нанесения покрытия следует пользоваться респираторами типов ШБ-1 «Лепесток» и РПГ-67А.

10. Извлечение деталей из вакуумной камеры допускается после их остывания до температуры не выше 45 °С.

#### Подготовка деталей

1. При чистке деталей органическими растворителями следует соблюдать требования безопасности по пп. 2.2.3.1 и 2.2.3.2 [14].

2. При загрузке вакуумной камеры пленкообразующими материалами следует пользоваться резиновыми перчатками или напальчниками.

Таблетки пленкообразующих материалов следует брать пинцетом.

#### Подготовка вакуумной камеры:

1. Для очистки съемных частей защитной арматуры и экранов следует использовать механические методы или органические растворители в вытяжном шкафу. Несъемные части вакуумной камеры и арматуры должны быть очищены механическим методом или с помощью органических растворителей, во время включенных вентиляционных систем.

2. Во время очистки элементов подколпачной арматуры, защитных экранов и стенок вакуумных камер при использовании механических методов необходимо использовать резиновые перчатки или перчатки из трикотажа для защиты рук. Чтобы защитить дыхательные органы от вредных веществ и пыли,

нужно использовать респираторы типа РПГ-67А или ШБ-1 "Лепесток". Чтобы собирать пыль, нужно использовать пылесос.

При чистке с использованием органических растворителей следует соблюдать требования безопасности по п. 2.2.2.1 [14] и применять средства защиты органов дыхания и кожи по п. 2.2.2.6 [14].

3. При чистке съемных деталей подколпачной арматуры с использованием кислот и щелочей следует соблюдать требования безопасности по пп. 2.2.2.2, 2.2.2.4 [14] и применять средства защиты глаз, органов дыхания и кожи по п. 2.2.2.6 [14].

## 5 ПРИБЛИЖЁННАЯ ОЦЕНКА СТОИМОСТИ СОЗДАНИЯ СОТР КА

Для оценки стоимости создания СОТР КА будем использовать стоимость создания КА ДЗЗ по изделиям-аналогам, поскольку стоимость создания СОТР составляет приблизительно 2,5% от стоимости КА. В таблице 5 представлены собранные данные по стоимости некоторых КА ДЗЗ.

Таблица 5 – Стоимость некоторых КА ДЗЗ и их систем

КСН (страна)	Состав системы	Стоимость системы
SkyMed/COSMO (Италия)	Три КА с ОЭА, четыре КА с РСА по 600 кг	565 млн. € (814 млн. \$)
3S-Spot (Франция)	Малые КА массой 500 кг	565 млн. € (814 млн. \$)
Pleides (Франция)	Малые КА с РСА массой до 1 т	1 КА ~ 1 млрд. \$ (ОЭТК – 314 млн. €)
SAR Lure (Германия)	Малые КА с РСА	Стоимость НИР – 1 млн. \$
ISHTAR (Испания)	Один КА с ОЭА массой 450 кг	95 млн. €
David-Diamant (Израиль, Германия)	Три КА массой по 180 кг	ЕС выделило 4,4 млн. \$
TerraSAR (Германия, Великобритания)	Два КА с РСА массой по 2 т	640 млн. \$
Ikonos(США)	Два КА и три НППИ	500 млн. \$
Resource	Четыре КА	400 млн. \$
GeoEye-1 (США)	Один КА	500 млн. \$
WorldView-2 (США)	Один КА	400 млн. \$
Quickbird 2 (США)	Один КА	245 млн. \$

Самым общим технико-экономическим показателем ракетно-космической техники является показатель «Затраты на создание», который включает затраты на разработку и затраты на штатную программу серийных изделий, то есть:

$$C_{созд} = C_{разр} + C_{шт.пр}. \quad (58)$$

В данном случае принимается, что разрабатывается фактически новое изделие. Расчёт стоимости изготовления опытного образца производится по

данным затрат на разработку аналога. В данном случае принимаются следующие затраты:

$$C_{оп.ан} = 300 \text{ у.е.}$$

Стоимость изготовления опытного образца КА находится по формуле с учётом коэффициента инфляции:

$$C_{оп.обр} = K_{инф} \cdot C_{оп.ан} = 1,5 \cdot 1,05 \cdot 300 = 315 \text{ у.е.} \quad (59)$$

Стоимость разработки КА производится суммированием затрат Головного сборочного завода на производство КА, затрат Головного разработчика на проектирование КА и другие виды работ и затраты на оборудование и все виды работ по наземному комплексу до момента начала эксплуатации серийных изделий:

$$C_{разр} = C_{ГСЗ} + C_{ГР} + C_{НК}. \quad (60)$$

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

$$C_{ГСЗ} = N_{ГСЗ} \cdot C_{оп.обр} = 2 \cdot 315 = 630 \text{ у.е.} \quad (61)$$

Здесь множитель  $N_{ГСЗ}$  – экспертное значение, определяющее увеличение затрат Головного сборочного завода на тот или иной вид работ. Значения назначаются с учётом степени близости к аналогу, конкретных различий проектируемого изделия с аналогом, опыта эксперта, мнения Головных институтов отрасли, Головного разработчика, Головного сборочного завода, предприятий – разработчиков и изготовителей наземных комплексов и комплектующих их систем. В настоящем анализе использованы значения на основе статистических данных.



Затраты Головного разработчика составляют примерно 10% от затрат Головного сборочного завода:

$$C_{ГР} = 0,1 \cdot C_{ГСЗ} = 0,1 \cdot 630 = 63 \text{ у.е.} \quad (62)$$

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

$$C_{НК} = N_{НК} \cdot C_{оп.обр} = 0,25 \cdot 630 = 157,5 \text{ у.е.}, \quad (63)$$

где  $N_{НК}$  – коэффициент увеличения затрат от стоимости опытного образца.

Стоимость разработки КА рассчитываем по формуле:

$$C_{разр} = C_{ГСЗ} + C_{ГР} + C_{НК} = 630 + 63 + 157,5 = 850,5 \text{ у.е.} \quad (64)$$

Стоимость разработки СОТР КА:

$$C_{СОТР} = 0,025 C_{разр} = 0,025 \cdot 850,5 = 31,26 \text{ у.е.} \approx 1488,375 \text{ млн. руб.} \quad (65)$$

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках данной работы были рассчитаны различные виды СОТР: ЭВТИ, радиатор-охладитель, жидкостный контур, тепловые трубы, сотопанель. Рассмотрены теоретические принципы работы данных систем. Определены массовые характеристики и характеристики эффективности.

Был проведён анализ и оценка сравнения характеристик различных вариантов компоновки СОТР на КА. В результате был выбран и обоснован наиболее оптимальный вариант.

Для детальной оценки процессов теплообмена было проведено моделирование тепловых потоков в сотопанели и рассмотрены результаты распределения тепла.

Также были учтены причины возможных отказов системы и предложены эффективные методы их минимизирования. Были также приведены соответствующие нормативные документы, устанавливающие требования к проектированию, испытаниям и эксплуатации СОТР.

Рассчитаны экономические затраты на разработку СОТР на основе затрат на разработку КА-аналогов.

Данная работа не является конечным вариантом обоснования и выбора СОТР для КА с выбранными характеристиками, ввиду множества допущений, принимаемых при расчётах и недостаточности рассматриваемых принципов работы СОТР. Данная работа может служить ядром для дальнейших и углублённых расчётов. В дальнейшем возможно проведение более полное сравнение с другими альтернативными решениями, чтобы получить более точные и достоверные выводы.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1 Система обеспечения теплового режима космического аппарата. Расчет характеристик систем обеспечения теплового режима космических аппаратов. [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – Режим доступа: <https://vunivere.ru/work59556> – 24.01.2023.

2 Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учебное пособие / В. И. Куренков. – Самара: Издательство Самарского университета, 2020. – 461 с.

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. [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – Режим доступа: <https://elib.sfu-kras.ru/handle/2311/74105> – 27.01.2023.

4 С.В. Цаплин. Теплообмен в космосе: учеб. пособие / С.В. Цаплин, С.А. Болычев, А.Е. Романов. – Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2018. – 92 с.

5 Матвеев Н.К. Экранно-вакуумная теплоизоляция и определение её характеристик: учебное пособие / Н.К. Матвеев; Балт. гос. тех. ун-т. – СПб., 2012. – 40 с.

6 Танасиенко Ф.В. Математическое моделирование жидкостных систем терморегулирования перспективных космических аппаратов: дис. / Ф.В. Танасиенко. Красноярск. 2019. – 157 с.

7 Основы расчета тепловой трубы с капиллярно-пористым фитилем. [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – Режим доступа: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=29671397> – 30.01.2023.

8 Луми А.Н. Определение эффективной теплопроводности сотопанели. Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого.

[Электронный ресурс]: офиц. сайт. – Режим доступа: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=16347868> – 1.02.2023.

9 Васильев Е.Н., Деревятко В.В. Математическая модель процессов теплообмена в сотовой панели с тепловыми трубами. [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – Режим доступа: [https://studopedia.su/3\\_1044\\_osnovi-rascheta-teplovoy-trubi-s-kapillyarno-poristim-fitilem.html](https://studopedia.su/3_1044_osnovi-rascheta-teplovoy-trubi-s-kapillyarno-poristim-fitilem.html) – 1.02.2023).

10 Ковалёв А. П. Факторы, определяющие надёжность и долговечность конструкций бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов (информационное исследование) // Научно-методический электронный журнал «Концепт». – 2015. – Т. 13. – С. 1006–1010. – URL: [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – Режим доступа: <http://e-koncept.ru/2015/85202.htm>.

11 ГОСТ Р 56468-2015 Аппараты космические автоматические. Системы обеспечения теплового режима. Общие технические требования.

12 ГОСТ Р 56519-2015 Аппараты космические автоматические. Тепловакуумная отработка. Общие требования.

13 ГОСТ Р 56469-2015 Аппараты космические автоматические. Термобалансные и термовакуумные испытания

14 ГОСТ 12.3.043-90 Процессы производственные нанесения оптических покрытий на детали. Общие требования безопасности.