

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное 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 космические аппараты и  
системы

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

**ДИПЛОМНАЯ РАБОТА**

на тему: Разработка теплозащитного экрана для научного солнечного зонда

Исполнитель  
студент группы 8111-ос

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

И.А. Петухов

Руководитель  
доцент, канд. тех. наук

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

В.В. Соловьев

Консультант  
по БЖД  
доцент, канд. тех. наук

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль  
старш. препод. каф. СиТРК

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

М.А. Аревков

Рецензент

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

К.В. Бачурин

Благовещенск 2024

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное 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 Петухова Ильи Андреевича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Разработка теплозащитного экрана для научного солнечного зонда

(утверждена приказом от 19.12.2023 № 3381-уч)

2. Срок сдачи студентом законченной работы: 01.02.2024 г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: расстояние от Солнца: 60 солнечных радиусов, действующий тепловой поток: 14000 Вт.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: общие сведения о солнечной активности, описание целевой аппаратуры, анализ факторов на близких расстояниях к Солнцу, проектный расчет панели экрана, проектирование элементов креплений для теплозащитного экрана, безопасность и экологичность производства, экономическая часть.

5. Перечень материалов приложения: титульный лист, схема экрана, чертежи элементов креплений, 3Д модели элементов креплений, результаты теплового анализа, результаты анализа на нагрузки, заключение.

6. Консультанты: Козырь А.В., доцент, канд. тех. наук

7. Дата выдачи задания: 30.12.2023

8. Руководитель выпускного квалификационного проекта: Соловьев В.В., доцент, канд. техн. наук.

Задание принял к исполнению (дата): 30.12.2023

## РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 77 с., 27 рисунков, 6 таблиц, 17 источников.

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, СОЛНЕЧНЫЙ ЗОНД, ТЕПЛОЗАЩАТНЫЙ ЭКРАН, ТЕПЛОВОЙ ПОТОК, ЭКРАННО – ВАКУУМНАЯ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИЯ, СОТОЗАПОЛНИТЕЛЬ, ПОРИСТЫЙ МАТЕРИАЛ

В работе представлены результаты проектирования теплозащитного экрана для солнечного научного зонда. Данный экран предназначен для защиты солнечного зонда от тепловых потоков на близких расстояниях от Солнца.

Целью работы – является разработка теплозащитного экрана для солнечного зонда.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Определения, обозначения, сокращения	6
Введение	7
1 Общие сведения о миссии солнечного зонда	8
1.1 Влияние солнечной активности	8
1.2 Проекты российской космонавтики, направленные на изучение солнечной активности	10
1.3 Основные задачи по изучению солнечной активности	11
1.4 Аппаратура установленная на аппарате	12
1.4.1 Солнечный спектромагнитограф «Тахомаг»	13
1.4.2 Комплекс изображающих инструментов	14
1.4.3 Фотометр «Фотоскоп»	18
1.4.4 Спектрометр мягкого рентгеновского диапазона «Хемикс»	19
1.4.5 Поляриметр рентгеновский «Пинг – М»	21
1.4.6 Гамма – спектрометр «Сигнал»	22
1.4.7 Сцинтилляционный гамма-спектрометр «Геликон – И»	23
1.4.8 Аппаратура для исследования солнечного ветра	24
1.4.9 Анализатор ионов «ПИПЛС – Б»	26
1.4.10 Анализатор плазмы солнечного ветра «ИМВЭ»	27
1.4.11 Магнитометр «Гелиомаг»	28
2 Факторы, воздействующие на конструкцию солнечного зонда вблизи окрестности Солнца	29
2.1 Тепловое излучение Солнца	29
2.2 Солнечное излучение	31
2.3 Радиационное воздействие	33
2.4 Ударное воздействие метеоритных частиц	37
3 Проектирование теплозащитного экрана	44
3.1 Материалы, применяемые при разработке теплозащитных экранов	44
3.2 Выбор материала экранно – вакуумной теплоизоляции	46

3.3 Расчет панели экрана с сотовым наполнителем	49
3.4 Расчет панели экрана с наполнителем из пористого материала	52
3.5 Сравнение и выбор наполнителя	55
3.6 Описание конструкции экрана	56
3.7 Испытания экрана	62
3.7.1 Температурные испытания экрана	62
3.7.2 Испытания крепления экрана	64
4 Безопасность и экологичность производства	66
5 Расчет стоимости теплозащитного экрана	72
Заключение	74
Библиографический список	76

## ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

АЧТ – абсолютно черное тело;

ВПЯМ – высокопористый ячеистый материал;

ПЭ – панель экрана.

СЗ – солнечный зонд;

СЗ – сотозаполнитель;

УУКМ – углерод-углеродный композитный материал;

ЭВТИ – экранно-вакуумная теплоизоляция.

## ВВЕДЕНИЕ

Изучение солнечной активности на сегодняшний день является одной из актуальных тем развития российской космонавтики. Изучение солнечных вспышек и выбросов корональной массы, которые могут повлиять на радиосвязь и спутники на орбите, позволит своевременно принимать меры по их защите. Так же благодаря изучению солнечной активности позволит лучше понимать её связь с изменением климатических изменений на Земле. Изучение активности солнца поможет разработать более эффективные солнечные энергетические системы.

Обеспечение требуемых температурных режимов является одной из основных задач при проектировании космических аппаратов, предназначенных для исследования Солнца в ближайшей его окрестности. Входящие в состав солнечного зонда конструкции и системы подвергаются постоянному высокоинтенсивному радиационному тепловому воздействию. Поэтому во многом успех подобной миссии зависит от правильности выбора параметров его тепловой защиты и подбора правильных материалов.

Поэтому, для аппарата необходимо разработать экран, который позволит ему поддерживать необходимые для его работы температуры. В свою очередь этот экран будет использоваться для защиты аппарата от прямого воздействия солнечного излучения. Актуальной же проблемой при разработке такого экрана является достижение меньшей массы, поэтому предлагается использовать материалы с низкой плотностью, но при этом также с низким значением теплопроводности.

# 1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О МИССИИ СОЛНЕЧНОГО ЗОНДА

## 1.1 Влияние солнечной активности

Активность Солнца, проявляющаяся через вспышки, ветры и появление пятен на его поверхности, вызывает ряд изменений, оказывающих весомое воздействие на земную среду и космическую область вокруг нашей планеты [1].

Одним из основных проявлений солнечной активности являются солнечные вспышки – яркие вспышки света, возникающие на поверхности Солнца. Они происходят из-за энергетических взрывов в солнечной короне и могут высвобождать огромные количества энергии. Вспышки могут иметь различные энергетические уровни, от маленьких и незаметных, до огромных и очень ярких. Они проявляются в видимом свете, радиоволновом и рентгеновском диапазонах [1].

Солнечные вспышки могут вызывать радиоинтерференцию, а также повышенное ультрафиолетовое и рентгеновское излучение, что может негативно повлиять на спутники, коммуникационные системы и электропередачу на Земле. Также солнечные вспышки могут вызывать северные сияния, которые могут негативно влиять на работу спутников и радиосвязь [1].

Солнечные пятна – это темные области на поверхности Солнца, где магнитное поле более сильное, чем в окружающих областях. Солнечные пятна являются индикаторами солнечной активности и часто сопровождаются солнечными вспышками. Они могут влиять на климатические условия на Земле, вызывая изменения в солнечной радиации [1].

У солнечных пятен есть характерные черты, а именно темная центральная область, которую принято называть углублением, они представляют собой область сильного магнитного поля, в котором температура ниже, чем в окружающих областях, и светлая область, называемую пенумбой, представляющая собой область более слабого магнитного поля, однако температура там ближе к нормальной температуре Солнца [1].

Солнечные пятна тесно связаны с магнитными полями Солнца, так как само возникновение связано с переплетением магнитных полей Солнца и их проникновение через его поверхность. Так же солнечные пятна могут быть связаны и с другими явлениями, такими как солнечные вспышки и солнечные ветра [1].

Солнечные ветры – это потоки заряженных частиц, выброшенных Солнцем в космическое пространство. Они создают магнитное поле, которое взаимодействует с магнитным полем Земли, вызывая геомагнитные бури. Геомагнитные бури могут вызывать повышенную радиацию в районе полюсов и помехи в работе спутниковых систем [1].

Ещё одним фактором солнечной активности, влияющим на Землю, является солнечный цикл. Цикл длится примерно 11 лет, в течении которых активность на поверхности солнца периодически изменяется, сам цикл состоит из двух фаз: солнечного минимума и максимума [1].

Во время солнечного минимума активность находится на самом низком уровне. На поверхности Солнца практически отсутствуют пятна, и частота солнечных вспышек и возникновения солнечных ветров сильно снижается. Однако в это время количество космических лучей, которые достигают Земли увеличивается, а это в свою очередь может влиять на климат и радиационные условия в околоземном пространстве [1].

Во время солнечного максимума на поверхности Солнца возникает большое количество пятен, которые являются областями повышенной магнитной активности. Также во время солнечного максимума происходит большое количество солнечных вспышек и солнечных выбросов, которые оказывают очень сильное негативное влияние на инфраструктуру Земли [1].

Изучение солнечной активности позволяет лучше понять ее природу и предсказывать ее последствия. Наблюдения и измерения солнечной активности проводятся с помощью специализированных инструментов и специализированных телескопов и спутников. Это позволяет ученым отслеживать изменения в солнечной активности, предсказывать солнечные вспышки и геомагнитные бу-

ри, а также разрабатывать методы защиты от их негативного влияния на технологии и системы на Земле и в космосе [1].

## **1.2 Проекты российской космонавтики, направленные на изучение солнечной активности**

Россия активно занимается исследование Солнца и разработкой спутников для этой цели. Из уже запущенных спутников можно выделить следующие:

1. «Коронас – И» – был запущен 2 марта 1994 года, срок работы до 4 марта 2001 года, целью его работы были Изучение физических процессов, протекающих на поверхности и в атмосфере Солнца, а также для изучения недр Солнца;

2. «Коронас – Ф» – был запущен 31 июля 2001 года, срок работы до 6 декабря 2005 года, целью работы были наблюдения за глобальными периодическими процессами на Солнце, изучение его внутреннего строения и сейсмологии недр Солнца, исследование солнечных вспышек, выбросов плазмы и активных областей на Солнце в широком диапазоне, от оптического до гамма, изучение космических лучей солнечного происхождения, их распространения в межпланетном магнитном поле и воздействия на магнитосферу Земли;

3. «Коронас – Фотон» – был запущен 30 января 2009 года, однако проработал всего 1 год, в связи с отключением всей научной аппаратуры из-за неполадок в системе электропитания.

Планируемы запуски в будущем:

1. Космический телескоп «Арка» – запуск планируется после 2025 года, будет использоваться для получения снимков объектов на Солнце, размеры которых превышают 100 км [2];

2. «Резонанс – МКА» – запуск запланирован на 2027-2028 год, целью аппарата будет исследование взаимодействия электромагнитных волн и частиц на внешних границах магнитосферы земли, а также взаимодействия солнечного ветра с атмосферой [2].

### **1.3 Основные задачи по изучению солнечной активности**

Проанализировав сегодняшнюю космическую программу, направленную на изучение активности солнца, мы можем определить следующие задачи:

1. Изучение, направленное на анализирование структуры магнитного поля в областях, близких к полюсам Солнца; также в дополнение, рассматривается влияние солнечной радиации, которая может колебаться, в направлениях, отклоняющихся от плоскости эклиптики; внимание также уделялось изучению того, как магнитное поле может передвигаться к полюсам под воздействием меридиональных потоков [3];

2. Изучение механизмов образования солнечного ветра, а именно механизмов выделения энергии за счет исследования устройства и переменчивости оболочки Солнца путем анализирования мелких магнитных плазменных структур [3];

3. Изучение процессов, влияющих на свойства солнечного ветра, а именно его ускорения за счет выделения энергии в следствии нагрева короны Солнца; также будут проводиться исследования влияния турбулентных и волновых процессов на ускорение солнечного ветра; изучению будут подвержен солнечный ветер на всех широтах магнитного поля Солнца [3];

4. Исследование природы возникновения и энергетическое влияние на космическую погоду и земную гелиосферу таких явлений, как солнечные вспышки; изучение процессов возникновения солнечных вспышек на различных областях солнечной короны; размеры и динамика появления солнечных вспышек, сопровождающихся выбросами корональной массы [3];

5. Изучение процессов возникновения и дальнейшего движения частиц солнечной энергии в окрестности солнечной короны и земной гелиосферы; исследование излучения, возникающего из-за солнечных вспышек; изучение связи нагрева короны солнца с ускорением частиц, заряженных солнечной энергией [3].

Для выполнения этих задач аппарат будет направлен на орбиту, достаточно близкую к Солнцу, данные, собранные при его работе, позволят получить

новые знания о происходящих на Солнце процессах, также аппарата будет производить наблюдения на солнечной стороне, которая остается невидимой для его изучения с Земли [3].

Исследования мельчайших изменений магнитной структуры короны солнца, а также изучение различных процессов выброса энергии станут достаточно важными достижениями в изучении солнечной активности, всё это осуществимо благодаря близкому сближению аппарата с Солнцем. Данная миссия позволит с точностью сказать, какие именно процессы на Солнце приводят к нагреву верхних слоев атмосферы Солнца и каким образом происходит ускорение частиц, которые формируют солнечный ветер [3].

На аппарате будет установлена аппаратура с высоким разрешением, это позволит значительно улучшить данные при исследовании процессов солнечных вспышек, всё это позволит лучше понять причины их возникновения. Все эти исследования позволят гораздо лучше понять природу возникновения и влияние на Землю, а при дальнейших исследованиях позволит производить контроль за подобными явлениями и создавать современную защиту от влияния вспышек [3].

Ещё одним из немаловажных исследований станет изучение возникновения радиационного фона в околоземном пространстве. Данные о его возникновении позволят получить комплекс аппаратуры, исследования которой будут направлены на наблюдение за любыми изменениями в гелиосфере [3].

#### **1.4 Аппаратура установленная на аппарате**

Для выполнения всех поставленных задач солнечный зонд будет иметь специальный комплекс научной аппаратуры, которая будет использоваться для наблюдения с близких расстояний за короной Солнца и любыми изменениями её состоянии. Названия аппаратуры и её задачи приведены ниже на рисунке 1.1 [3].

Основные задачи		Приборы
1 Динамо и цикл	←	1 «Тахомаг»
		2 «Фотоскоп»
		3 «Пинг-М»
2 Тонкая структура и динамика	←	4 «Геликон»
		5 «Сигнал»
		6 «Соренто»
3 Нагрев короны и ускорение солнечного ветра	←	7 «Трек»
		8 «Хемикс»
		9 «Ока»
4 Вспышки, выбросы, гелиосфера и космическая погода	←	10 «Гелиосфера»
		11 ПИПЛС
		12 «Гелиес»
		13 «Гелион»
		14 СКИ-5
5 Генерация и распространение частиц в гелиосфере	←	15 «ИнтреСонг»
		16 «Гелиомаг»
		17 ИМВЭ
		18 РСД

Рисунок 1.1 – Список приборов и поставленные для них задачи

#### 1.4.1 Солнечный спектромагнитограф «Тахомаг»

Для исследования магнитного поля Солнца на зонде установлен специальный прибор, спектромагнитограф, который способен улавливать малейшие изменения в магнитном поле Солнца [3].

Прибор имеет следующие характеристики [3]:

1. Поле зрения 600 угл.с;
2. Чувствительность – 2 Гс;
3. Пространственное разрешение – 50 км.

Установленный прибор состоит из частей описанных ниже [3]:

- питающий оптический телескоп, состоящий из нескольких зеркал, служащих для получения более точных изображений Солнца;
- спектрографа;
- анализатора поляризации;
- фильтра с оптикой, строящей изображение Солнца в линии  $H\alpha$ .

Схема прибора представлена на рисунке 1.2.

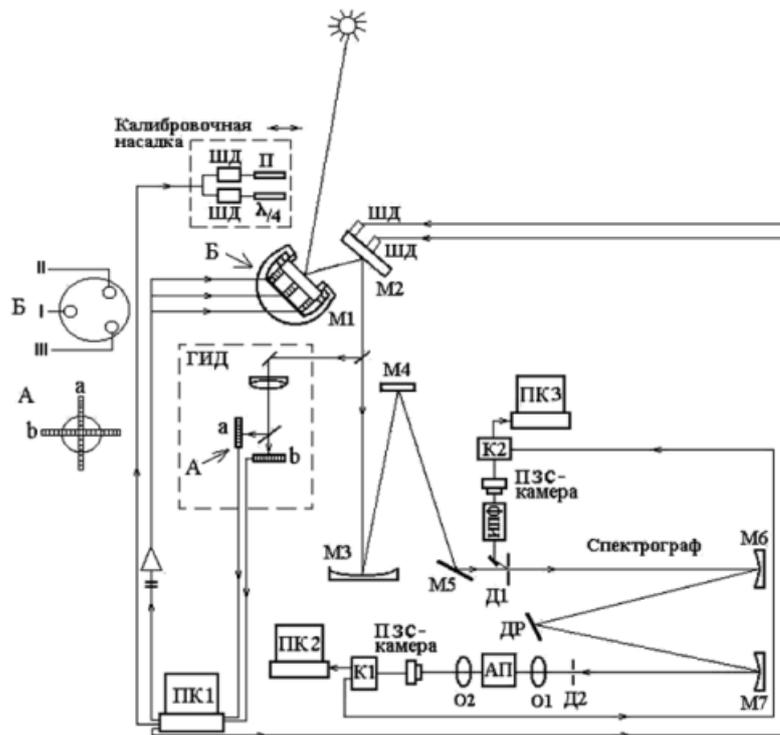


Рисунок 1.2 – Схема спекромагнитографа «Тахомаг»

#### 1.4.2 Комплекс изображающих инструментов

Для получения высокоточного изображения солнечной короны на солнечный зонд будет установлен специальный комплекс, который состоит из следующих приборов [3]:

1. Телескоп «Соренто»;
2. Телескоп «Гелиосфера»;
3. Спектрометр «Трек»;
4. Корonoграф «Ока».

Все эти приборы будут служить для получения изображений во всех спектральных диапазонах. Однако основной целью данного комплекса является съемка короны Солнца на различном расстоянии [3].

Принцип работы при съемке самого комплекса изображен ниже, на рисунке 1.3.

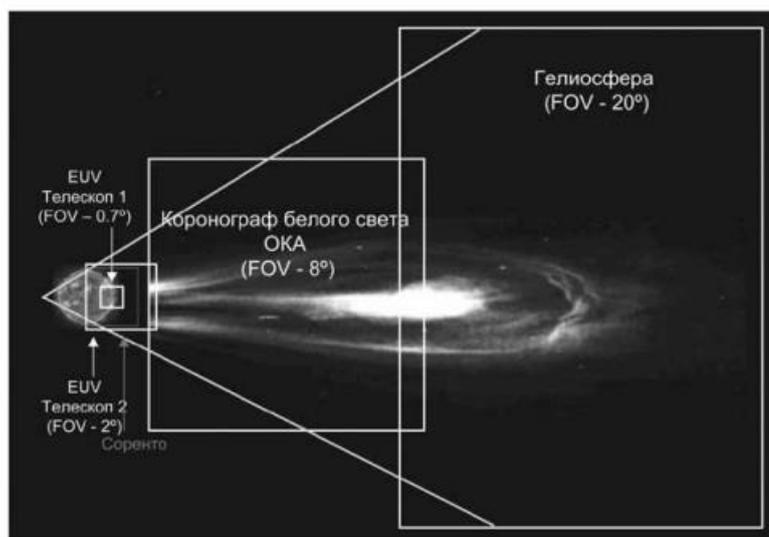


Рисунок 1.3 – Взаимное расположение полей зрения изображающих приборов

Основные характеристики приборов комплекса для съемки приведены в таблице 1.1 [3]:

Таблица 1.1 – Основные характеристики приборов изображающего комплекса

Прибор	Спектральный диапазон	Поле зрения	Примечания
«Соренто»	5...100 кэВ	1,5°	Наблюдение сверхгорячей вспышечной плазмы
«Трек»	8,42; 171; 304 Å	0,7° и 1,5°	Наблюдение плазмы переходного слоя, спокойной короны и тепловой вспышечной плазмы
«Ока»	450...700 нм	8°	Наблюдение выбросов корональной массы в короне
«Гелиосфера»	450...700 нм	20°	Наблюдение выбросов корональной массы в гелиосфере

Так как комплекс включает в себя несколько приборов, у которых есть свои отдельные задачи, необходимо описать каждый из приборов отдельно.

Начнем с телескопа «Соренто», который представляет собой моноблок, установленный за тепловым экраном, схема телескопа представлена на рисунке 1.4 [3].

Выделим основные задачи для телескопа «Соренто» [3]:

- захват изображений вспышек на Солнце в диапазоне жесткого рентгеновского излучения;
- исследование начальных процессов генерации энергии во время солнечных всплесков;
- изучение траекторий движения электронов и зон их возникновения во время вспышки;
- наблюдение солнечной плазмы различной температуры;
- наблюдение различных явлений солнечных вспышек.



Рисунок 1.4 – Схема телескопа «Соренто»

Далее поговорим, о втором телескопе, который входит в состав комплекса, «Гелиосфера». Этот прибор, интегрированный в структуру космического аппарата, размещается за экраном, защищающим от высоких температур. С уникальной позиции по обеим сторонам зонда, он способен проводить наблюдения за районами, находящимися в прямо противоположном направлении от центральной точки Солнца. Обзор пространства, который предоставляет телескоп, ограничен углом в двадцать градусов [3].

Выделим основные задачи, выполняемые телескопом «Гелиосфера» [3]:

- анализ конфигурации и изменений квазипериодических микроволновых излучений, происходящих на расстоянии в диапазоне от 20 миллионов до 55 миллионов километров вверх от солнечной поверхности;
- наблюдения космических явлений, происходящих в областях, отстоящих от эклиптики;
- исследование процессов, приводящих к увеличению выбросов вещества, а также анализ их взаимодействий с плазмой, магнитосферой и солнечными потоками в пределах гелиосферы;
- совместные наблюдения КВМ с коронографом «Ока».

В комплекс изображающей аппаратуры так же входит научный прибор, спектрометриграф «Трек». Представляется собой он также, как и телескопы, моноблок, однако для работы спектрометриграф имеет 5 независимых каналов, которые все настроены на разный диапазон спектра. Поля зрения тоже отличаются, у первых трех каналов поле зрения находится в области  $1,5^\circ$ , а два других имеют поле зрения в области  $0,7^\circ$  [3].

Прибор способен фиксировать полный обзор солнечной поверхности с высокой степенью детализации, благодаря своему положению в непосредственной близости к наиболее приближенной части своей траектории вокруг Солнца [3].

Выделим основные научные задачи прибора [3]:

- захват фотографий солнечной короны и переходной области в линиях спектра, соответствующих ультрафиолетовым и рентгеновским частотам;
- наблюдение структуры и динамики солнечной короны в области температур около 1 млн К;
- наблюдение структуры и динамики переходного слоя Солнца в области температур около 100 тыс. К;
- наблюдение структуры и динамики высокотемпературной солнечной плазмы в области температур около 10 млн К;

- исследование вспышек на Солнце охватывает область, простирающуюся от его поверхности до высоты, равной радиусу самой звезды;
- исследование радиоактивных частиц, возникающих в результате солнечных вспышек, осуществляется в области вакуумного ультрафиолета.

Наконец, последним прибором в комплексе является коронограф «Ока», который всё также выполнен в виде моноблока, и также как и спектрометрограф устанавливаются за экраном с двух сторон зонда под разными углами наклона. В составе устройства находятся компоненты вроде диафрагм, линз и различных детекторов. Всё это позволяет ему выполнять следующие научные задачи [3]:

- исследование структуры и динамики дальней короны Солнца на высотах до 20 млн км;
- исследование распространения КВМ во время начальных фаз их эволюции включает как наблюдения вдоль эклиптики, так и за её пределами;
- анализ процессов, способствующих ускорению корональных выбросов массы в удаленных областях солнечной короны, а также изучение взаимодействий этих выбросов с солнечным ветром и солнечной магнитной оболочкой;
- совместные наблюдения с прибором «Гелиосфера» структуры и динамики КВМ в плоскости эклиптики с общим полем зрения от 0,5 до 28°.

Для питания всего комплекса на аппарате установлена специальная система питания, достаточно мощная, чтобы поддерживать работу всего комплекса в штатном режиме.

Также в состав комплекса включена автоматическая система навигации и контроля задействована для выдачи команд, необходимых для функционирования, а также обрабатывает данные, собранные с различных участков аппаратуры, передавая их далее для анализа через телеметрические каналы космического аппарата.

### **1.4.3 Фотометр «Фотоскоп»**

Данный прибор разработан для непрерывного наблюдения за изменениями в спектре солнечного излучения, фиксируя его вариации на различных диапазонах [3].

Прибор имеет следующие технические характеристики [3]:

- диапазон наблюдения – 300...1600 нм;
- количество спектральных каналов в диапазоне наблюдения – не менее 160;
- периодичность измерений – не более 10 с;
- относительная разрешающая способность по интенсивности излучения –  $2 \cdot 10^{-6}$  за время накопления сигнала 10 с;
- суточный объем информации, сбрасываемой на Землю, – не более 20 МБ;
- мощность, потребляемая при включенной системе охлаждения фотоприемников, – не более 10 Вт;
- габариты – 130×130×510 мм;
- масса – 5,2 кг.

Рабочая область спектра данного прибора разбита на два поддиапазона: видимый (300...920 нм) и ближний инфракрасный (900...1600 нм). Ниже, на рисунке 1.5 представлен график, который показывает, как меняется освещенность с изменением спектра [3].

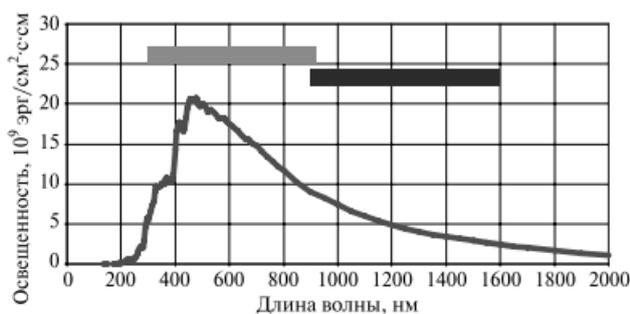


Рисунок 1.5 – Спектр излучения Солнца и измерительные поддиапазоны фотометра «Фотоскоп»

#### 1.4.4 Спектрометр мягкого рентгеновского диапазона «Хемикс»

Данный прибор предназначен для съемки короны Солнца, для этого он использует изображающий элемент и детекторы, которые состоят из трех CCD матриц. Вся изображающая аппаратура защищена с помощью теплового щита,

который состоит из двух экранов, защищающих прибор от теплового потока и УФ излучения. Также прибор способен следить за общим фоном радиации вокруг аппарата. Для хранения всех полученных данных прибор имеет специальный буфер памяти, который вмещает в себя 64 гб данных.

Прибор имеет следующие характеристики [3]:

- Вес – 5...6 кг;
- Размер – 30x30x140 см;
- Энергопотребление – 10 Вт;
- Телеметрия – 60 МБ/сут.

Ниже, на рисунке 1.6 конструктивная схема прибора.

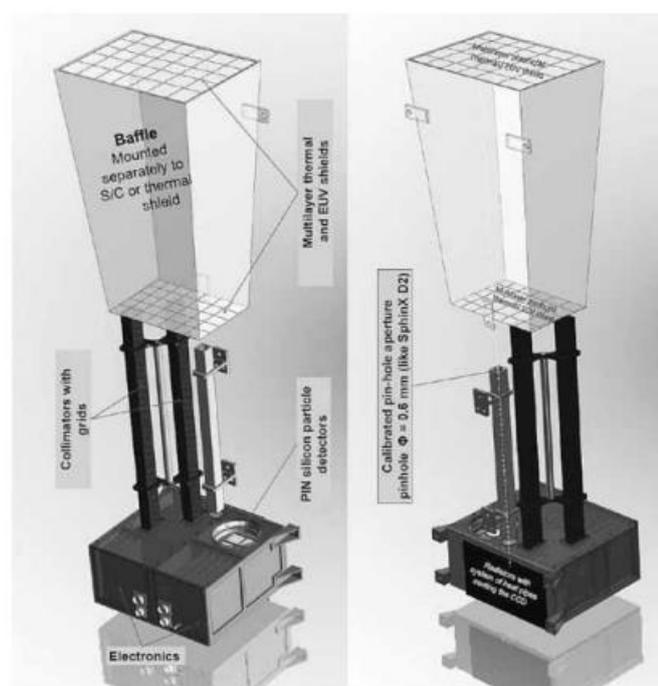


Рисунок 1.6 – Схема прибора «Хемикс»

Используя прибор "Хемикс", удастся выявить ключевые параметры, что позволит нас разобраться в процессах, происходящих внутри отдельных корональных структур [3]:

- тепловая и турбулентная ширина линий для всех данных накапливаемого временного интервала;

- направленные плазменные движения ключевых плазменных компонентов;
- мультитемпературная структура тепловой плазмы;
- профили функции распределения возбудителей в диапазоне 2 – 10 кэВ в источниках излучения на основе анализа истинных относительных интенсивностей так называемых сателлитных линий, которые образуются в резонансных процессах диэлектронных возбуждений;
- радиационный фон на CCD – матрице с использованием специального детектора мониторинга частиц.

#### 1.4.5 Поляриметр рентгеновский «Пинг – М»

Данный прибор состоит из двух измерительных блоков, которые предназначены для выполнения следующих целей [3]:

- блока ПИНГ – П, предназначенного для поляризационных измерений;
- блока ПИНГ – ПИРС, реализующего спектрометрические функции в диапазоне от 1,5 кэВ до 2,0 МэВ.

Блок ПИНГ – ПИРС также осуществляет информационное взаимодействие с системой ССНИ и обеспечивает для блока «Пинг – П» доступ к информационным ресурсам этой системы. Функциональная схема прибора ПИНГ – М приведена на рисунке 1.7 [3].



Рисунок 1.7 – Функциональная схема прибора «Пинг – М»

Информация, собранная посредством этого устройства, предназначена для применения в процессе решения ряда определенных научных вопросов [3]:

- более точное понимание соотношения между тепловым и нетепловым ускорением электронов, а также для оценки общего количества энергии, которое передается ускоренным электронам, важно провести анализ энергетических спектров, вызванных солнечными вспышками, разделяя их на тепловые и нетепловые составляющие;
- исследование уровня поляризации солнечных лучей в диапазоне жесткого рентгеновского излучения;
- развитие моделей ускорения электронов, протонов и ядер до энергий 10 – 30 МэВ/нукл;
- определение характеристик излучающей плазмы;
- изучение причин возникновения солнечных вспышек.

#### **1.4.6 Гамма – спектрометр «Сигнал»**

Данный прибор представляет собой блок, внутри которого расположен основной прибор, ксеноновый  $\gamma$ -детектор, который состоит из цилиндрической камеры, которая наполнена жидким ксеноном, сцинтилляционных детекторов, которое расположены со всех сторон прибора и служат для его защиты от космического излучения.

Для питания прибора используется два блока, которые расположены в нижней части прибора. На внешней стороне устройства находятся разъемы, предназначенные для подключения к вспомогательным системам зонда. Внутри прибора встроено оборудование, которое не только собирает данные, но и обрабатывает их, а затем передает для телеметрического мониторинга [3].

Ниже приведены основные научные цели данного прибора [3]:

- Анализ изломанного светового потока и спектрального фона в энергетическом промежутке от 30 кэВ до 5 МэВ, который производится в процессе солнечной активности, проявляющейся в форме вспышек;
- изучение  $\gamma$  – всплесков (GRB) галактического и метагалактического происхождения;
- изучение нестационарных потоков рентгеновского и  $\gamma$  – излучения от различных космических объектов;

- анализ линейчатого  $\gamma$  – излучения вблизи планет Земля и Венера;
- запись движения ионизирующих элементов по маршруту космического аппарата.

Ниже, на рисунке 1.8а изображена схема самого блока прибора, а на рисунке 1.8б изображена схема ксенонового  $\gamma$ -детектора [3].

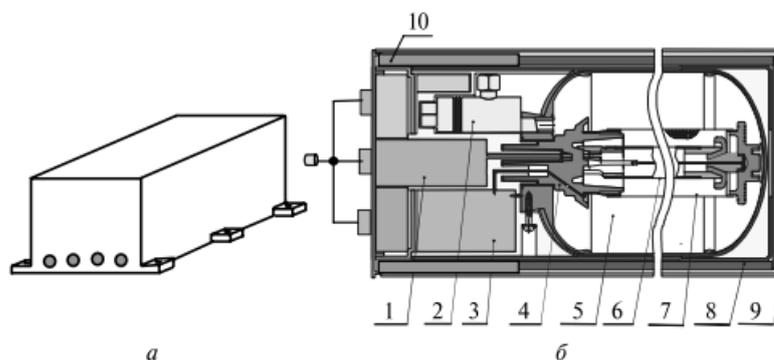


Рисунок 1.8 – Научная аппаратура «Сигнал» и схема ксенонового  $\gamma$ -детектора

Цифрами на рисунке обозначены:

- 1 – зарядочувствительный усилитель (ЗЧУ);
- 2 – вентиль;
- 3 – блок высоковольтного питания;
- 4 – керамический гермоввод;
- 5 – цилиндрическая ионизационная камера;
- 6 – анод;
- 7 – экранирующая сетка;
- 8 – антисовпадательная сцинтилляционная защита (АС);
- 9 – защитный корпус;
- 10 – фотоэлектронный умножитель (ФЭУ).

#### 1.4.7 Сцинтилляционный гамма-спектрометр «Геликон – И»

Данный прибор включает в себя детекторный блок, для выполнения необходимых задач и блок электроники, основной задачей которого является питание всего прибора [3].

Этот аппарат функционирует корректно лишь в специфическом температурном спектре. Наилучшая эффективность достигается, когда температурные показатели укладываются в определенный промежуток. Стоит подчеркнуть, что при понижении температуры до отметки 0 градусов по Цельсию и ниже существенно возрастает риск поломки устройства [3].

Научные задачи данного прибора заключаются в следующем [3]:

- исследования, направленные на изучение как временных характеристик, так и энергетических распределений излучения в жестком рентгеновском и гамма-диапазонах, при этом анализ охватывает обширный энергетический спектр от 10 кэВ до 15 МэВ;
- анализ временных характеристик, изучение распределения энергии и наблюдение за изменениями в спектре излучения гамма-всплесков в космосе, работа охватывает широкий спектр энергий от 10 кэВ до 15 МэВ;
- одновременные наблюдения за солнечными вспышками и гамма-излучением.

#### **1.4.8 Аппаратура для исследования солнечного ветра**

Данный блок аппаратуры состоит из двух приборов: анализаторов «Гелион» и «Гелиес». Главной целью прибора «Гелион» является анализ ионов солнечных ветров, главной целью другого прибора, «Гелиес» является анализ электронов солнечного ветра [3].

Рассмотрим сперва прибор «Гелион», который имеет следующие характеристики [3]:

- Входная площадь – 0,06 см<sup>2</sup> для ионов и 0,17 см<sup>2</sup> для электронов;
- Энергетический диапазон – 40 – 12000 эВ для ионов и 0,35 – 6300эВ для электронов;
- Энергетическое разрешение – 7% для ионов и 16% для электронов;
- Полное поле зрения – 120x100 для ионов, 15x16 для электронов;
- Время измерения – 10 – 100 с;
- Объем телеметрии – 200 – 2000 байт.

Данные, полученные с помощью прибора «Гелион» позволят изучить следующие научные задачи [3]:

- радиальной эволюции солнечного ветра;
- исследование временных процессов, которые происходят в результате повышения активности Солнца, включая крупномасштабное выбрасывание коронального вещества и вселенские ударные волны, охватывающие гелиосферу в её полном объёме;
- исследование состава плазмы в слое токов гелиосферы, осуществляемое вблизи от центра Солнца на коротких расстояниях от него;
- исследования, направленные на понимание процессов, лежащих в основе формирования солнечного ветра, включают анализ его влияния на Венеру при близком прохождении мимо планеты.

Далее рассмотрим подробнее прибор «Гелиес», представляющий собой моноблок, состоящий из детектора, ДПУ и электронной части. Также прибор имеет специальный интерфейс для связи с бортовым комплексом и обработки полученных данных, а также отправки данных на телеметрию. Данный прибор имеет следующие характеристики [3]:

- Входная площадь –  $0,06 \text{ см}^2$  для ионов и  $0,17 \text{ см}^2$  для электронов;
- Энергетический диапазон –  $40 - 12000 \text{ эВ}$  для ионов и  $0,35 - 6300 \text{ эВ}$  для электронов;
- Энергетическое разрешение –  $7\%$  для ионов и  $16\%$  для электронов;
- Полное поле зрения –  $120 \times 100$  для ионов,  $15 \times 16$  для электронов;
- Время измерения –  $10 - 100 \text{ с}$ ;
- Объем телеметрии –  $200 - 2000 \text{ байт}$ .

Инструмент "Гелиес" разработан с целью проведения измерений характеристик распределения электронов, которые встречаются в солнечном ветре, а также в межпланетной и припланетной плазме, включая изучение направленных потоков высокоэнергетических электронов [3].

Данные, полученные прибором, позволят выполнить следующие научные задачи [3]:

- исследование процессов, ответственных за повышение температуры во внешних слоях Солнца, а также анализ процессов, приводящих к возникновению и движению солнечного ветра;
- исследование колебаний в плазме и изменений, происходящих в потоках солнечного ветра, которые способствуют трансформации энергии из частиц в форму волн, включая альвеновские и магнитоакустические возмущения;
- изучение распределения космических течений в пространстве вокруг Солнца, фокусируясь на средних и меньших гелиоцентрических масштабах;
- анализ источников и характеристик массовых выбросов в корональной области.
- исследование уникальных плазменных образований, в том числе анализ их распространения и механизмов ускорения частиц, выходит за рамки эклиптической плоскости.

Ниже, на рисунке 1.9 находится изображение данного прибора.



Рисунок 1.9 – Общий вид анализатора «Гелиес»

#### **1.4.9 Анализатор ионов «ПИПЛС – Б»**

Прибор главным образом служит для анализа солнечного ветра, а именно он занимается исследованием ионов. Главной целью прибора является изучение связей солнечного ветра с его источником, это позволит лучше понять причины возникновения явления ветров, а также понять принцип их ускорения и дальнейшего распространения [3].

Ниже приведены технические характеристики прибора [3]:

1. Угол зрения –  $0,5 \pi$ ;
2. Массовое разрешение ( $M / \Delta M$ ) –  $>10$ ;
3. Энергетический диапазон –  $0,1 - 10$  кэВ;
4. Энергетическое разрешение –  $8\%$ ;
5. Временное разрешение –  $<1$  ч;
6. Угловое разрешение –  $5^\circ$ .

С помощью измерений данного прибора, станет возможным выполнение следующих научных задач [3]:

- измерение массового состава солнечного ветра;
- изучение его источников и механизмов нагрева ионных компонентов;
- измерение электронной температуры короны.

#### **1.4.10 Анализатор плазмы солнечного ветра «ИМВЭ»**

Прибор будет состоять из трех датчиков, а именно [3]:

- Датчик низкочастотного магнитного поля;
- Датчики высокочастотного магнитного поля;
- Датчики потока ионов.

Для питания и передачи информации на телеметрию прибор будет использовать специально разработанный для него модуль электроники [3].

Данный прибор будет служить для выполнения нескольких задач, а именно [3]:

1. Изучение динамических процессов в пространстве и времени, касающиеся мелких и средних формаций, активно осуществляется в рамках межпланетного пространства;
2. Анализ высокочастотных возмущений в межпланетной турбулентной области;
3. Прогнозирование различных условий в космосе, анализ основных параметров солнечной плазмы, таких как темп, плотность и скорость, а также изучение магнитного поля, его силы и направления.

#### **1.4.11 Магнитометр «Гелиомаг»**

Прибор будет состоять из двух датчиков, которые представляют собой чувствительные элементы, преобразующие индукцию магнитного поля в электрический сигнал. Также прибор оснащен блоком электроники, который служит для преобразования полученных данных в цифровой вид и передачи их на телеметрию [3].

Расположен прибор будет на корпусе солнечного зонда, под теплозащитным экраном, это необходимо, так как прибор очень чувствителен к высокой температуре, которая может вывести его из строя [3].

Научные данные, полученные с помощью этого прибора, позволят решить следующие научные задачи [3]:

- изучить магнитное поле и причины его возмущений;
- изучить природу и динамику солнечных вспышек и корональных выбросов, а также их влияние на гелиосферу и космическую погоду;
- узнать причины нагрева солнечной короны и ускорения солнечного ветра;
- изучить магнитные поля в приполярных областях.

## 2 ФАКТОРЫ, ВОЗДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КОНСТРУКЦИЮ СОЛНЕЧНОГО ЗОНДА ВБЛИЗИ ОКРЕСНОСТИ СОЛНЦА

### 2.1 Тепловое излучение Солнца

Главным фактором, который служит для оценки способов тепловой защиты солнечного зонда является тепловое излучение. В процессе всей миссии интенсивность этого теплового потока будет меняться, конкретно при сближении с Солнцем его величина будет возрастать, а это значит, что нужно создать такую тепловую защиту, которая будет обеспечивать безопасность всей аппаратуры в процессе эксплуатации зонда [4].

Определим величину плотности теплового потока на расстоянии  $r$  от Солнца [4]:

$$q_s = \frac{Q_s}{4\pi r^2}, \quad (2.1)$$

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

Параметры определяемые ниже будут характеризовать положение зонда, который движется по орбите эллиптической формы, само положение зонда на этой орбите будет зависеть от времени, за которое зонд проходит перигей орбиты [4]:

$$r = \frac{p}{1 + e \cdot \cos \nu}; \quad (2.2)$$

$$t - t_\pi = \sqrt{\frac{a^3}{\mu_s}} \cdot (E - e \cdot \sin E); \quad (2.3)$$

$$E = 2 \operatorname{arctg} \left[ \operatorname{tg} \cdot \frac{\nu}{2} \cdot \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \right]. \quad (2.4)$$

где  $p$  – фокальный параметр;

$e$  – эксцентриситет;

$\nu$  – истинная аномалия;

$a$  – большая полуось орбиты;

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

$E$  – эксцентрическая аномалия.

Далее из следующих соотношений определим фокальный параметр, эксцентриситет и большая полуось [4]:

$$p = r_\alpha (1 - e); \quad (2.5)$$

$$e = \frac{r_\alpha - r_\pi}{r_\alpha + r_\pi}; \quad (2.6)$$

$$a = \frac{p}{1 - e^2}. \quad (2.7)$$

Благодаря полученным данным можно составить график, на котором будет показана зависимость расстояния и плотности теплового потока от времени до прохождения перигея. График представлен ниже, на рисунке 2.1 [4].

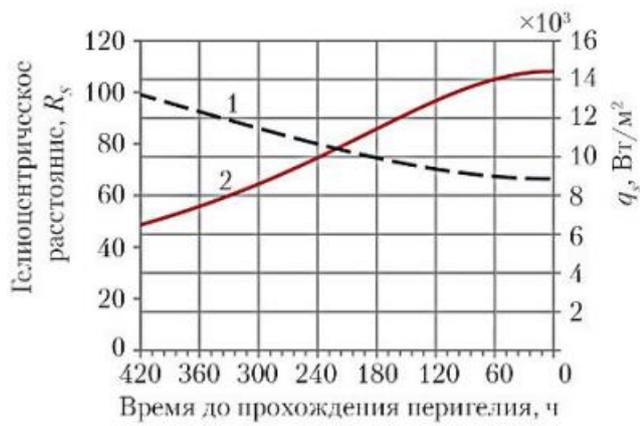


Рисунок 2.1 – Зависимость расстояния и плотности теплового потока от времени до прохождения перигея

В перигее орбиты на КА будет оказывать воздействие тепловой поток, плотность которого составит приблизительно  $14000 \text{ Вт/м}^2$ . Ниже, на рисунке 2.2 показана зависимость температуры экрана от расстояния зонда от Солнца [4]:

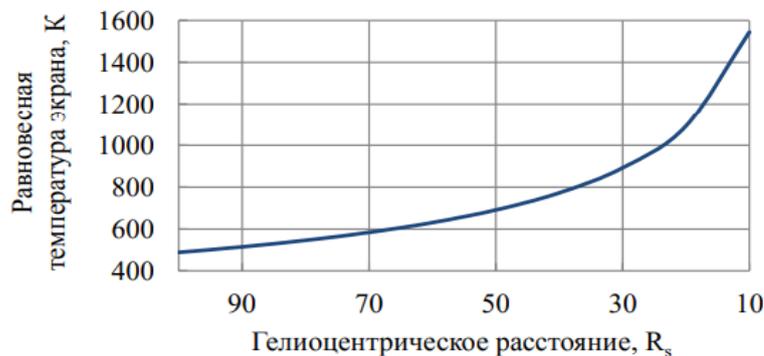


Рисунок 2.2 – Равновесная температура теплозащитного экрана на различных расстояниях от Солнца

## 2.2 Солнечное излучение

Солнце также оказывает воздействие на КА электромагнитным и радиационным излучением. Электромагнитное излучение Солнца воздействует на КА во всех электромагнитных спектрах. Спокойное Солнце излучает широкий диапазон длин волн: рентгеновские лучи, ультрафиолет, видимый свет, инфракрасное излучение и радиоволны [5].

Большая часть излучения, которое исходит от Солнца приходится на видимый и инфракрасный сегмент, их величина в спектре соответственно составляет 46,1% и 44,4%. Далее идет ультрафиолетовое излучение, его величина в спектре занимает примерно 9%, само ультрафиолетовое излучение имеет диапазон длин волн в пределах от 10 до 400 нм [5].

Несмотря на то, что величина рентгеновских волн в спектре незначительна, а интенсивность этих волн связана напрямую с уровнем активности Солнца, ультрафиолетовые лучи могут оказаться очень опасными для работы зонда, так как могут разрушать связи некоторых материалов, например, таких материалов, как полимеры. Также такой тип излучения способен ухудшать некоторые характеристики покрытий служащих для терморегулирования зонда, поэтому ультрафиолетовое излучение следует также учитывать при проектировании экрана [5].

На рисунке 2.3 представлен график полного спектра излучений Солнца [5]:

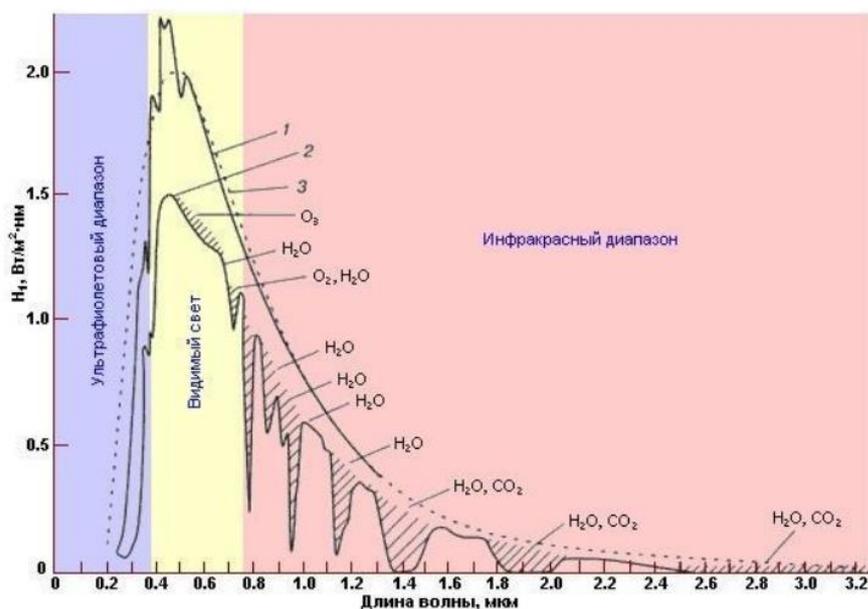


Рисунок 2.3 – График полного спектра излучений Солнца

Ниже в таблице 2.1 приведены характеристики для отдельных участков спектра Солнца [5]:

Таблица 2.1 – Характеристики отдельных участков спектра Солнца

Цвет	Длина волны, нм	Частота, Гц	Энергия квантов, кДж
Ультрафиолет	400	$11,8 \cdot 10^{14}$	471,4
Фиолетовый	400 – 424	$7,81 \cdot 10^{14}$	292,0
Синий	424 – 491	$6,52 \cdot 10^{14}$	260,6
Зеленый	491 – 550	$5,77 \cdot 10^{14}$	230,5
Желтый	550 – 585	$5,17 \cdot 10^{14}$	206,6
Оранжевый	585 – 647	$4,84 \cdot 10^{14}$	193,6
Красный	647 – 740	$4,41 \cdot 10^{14}$	176,4
Инфракрасный	740	$2,14 \cdot 10^{14}$	85,5

### 2.3 Радиационное воздействие

Зонд, приближаясь к Солнцу, окажется под прямым влиянием солнечного ветра, что приведет к его облучению. Эта радиация в большей степени будет сформирована из электронов, протонов и других элементарных частиц, заряженных энергиями величиной  $10^6 - 10^{10}$  эВ, такие частицы образуются в результате мощных вспышек, которые выпускает Солнце [6].

Обычно солнечный ветер классифицируется как спокойный и активный. В рамках спокойного солнечного ветра можно выделить еще две разновидности: одна из которых движется со скоростью от 300 до 500 километров в секунду и именуется медленным ветром, а другая – быстрый ветер, чья скорость варьируется между 500 и 800 километрами в секунду [6].

На рисунке 2.4 показана схема взаимодействия солнечного ветра с земными магнитными полями [6]:



Рисунок 2.4 – Взаимодействие солнечного ветра и земных магнитных полей

В таблице 2.2, которая представлена ниже, приведены основные характеристики солнечного ветра:

Таблица 2.2 – Параметры солнечного ветра

Параметр	Средняя величина	Медленный солнечный ветер	Быстрый солнечный ветер
Плотность $n$ , $\text{см}^{-3}$	8,8	11,9	3,9
Скорость $V$ , км/с	468	237	702
$nV$ , $\text{см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$	$3,8 \cdot 10^8$	$3,9 \cdot 10^8$	$2,7 \cdot 10^8$
Темп. протонов $T_p$ , К	$7 \cdot 10^4$	$3,4 \cdot 10^4$	$2,3 \cdot 10^5$
Темп. электронов $T_e$ , К	$1,4 \cdot 10^5$	$1,3 \cdot 10^5$	$1,0 \cdot 10^5$
$T_e/T_p$	1,9	4,4	0,45

Сначала выделим такое явление, как медленный солнечный ветер, который порождается из-за неспособности короны Солнца поддерживать гидростатическое равновесие из-за высоких температур. Температуры могут достигать астрономических двух миллионов кельвинов, что стимулирует расширение короны. Это расширение, в свою очередь, ускоряет солнечные частицы до скоростей, превышающих скорость звука, и это приводит к образованию медленных солнечных ветров, представляющих собой одно из многочисленных явлений, порождаемых этим мощным теплообменом [6].

Солнечная корона достигает невероятных уровней температуры, колеблющихся между 1 – 3 миллионами градусов Кельвина, вследствие воздействия ударных волн, превращенных из магнитных энергетических колебаний, порождаемых солнечными атмосферными процессами [6].

Солнце излучает потоки энергичных частиц, которые мы называем рекуррентным солнечным ветром. Эти потоки, исходящие из особых зон на поверхности Солнца, известных как корональные дыры, продолжают своё движение в космическое пространство на протяжении множества месяцев. Корональные дыры уникальны тем, что они холоднее (с температурой около 800000 К) и менее плотные, чем остальные участки солнечной короны, содержа четверть плазмы по сравнению с более спокойными регионами [6].

Наблюдения с Земли показывают, что эти потоки возвращаются с периодичностью в 27 дней, что соответствует периоду вращения Солнца, при этом их магнитное поле направлено радиально относительно звезды [6].

Атмосферные условия в космосе, в том числе геомагнитные возмущения и магнитные штормы, часто происходят из переменчивых потоков энергии, исходящих от Солнца. Эти потоки могут быть подвержены воздействию межпланетного магнитного поля, способного отклоняться от обычного положения в пространстве и иногда содержать элементы, направленные к югу от эклиптики. Когда солнечный ветер нарушается массовыми корональными выбросами, это может вызвать появление областей с высоким давлением и вызвать ударные волны, особенно если из корональных дыр происходит быстрый выброс вещества. Такие ударные волны обычно предвещают каждый второй зарегистрированный космический феномен, который связан с этими вспышками активности [6].

В прошлом ученые считали, что перебои в солнечном ветре связаны с солнечными вспышками. Тем не менее, недавние исследования показывают, что ритмические изменения в солнечном ветре могут быть результатом корональных выбросов массы. При этом, несмотря на общие процессы в солнечной

короне, вызывающие и вспышки, и выбросы, последние научные данные выявили статистическую связь между этими явлениями [6].

В процессе изучения солнечного ветра, ученые пришли к выводу, что корональные выбросы на Солнце порождают новые возмущения в межпланетном пространстве. Такие возмущения образуют в себе регионы с высокими показателями давления, обычно эти регионы образуются в местах ускорения коронального выброса и потоками, которые исходят из корональных дыр. В процессе изучения этих регионов выяснилось, что в 50% случаях они предшествуют ударным волнам, которые оказывают сильное влияние на межпланетные магнитные поля, а это всё в свою очередь несет за собой изменения в космической погоде, а именно образование новых магнитных бурь [6].

При изначальных исследования возникла мысль о том, что все возмущенные течения в солнечном ветре связаны лишь с образованием солнечных вспышек, однако на сегодняшний день известно, что такие потоки являются следствием корональных выбросов, хотя что в первом случае, что во втором прослеживается некая статистическая связь [6].

В процессе мониторинга солнечных метров различного типа, были получены данные, согласно которым, 53% от общего времени наблюдения занимают быстрые и медленные потоки солнечного ветра. В то же время за токовым слоем гелиосферы время наблюдения занимает 6%, а за корональными выбросами 22%. Также следует отметить, что фазы уплотнения потока из корональных дыр занимали соответственно 9% и 10%. Однако следует учитывать, что все эти данные могут колебаться в зависимости от текущего цикла солнечной активности [6].

Все данные полученные в процессе изучения солнечных ветров могут служить для создания такой тепловой защиты для солнечного зонда, которая бы выдержала тепловые нагрузки, которые будут возникать в процессе работы, следует подбирать такие материалы, которые не подвержены разрушению своей молекулярной структуры и расплавлению при возникающих тепловых нагрузках [6].

Также возникает ещё одна проблема, такая как накопление электрического заряда на поверхности солнечного зонда, он возникает из-за столкновения с частицами, обладающими низким показателем энергии. Эта проблема может привести к проблемам с аппаратурой зонда, так как при накоплении такого заряда на поверхности зонда может возникнуть различие в электрических потенциалах между поверхностью зонда и окружающей его стабильной плазмой. Поэтому следует делать поверхность зонда диэлектрической, это позволит потенциалу распределяться неравномерно по поверхности зонда [6].

Однако стоит учесть, что некоторые частицы обладающие достаточно высокой энергией могут дефекты в материале путем формирования электрических зарядов в отдельных областях материала [6].

#### **2.4 Ударное воздействие метеоритных частиц**

Одним из самых опасных факторов можно выделить эффект от метеоритной пыли, которая представляет риск разрушения температурной защиты, в результате чего, ухудшения её функциональности. Скорость удара таких частиц в областях близких к Солнцу часто варьируется, однако важно принимать во внимание, что скорость солнечного ветра не является постоянной и может колебаться, но обычно она находится в районе 350 километров в секунду. Этот аспект имеет решающее значение, особенно когда речь заходит о планировании миссий на длительный срок [7].

Исследования привели к поразительному открытию: разрушение небесных объектов, вроде астероидов и комет, приводит к формированию основных составляющих космической пыли. Интригующим образом, в этих мельчайших остатках, достигающих нашей планеты, иногда находят элементы, которые имеют свои корни в веществах звезд.

Однако многочисленные изучения в этой области показали, что космическая пыль, мелкие частицы которой часто являются результатом взаимодействия комет и астероидов, обычно возникает вследствие мощных космических столкновений. В этих микроскопических осколках, к тому же, могут находиться

вещества, которые ранее были частью звезд, уже завершивших свой жизненный путь [7].

Запишем зависимость, согласно которой при уменьшении расстояния будет возрастать плотность частиц пыли [7]:

$$n(r) = n_0 \cdot \left( \frac{r}{r_0} \right)^{-\nu}, \quad (2.8)$$

где  $n_0$  – плотность на расстоянии  $r_0 = 1$  а.е. от Солнца;

$\nu$  – показатель степени,  $\nu = 1$  для орбит с эксцентриситетом  $e = 0$  и  $\nu = 1,3$  для орбит с эксцентриситетом  $e > 0,25$ .

Ведем следующую аппроксимацию функции для частиц пыли с массами  $m$  [7]:

$$F(m, r_0) = (c_4 m^{g_4} + c_5)^{g_5} + c_6 (m + c_7 m^{g_6} + c_8 m^{g_7})^{g_8} + c_6 (m + c_{10} m^{g_9})^{g_{10}}. \quad (2.9)$$

Ниже показано, как по мере увеличения расстояния до Солнца может изменяться потоковая плотность частиц пыли. График изменения приведен на рисунке 2.5 [7]:

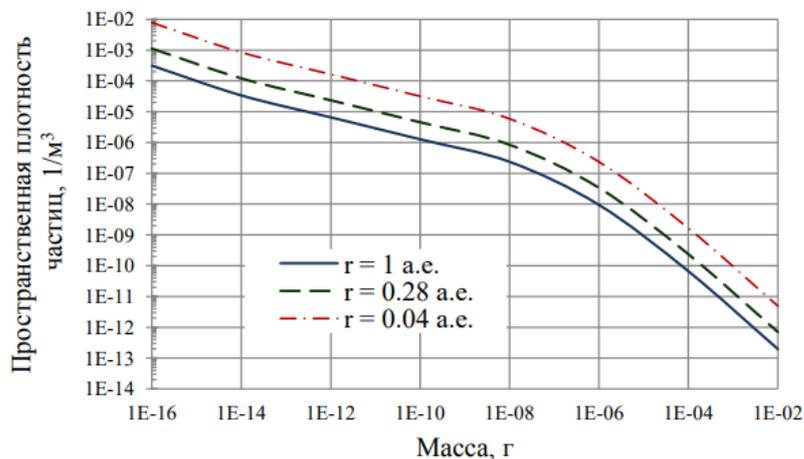


Рисунок 2.5 – Зависимость плотности пылевых частиц от их расстояния до Солнца

Запишем соотношение, согласно которому, изучаемый поток частиц будет приниматься изотропным [7]:

$$F(m, r) = \frac{v(r)N(m, r)}{4}, \quad (2.10)$$

где  $v(r)$  – средняя скорость соударения частиц, км/с;

$N(m, r)$  – интегральная плотность частиц.

Определим среднюю скорость соударения пылевых частиц [7]:

$$v(r) = v_0(r/r_0)^{-0.5}, \quad (2.11)$$

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

Запишем соотношение (2.10) для орбит, радиус которых меньше 1 а.е. [7]:

$$F(m, r) = F(m, r_0) \cdot (r/r_0)^{-1.5}. \quad (2.12)$$

Распределение размеров частиц актуально и имеет применимость преимущественно для определённых широтных зон, которые выходят за пределы  $30^\circ$  [7].

Исследовательские полеты научных космических аппаратов привели к неожиданным выводам о структуре космоса. Они выявили, что в районе, где находится эклиптическая плоскость, сосредоточено удивительно большое количество мельчайших частиц, образующих своеобразное облачное скопление. Эта зона, простирающаяся вдоль линии эклиптики, демонстрирует интересную особенность – ее структура отражается по обеим сторонам плоскости, создавая эффект зеркальности с одинаковыми углами распространения на противоположные направления [7].

Выделим следующее соотношение, согласно которому, чем больше расстояние от плоскости эклиптики, тем меньше её плотность [7]:

$$n(r, z)/n(r, 0) = \exp(-2,1 \cdot |z/r|), \quad (2.13)$$

где  $r$  – гелиоцентрическое расстояние;

$z$  – расстояние до плоскости эклиптики.

Зачастую рассчитанное количество частиц пыли может отличаться от реального, это связано с тем, что их частые столкновения приводят к разрушению, а подобное невозможно рассчитать. Однако, те мельчайшие частички пыли, которые образуются в результате столкновений больших частиц встречаются гораздо чаще, чем в рассчитанных случаях, иногда их количественные показатели могут превышать ожидаемые в 2 – 5 раз [7].

Дальнейшие изучения пылевых частиц в областях близких к Солнцу позволили разделить частицы на 3 группы, а именно [7]:

1. Каменные частицы, доля которых 94%, плотность  $\rho = 2,3 - 3,5 \text{ г/см}^3$  ;
2. Железные частицы, доля которых 5%, плотность  $\rho = 7,8 \text{ г/см}^3$  ;
3. Железно – каменные частицы, доля которых 1%, плотность  $\rho = 5,5 \text{ г/см}^3$  .

Изучение элементного состава космической пыли на микроскопическом уровне часто показывает, что основу этих частиц составляют минералы, например, пироксен и оливин. К тому же, частицы, имеющие оптические свойства, схожие с вулканическим стеклом обсидианом, обычно находятся не так далеко от Солнца, причём их расстояние до светила может варьироваться в зависимости от размеров [7].

Ниже, в таблице 2.3 приведены данные о зонах сублимации для различных материалов [7]:

Таблица 2.3 – Зона сублимации частиц различного состава

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

С течением времени в следствии постоянных столкновений космических тел они разрушаются, порождая при этом очень мелкие частицы пыли, которые некоторое время после возникновения движутся по схожим со своими начальными небесными телами траекториям движения. Однако по истечению некоторого времени из-за воздействия разнообразных космических сил, эта траектория может изменяться [7].

Для полного понимания траектории движения этих полевых частиц нужно учесть множество факторов, таких как размеры пылинок, их заряд и уровень их нагрева. Так, например, крупные частицы, вес которых превышает  $10^{-10}$  г, подвергаются сильному влиянию солнечных ветров и гравитации, что заставля-

ет их двигаться по круговым или эллиптическим орбитам. Однако если наблюдать за частицами с массами  $10^{-16} < m < 10^{-10}$  г, то такие частицы в полной мере будут подвержены давлению солнечного света, в следствие чего они их траектория движения будет находиться в антисолнечном направлении [7].

При работе солнечного зонда в районах скопления частиц пыли, его теплозащитный экран постоянно будет подвергаться бомбардировке этими частицами, вследствие этого будут формироваться кратеры, а также в месте удара будет распространяться энергия, которая при высокой температуре в месте удара будет приводить к испарению материала экрана, а затем, при снижении этой энергии материал может начать плавиться и разрушаться. Подобный процесс может вызвать трещины в местах ударов пылевых частиц [7].

Для определения размеров кратеров, которые образуются в процессе бомбардировки экрана частица пыли, процесс которых был описан выше, можно использовать следующие соотношения [7]:

$$\frac{d_p}{f} = A \left( \frac{10}{9 + \exp[D_h/(B \cdot f)]} \right) + \frac{D_h}{f} [1 - \exp(-D_h/(B \cdot f))]; \quad (2.14)$$

$$A = 6,97 \left( \frac{v \rho_p}{\sqrt{\sigma_t \rho_t}} \right)^{-0,723} \cdot \left( \frac{\sigma_t}{\sigma_{Al}} \right)^{-0,217} \cdot f^{-0,053}; \quad (2.15)$$

$$B = B_1 + B_2 v, \quad (2.16)$$

где  $d_p$  – диаметр частиц;

$f$  – толщина преграды;

$v$  – скорость соударения;

$\rho_p$  – плотность частиц;

$\rho_t$  – плотность материала преграды;

$\sigma_t$  и  $\sigma_{Al}$  – пределы текучести материала преграды и алюминия;

$B_1$  и  $B_2$  – параметры, зависящие от свойств материалов частицы и преграды.

Предположим, что частицы пыли бомбардируют экран под некоторым углом  $\theta$ , тогда мы можем записать следующие определения для вычисления максимального и минимального размера кратеров, которые образуются в результате воздействия частиц [7]:

$$D_h^{\max} = D_h e^{1,064\theta}, \quad (2.17)$$

$$D_h^{\min} = D_h (\cos \theta)^{0,283}. \quad (2.18)$$

В результате расчета по формулам выше можно сказать, что при столкновении частицы пыли массой около 1 грамма и теплозащитного экрана, при этом скорость этой частицы не превышает 100 км/с, будет возникать углубление в виде кратера с диаметром 0,18 см и величиной углубления 0,22 см. Такое углубление как правило заполняется смесью, в которой газы и жидкость отделены от твердой фазы материала. Однако, исследования показывают, что такие случаи возникновения подобных кратеров мало, и обычно размеры таких кратеров не превышают 2 мм в ширину [7].

## 3 ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ЭКРАНА

### 3.1 Материалы, применяемые при разработке теплозащитных экранов

При разработке теплозащитного экрана следует выбирать материалы с учетом всех неблагоприятных факторов, которым будет подвержен солнечный зонд при работе. Стоит учитывать такие характеристики материала, как его прочность, устойчивость к вибрации и жесткость. Также ещё одним важным критерием при выборе материала является его способность выдерживать высокие температуры, ведь температуры в космосе могут достигать от 100 до 1200 К, материал не должен быть подвержен плавлению и разрушению при таких температурах. Кроме того, крайне важно, чтобы выбранные материалы имели малую степень сублимации в вакуумном пространстве, так как это должно исключить возможность поломки научной аппаратуры, установленной на зонде [4].

На сегодняшний день при создании теплозащиты солнечных зондов часто используют материалы на основе углеродного композита. Это достаточно инновационный материал, который изготавливается из углеродосодержащих тканевых материалов и углеродной матрицы. Такие материалы весьма хорошо себя показывают при работе в условиях экстремальных температур, они способны сохранять свою геометрию до температуры 2000 К [8].

Главными особенностями данного материала является его низкая плотность, высокий уровень поглощения света, а также возможность контролировать уровень пористости. Также немало важно отметить, что данный материал очень хорошо подвергается формовке, что позволяет изготавливать из него детали разной формы [8].

Характеристики материалов на основе углерода [8]:

- Плотность:  $1,3 - 2 \text{ г/см}^3$  ;
- Ударная вязкость:  $50 - 100 \text{ Кдж/м}^2$  ;

- Теплопроводность:  $3,2 - 150 \text{ Вт}/(\text{м} \cdot \text{К})$ ;
- Прочность при растяжении, сжатии и изгибе:  $70 - 370 \text{ МПа}$ ,  $110 - 200 \text{ МПа}$ ,  $130 - 550 \text{ МПа}$ ;
- Модуль упругости:  $20 - 200 \text{ ГПа}$ ;
- Степень черноты:  $0,502 - 0,904$ .

Также следует выделить ещё один из перспективных материалов, это углеродные материалы на основе карбидов. Такие материалы также обладают необходимыми для их использования в разработке теплозащитного экрана характеристиками, благодаря которым они способны выдерживать достаточно высокие температуры [9].

Изготавливаются такие материалы при помощи углеродистой сетки, которую пропитывают такими материалами, как кремний, цирконий, титан, ниобий или гафний [9].

Характеристики углеродных материалов на основе карбида [9]:

- Плотность:  $1,7 - 2,8 \text{ г}/\text{см}^3$ ;
- Модуль упругости:  $23 - 250 \text{ ГПа}$ ;
- Прочность при растяжении, сжатии и изгибе:  $100 - 200 \text{ МПа}$ ,  $90 - 300 \text{ МПа}$ ,  $35 - 60 \text{ МПа}$ ;
- Теплопроводность:  $9,8 - 25 \text{ Вт}/(\text{м} \cdot \text{К})$ ;
- Коэффициент термического расширения:  $1 - 5 \cdot 10^6 \text{ К}^{-1}$ .

Также можно выделить ещё один из перспективных материалов, который можно использовать в конструкции теплозащитного экрана, это материалы на основе керамики. Материалы обладают высокими показателями отражения теплового потока, что говорит о таких материалах, как о весьма хорошем выборе в качестве покрытия верхнего слоя экрана. Однако стоит учитывать, что такие материалы выдерживают куда меньшую температуру, чем материалы, описанные выше, максимальная температура для керамических материалов составляет  $1530 \text{ К}$  [10].

На сегодняшний день самым перспективным материалом можно назвать пористый материал, такие материалы могут изготавливаться например на основе вышеупомянутых керамических материалов и углеродных материалов, но, наверное, самыми перспективными являются пористые материалы на основе стеклоуглерода [12].

Пористые материалы обладают весьма выдающимися характеристиками, что делает их на сегодняшний день незаменимыми при создании теплозащитного экрана. Материал способен выдерживать рекордные значения температуры, поэтому это позволит зонду работать на максимально близких расстояниях от Солнца. Также немаловажно отметить, что такие материалы обладают весьма низкой плотностью по сравнению с другими материалами, это позволит сделать экран более легким, что положительно скажется на конечной массе зонда [12].

Характеристики пористых материалов [12]:

- Плотность:  $0,05 - 0,4 \text{ г/см}^3$  ;
- Теплопроводность:  $0,06 - 0,6 \text{ Вт/(м} \cdot \text{К)}$  .

### **3.2 Выбор материала экранно – вакуумной теплоизоляции**

Как уже описывалось выше, в зоне работы солнечного зонда есть опасность столкновения экрана с частицами метеоритной пыли, поэтому, для защиты экрана от их ударного воздействия предлагается использовать ЭВТИ, которая будет состоять из нескольких слоёв и защищать панель экрана от метеоритной пыли.

Выбор материала ЭВТИ зависит от температурных условий его работы, согласно графикам на рисунка 2.1 и 2.2 на расстоянии от Солнца в 60-70 Rs на КА действует тепловой поток величиной приблизительно 14000 Вт, и максимальная температура, до которой может нагреться экран составляет 600 – 700 К. С учетом всего этого предлагается использовать ЭВТИ марки – Г1, которая состоит из алюминиевой фольги АД1 – М – 0,02 и стекловолокнистого холста ХСВН – 7 [13].

Для крепления ЭВТИ к панели экрана можно использовать адгезив на основе кремния – «Кремний – АД», способный выдерживать экстремальные температуры до 500 градусов цельсия, так же снизу панели ЭВТИ закрепляется болтами в месте соединения панели экрана с ферменной конструкцией [13].

Характеристики данной ЭВТИ [13]:

- Плотность укладки  $n$  в 1 см: 30;
- Температурный диапазон: от 150° до 500°;
- Коэффициент теплопроводности: 43 Вт/(м·К);
- Термическое сопротивление: 23,2 (м·К)/Вт;
- Коэффициент черноты: 0,9;
- Коэффициент поглощения покрытия: 0,7.

Запишем уравнение теплового баланса с условием того, что зонд находится вдали от планет и на него действует только поток прямого солнечного излучения [14]:

$$A_n q_s S_3 = \varepsilon_n \sigma T^4 S, \quad (3.2)$$

где  $A_n$  – коэффициент поглощения покрытия;

$q_s$  – тепловой поток, поступающий от Солнца равный 14000 Вт;

$S_3$  – площадь поверхности экрана;

$\varepsilon_n$  – степень черноты покрытия;

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

$S$  – площадь поверхности отражения.

Выразим из выражения 3.2 температуру  $T$  [14]:

$$T = \sqrt[4]{\frac{A_n q_s S_3}{\varepsilon_n \sigma S}}. \quad (3.3)$$

Учитывая, что ЭВТИ покрывает всю отражающую поверхность экрана можно принять  $S = S_3 = 7,5 \text{ м}$ , при размерах длины и ширины экрана 3 и 2,5 метра соответственно [14].

Тогда из соотношения 3.3 определим, что температура поверхности ЭВТИ равна  $662 \text{ К}$  или  $390^\circ\text{С}$ .

Максимальная температура, которую способно выдержать ЭВТИ составляет  $500^\circ\text{С}$ , а значит выбранный материал удовлетворяет температурным условиям.

Определим, количество слоев ЭВТИ необходимого для защиты панели экрана, для этого воспользуемся формулой для расчета толщины, которую будет пробивать частица метеоритной пыли [7]:

$$P_\phi = cm^{0,4}v^{0,88}\rho^{0,33}, \quad (3.4)$$

где  $c$  – коэффициент равный 1,5;

$m, v, \rho$  – масса, скорость и плотность пылевой частицы соответственно.

Таким образом, для защиты от частиц пыли о параметрах которых говорилось в части 2.4 необходимая толщина слоев ЭВТИ в количестве 20 штук составит 12 мкм.

Приближенную массу многослойной ЭВТИ определим по формуле [13]:

$$m_{\text{ЭВТИ}} = \nu m_{\text{ЭВТИ}} \cdot k_{\text{ЭВТИ}} \cdot S_3 = 0,72 \cdot 0,13 \cdot 15,341 = 1,436 \text{ кг}, \quad (3.5)$$

где  $\nu m_{\text{ЭВТИ}} = 0,72 \text{ кг/м}^2$  – удельная масса ЭВТИ;

$k_{\text{ЭВТИ}} = 0,13$  – коэффициент покрытия ЭВТИ поверхности экрана;

$S_3 = 15,341 \text{ м}^2$  – площадь поверхности экрана.

### 3.3 Расчет панели экрана с сотовым наполнителем

Экран представляет собой сэндвич – панель с двумя листами обшивки изготовленных из углеродного композитного материала и сотозаполнителя между ними, сам сотозаполнитель изготовлен из карбида кремния.

Для дальнейших расчетов примем, что сота это правильный шестиугольник, ребра которого имеют длину 5,75 мм, а толщина стенки равна 0,5 мм [15].

Определим коэффициент заполнения для сотонаполнителя [15]:

$$k = S_c / S_{\text{с.ш}} = 0,166. \quad (3.6)$$

Характеристики выбранной панели с сотозаполнителем – карбид кремния:

$M = 27$  мм – толщина радиатора;

$\delta_{\text{кр}} = 1$  мм – толщина соты;

$D_{\text{кр}} = 10$  мм – размер соты;

$\lambda_{\text{кр}} = 3,7$  Вт/(м·град) – теплопроводность карбида кремния.

Характеристики обшивки из углерод – углеродного композитного материала:

$\delta_{\text{уукм}} = 2$  мм – толщина обшивки;

$\lambda_{\text{уукм}} = 7,92$  Вт/(м·град) – теплопроводность обшивки.

Эффективный коэффициент теплопроводности находится из соотношения [15]:

$$\lambda_{\text{эфф}} = \lambda_{\text{эфф.уукм}} + \lambda_{\text{эфф.с}}, \quad (3.7)$$

где  $\lambda_{\text{эфф.уукм}}$  – эффективная теплопроводность обшивки;

$\lambda_{\text{эфф.с}}$  – эффективная теплопроводность сотонаполнителя.

Определим эффективный коэффициент теплопроводности панели с сотозаполнителем, как сумму кондуктивной и лучистой составляющей теплопроводности [15]:

$$\lambda_{\text{эфф.с}} = \lambda_{\text{с}} + \lambda_{\text{л}}. \quad (3.8)$$

Кондуктивная составляющая определяется из соотношения [15]:

$$\lambda_{\text{с}} = \lambda_{\text{кр}} \cdot \left( 2\delta_{\text{от}} - \delta_{\text{от}}^2 + \frac{\lambda_{\text{мл}} \left( (1 - \delta_{\text{от}})^2 \right)}{\lambda_{\text{кр}} \left( \frac{\lambda_{\text{мл}}}{\lambda_{\text{кр}}} - 1 \right)} \right), \quad (3.9)$$

где  $\delta_{\text{от}}$  – относительная толщина стенок пор, м;

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

Относительная толщина стенок пор определяется как [15]:

$$\delta_{\text{от}} = 2\delta / (D + 2\delta), \quad (3.10)$$

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

$D$  – размер пор, м.

Так как в космосе отсутствует конвекция, то можем записать уравнение (3.9) в следующем виде [15]:

$$\lambda_{\text{с}} = \lambda_{\text{кр}} \cdot (2\delta_{\text{от}} - \delta_{\text{от}}^2). \quad (3.11)$$

Для определения лучистого показателя теплопроводности воспользуемся следующим уравнением [15]:

$$\lambda_{л} = 0,227 \cdot \varepsilon_{пр} \cdot D \left( \frac{T}{100} \right)^3, \quad (3.12)$$

где  $\varepsilon_{пр}$  – приведенный коэффициент поглощения стенки соты;

$T$  – температура стенки соты, К.

Однако, так как лучистая составляющая чаще всего оказывается меньше, чем кондуктивная, то в таком случае ей можно пренебречь [15].

Определим эффективную теплопроводность у пластин обшивки теплозащитного экрана используя следующее соотношение [15]:

$$\lambda_{эфф.уукм} = \lambda_{уукм} \cdot \frac{2\delta_{уукм}}{M}. \quad (3.13)$$

Используя все выше сказанное, можно записать уравнение для определения эффективной теплопроводности всей панели экрана с сотозаполнителем [15]:

$$\lambda_{эфф} = \lambda_{уукм} \cdot \frac{2\delta_{уукм}}{M} + \frac{M - 2\delta_{уукм}}{M} \lambda_{гр} \cdot (2\delta_{от} - \delta_{от}^2). \quad (3.14)$$

Относительная толщина стенок пор определяется как [15]:

$$\delta_{от} = 2 \cdot 1 \cdot 10^{-3} / (20 \cdot 10^{-3} + 2 \cdot 1 \cdot 10^{-3}) = 0,091.$$

Подставляя значения получим эффективную теплопроводность панели с сотозаполнителем:

$$\lambda_{\text{эфф}} = 7,92 \cdot \frac{2 \cdot 2 \cdot 10^{-3}}{27 \cdot 10^{-3}} + \frac{27 \cdot 10^{-3} - 2 \cdot 2 \cdot 10^{-3}}{27 \cdot 10^{-3}} \cdot 3,7 \cdot (2 \cdot 0,091 - 0,091^2) =$$

$$= 2,459 \text{ Вт}/(\text{м} \cdot \text{К}).$$

Масса панели с сотовым наполнителем определяется как:

$$m_{\text{сп}} = m_{\text{об}} + m_{\text{сн}} = 2 \cdot \delta_{\text{об}} \cdot S_3 \cdot \rho_{\text{об}} + \delta_{\text{сн}} \cdot k \cdot S_3 \cdot \rho_{\text{сн}}. \quad (3.15)$$

Подставляя значения получим:

$$m_{\text{сп}} = 2 \cdot 0,002 \cdot 15,341 \cdot 2150 + 0,026 \cdot 0,166 \cdot 15,341 \cdot 3210 = 352,6 \text{ кг}.$$

### 3.4 Расчет панели экрана с наполнителем из пористого материала

В качестве пористого наполнителя предлагается использовать аэрогель на основе диоксида кремния. Данный материал обладает высокой пористостью, за счет чего является материалом с высоким уровнем изоляции. Значение коэффициента теплопроводности в среднем составляет  $0,015 \text{ Вт}/(\text{м} \cdot \text{К})$ .

В качестве материала обшивки панели был выбран углерод – углеродный композитный материал, который так же обладает достаточно низкой теплопроводностью.

Эффективный коэффициент теплопроводности находится из соотношения [16]:

$$\lambda_{\text{эфф}} = \lambda_{\text{эфф.УУКМ}} + \lambda_{\text{эфф.ВПЯМ}}. \quad (3.16)$$

Эффективная теплопроводность высокопористого ячеистого материала определяются как [16]:

$$\lambda_{\text{ВПЯМ}} = \lambda_c + \lambda_r, \quad (3.17)$$

где  $\lambda_c$  – кондуктивная составляющая теплопроводности;

$\lambda_r$  – тепловое излучение.

Так как данный пористый материал имеет значительно малый размер пор, который измеряется в нанометрах, то мы можем пренебречь тепловым излучением пористого материала, а значит, что теплопроводность будет складываться только из кондуктивного показателя [16].

Для определения кондуктивного показателя воспользуемся следующим соотношением [16]:

$$\lambda_c = \delta \lambda_r + \frac{1}{3} \cdot (1 - \delta) \lambda_{\text{ТВ}}, \quad (3.18)$$

где  $\delta$  – пористость;

$\lambda_r$  – теплопроводность газовой фазы в ячейках;

$\lambda_{\text{ТВ}}$  – теплопроводность твердого каркаса.

Коэффициент  $1/3$  в формуле (3.18) учитывает долю стержней, ориентированных в каждом из трех ортогональных направлений  $x, y, z$  [16].

Определим теплопроводность газовой фазы пористого материала используя следующее соотношение [16]:

$$\lambda_r = \lambda_r^0 V_r (1 + \beta K_n), \quad (3.19)$$

где  $\lambda_r^0$  – теплопроводность вещества газовой фазы пористого материала;

$V_r$  – доля объема газовой фазы в пористом веществе;

$\beta$  – газовая постоянная;

$K_n$  – безразмерное число Кнудсена.

Так выбранный пористый материал изготовлен на основе диоксида кремния, значит его диаметр пор будет меньше 140 нм, а значит, что теплопроводность газовой фазы для этого материала будет определяться следующим соотношением [16]:

$$\lambda_r = 1,8 \cdot 10^{-4} V_r d. \quad (3.20)$$

Характеристики аэрогеля:

$$d = 11,6 \text{ нм};$$

$$V_2 = 0,92.$$

Зная эти значения можем определить теплопроводность газовой фазы:

$$\lambda_r = 1,8 \cdot 10^{-4} \cdot 0,92 \cdot 1,16 \cdot 10^{-8} = 1,921 \cdot 10^{-8} \text{ Вт}/(\text{м} \cdot \text{К}).$$

Теплопроводность твердой фазы определяется как [16]:

$$\lambda_{\text{ТВ}} = \lambda_{\text{ТВ}}^0 V_{\text{ТВ}} \left( c / (c_p + c_s) \right), \quad (3.21)$$

где  $\lambda_{\text{ТВ}}^0$  – теплопроводность вещества твердой фазы (диоксид кремния);

$V_{\text{ТВ}}$  – доля объема твердой фазы в пористом веществе;

$c$  – скорость звука в газовой фазе;

$c_p$  и  $c_s$  – скорости звука в твердых фазах.

Однако, так как аппарат находится в космическом пространстве, где звук отсутствует, то их отношением можно пренебречь, и тогда теплопроводность твердой фазы будет равна [16]:

$$\lambda_{\text{ТВ}} = 2,67 \cdot 0,08 = 0,214 \text{ Вт}/(\text{м} \cdot \text{К}).$$

Эффективная теплопроводность обшивки определяется как:

$$\lambda_{\text{эфф.уукм}} = \lambda_{\text{уукм}} \cdot \frac{2\delta_{\text{уукм}}}{M}. \quad (3.22)$$

Тогда с учетом всего выше сказанного эффективная теплопроводность панели с наполнителем из высокопористого ячеистого материала будет определяться как:

$$\lambda_{\text{эфф}} = \lambda_{\text{уукм}} \cdot \frac{2\delta_{\text{уукм}}}{M} + \frac{M - 2\delta_{\text{уукм}}}{M} \cdot \left( \delta\lambda_{\text{т}} + \frac{1}{3} \cdot (1 - \delta) \lambda_{\text{тв}} \right), \quad (3.23)$$

где  $M$  – толщина слоя пористого материала.

Подставив значения получим:

$$\lambda_{\text{эфф}} = 15 \cdot \frac{2 \cdot 2 \cdot 10^{-3}}{27 \cdot 10^{-3}} + \frac{27 \cdot 10^{-3} - 2 \cdot 2 \cdot 10^{-3}}{27 \cdot 10^{-3}} \cdot (0,015 \cdot 1,921 \cdot 10^{-8} + \frac{1}{3} (1 - 0,9) \times 0,214) = 1,942 \text{ Вт}/(\text{м} \cdot \text{К}).$$

Определим общую массу панели с ВПЯМ по формуле:

$$m_{\text{пн}} = m_{\text{об}} + m_{\text{пм}} = 2 \cdot \delta_{\text{об}} \cdot S_{\text{э}} \cdot \rho_{\text{об}} + \delta_{\text{пм}} \cdot S_{\text{э}} \cdot \rho_{\text{пм}}. \quad (3.24)$$

Подставляя значения получим:

$$m_{\text{пн}} = 2 \cdot 0,002 \cdot 15,341 \cdot 2150 + 0,027 \cdot 15,341 \cdot 3 = 133,2 \text{ кг}.$$

### 3.5 Сравнение и выбор наполнителя

В ходе расчетов выше были рассчитаны панели экрана с сотовым наполнителем и наполнителем из пористого материала. При расчетах использовались одинаковые внешние слои панели экрана, а также принималась, что экраны имеют одинаковую толщину равную 31 мм. Ниже приведены характеристики панелей с рассчитанными наполнителями:

Таблица 3.1 – Характеристики наполнителей

Наполнитель	Сотозаполнитель	ВПЯМ
Эффективная теплопроводность, Вт/(м · К)	2,459	1,942
Масса панели, кг	352,6	133,2

Как видно из таблицы, экран с наполнителем из ВПЯМ является куда эффективнее панели с сотозаполнителем, так как имеет куда меньшую эффективную теплопроводность, а это значит, что он будет куда эффективнее отражать

тепловой поток. Также благодаря низкой теплопроводности экран с ВПЯМ будет пропускать куда меньше тепла, это говорит о том, что на аппарате будет поддерживаться необходимый уровень температуры для работы аппаратуры, который будет обеспечиваться системами термостатирования солнечного зонда.

Ещё одно улучшение связано с уменьшением общей массы панели экрана, за счет того, что плотность материала ВПЯМ куда ниже, чем плотность материала сотозаполнителя. Благодаря этому можно уменьшить массу панели приблизительно на 200 кг, что более чем эффективно.

Дальнейшее уменьшение массы панели будет связано с нахождением материала с ещё более низкой плотностью, однако стоит учитывать то, что материал должен обладать низким коэффициентом теплопроводности, чтобы удовлетворять необходимое значение отражения теплового потока и блокирования тепла.

Исходя из выше сказанного, предлагается выбрать наполнитель из высокопористого ячеистого материала.

### **3.6 Описание конструкции экрана**

Теплозащитный экран представляет собой сэндвич - панель у которого два внешних слоя выполнены из углерод – углеродного композитного материала, а между ними расположен наполнитель из ВПЯМ. На рисунке 3.1 представлена общая схема теплозащитного экрана.

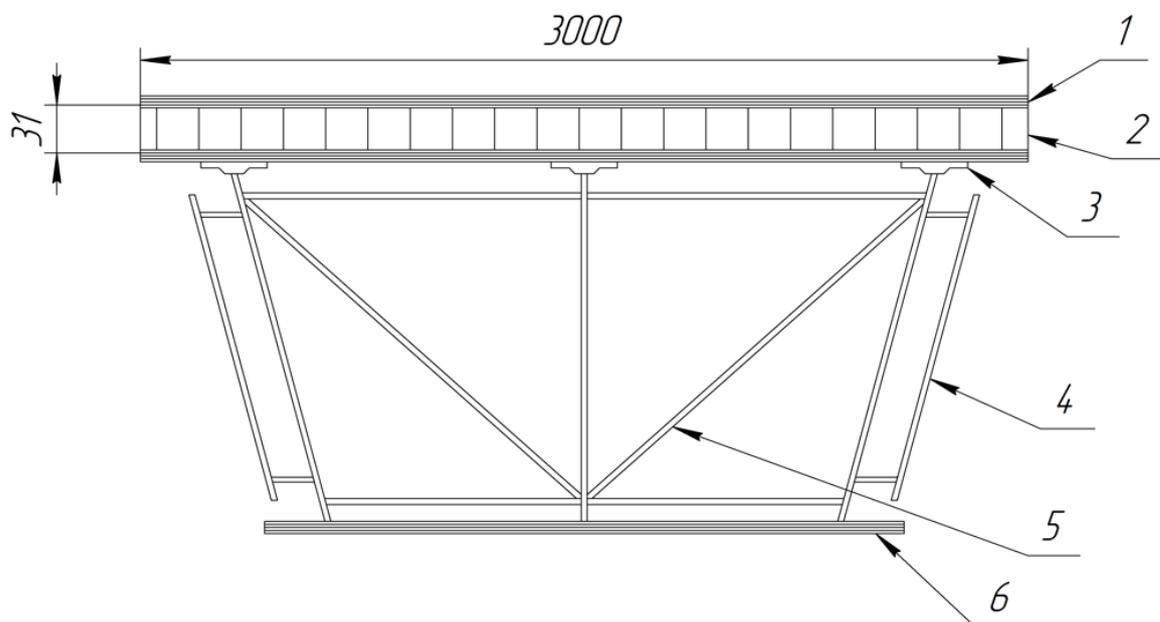


Рисунок 3.1 – Схема теплозащитного экрана

Цифрами на рисунке обозначены:

- 1 – экранно – вакуумная теплоизоляция;
- 2 – панель экрана;
- 3 – элемент крепления панели экрана с фермой;
- 4 – радиатор, относящийся к системе терморегулирования аппарата;
- 5 – ферменная конструкция служащая для закрепления экрана на корпусе аппарата;
- 6 – ЭВТИ аппарата.

Ферменная конструкция, представленная на схеме выполнена из алюминиевого сплава АМг6, температура плавления которого составляет приблизительно  $650^{\circ}$ , а также этот сплав обладает высокой прочностью и достаточно легок в обработке.

Ниже, на рисунке 3.2 и 3.3 приведены 3D модель экрана и модель экрана в разнесенном виде.

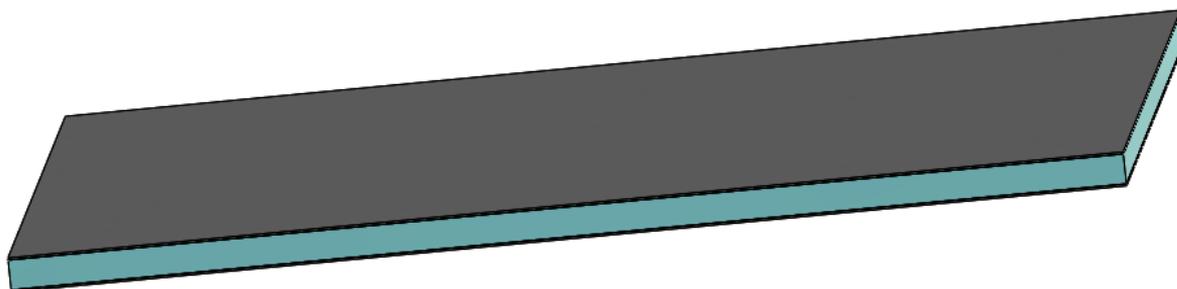


Рисунок 3.2 – 3D модель панели экрана

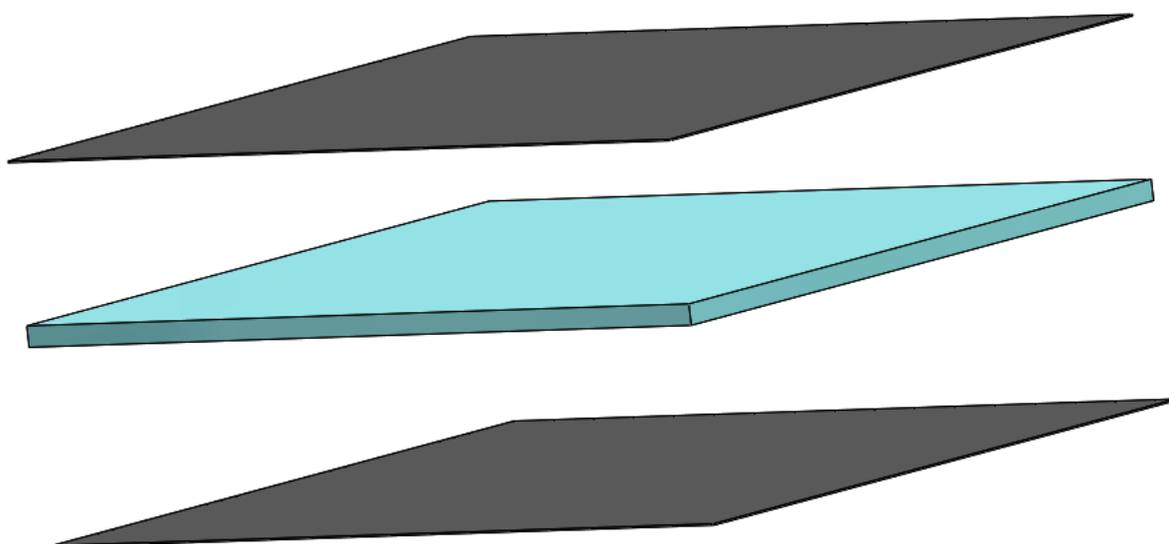


Рисунок 3.3 – 3D модель панели в разнесенном виде

Для крепления экрана с фермой в панель вмонтированы закладные элементы с отверстиями под болты М20. Материал закладного элемента – углерод – углеродный композитный материал, способный выдерживать температуры внутри панели экрана. Область между наполнителем и закладным элементом заполняют специальной эпоксидной смолой ЭД – 20, которая обладает высокой термической стабильностью и химической устойчивостью. Ниже, на рисунке 3.4 приведены размеры закладного элемента, а на рисунке 3.5 его 3D модель.

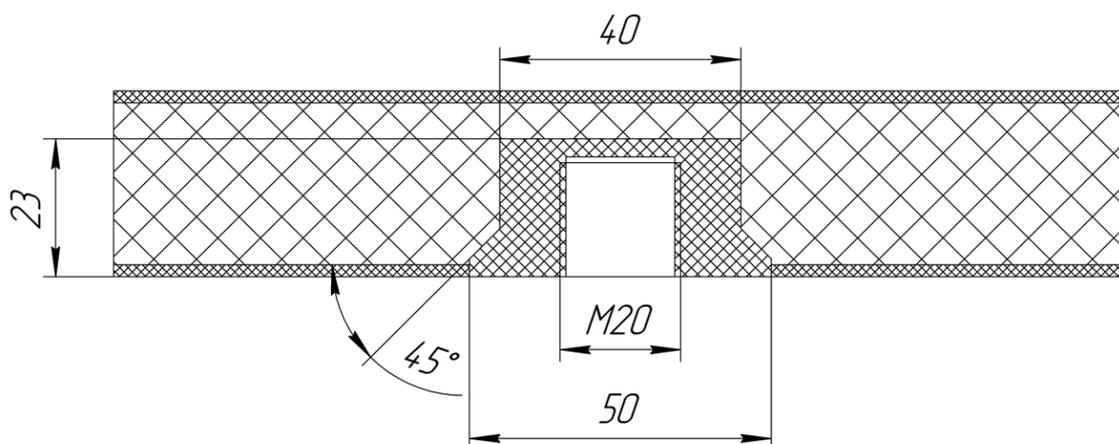


Рисунок 3.4 – Размеры закладного элемента

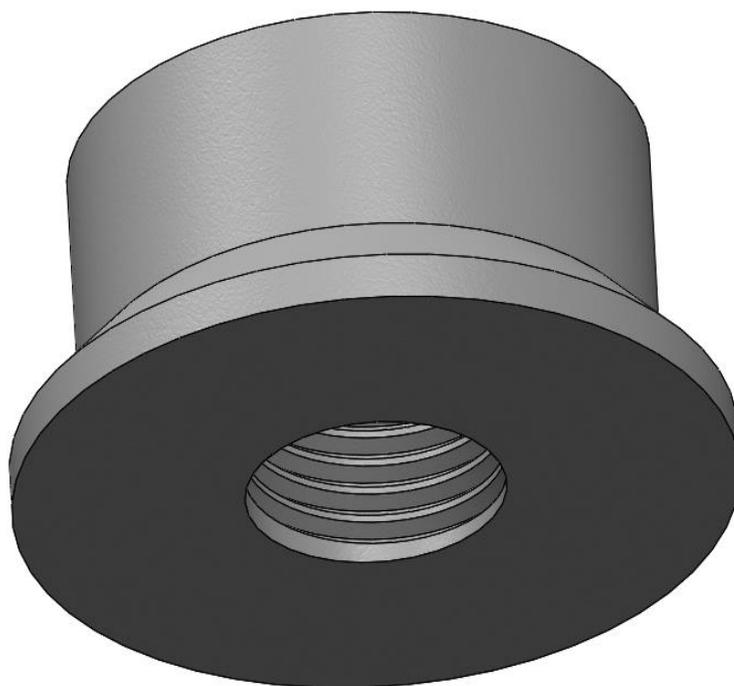


Рисунок 3.5 – 3D модель закладного элемента

Для крепления экрана к ферме также было разработано специальный элемент с помощью которого экран будет соединяться с фермой. Элемент имеет круглую форму, чтобы охватить большую площадь соприкосновения с экраном для большего качества соединения. Закрепляться элемент на экране будет с помощью болтового соединения, болты будут закручиваться по всей длине круга в

закладной элемент, в котором предусмотрено отверстие с резьбой, всего таких болтов будет 10 по всей длине круга, всего таких элементов 6, способ соединения элемента с ферменной конструкцией – сварка. Материал элемента – АМгб. Материал болтов – никель, так как болты будут находиться внутри панели экрана и подвергаться высокой температурной нагрузке.

Ниже, на рисунках 3.6 и 3.7 приведены размеры элемента крепления и его 3D модель:

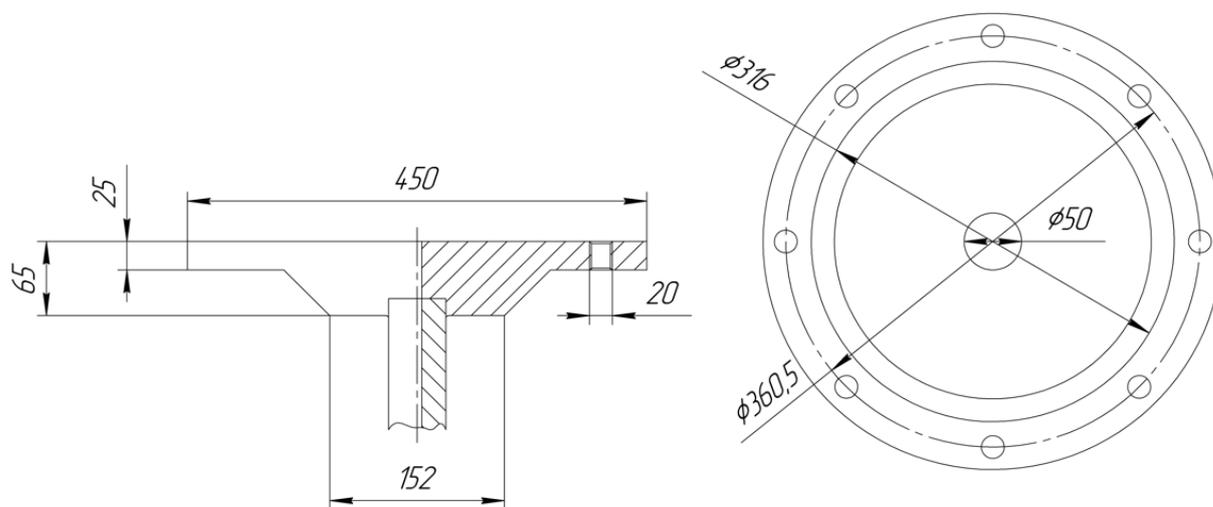


Рисунок 3.6 – Размеры элемента крепления  
панели экрана с фермой



Рисунок 3.7 – 3D модель круглого фланца

На рисунке 3.8 приведена схема соединения панели экрана с элементом крепления к ферме:

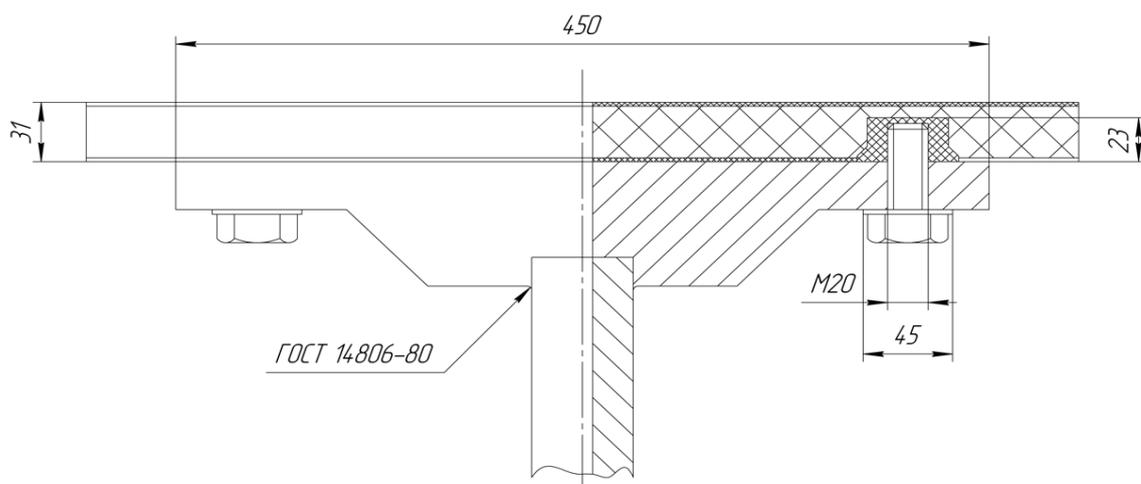


Рисунок 3.8 – Соединение панели экрана с элементом крепления

## 3.7 Испытания экрана

### 3.7.1 Температурные испытания экрана

Испытания проводились с использованием инструмента Flow Simulation в SolidWorks. За начальные данные принималось, что на экран действует тепловой поток плотностью 15000 Вт, который был взят больше, чем определенный в части 2, так как необходимо учитывать запас на больший тепловой поток, который экран способен отразить. Начальная температура экрана была принята равной 0°. Испытания проводились в течении 100.

На рисунке 3.9 приведены результаты температурных испытаний теплозащитного экрана.

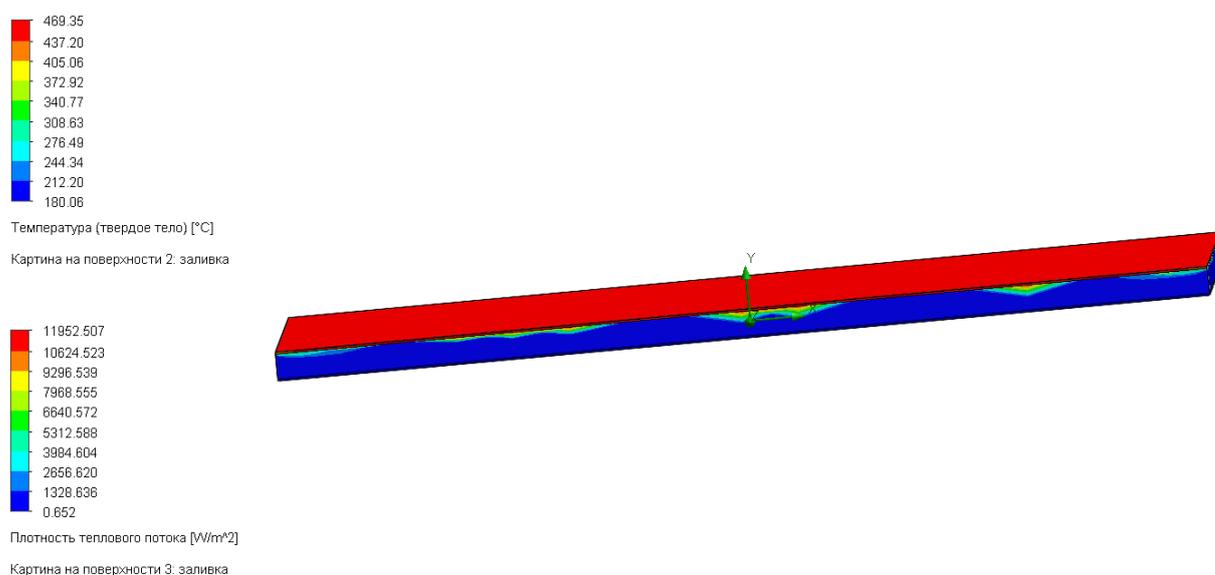


Рисунок 3.9 – Результаты испытаний на 100 секунде

На рисунках 3.10 и 3.11 показано распределение температуры в процессе тепловых испытаний

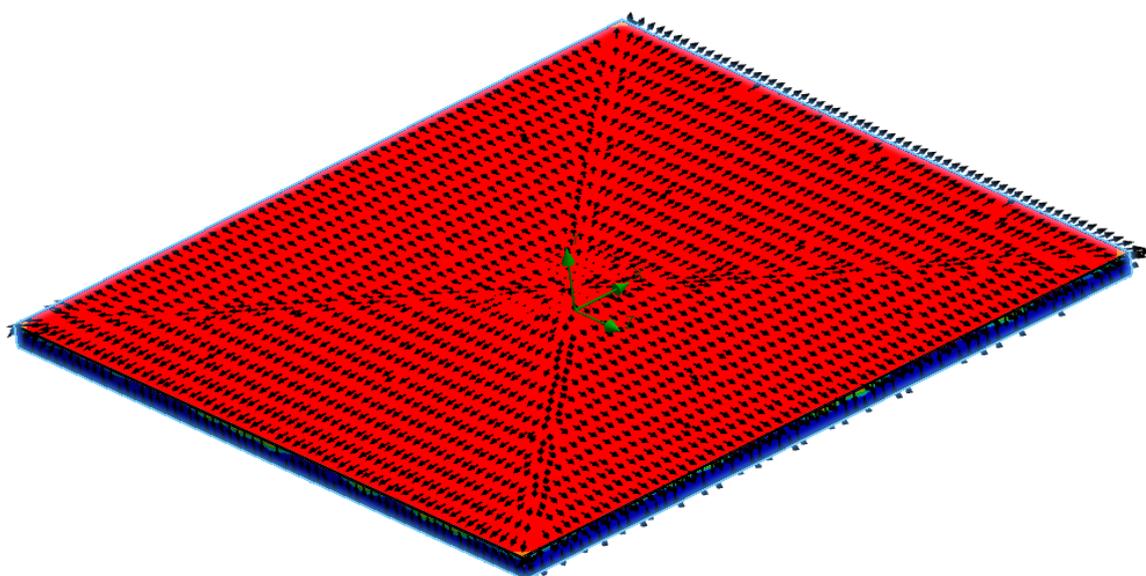


Рисунок 3.10 – Распределение теплового потока на верхней части панели

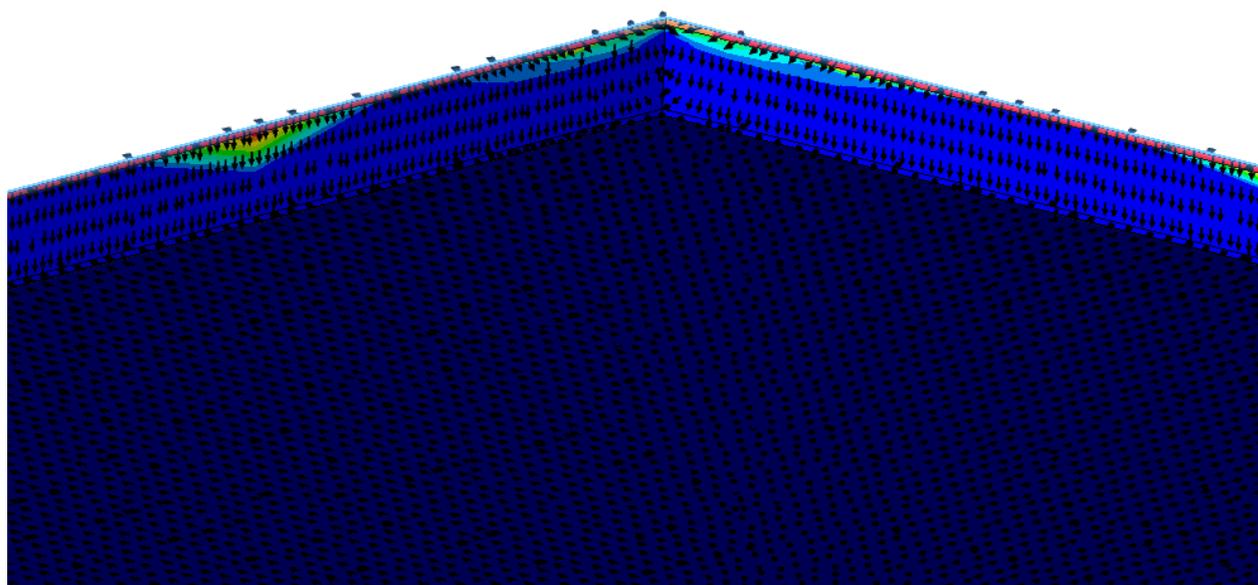


Рисунок 3.11 – Распределение теплового потока сбоку и внизу панели

По результатам испытаний можно сделать вывод, тепловой поток распределяется равномерно по экрану и, что панель экрана способна блокировать поступающий на неё тепловой поток, при этом не перегреваясь, а значит такая панель является эффективной защитой солнечного зонда на предусмотренном расстоянии в  $60 R_s$ .

### 3.7.2 Испытания крепления экрана

Для проверки надежности соединения, и чтобы удостовериться, что панель экрана не будет разрушаться в месте, где установлен закладной элемент с болтом произведем испытания на нагрузки, используя расширение Simulation для SolidWorks.

Для проведения испытания возьмем участок панели экрана с прикрепленным к нему креплением на 8 болтов. Будем учитывать, что на панель экрана при взлете действует оказывает воздействие сила тяжести и вибрационные нагрузки, возникающие в процессе взлета. На рисунке 3.12 показана 3D модель крепления.

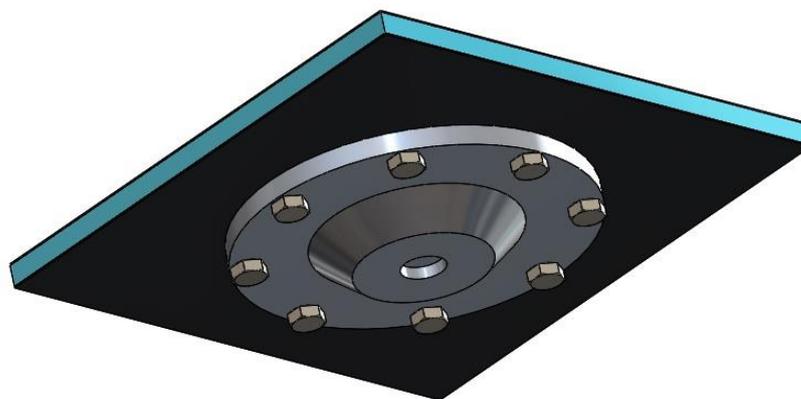


Рисунок 3.12 – 3D модель части экрана с креплением

На рисунках 3.13 и 3.14 показаны результаты испытаний крепления на нагрузки.

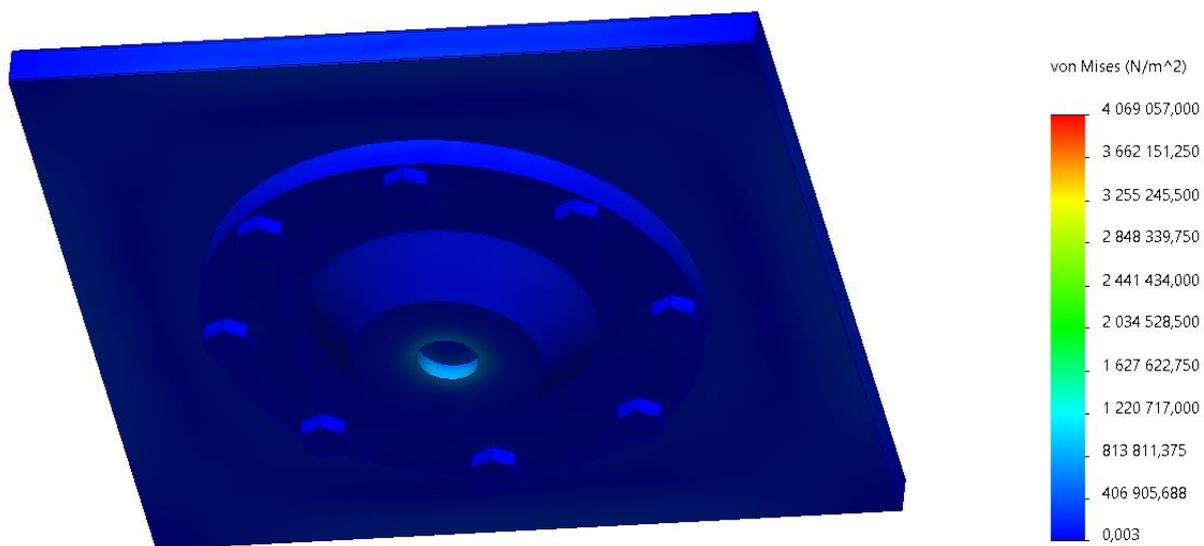


Рисунок 3.13 – Результаты испытаний на нагрузки

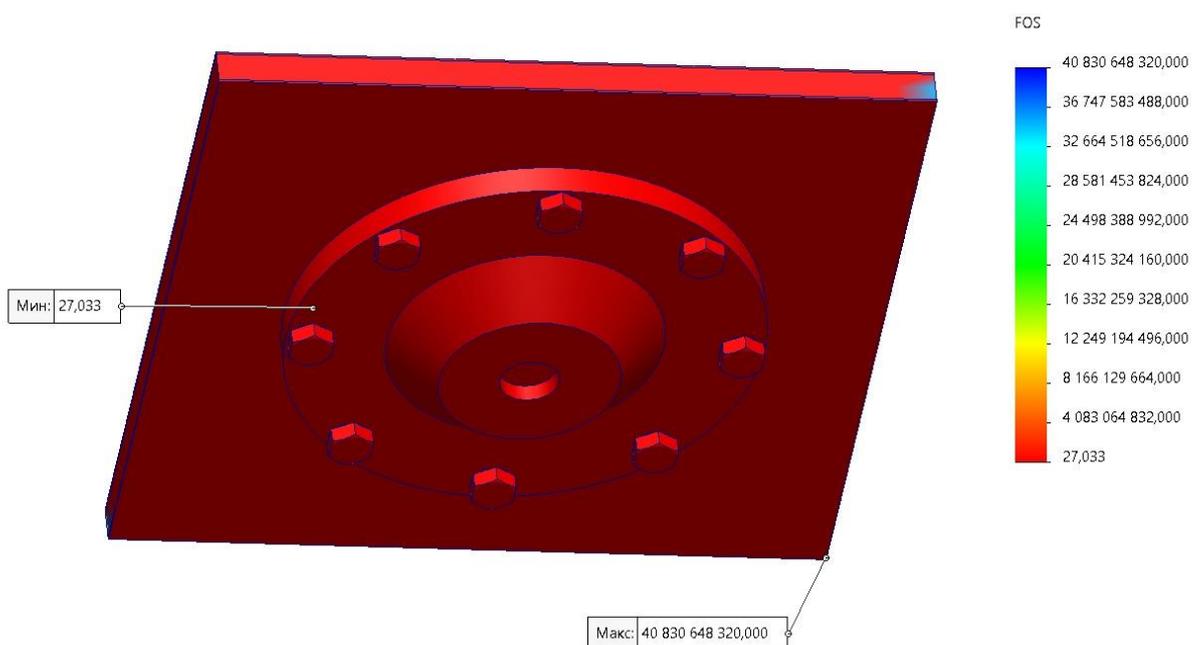


Рисунок 3.14 – Эпюра коэффициента запаса прочности

В ходе испытаний было выявлено, что болтовое соединение, используемое для крепления панели экрана не будет разрушать материалы используемые в конструкции экрана, а значит мы можем использовать такое соединение, с количеством болтов равное 8.

## 4 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ ПРОИЗВОДСТВА

Как и при любом производстве, в случае разработки экрана для теплозащиты зонда применяются различные виды токсичных материалов, однако наибольшую опасность для человека эти материалы представляют при их обработке. В случае производства экрана можно заметить, что наибольшую опасность будет представлять процесс обработки материалов на основе композитов и процесс сварки.

Следует так же отметить, что сам экран, без учета материалов его креплений, изготавливается исключительно из композитов. Опасности для здоровья человека, которые возникают при обработке таких материалов пока изучены очень плохо, поэтому целесообразно будет рассказать об опасности и мерах предосторожности именно при работе с композитными материалами.

### **4.1 Опасное воздействие на человека**

На сегодняшний день композиты получили очень широкое применение в различных отраслях производства, в том числе и в производстве космической техники, из них изготавливают различные детали, конструкции как внешних, так и внутренних компонентов изделия [17].

Тем не менее, смолы, которые присутствуют в составе композитов представляют огромную опасность для человека, который работает с ними. Главная проблема состоит в том, что эти смолы способны сохранять свои вредные свойства абсолютно на всех этапах обработки и непосредственной работы с композитными материалами [17].

В зависимости от используемых типов смол и температуры их обработки может меняться количество выделяемого ими газа, который и представляет наибольшую опасность. А так как при обработке в любом случае материал будет подвергаться нагреву, то избежать выделения опасных газов из смол не получится. Поэтому людям, которые работают с композитными материалами необходимо предоставлять современные средства защиты [17].

Ранее было затронуто, что взаимодействие с композитными веществами сопровождается применением различных видов тканей, несущих потенциальный риск для здоровья. При обработке данных материалов часто выделяется пыль, которая нередко вызывает заболевания органов дыхания у профессионалов, задействованных в этих процессах [17].

Информированность о потенциальных опасностях и заболеваниях, связанных с обращением с разными категориями материалов, является ключевым фактором безопасности. Учитывать все угрозы, связанные с этой деятельностью, крайне необходимо для предотвращения нежелательных последствий [17].

Ниже, в таблице 4.1 представлены различные виды заболеваний, который вызываются продуктами производства при обработке различных видов материалов [17].

Таблица 4.1 – Заболевания, вызываемые различными материалами при их обработке

Химический реагент	Источники	Возможное заболевание
<b>Металлы</b>		
Бериллиевая пыль	Механическая обработка сплавов	Повреждение кожи, хроническое легочное заболевание
Кадмиевая пыль	Сварка, обжиг, окраска	Острый отёк легких, повреждение почек
Пыль/пары хрома	Пескоструйная обработка или сварка	Рак дыхательных путей
Никель	Сварка, обточка	Рак дыхательных путей
Ртуть	Инженерные испытания	Повреждение нервной системы
<b>Газы</b>		
Цианид водорода	Нанесение гальваника	Асфиксия, хроническое проявление
Угарный газ	Термообработка	Асфиксия, хроническое проявление
Окиси азота	Сварка, травление, нанесение электролитических покрытий	Острый отёк легких, повреждение легких

Фосген	Разложение паров растворителя при сварке	Острый отёк легких, повреждение легких
Озон	Сварка	Повреждение легких
Органические компаунды		
Алифатические соединения	Машинные смазки, топлива, жидкости для резки	Фолликулярные дерматиты
Соединения ароматического ряда, нитро и амино	Резина, пластмассы, краски	Анемия, рак, сенсibilизация кожи
Соединения ароматического ряда, другие соединения	Растворители	Наркоз, повреждение печени, дерматиты
Галогены	Удаление краски, обезжиривание	Наркоз, анемия, повреждение печени
Пластмассы		
Фенолы	Внутренние компоненты, трубопроводы	Аллергическая реакция, рак
Эпоксиды	Операции по производству композитов	Дерматиты, аллергическая реакция, рак
Полиуретан	Краски, внутренние компоненты	Аллергическая реакция, рак
Полиимид	Структурные компоненты	Аллергическая реакция, рак
Фиброгенная пыль		
Асбест	Военные и старые самолеты	Рак, асбестоз
Кремнезём	Абразивное дутьё, наполнители	Силикоз
Карбид титана	Шлифовка точных инструментов	Пневмокониоз
Графит, кевлар	Механическая обработка композитов	Пневмокониоз
Пыль в легком виде		
Фиброглас	Изоляционные полотна, внутренние компоненты	Раздражение кожи и респираторное хроническое заболевание
Дерево	Изготовление моделей и макетов	Аллергическая сенсibilизация, респираторный рак

Так же ещё одной опасностью при обработке композитов является пожароопасность, так как при обработке выделяется легко воспламеняющийся газ, который может вызвать моментальное возгорание, которое будет сложно ликвидировать.

#### **4.2 Способы защиты при работе с композитными материалами**

Как уже было сказано выше, для защиты от опасного воздействия при работе с композитными материалами следует использовать современные средства защиты, которые должны исключить любое попадание вредных газов или пыли в дыхательные пути, или всевозможных химикатов на кожу [17].

Согласно нормативному акту ГОСТ Р 56787-2015 «Композиты полимерные» при обработке композитных материалов должны быть выполнены следующие требования по технике безопасности:

1. Если у сотрудников обнаружена чрезмерная чувствительность к композитным материалам, их следует исключить из процесса работы с этими материалами;

2. Для обеспечения безопасности персонала необходимо предоставить их специализированными аксессуарами и одеждой. Специфически, это включает в себя средства защиты для глаз, такие как защитные очки, а также средства индивидуальной защиты для дыхательных путей. Чтобы предотвратить загрязнение рабочей одежды, необходимо использовать пластиковые фартуки и нарукавники, а также обязательно надевать резиновые перчатки для надежной защиты рук. Кроме того, для повседневного комфорта и гигиеничности сотрудников рекомендуется выдавать хлопковые халаты;

3. Для работы с композитными материалами необходимо наличие специально подготовленного для работы с композитными материалами помещения, в которых имеется приточно – вытяжная вентиляция с восьмикратным воздухообменом, нагревательным прибором и водоснабжением. Также должны быть соблюдены все меры по пожарной безопасности;

4. Для сохранности эпоксидных и полиуретановых смесей их следует разделить по отдельным контейнерам или тубам, которые должны быть герметично

закрыты. В случае утечки полиизоцианата, необходимо немедленно покрыть разлив песком, а затем обработать место инцидента смесью, включающей аммиак, спирт и воду;

5. Расфасовка композитных материалов должна производиться только в специальных вытяжных шкафах, скорость отсоса в которых должна быть не менее 1 м/с;

6. В помещении, где проводится работа с композитными материалами строго запрещается курить, употреблять пищу и хранить чистую одежду.

Нормы метеорологических условий на производстве регламентируются нормативным актом ГОСТ 12.1 005 – 76 «Воздух рабочей зоны», а именно следующие требования:

1. В холодное время года температура воздуха должна быть в промежутке между 17 - 20°, а относительная влажность воздуха должна составлять 60 – 75%;

2. В теплое время года температура воздуха должна быть в промежутке 22 - 25°, а относительная влажность воздуха не превышать 60%.

Согласно ещё одному нормативному акту ГОСТ 12.1.004 – 91 ССБТ «Пожарная безопасность» на производстве должны быть выполнены следующие требования по пожарной безопасности:

1. Необходимо обеспечить, чтобы каждый производственный объект был оснащен эффективной пожарной защитой, которая гарантирует минимизацию рисков для людей, связанных с возгораниями. Цель системы - достижение чрезвычайно высокого уровня безопасности, предполагающего, что вероятность воздействия пожарных угроз на человека не должна превышать одного случая на миллион в течение года;

2. В промышленных условиях, каждый работник должен сталкиваться с потенциально опасными эффектами пожара, превосходящими установленный безопасный предел, не более десяти раз за год.

Согласно этому же нормативному акту для предотвращения образования в пожароопасной среде источников зажигания на производстве должны достигаться следующие требования:

1. При использовании оборудование, устройства и различные механизмы должны быть сконструированы таким образом, чтобы они не создавали опасности воспламенения;

2. Необходимо исключать возможность появления искрового заряда в горючей среде;

3. При обработке должны использоваться только инструментов, которые не будут вызвать искр при работе;

4. На производстве должны быть ликвидированы все возможности теплового, химического и микробиологического самовозгорания.

Согласно пункту 3.1 этого же нормативного акта, противопожарная защита должна достигаться следующими способами:

1. Использование оборудования для тушения огня и различных типов пожарных машин;

2. Использование систем автономного обнаружения пожаров;

3. Оборудование, предназначенное для предотвращения распространения огня, является обязательным компонентом производственных мощностей;

4. Применением средств противодымной защиты.

## 5 РАСЧЕТ СТОИМОСТИ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ЭКРАНА

Для определения стоимости создания теплозащитного экрана возьмем стоимость аналогичного солнечного зонда, поскольку стоимость создания теплозащитного экрана обычно составляет от 5% до 15% от стоимости создания аппарата. Так как в конструкцию аппарата входят достаточно дорогие материалы будем считать, что стоимость его создания составляет 15% от стоимости всего аппарата. Ближайшим аналогом взятого за основу аппарата «Интергелиозонд» является европейский солнечный зонд «Solar Orbiter», примерная стоимость его создания оценивается в 350млн.у.е.

Затраты на создание это один из общих технико – экономических показателей в ракетно – космической технике. Эти затраты состоят из затрат на разработку и штатную программу серийных изделий:

$$C_{\text{созд}} = C_{\text{разр}} + C_{\text{шт.пр}} \quad (5.1)$$

Для определения стоимости изготовления прототипа КА будем использовать следующее соотношение, в котором учитывается коэффициент инфляции:

$$C_{\text{оп.обр}} = 2 \cdot K_{\text{инф}} + C_{\text{оп.ан}} = 2 \cdot 1,05 \cdot 350 = 630 \text{ млн.у.е.}, \quad (5.2)$$

где 2 – это коэффициент новизны на коэффициент сложности, который мы принимаем увеличенным, так как производимый солнечный зонд является новой разработкой.

Определим стоимость разработки полноценного аппарата с помощью соотношения ниже:

$$C_{\text{разб}} = C_{\text{ГСЗ}} + C_{\text{ГР}} + C_{\text{НК}} \quad (5.3)$$

Определим затраты, которые использует производитель для производства:

$$C_{ГЗС} = N_{ГЗС} \cdot C_{оп.обр} = 2 \cdot 630 = 1260 \text{ млн.у.е.}, \quad (5.4)$$

где  $N_{ГЗС}$  – экспертное значение, определяющее увеличение затрат головного сборочного завода на тот или иной вид работ.

Рассчитаем затраты, которые будет использовать разработчик КА, при этом учтем, что они составляют примерно 10% от стоимости всей разработки:

$$C_{ГР} = 0,1 \cdot C_{ГЗС} = 0,1 \cdot 1260 = 126 \text{ млн.у.е.} \quad (5.5)$$

Определим затраты, которые будут использовать для создания наземного оборудования, а также для всех вид работ с этим оборудованием:

$$C_{НК} = N_{НК} \cdot C_{оп.обр} = 0,25 \cdot 630 = 157,5 \text{ млн.у.е.}, \quad (5.6)$$

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

Сложив все определим стоимость создания солнечного зонда:

$$C_{разр} = C_{ГЗС} + C_{ГР} + C_{НК} = 1260 + 126 + 157,5 = 1543,5 \text{ млн.у.е.} \quad (5.7)$$

Стоимость разработки теплозащитного экрана определим как:

$$C_{ТЭ} = 0,15 \cdot C_{разр} = 0,15 \cdot 1543,5 = 231,525 \text{ млн.у.е.} \quad (5.8)$$

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе была разработана панель теплозащитного экрана для научного солнечного зонда и его детали для крепления к зонду. Были рассмотрены основные факторы, которые будут влиять на работу солнечного зонда, такие как: величина теплового потока, солнечное излучение, радиационное излучение и ударное воздействие частиц пыли.

Была рассчитана экранно-вакуумная теплоизоляция для защиты панели экрана от ударного воздействия частиц пыли, также были выбраны материалы для ЭВТИ, которые способны выдержать температурные условия, в которых будет находиться зонд.

Для панели экрана были рассмотрены два разных наполнителя: сотозаполнитель и наполнитель из пористого материала. Были рассчитаны эффективная теплопроводность и масса панелей при разных наполнителях. В результате сравнению лучше себя показала панель с наполнителем из пористого материала, так как коэффициент эффективной теплопроводности и масса у неё ниже, чем у панели с сотозаполнителем.

Для панели с пористым наполнителем был произведен тепловой анализ, который показал, что панель способна отражать поступающий на зонд тепловой поток, при этом пропуская через себя минимум тепла, а это означает, что такая панель способна защитить зонд от перегрева.

Чтобы проверить, что материал экрана не разрушается в месте болтовых креплений при нагрузках был произведен анализ при действующих вибрационных нагрузках и силе тяжести, который показал, что при количестве болтов равному 8 разрушения материала в место соединения не происходит, а значит экран способен выдержать нагрузки, которые будут действовать на него при взлете.

Также были учтены опасные факторы, которые возникают при работе с композитными материалами, из которых состоит панель экрана. Чтобы защитить работников от этих опасных факторов были изучены соответствующие

нормативные акты и представлены меры защиты при работе с композитными материалами.

В ходе дипломной работы была определена сумма финансирования, которая необходима для создания представленного в работе теплозащитного экрана, для её определения была использована стоимость создания аппарата, который является аналогом рассматриваемого в работе солнечного зонда.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Солнечная активность: источники, связь с пятнами и вспышками, влияние на Землю и прогнозирование. [Электронный ресурс]: офиц. сайт – Режим доступа: <https://nauchniestati.ru/spravka/solnechnaya-aktivnost/> – 01.12.2023.
2. Основные положения Федеральной космической программы 2016 – 2025. [Электронный ресурс]: офиц. сайт – Режим доступа: <https://www.roscosmos.ru/22347/> – 01.12.2023.
3. Кузнецов В.Д. Проект «Интергелиозонд» / Труды рабочего совещания по проекту «Интергелиозонд», Таруса, 11–13 мая 2011. – М.: Ротапринт ИКИ РАН, 2012. – 192 с.
4. Салосина М.О. Оптимальное проектирование многослойного теплозащитного экрана солнечного зонда / Молодёжь и будущее авиации и космонавтики: сб. аннотаций конкурсных работ 9-го Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов. – М.: Типография «Люксор», 2017. – С. 166 – 167 (290 с.).
5. Петров Н.В. Основы электромагнитной природы Солнечной системы. Часть вторая/ Петров Н.В. – Академик МАНЭБ. Научный консультант ООО «ЭКОПРОБА». – Омск: Ноосфера. Общество. Человек, 2017 – 29 с.
6. Сидорова Л.П. Метеорология и климатология. Часть 1. Метеорология/ Сидорова Л.П. – М.: ФГАОУ ВПО «УрФУ имени первого Президента России Б.Н.Ельцина», 2015. – 197 с.
7. Салосина М.О. Тепловой режим солнечного зонда с учетом ударного воздействия высокоскоростных частиц пыли [Электронный ресурс] / М.О. Салосина; Московский авиационный институт. – М., 2016. – Режим доступа: [https://mai.ru/upload/iblock/51d/salosina\\_rus.pdf](https://mai.ru/upload/iblock/51d/salosina_rus.pdf) – 05.12.2023.
8. Мармер Э.Н. Материалы для высокотемпературных вакуумных установок. / Э.Н. Мармер – М.: Физматлит, 2007 – 152 с.
9. Костиков В.И. Сверхвысокотемпературные композиционные материалы. / И.В. Костиков, А.Н. Варенков – М.: Интермет Инжиниринг, 2003. – 560 с.

10. Керамика для машиностроения. / А.П. Гаршин [и др.]. – М.: Научтехлитиздат, 2003. – 384 с.
11. Бутырин Г.М. Высокопористые углеродные материалы. / Г.М. Бурыгин – М.: Химия, 1976 – 192 с.
12. Щурик А.Г. Искусственные углеродные материалы. / А.Г. Щурик – Пермь: Типография Пермского государственного университета, 2009.-342 с.
13. Матвеев Н.К. Экранно – вакуумная теплоизоляция и определение её характеристик. / К.Н. Матвеев. – СПб: Учебное пособие, 2012. – 41 с.
14. Система обеспечения теплового режима космического аппарата. Расчет характеристик систем обеспечения теплового режима космических аппаратов. [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – Режим доступа: <https://vunivere.ru/work59556> – 10.12.2023.
15. Луми А.Н. Определение эффективной теплопроводности сотопанели. Санкт – Петербургский политехнический университет Петра Великого. [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – Режим доступа: <https://elibrary.ru/item.asp?id=16347868> – 12.12.2023.
16. Каталевич А.М. Влияние структурных характеристик на теплопроводность пористых материалов на основе диоксида кремния / А.М. Каталевич [и др.]. // Успехи в химии и химической технологии. – 2019. – №1. – С.27–31.
17. Томас В. Влияние композитных материалов, применяемых в аэрокосмической промышленности на организм человека. Сибирский государственный университет имени академика М.Ф. Решетнева. [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – Режим доступа: <https://cyberleninka.ru/article/> – 15.12.2023.