

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  
Направление подготовки 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

« 24 » 01 2024 г.

**ДИПЛОМНАЯ РАБОТА**

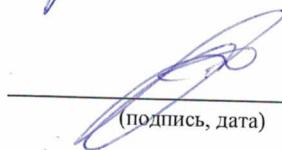
на тему: Выбор основных характеристик элементов микрометеороидной защиты  
космического аппарата

Исполнитель  
студент группы 8111-ос

  
(подпись, дата)

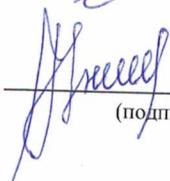
Е.А. Бескоровайная

Руководитель  
доцент, канд. тех. наук

  
(подпись, дата)

В.В. Соловьёв

Консультант по БЖД  
доцент, канд. тех. наук

  
(подпись, дата)

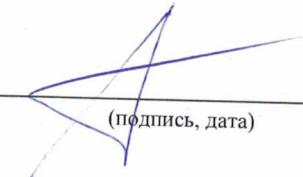
А.В. Козырь

Нормоконтроль  
старш. препод. каф. СиТРК

  
(подпись, дата)

М.А. Арёвков

Рецензент

  
(подпись, дата)

Д.А. Лыков

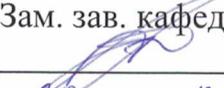
Благовещенск 2024

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. Соловьёв

« 30 » 12 2024 г.

### ЗАДАНИЕ

к выпускной квалификационной работе студента Бескоровайной Екатерины Александровны

1. Тема выпускной квалификационной работы: Выбор основных характеристик элементов микрометеороидной защиты космического аппарата

(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: данные ЕСКД; отчеты по практикам; материалы обзорных статей специалистов в соответствующей области; сведения об отечественных и зарубежных разработках в ракетно-космической отрасли.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: обзор отечественного опыта обеспечения микрометеороидной безопасности; математические модели расчёта основных характеристик микрометеороидной защиты; проектирование микрометеороидной защиты космического аппарата дистанционного зондирования Земли; обеспечение безопасности жизнедеятельности при работе с космическими аппаратами; оценка стоимости микрометеороидной защиты

5. Перечень материалов приложения: титульный лист; цели и задачи дипломной работы.

6. Консультант по БЖД: Козырь А. В., доцент. канд. тех. наук

7. Дата выдачи задания 30.12.2023 г.

Руководитель выпускной квалификационной работы: Соловьёв В. В., доцент,  
канд. тех. наук

Задание принял к исполнению (дата):

30.12.23.

A handwritten signature in blue ink, appearing to be 'В. В. Соловьёв', written over the date line.

## РЕФЕРАТ

Выпускная квалификационная работа содержит 96 страниц, 37 рисунков, 14 таблиц, 5 приложений, 28 источников.

КОСМИЧЕСКОЕ ПРОСТРАНСТВО, ЧАСТИЦА,  
МИКРОМЕТЕОРОИДНАЯ ЗАЩИТА, КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ,  
ПИЛОТИРУЕМАЯ КОСМОНАВТИКА, ЭКРАНЫ УИППЛА, МЕТОД  
КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ, БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ ПРЕДЕЛЬНЫЕ  
УРАВНЕНИЯ

Объектом выпускной квалификационной работы является космический аппарат «КН».

Предметом проекта является микрометеороидная защита космических аппаратов.

Цель работы – обоснование необходимости и проектирование микрометеороидной защиты для космического аппарата.

Проведено изучение отечественного опыта обеспечения микрометеороидной безопасности МКС и пилотируемых кораблей. Представлены основные математические модели, используемые для расчёта характеристик микрометеороидной защиты. Выполнен расчёт вероятности непробоя оболочки космической модели методов конечных элементов. В качестве технологической части разработан технологический процесс изготовления детали «Кронштейн» механической обработкой. Рассмотрены вопросы безопасности жизнедеятельности. Выполнена оценка экономической эффективности микрометеороидной защиты.

Новизна работы заключается в предложении оснащения космических аппаратов конструктивными элементами микрометеороидной защиты.

Результаты работы могут быть использованы в производственных реалиях по соответствующему направлению.

## СОДЕРЖАНИЕ

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ.....	7
ВВЕДЕНИЕ.....	10
1 ОБЗОР ОТЕЧЕСТВЕННОГО ОПЫТА ОБЕСПЕЧЕНИЯ МИКРОМЕТЕОРОИДНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ .....	12
1.1 Проблема обеспечения микрометеороидной защиты .....	12
1.2 Опыт микрометеороидной защиты модулей ОК РС МКС, ТКК Прогресс и ТПК Союз.....	13
1.2.1 Микрометеороидная защита функционально-грузового блока.....	14
1.2.2 Микрометеороидная защита служебного модуля .....	15
1.3 Микрометеороидная защита космических аппаратов .....	19
2 МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ РАСЧЁТА ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МИКРОМЕТЕОРОИДНОЙ ЗАЩИТЫ .....	21
2.1 Баллистические предельные уравнения и математические модели описания микрометеороидной среды.....	21
2.2 Математическая модель оценки живучести космического аппарата по критерию непробоя его внешней оболочки.....	27
3 ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ МИКРОМЕТЕОРОИДНОЙ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ .....	34
3.1 Космические оптические системы наблюдения с зеркалами переотражения .....	34
3.2 Твёрдотельное моделирование космического аппарата наблюдения с зеркалом переотражения .....	37
3.2 Расчёт вероятности непробоя обшивки космического аппарата.....	40
3.3 Предложения по оснащению космического аппарата элементами микрометеороидной защиты .....	46
4 РАЗРАБОТКА МАРШРУТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА НА ИЗГОТОВЛЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ МИКРОМЕТЕОРОИДНОЙ ЗАЩИТЫ.....	50

4.1 Назначение и краткое техническое описание детали .....	50
4.2 Конструктивно-технологический анализ детали .....	53
4.3 Выбор вида и определение размеров заготовки.....	57
4.4 Расчёт припусков на обработку и определение размеров заготовки .....	57
4.5 Разработка маршрутного технологического процесса обработки детали .	60
4.6 Разработка операционного технологического процесса .....	62
4.7 Расчёт режимов обработки.....	67
<b>5 ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПРИ РАБОТЕ С КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ .....</b>	<b>70</b>
<b>6 ОЦЕНКА СТОИМОСТИ МИКРОМЕТЕОРОИДНОЙ ЗАЩИТЫ .....</b>	<b>74</b>
<b>ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....</b>	<b>77</b>
<b>БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЕ ССЫЛКИ .....</b>	<b>79</b>
<b>ПРИЛОЖЕНИЕ А .....</b>	<b>83</b>
<b>ПРИЛОЖЕНИЕ Б .....</b>	<b>84</b>
<b>ПРИЛОЖЕНИЕ В .....</b>	<b>90</b>
<b>ПРИЛОЖЕНИЕ Г .....</b>	<b>91</b>
<b>ПРИЛОЖЕНИЕ Д .....</b>	<b>92</b>

## ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

- АФУ – антенно-фидерное устройство;
- БА КИС – бортовая аппаратура командно-измерительной системы;
- БАКУР – блок автоматики контроля и управления;
- БВС – бортовая вычислительная система;
- БДУС – блок датчиков угловых скоростей;
- БИУС ВОА – блок измерителей угловой скорости волоконно-оптический;
- БКТС – блок контроля телеметрических сигналов;
- БКУ – бортовой комплекс управления;
- БОКЗ – блок определения координат звезд;
- БСУ – бортовое синхронизирующее устройство;
- БЦК – бортовой центральный контроллер;
- ВЗ – вторичное зеркало;
- ВЗН – временная задержка и накопление;
- ВРЛ – высокоскоростная радиолиния;
- ГЗ – главное зеркало;
- ГЛОНАСС – глобальная навигационная спутниковая система;
- ГОСК – гармоническая орбитальная система координат;
- ДЗЗ – дистанционное зондирование Земли;
- ДМ – двигатель-маховик;
- ДУ – двигательная установка;
- ЗУ – запоминающее устройство;
- ИПМВ – инфракрасный построитель местной вертикали;
- КА – космический аппарат;
- КАС – комплекс автоматики и стабилизации;
- КДУ – корректирующая двигательная установка;
- КМП – комплекс метеопрогноза;
- КОИ – комплекс обработки информации;
- КРСПИ – комплекс радиотехнических средств приёма информации;
- КРСУ – комплекс радиотехнических средств управления;

КСН – космическая система наблюдения;

КХИВ – комплекс хранения и информационного взаимодействия;

КЦП – комплекс целевого планирования;

ЛРМ – линейное разрешение на местности;

МКА – малый космический аппарат;

МКУ – модуль контроля и управления;

МПК – многофункциональный программируемый контроллер;

НКУ – наземный комплекс управления;

НППИ – наземный пункт приёма информации;

ОИУС – одноосный измеритель угловой скорости;

ОН – объект наблюдения;

ОСД – оптический солнечный датчик;

ОСК – орбитальная система координат;

ОЭА – оптико-электронная аппаратура;

ОЭТК – оптико-электронный телескопический комплекс;

ПЗС – прибор с зарядовой связью;

РКК – ракетно-космический комплекс;

РКН – ракета космического назначения;

СБ – солнечная батарея;

СД – солнечный датчик;

СОТР – система обеспечения теплового режима;

СППИ – система приема и преобразования информации;

ССН – система спутниковой навигации;

СУД – система управления движением;

СЭП – система электропитания;

ТМИ – телеметрические измерения;

ТТ – тепловая труба;

УМВС – управляющая многофункциональная вычислительная система;

ФПМ – функция передачи модуляции;

ФЭП – фотоэлектрический преобразователь;

ЦА – целевая аппаратура;

ЦВМ – цифровая вычислительная машина;

ЦУП – центр управления полётом;

ЧКХ – частотно-контрольная характеристика;

ЭВТИ – экранно-вакуумная тепловая изоляция.

## ВВЕДЕНИЕ

Модули пилотируемых космических станций, космические аппараты и космические корабли подвергаются взаимодействию с разнообразными факторами космической среды, которыми, в частности, являются микрометеороидные потоки и космический мусор. Существует три общеизвестных способа защиты от космического мусора: проектирование специальных средств защиты; маневрирование станции или корабля; увод наиболее крупных обломков космического мусора с орбиты. В случае микрометеороидной среды эффективным способом выступает только первый, так как частицы космической среды являются мелкими, что делает увод или маневрирование неэффективным или даже невозможным.

Первая глава квалификационной работы составляет обзорно-исследовательскую часть и посвящена описанию опыта защиты модулей МКС и кораблей «Союз» и «Прогресс» от микрометеороидной среды. В ней также представлены основные сведения о космических аппаратах и методах обеспечения их микрометеороидной защиты.

Во второй главе рассматриваются известные в настоящее время математические модели, использующиеся для характеристики микрометеороидной среды, их центральной частью выступают баллистические предельные уравнения (БПУ).

В третьей главе работы, составляющей конструкторско-технологическую часть, представлены конструкторские расчёты основных характеристик защитных экранов, результаты 3D-моделирования микрометеороидной защиты, расчёт вероятности непробоя методом конечных элементов при помощи специализированного ПО с использованием БПУ, описанных во 2 главе.

В четвёртой главе разработан маршрутно-технологический процесс для изготовления детали «Кронштейн» методами механической обработки.

Пятая глава содержит в себе информацию, касающуюся области безопасности жизнедеятельности при работе с микрометеороидной защитой.

В шестой главе представлены экономические расчёты, обуславливающие эффективность использования микрометеороидной защиты по сравнению с возможными убытками вследствие повреждения конструкции КА и целевой аппаратуры, а также бортовых обеспечивающих систем.

# 1 ОБЗОР ОТЕЧЕСТВЕННОГО ОПЫТА ОБЕСПЕЧЕНИЯ МИКРОМЕТЕОРОИДНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ

## 1.1 Проблема обеспечения микрометеороидной защиты

Известно, что космическое пространство, помимо макрообъектов (звёзды, планеты, спутники, кометы и др.) включает себя тела гораздо меньших размеров, которые, однако, движутся с большими скоростями и, следовательно, обладают высокими значениями импульса, в связи с чем их столкновение с изделиями ракетно-космической техники в лучшем случае может привести к деградации материалов, а в худшем – к потере космического аппарата или модуля. Что касается околоземного космического пространства, то оно содержит тела естественного и искусственного происхождения. Если вероятность столкновения с относительно крупными телами можно снизить за счёт маневрирования, то для защиты космических аппаратов, кораблей и модулей станций требуется принимать определённые меры по защите технических объектов от воздействия метеороидной среды.

Таким образом, проблема обеспечения микрометеороидной защиты изделий ракетно-космической техники на этапе выполнения программы полёта является актуальной. Вероятность того, что условный космический аппарат сможет продолжать выполнение своей программы полёта после столкновения с космическими частицами, зависит от свойств материалов, из которых выполнено изделие, а также размеров, скоростей и плотности потока частиц [2].

Если говорить о космических аппаратах, то можно вспомнить резкое снижение мощности КА Sentinel-1A в августе 2016 года. Было зафиксировано, что в одной из солнечных батарей образовалось отверстие диаметром 40 см, что являлось результатом взаимодействия с объектами микрометеороидной среды. Несмотря на то, что аппарат не был потерян, это привело к снижению срока активного существования. Таким образом, внедрение элементов микрометеороидной защиты в структуру аппарата может позволить существенно избежать потерь, связанных с потерей мощности КА.

## 1.2 Опыт микрометеороидной защиты модулей ОК РС МКС, ТГК Прогресс и ТПК Союз

Прежде всего, учёт микрометеороидной среды становится ключевым аспектом при разработке и использовании пилотируемых космических станций, поскольку обеспечение безопасности экипажа остается в центре внимания. В России расчеты и проектирование микрометеороидной защиты осуществляются в Акционерном обществе "Центральный научно-исследовательский институт машиностроения" и Публичном акционерном обществе "Ракетно-космическая корпорация «Энергия»" [2].

Давайте перейдем к рассмотрению различных конструктивных методов защиты модулей Международной космической станции (МКС) от воздействия микрометеороидной среды [2].

Схема РС МКС по состоянию на 2023 г., ТГК «Прогресс» и ТПК «Союз» представлены на рисунках 1-3.

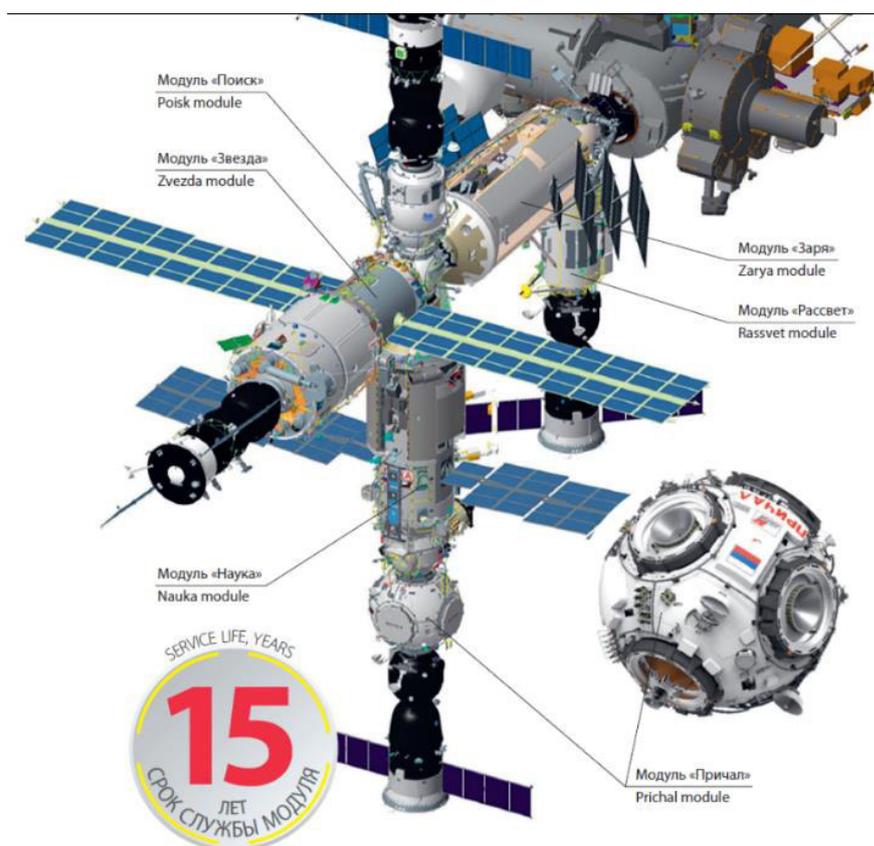


Рисунок 1 – Схема РС МКС на текущий период (конец 2023 – начало 2024 гг.)



Рисунок 2 – ТКК «Прогресс»



Рисунок 3 – ТКК «Союз»

### 1.2.1 Микрометеороидная защита функционально-грузового блока

Функционально-грузовой блок (ФГБ) был первым модулем российского сегмента Международной космической станции (РС МКС). Его создание было финансировано NASA, и американские специалисты были заинтересованы в обеспечении качественной микрометеороидной защиты модуля. На момент разработки данного модуля опыт по обеспечению микрометеороидной защиты имелся только у США, и в результате взаимодействия специалистов NASA и

Государственного космического научно-производственного центра имени М. В. Хруничева, которые усвоили опыт американских коллег, было предложено конструктивное решение, заключающееся в оснащении модуля экранами, состоящими из металлических сеток, прикрепленным к сотопанелям [2].

Масса всех элементов микрометеороидной защиты, по конструктивной схеме представляющих собой простейшие одинарные экраны Уиппла, составила около 1,5 тонн. ФГБ как изделие ракетно-космической техники отличалось сложностью конструкции, включало в себя топливные баки (столкновение с которыми могло привести к потере всего модуля), и в поисках наиболее оптимального варианта защиты удалось предложить около 30 конструктивных решений микрометеороидной защиты [2].

Экранная защита малого лабораторного модуля с улучшенными характеристиками (МЛМ-У), который планировалось включить в состав МКС в 2019 году, в основном, использует типы экранов, заимствованные из конструкторской документации на модуль ФГБ. Этот подход обеспечивает эффективную защиту и удовлетворяет требованиям безопасности для обоих модулей [2].

Впоследствии специалистами РКК «Энергия» был проведён расчёт вероятности непробоя (ВНП) внешней конструкции как модуля ФГБ, так и МЛМ-У методом конечно-элементного моделирования в специализированном ПО Bumper (разработка NASA). Результаты подтвердили выполнение требований по ВНП на назначенный срок службы (не менее 0,97 за 15 лет). Это подтверждает высокий уровень безопасности и эффективности экранной защиты, спроектированной для будущего включения модуля МЛМ-У в конфигурацию МКС [2].

### 1.2.2 Микрометеороидная защита служебного модуля

На рисунках 4-8 представлены различные варианты микрометеороидной защиты служебного модуля (СМ), разработанные специалистами РКК «Энергия» и АО «ЦНИИмаш».

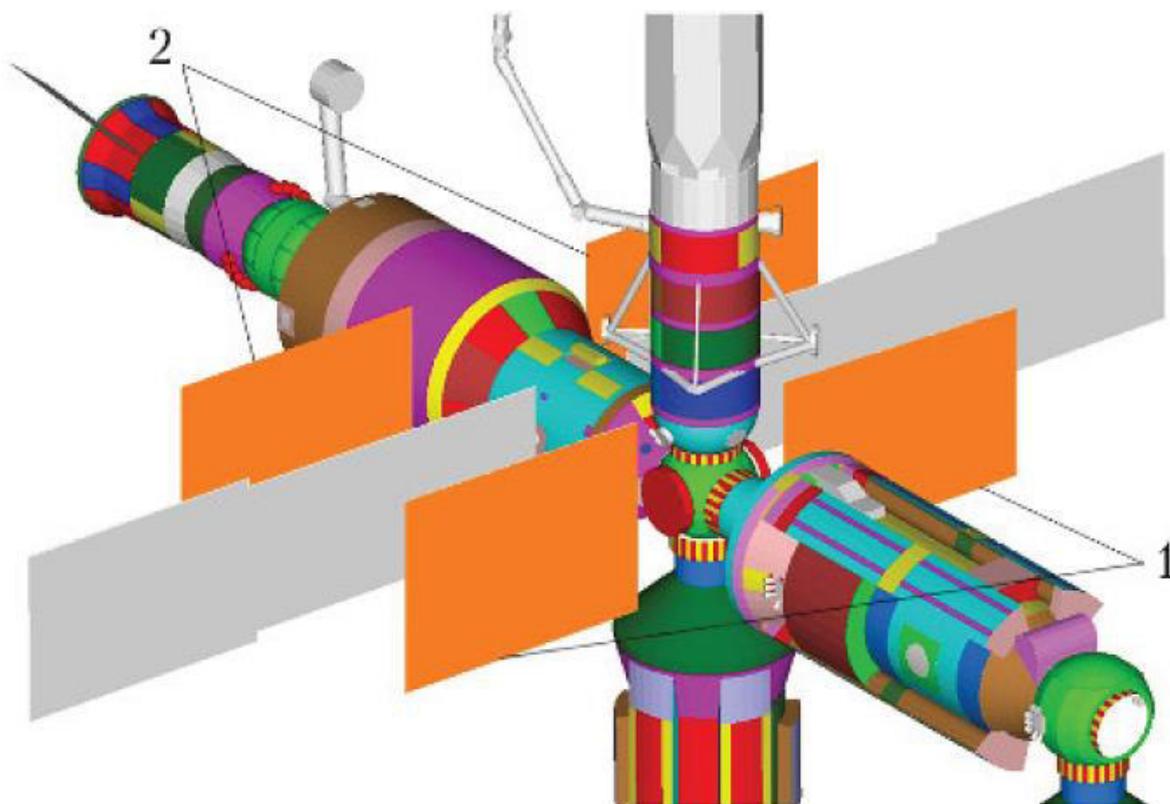


Рисунок 4 – Теневая экранная защита

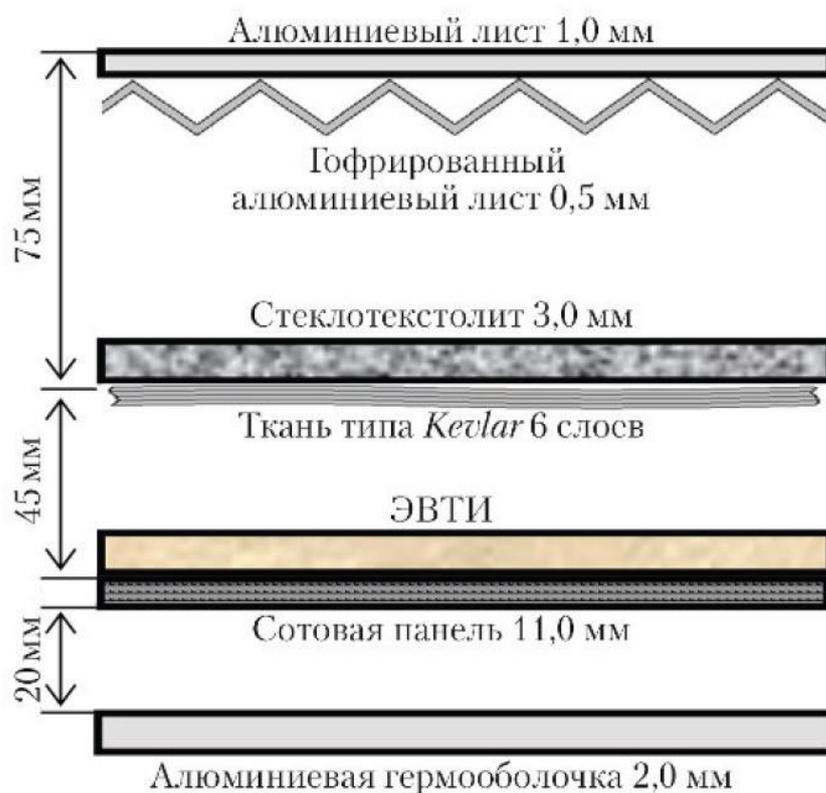


Рисунок 5 – Дополнительные противоосколочные панели (многостеночный экран Уиппла)

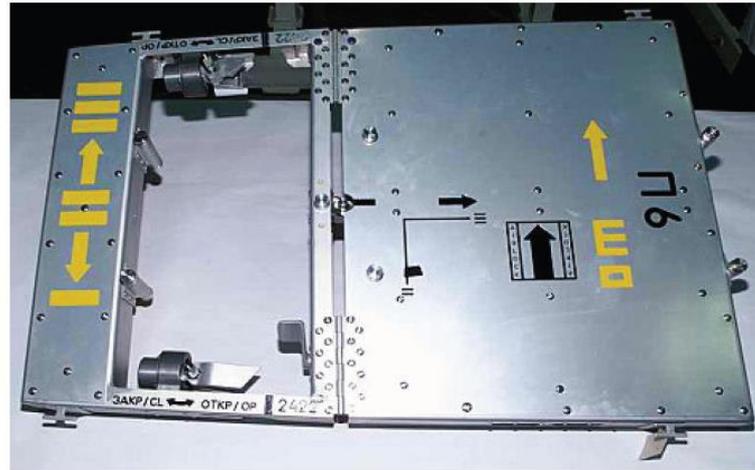
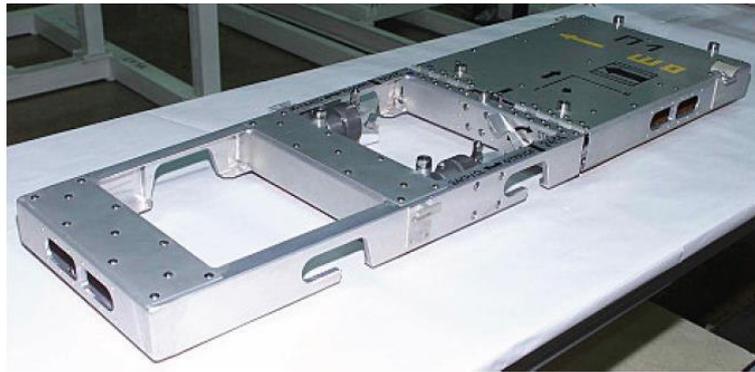


Рисунок 6 – Дополнительные противоосколочные панели

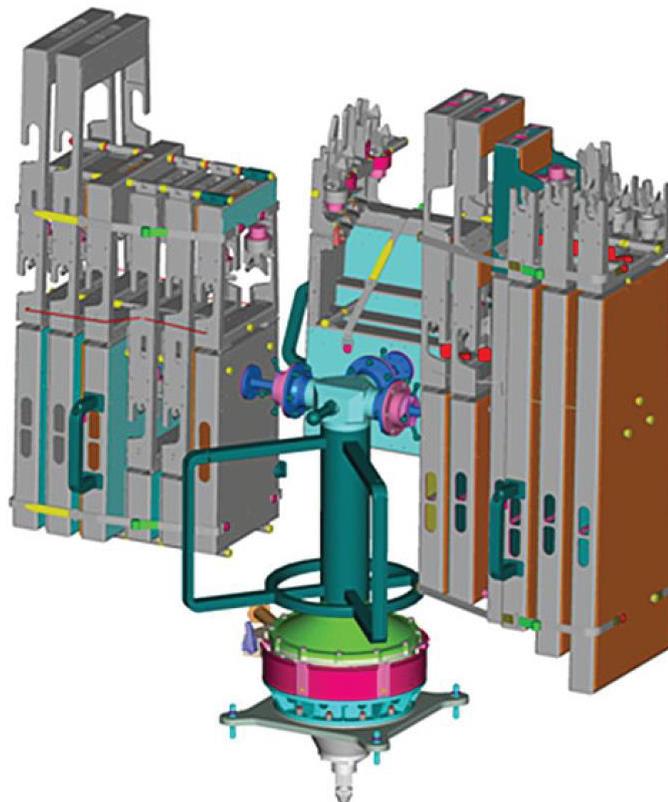


Рисунок 7 – Дополнительные противоосколочные панели в укладке

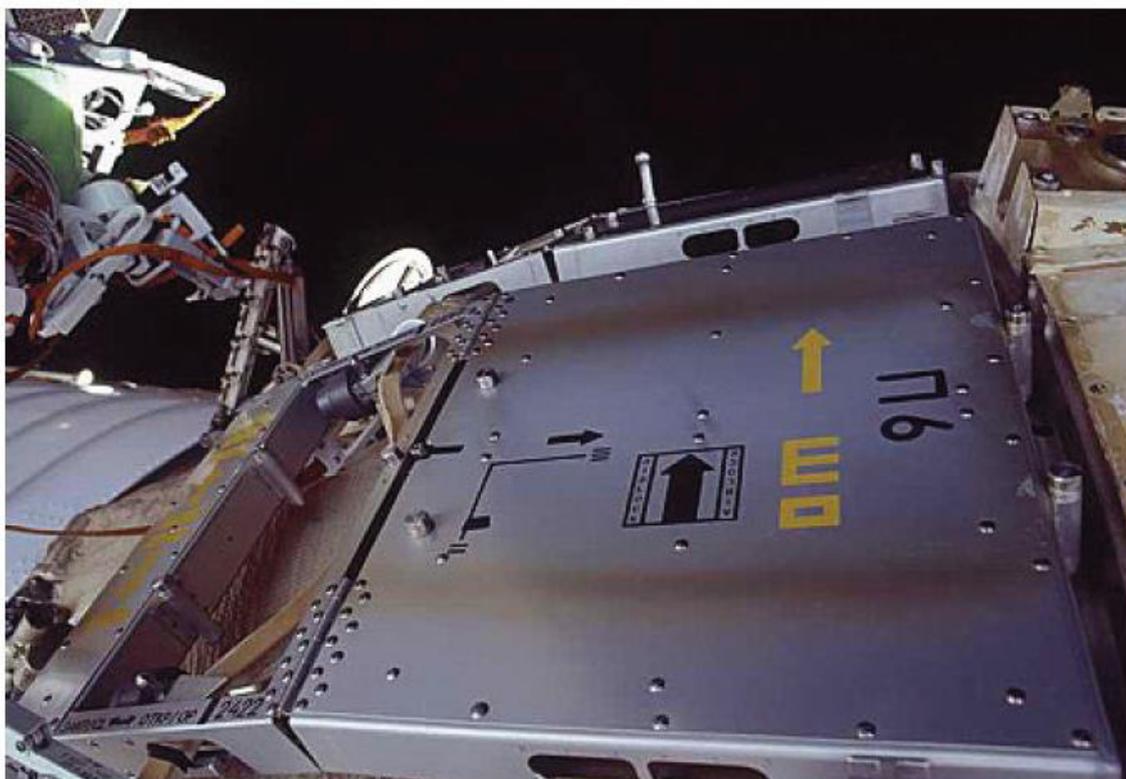
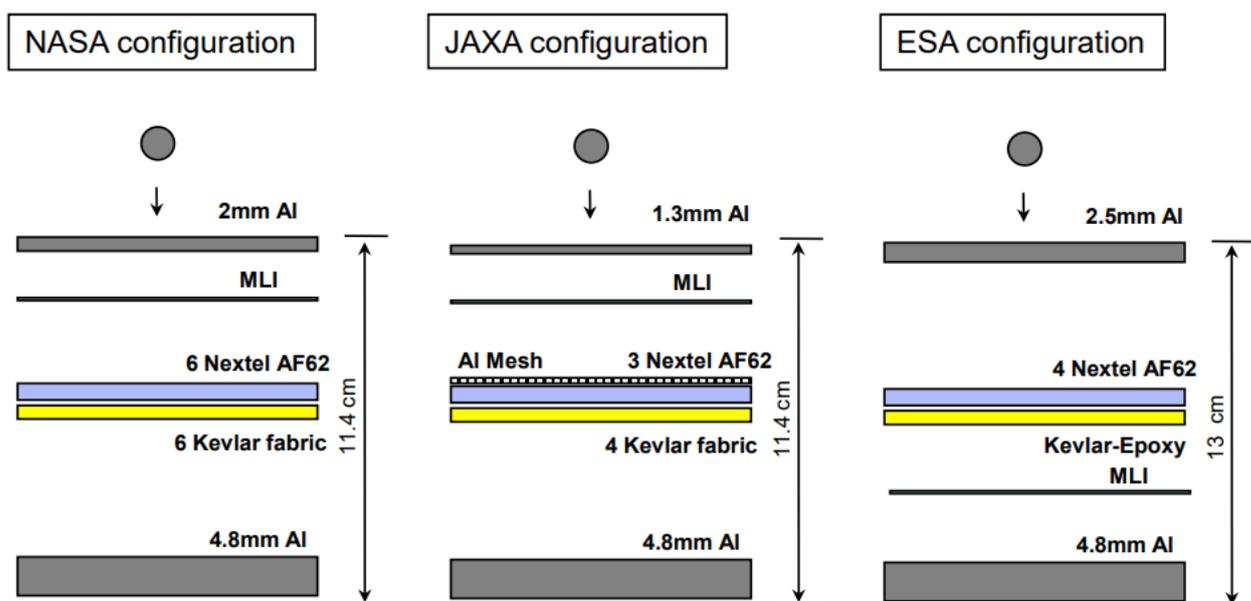


Рисунок 8 – Установленные на МКС дополнительные противоосколочные панели

### 1.2.7 Микрометеороидная защита модулей американского, европейского, и японского сегмента МКС

На рисунке 9 представлены типовые конструктивные решения для экранной защиты американских модулей (NASA), европейских (ESA) и японских (JAXA) [2].



Typically, bumpers are Al 6061-T6, rear walls are Al 2219-T87 or Al 2219-T851  
Kevlar 29 style 710 or Kevlar KM2 style 705 fabric are typically used

Рисунок 9 – Экранная защита иностранных модулей МКС

### 1.3 Микрометеороидная защита космических аппаратов

Для повышения защищенности КА необходимо предусмотреть установку бортового комплекса защиты, включающего:

- приборы контроля окружающего пространства;
- выдвижные защитные экраны;
- средства разворота КА к летящим частицам наименее уязвимой стороной;
- средства маневрирования КА и т.п.

В качестве средств разворота и маневрирования КА можно привлекать штатные системы ориентации и коррекции орбиты.

Кроме того, для контроля окружающего пространства необходимо привлекать наземные станции слежения.

Наибольшее внимание при проектировании уделяется конструктивно-компоновочным решениям, от которых зависит живучесть летательного аппарата. Некоторые из этих решений приведены ниже.

- 1) Применение защитных экранов, утолщение оболочек, изменение их конфигурации, применение других конструкционных материалов.
- 2) Компактная компоновка важнейших элементов и их бронезащита.
- 3) Дублирование и пространственное разобщение элементов и систем.
- 4) Организация слива топлива из пораженных баков. Применение отсечных клапанов, изолирующих пораженные участки трубопроводов.
- 5) Исключение контакта компонентов самовоспламеняющегося топлива.
- 6) Отключение второстепенных потребителей систем.
- 7) Применение дополнительных автономных приводов с электродистанционным управлением.
- 8) Разработка негерметичных приборных отсеков или организация охлаждения приборов с помощью термоплат.

Защитные экраны могут применяться как для защиты всего аппарата, так и для защиты отдельных его частей. Защитные экраны могут быть конструктивно выполнены в виде однослойной или многослойной преграды с наполнителем или без него. Защитные экраны требуют для себя дополнительной массы материала. Защитные свойства таких экранов зависят от их массы и конструкции (внутренней структуры экрана).

Например, на космическом аппарате "Вега", предназначенном для исследования кометы Галлея, имеется экран, выполненный в виде двух дополнительных оболочек, установленных на стенке корпуса защищаемого отсека. Этот экран совместно со стенкой корпуса защищаемого отсека представляет собой трехслойную защитную конструкцию. Средний слой защитной конструкции предназначен для дополнительного разрушения осколков частицы и обломков преграды, образовавшихся вследствие взаимодействия высокоскоростной частицы с внешним слоем экрана.

## 2 МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ РАСЧЁТА ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МИКРОМЕТЕОРОИДНОЙ ЗАЩИТЫ

### 2.1 Баллистические предельные уравнения и математические модели описания микрометеороидной среды

Для определения основных проектных параметров микрометеороидной защиты следует воспользоваться баллистическими предельными уравнениями.

Баллистические предельные уравнения (БПУ) – уравнения, которые используют для установления соотношения между свойствами выбранного материала защитной стенки и скоростью, а также размерами частиц, с которыми происходит взаимодействие.

Использование БПУ позволяет построить график функции повреждения, которая представляет собой зависимость критического диаметра частицы от скорости её удара. Например, на рисунке 20 представлены функции повреждения для стенки из различных материалов, которые были построены в соответствии с уравнениями, представленными в таблице 1.

В настоящее время существует достаточно большое количество БПУ, использующихся для описания взаимодействия стенок из разных материалов с набегающим потоком частиц. Например, их можно найти в ряде источников [3-12]. Следует отметить, что использование различных уравнений может привести к различным результатам, что говорит о необходимости продолжения исследований в данной области. Это отчётливо представлено на рисунке 20, где можно заметить различие в критических диаметрах частиц для одних и тех же скоростей.

Таблица 1 – Значения параметров для БПУ одиночной стенки

№	Наименование БПУ	$K_{II}$	$K_I$	$\lambda$	$k$	$\beta$	$\zeta$
1	Pailer-Grun	1,0	0,770	1,212	0,500	0,737	0,875
2	Naumann, Jex, Johnson	1,0	0,650	1,056	0,500	0,500	0,875
3	Gardner	1,0	$0,608\sigma^{-0,093}$	1,059	0,343	0,686	0,976

Продолжение таблицы 1

4	McDonnell&Sullivan (M&S)	1,0	$0,756[\sigma_{AI} / \sigma]^{0,134}$	1,056	0,476	0,476	0,806
5	Gardner, McDonnell, Collier	1,0	$0,85A^{-0,153}$	1,056	0,382	0,763	0,763
6	ESABASE (толстая пластина)	1,8...3,0	0,200...0,330	1,056	0	0,519	2/3
7	ESABASE (тонкая пластина)	1,0	0,260...0,640	1,056	0	0,519	0,875
8	Multi-layer insulation (многослойная изоляция)	1,0	0,370	1,056	0	0,519	0,875
9	Frost	1,0	0,430	1,056	0	0,516	0,875
10	Naumann	1,0	0,326	1,056	0	0,499	2/3
11	Cour-Palais (толстая стеклянная мишень)	1,85...7,0	0,530	1,060	0	0,500	2/3
12	McHugh&Richardson (толстая стеклянная мишень)	1,85...7,00	0,640	1,200	-0,500	0	2/3

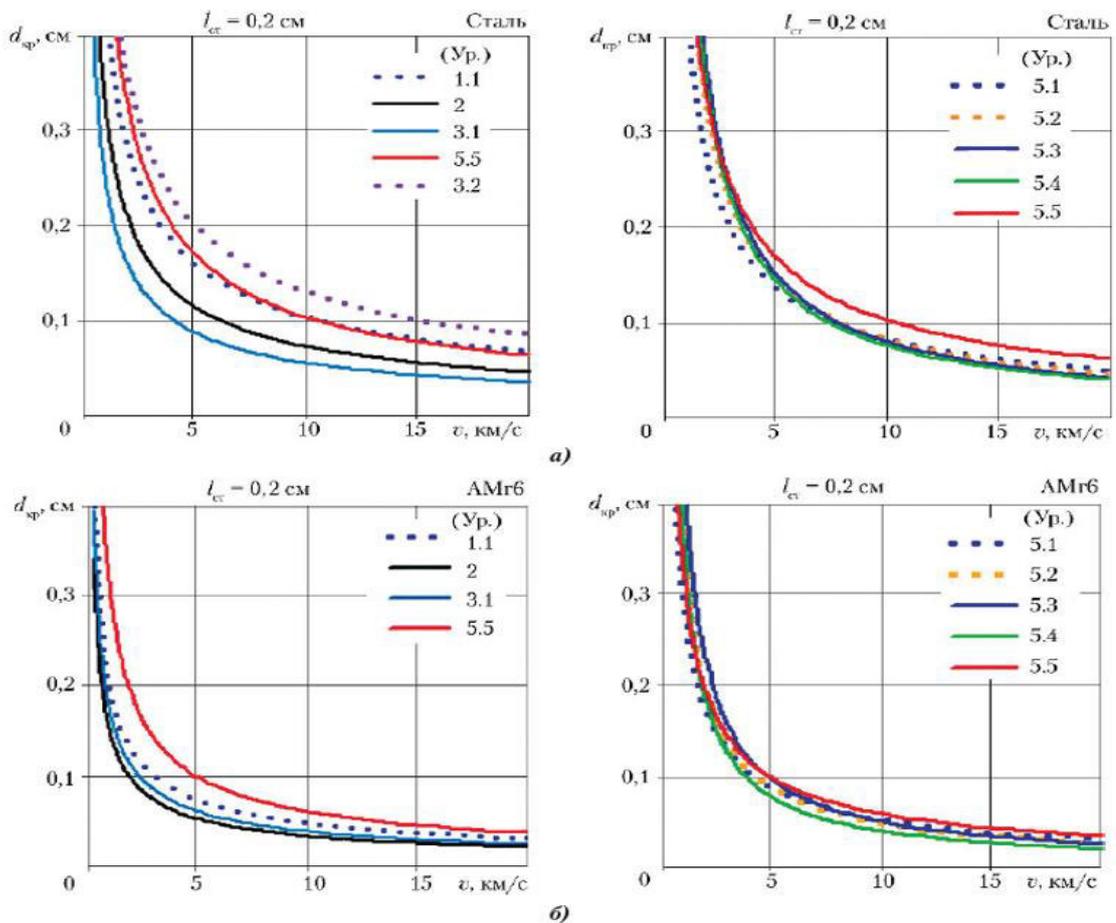


Рисунок 10 – Кривые разрушения для различных материалов и уравнений (соответствуют номерам в источнике [2])

Баллистические предельные уравнения используются совместно с математическими моделями для описания микрометеороидной среды.

Основная проблема с использованием математических моделей для описания микрометеороидной среды заключается в том, что все они основываются на экспериментальных данных, получение которых, в свою очередь, связано с рядом таких факторов, как точность детектирования, продолжительность эксперимента, выбор уравнений регрессии и интерполяций для математического описания и др. Несмотря на то, что большинство известных в настоящее время математических моделей даёт схожие результаты, в частных случаях показания могут различаться даже на порядки. Из этого следует, что при проведении расчётов микрометеороидной защиты необходимо рассматривать разные модели и делать выводы на основании анализа наиболее полного объёма результатов.

В качестве примера перечислим в таблице 2 некоторые основные математические модели микрометеороидной среды, известные в настоящее время.

Таблица 2 – Модели спорадической метеороидной среды

Модель метеороидной среды	Год публикации	Применяемость (расстояние от Солнца), а.е.	Диапазон масс метеороидов, г	Предполагаемая плотность метеороидов
ГОСТ 25645.128-85	1985	-1	$10^{-9} \dots 10^2$	2,5 г/см <sup>3</sup>
Модель Грюна	1985	-1	$10^{-18} \dots 10^2$	2,5 г/см <sup>3</sup>
Модель Дивайна	1993	0,1-20	$10^{-18} \dots 1$	2,5 г/см <sup>3</sup> при $m < 10^{-6}$ г; 1 г/см <sup>3</sup> при $10^{-6} < m < 10^{-2}$ г; 0,5 г/см <sup>3</sup> при $m > 10^{-2}$ г;
NASA SSP 30425	1994	-1	$10^{-18} \dots 10^2$	
Модель Дивайна-Стаубэча	1996	0,1-20	$10^{-18} \dots 1$	
Модель Дикарева	2004	0,1-10	$10^{-18} \dots 1$	2,5 г/см <sup>3</sup>
МЕМ	2006	0,2-2	$10^{-6} \dots 10$	1 г/см <sup>3</sup>
Примечание: МЕМ – Meteoroid Engineering Model (инженерная метеороидная модель).				

Модель 2 (Грюна) в ЕКА и NASA рассматривается, фактически, как современный стандарт для моделирования спорадической метеороидной среды в окрестностях Земли. Модель описывает ППМ всех частиц, включая ливневые, с их суммированием и усреднением за полный год. Это изотропная модель: метеороиды приходят изотропно со всех сторон и с одной и той же скоростью. Модель основана на данных от лунных кратеров, зодиакальном свете и прямых измерениях. При получении ППМ предполагались фиксированными скорость метеороидов (20 км/с) и плотность вещества, из которого они состоят (2,5 г/см<sup>3</sup>). Величина  $N(m)$  ППМ в этой модели описывается следующим аналитическим выражением:

$$N(m) = c_0 \{ F_1(m) + F_2(m) + F_{3(m)} \}; \quad (1)$$

$$F_1(m) = (2,2m^{0,306} + 15,0)^{-4,38} \text{ для } m > 10^{-9} \text{ г}; \quad (2)$$

$$F_2(m) = 1,3 \cdot 10^{-9} (m^{0,306} + 10^{11} m^2 + 10^{27} m^2)^{-0,36} \text{ для } 10^{-14} < m < 10^{-9} \text{ г}; \quad (3)$$

$$F_3(m) = 1,3 \cdot 10^{-16} (m + 10^6 m^2)^{-0,85} \text{ для } 10^{-18} < m < 10^{-14} \text{ г}, \quad (4)$$

где  $c_0 = 3,15576 \cdot 10^7$  – постоянная для преобразования (м<sup>2</sup>с<sup>-1</sup>) в (м<sup>2</sup>год<sup>-1</sup>).

Как известно, кроме спорадического фона в космическом пространстве существуют направленные потоковые движения метеороидов (с достаточно четко выраженными радиантами и заметным, иногда значительным, увеличением ППМ по сравнению со спорадическим). Такие компактные потоки метеороидов иногда именуется «рой». Более часто используется понятие «ливни» — исторически это понятие применялось для метеорных потоков. В целях общности сделаем несколько замечаний о взаимосвязи ливневых потоков метеороидов и спорадического фона:

– ливневые модели могут использоваться совместно или без спорадической метеороидной модели;

– использование ливневых моделей для оценок ППМ, применяемых при определении ВНП, имеет смысл лишь для краткосрочных полетов и при ожидаемой высокой ливневой активности, определяемой положением Земли на ее орбите;

– для долгосрочного полета эффект направленного действия ливневых потоков смазывается и не дает дополнительной информации в сравнении со спорадическим вариантом, т. е. спорадическая модель в этом случае включает в себя и ливневую составляющую (как принято в модели Грюна).

БПУ для конструкции, включающую в себя несколько стенок, можно записать как частный случай экранов Уиппла (одностенная защита), схема которого представлена на рисунке 11.

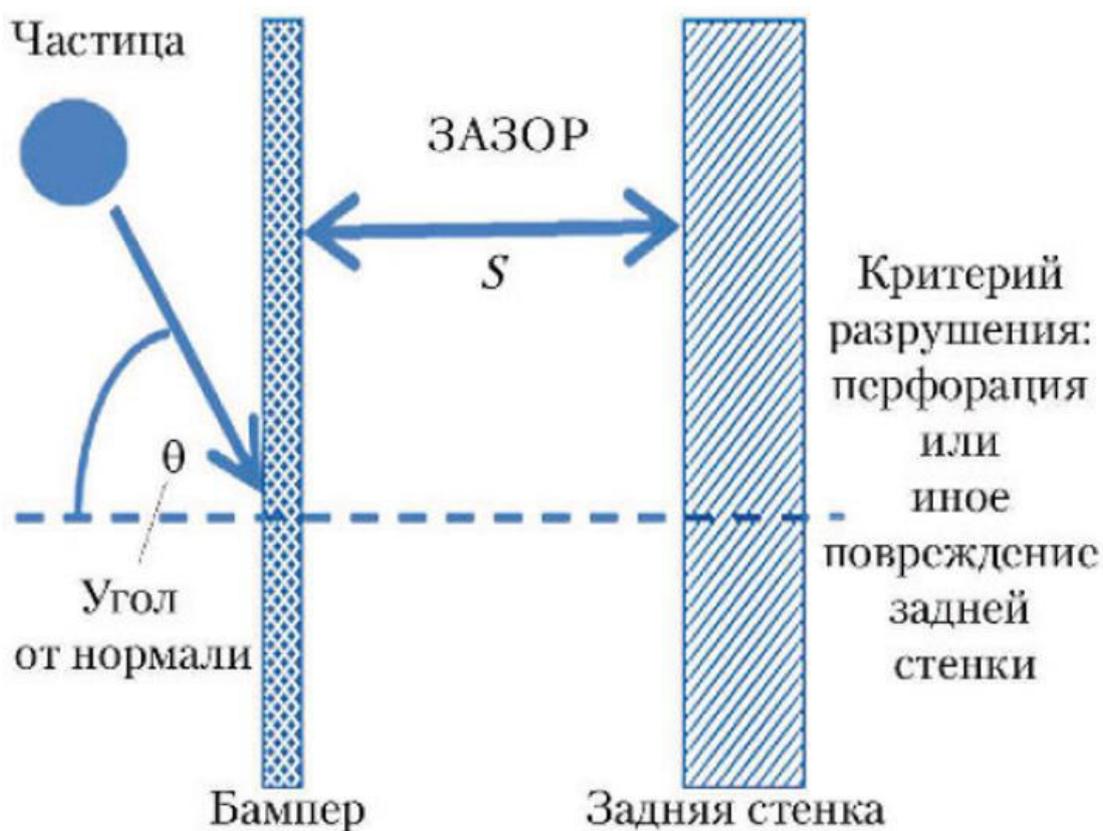


Рисунок 11 – Двухстенная защита (защита Уиппла)

В выпускной квалификационной работе используется модифицированное уравнение Кур-Паласа для защиты Уиппла как наиболее распространённое в NASA, которое также лежит в основе практически всех более современных уравнений:

$$d_{кр} = \left[ \frac{(K_0 \cdot l_{cm}^\omega + K_0 \cdot l_\delta^\mu \cdot \rho_\delta^{\nu_2}) \cdot S^\delta}{K_1 \cdot \rho_{cm}^k \cdot \rho_\delta^{\nu_1} \cdot \rho_\delta^\beta \cdot v^\gamma (\cos \theta)^\xi} \right]^{\frac{1}{\lambda}}, \quad (5)$$

где  $d_{кр}$  – критический диаметр частицы, см;

$l_{cm}$  – толщина стенки, см;

$l_\delta$  – толщина бампера, см;

$\rho_\delta$  – плотность материала бампера, г/см<sup>3</sup>;

$\rho_{cm}$  – плотность материала стенки, г/см<sup>3</sup>;

$\rho_\delta$  – плотность материала частицы, г/см<sup>3</sup>;

$v$  – скорость частицы, км/с;

$\theta$  – угол между вектором скорости частицы и нормалью к поверхности, град;

$S$  – зазор между бампером и стенкой, см.

Остальные параметры используем в соответствии с таблицей 3 для случая 1 – Modified Cour-Palais (модифицированное уравнение Кур-Паласа).

Таблица 3 – Основные параметры, используемые в БПУ

Уравнение	v, км/с	Переменные, константы и показатели степени переменных										
		-	-	$\rho_\delta$	v	$\rho_{cm}$	S	cos $\theta$	$\rho_\delta$	$l_\delta$	-	-
		$K_1$	$K_2$	$\beta$	$\gamma$	k	$\delta$	$\xi$	$v_1/v_2$	$\mu$	$\lambda$	$K_0$
Modified Cour-Palais	v<3	0,6A	1,667K <sub>1</sub>	0,5	2/3	0	0	5/3	0/0	1	1,056	1
	v>7	0,129B	0	0,5	1	0	0,5	1	0,167/0	0	3/2	1
ESA+Triple	v<3	0,312A	1,667K <sub>1</sub>	0,5	2/3	0	0	5/3	0/0	1	1,056	1
	v>7	0,107B	0	0,5	1	0	0,5	1	0,167/0	0	3/2	1
NASA <sub>1</sub> +ISS	v<3	0,6A	1,667K <sub>1</sub>	0,5	2/3	0	0	5/3	0/0	1	1,056	1
	v>7	[3,918B] <sup>-3/2</sup>	0	0,5	1	0	0,5	1	0,167/0	0	3/2	1
NASA <sub>2</sub> +Shock	v<3	0,3A	1,233K <sub>1</sub>	0,5	2/3	0	0	5/3	0/1	1	1,056	1
	v>6	22,545A	0	1	1	-1	2	1	0/0	0	3	1
NASA <sub>3</sub> +Bumper	v<3	0,4A	0,925K <sub>1</sub>	0,5	2/3	0	0	5/3	0/1	1	1,056	1
	v>6	18,224A	0	1	1	-1	2	1	0/0	0	3	1
New Cour- Palais	v <sub>n</sub> ≤4,2	0,6	1	0,5	2/3	0	0	4/3	0/0	1	1,056	1/(AK <sub>01</sub> )
	v <sub>n</sub> ≥8,4	K <sub>11</sub> <sup>2/3</sup> C	0	1/3	2/3	0	1/3	4/3	0,111/0	0	1	1,155
MET	v <sub>n</sub> ≤3	0,6	1	0,5	2/3	0	0	5/3	0/0	1	1,056	1/A
	v <sub>n</sub> ≥7	C	0	1/3	2/3	0	1/3	2/3	0,111/0	0	1	E

Примечание:

$$A = \left( \frac{\sigma_{cm}}{275,8} \right)^{-0,5}; \quad (6)$$

$$B = \left( \frac{\sigma_{cm}}{482,8} \right)^{-0,5}; \quad (7)$$

$$C = \left( \frac{\sigma_{cm}}{482,8} \right)^{\frac{1}{3}}, \quad (8)$$

где  $\sigma_{cm}$  - предел текучести материала задней стенки, МПа.

При высоких скоростях ( $v_n \geq 7$ ,  $v_n \geq 8,4$ )  $\omega = 2/3$ , в остальных случаях  $\omega = 1$ .

Постоянная  $E$  зависит от типа защиты:  $E = 2,9754$  – для защиты типа Уиппла с многослойной изоляцией впереди;  $E = 3,9180$  – для защиты типа Уиппла без многослойной изоляции;  $E = 5,2002$  – для защиты типа Уиппла с наполнителем и многослойной изоляцией впереди.

## **2.2 Математическая модель оценки живучести космического аппарата по критерию непробоя его внешней оболочки**

Метод оценки живучести КА по критерию непробоя его внешней оболочки применим к космическим аппаратам, которые имеют относительно простую форму и малое количество элементов внешней компоновки. Он основан на допущении, что пробой внешней оболочки приводит к отказу КА. Повреждение элементов внутренней компоновки КА в этом методе не пускается. Наиболее полно метод оценки живучести КА по критерию непробоя его внешней оболочки с учетом различных факторов (наличие спорадических и поточных метеорных частиц, а также частиц искусственного происхождения, экранирования элементов КА Землей и другими элементами КА и т.п.) излагается в работах Л.П. Юмашева. Напомним, что спорадические метеорные частицы – это частицы,

имеющие произвольную ориентацию орбиты в пространстве (в отличие от поточных метеорных частиц, которые принадлежат потокам, скоплениям, движущимся по орбитам вокруг Солнца, пересекающим орбиту Земли).

1) На основе конструктивно-компоновочной схемы КА составляется геометрическая модель внешней поверхности КА, которая представляет собой набор плоских элементов относительно небольших размеров, как это схематично показано на рисунке 15. Количество элементов выбирается из условия необходимой точности оценки живучести КА. С одной стороны, увеличение количества элементов позволяет более точно описать конструкцию сложной формы, но, с другой стороны, увеличение количества элементов ведет к накоплению ошибок в оценке живучести из-за большого количества составляющих членов в расчетных формулах.

2) Для каждого элемента геометрической модели в банк данных заносятся число слоев при многослойной конструкции оболочек, марка конструкционного материала и характеристики каждого слоя толщина каждого элемента слоя

$$\delta_{ij} = (i = \overline{1, n_1}; j = \overline{1, n_2}), \quad (9)$$

где  $n_1$  – количество всех элементов геометрической модели КА;

$n_2$  – число слоев в элементе геометрической модели КА.

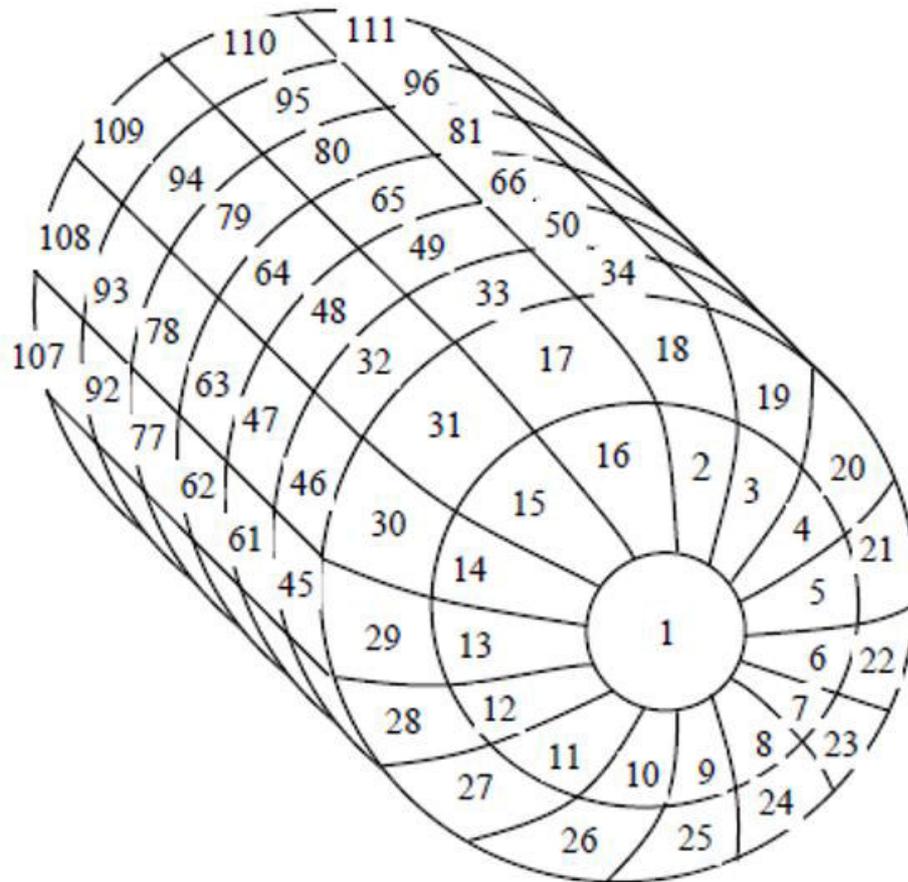


Рисунок 12 – Конечно-элементная модель внешней компоновки космического аппарата

Материалы и толщины каждого слоя элементов определяются по рабочим чертежам конструктивных элементов КА (если они уже разработаны на момент проведения оценки живучести) или назначаются по прототипам (если оценка живучести производится на стадии эскизного проектирования).

3) Для каждого элемента геометрической модели КА (или группы элементов) выбирается зависимость для определения предельно пробиваемой толщины преграды. В настоящей выпускной квалификационной работе принято использовать модифицированное уравнение Кур-Паласа.

4) Для каждого элемента геометрической модели КА находится минимальная масса частицы, которая может пробить рассматриваемый элемент. Такая масса находится при замене предельно пробиваемой толщины преграды  $\delta_{\text{пп}}$  истинной толщиной анализируемого элемента  $\delta_i$ , то есть

$$m_{0i} = \left( \frac{\delta_i}{k_\delta V_0^\beta \rho^\lambda} \right)^{\frac{1}{\alpha}}, \quad (10)$$

где  $k_\delta, \alpha, \beta, \gamma$  – эмпирические коэффициенты, принимаемые согласно используемой модели микрометеороидной среды. Примечание:  $\delta_i$  соответствует  $l_{ст}$  из уравнения Кур-Паласа.

5) Определяется количество спорадических метеорных частиц, которое может пробить  $i$ -й элемент. Математическая модель для оценки количества спорадических метеорных частиц в околоземном космическом пространстве  $N$ , приходящих на плоскую площадку площадью в  $1 \text{ м}^2$  за 1 секунду со стороны полупространства рассматриваемой площадки ( $2\pi$  стерадиан) в зависимости от массы метеорных частиц (не менее  $m$ ), имеет следующий вид:

$$N = a \cdot m^{-b}, \quad (11)$$

где  $a$  и  $b$  – параметры, определяемые из следующих зависимостей:

$$\ln a = \begin{cases} -11,8 \text{ при } m \leq 10^{-6} \text{ г;} \\ -13,4 \text{ при } m > 10^{-6} \text{ г;} \end{cases} \quad (12)$$

$$b = \begin{cases} 0,8 \text{ при } m \leq 10^{-6} \text{ г;} \\ 0,4 \text{ при } m > 10^{-6} \text{ г.} \end{cases} \quad (13)$$

График такой зависимости схематично представлен на рисунке 13.

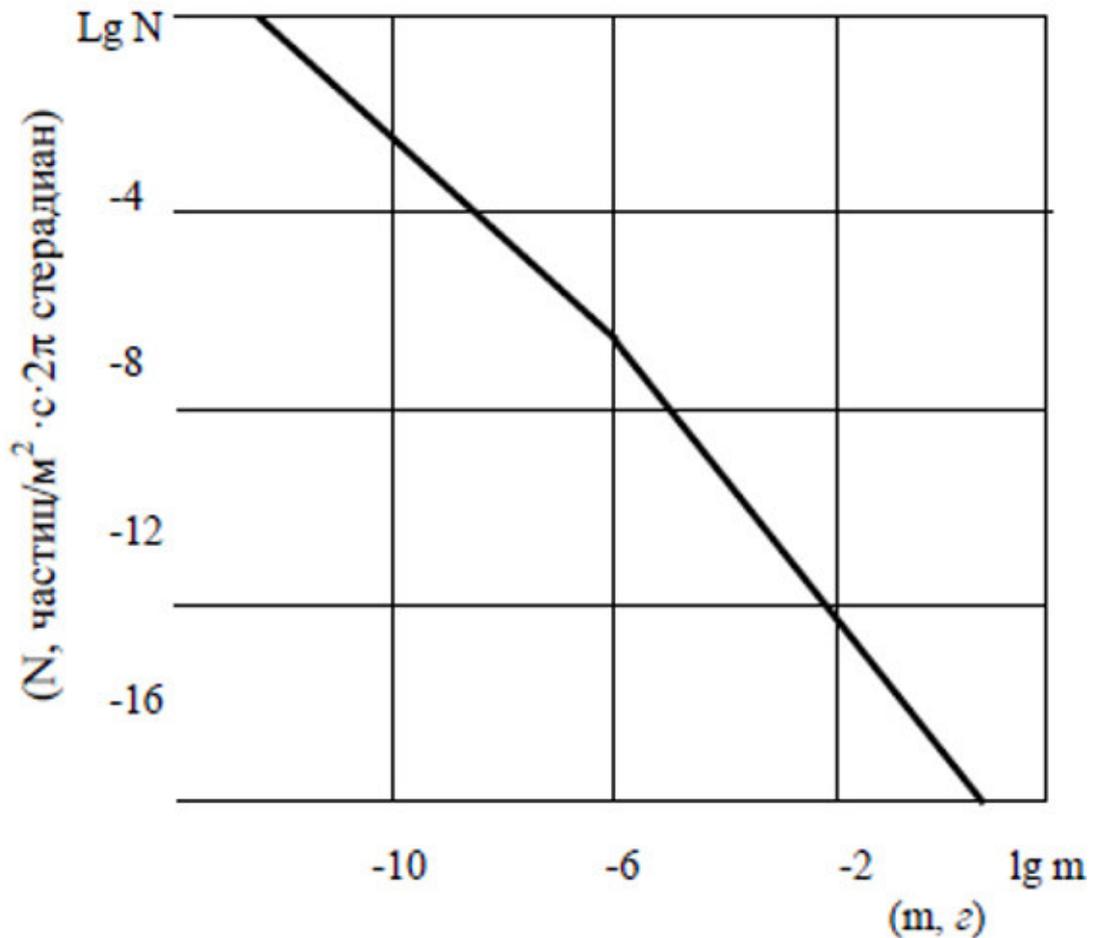


Рисунок 13 – График распределения метеорных частиц по массе

Подставляя (10) в выражение (11), получаем следующее выражение для оценки количества спорадических метеорных частиц  $N_{0i}$ , которое может пробить  $i$ -й элемент:

$$N_{0i} = a \cdot m_{0i}^{-b} = \left( \frac{\delta_i}{k_\delta V_0^\beta \rho^\lambda} \right)^{\frac{b}{a}}, \quad (14)$$

где в соответствии с рекомендациями COSPAR принято:  $V_0 = 25 \text{ км/с}$ ,  $\rho = 2,5 \text{ г/см}^3$ .

б) Определяются вероятности непробоя каждого элемента по зависимости

$$P_{0i} = e^{-N_{0i} A_{Si} \Delta t}, \quad (15)$$

где  $A_{Si}$  – площадь рассматриваемого элемента;

$\Delta t$  – время полёта КА, за которое проводится оценка его живучести.

Формула (15) получена из закона Пуассона в предположении, что событие непробоя элемента конструкции соответствует событию непопадания ( $x = 0$ ) в этот элемент частицей с массой  $m_{0i}$ :

$$P_x = \frac{M^x}{x!} e^{-M}, \quad (16)$$

где  $P_x$  – вероятность выпадения случайного числа  $x$ ;

$x$  – аргумент закона распределения Пуассона (целое число, исключая 0);

$M$  – математическое ожидание случайного числа  $x$  (в данном случае

$$M = N_{0i} A_{Si} \Delta t .$$

7) Определяется живучесть КА по следующей зависимости:

$$P_{KA} = 1 - \sum_{i=1}^n N_{0i} A_{Si} \Delta t. \quad (17)$$

Эта формула приближённая и получена из следующих соображений. Если рассматривать пробой элементов конструкции КА как редкие события (т.е. показатель степени в выражении (15) значительно меньше единицы), то функцию (15) можно разложить в ряд Тейлора в окрестности нуля, ограничиться линейными членами разложения и получить следующую зависимость:

$$P_{0i} \approx 1 - N_{0i} A_{Si} \Delta t. \quad (18)$$

Далее, поскольку для безотказной работы КА (в плане живучести) необходимо, чтобы все рассматриваемые элементы не отказали (не были пробиты), то для расчёта живучести КА можно воспользоваться формулой надёжности для последовательного соединения элементов, а именно:

$$P_{KA} = \prod_{i=1}^n P_{0i} = \prod_{i=1}^n (1 - N_{0i} A_{Si} \Delta t) \approx 1 - \sum_{i=1}^n N_{0i} A_{Si} \Delta t. \quad (19)$$

### 3 ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ МИКРОМЕТЕОРОИДНОЙ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

#### 3.1 Космические оптические системы наблюдения с зеркалами переотражения

В дипломной работе проведен выбор проектных параметров микрометеороидной защиты космической оптической системы наблюдения с зеркалами переотражения.

В качестве прототипа для создания твердотельной модели был выбран американский космический аппарат КН с оптической аппаратурой, включавшей в себя зеркало переотражения.

Из 38 запусков (номера миссий 4001-4038) Gambit-1 КН-7 за четыре года (в период с июля 1963 г. до июня 1967 г.) 36 спутников достигли орбиты (с параметрами 110 x 280 километров) и в течение 5-8 дней каждый (для поздних миссий), снимали территорию СССР. Успешно возвращены с орбиты фото пленки 34-х из 38-ти миссий; годные к дешифровке снимки были получены в 30-ти из тех 34-х миссий. Всего было получено около 19000 фотографий на пленках суммарной длиной порядка 43000 погонных футов (~ 13,1 км.) На Земле поле одного кадра при фотосъемке для оптики КН-7 составляло приблизительно 10 x 12 морских миль (18,5 x 22,2 км.) При "погонной съемке" область отображения шириной в 12 морских миль в длину составляла от 5 до 400 морских миль. Общая за все миссии сфотографированная площадь освещенной солнцем земной поверхности составила приблизительно 6,6 миллионов квадратных морских миль (~ 33.5 миллионов кв. км.) Лучшее разрешение составляло первоначально четыре фута (~ 1.2 м.) и к 1966 году улучшилось до двух футов (~ 0.6 метров).

Внешний вид аппарата КН-8 представлен на рисунке 14, на рисунке 15 представлена схема телескопа.

**KH-8 GAMBIT 3**  
Block 3 and 4 Spacecrafts

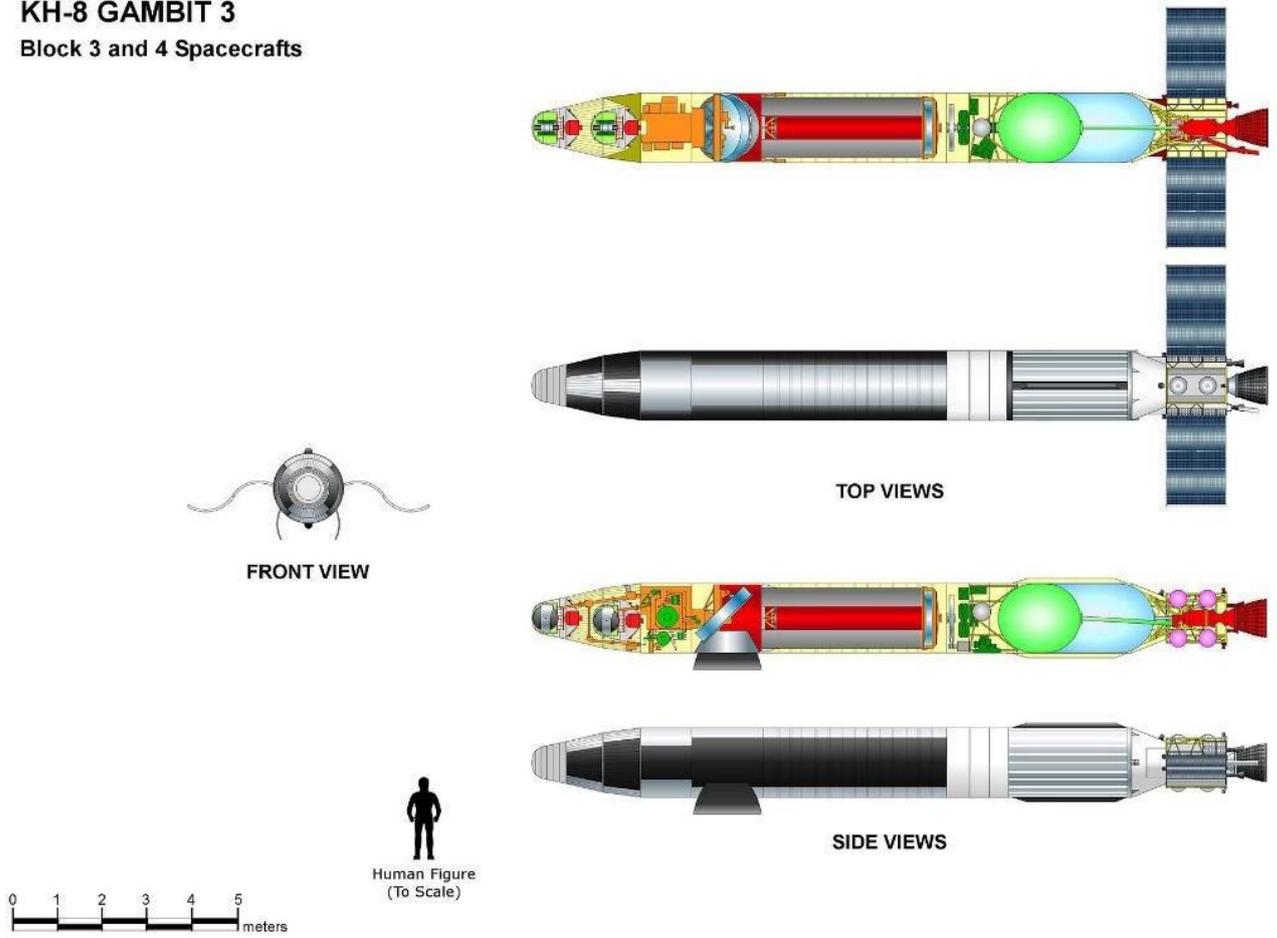


Рисунок 14 – Космический аппарат КН-8

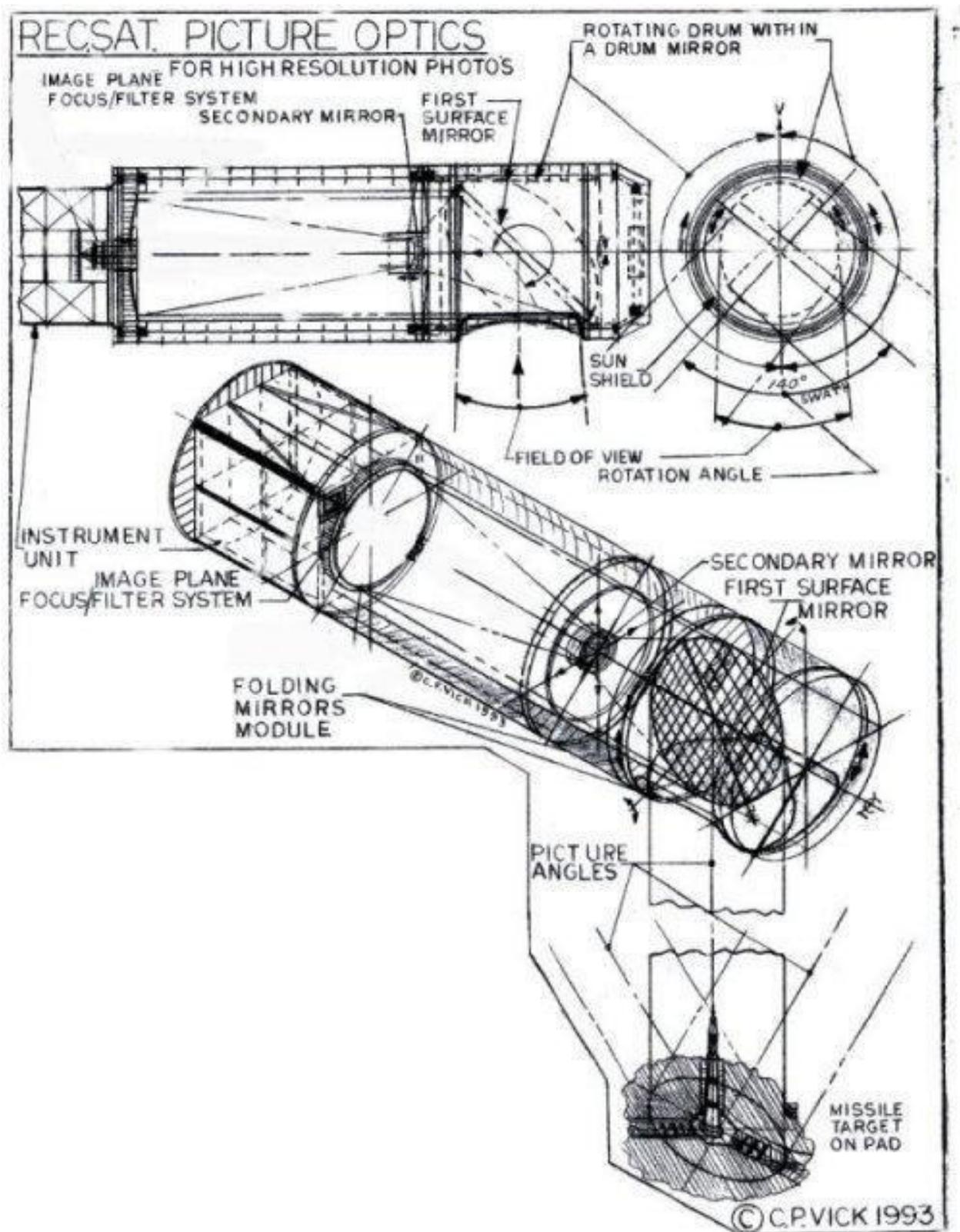


Рисунок 15 – Телескоп аппарата КН-8

Схематичное изображение КН-9 можно увидеть на рисунке 16.

## KH-9 HEXAGON

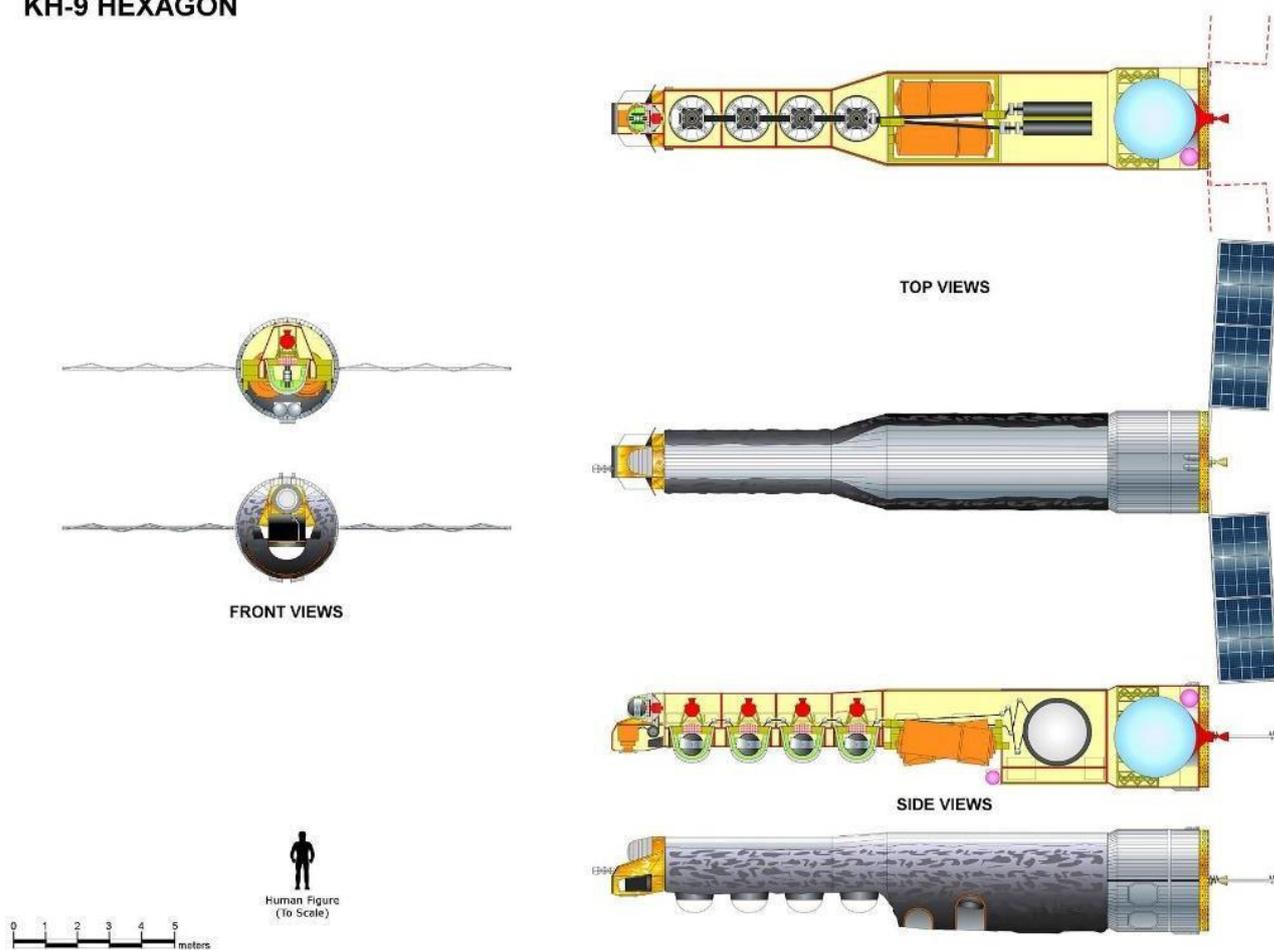


Рисунок 16 – КН-9

Эксплуатация космических систем наблюдения, выводящихся на целевые орбиты с высотой до 400 км, связана с необходимостью поддержания орбиты вследствие торможения верхними слоями земной атмосферы, а также высоким риском метеороидной опасности. В связи с этим, предложение мер по оснащению КА элементами микрометеороидной защиты является актуальным.

### **3.2 Твердотельное моделирование космического аппарата наблюдения с зеркалом переотражения**

В рамках выполнения дипломной работы было проведено твердотельное моделирование упрощённой модели КА с оптической системой Ричи-Кретьена.

На рисунке 17 представлена компоновочная схема ОЭТК.

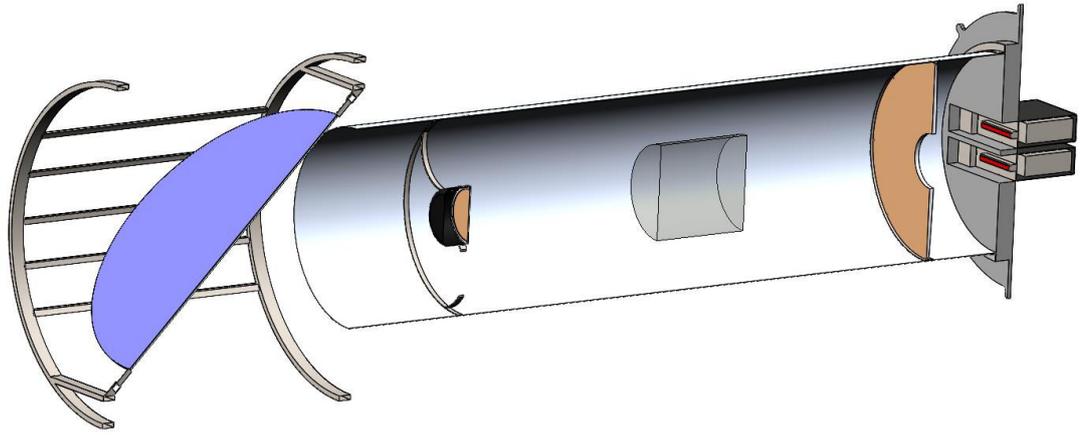


Рисунок 17 – Компоновочная схема ОЭТК

На рисунках 18, 19 изображен общий вид МКА в рабочей конфигурации.

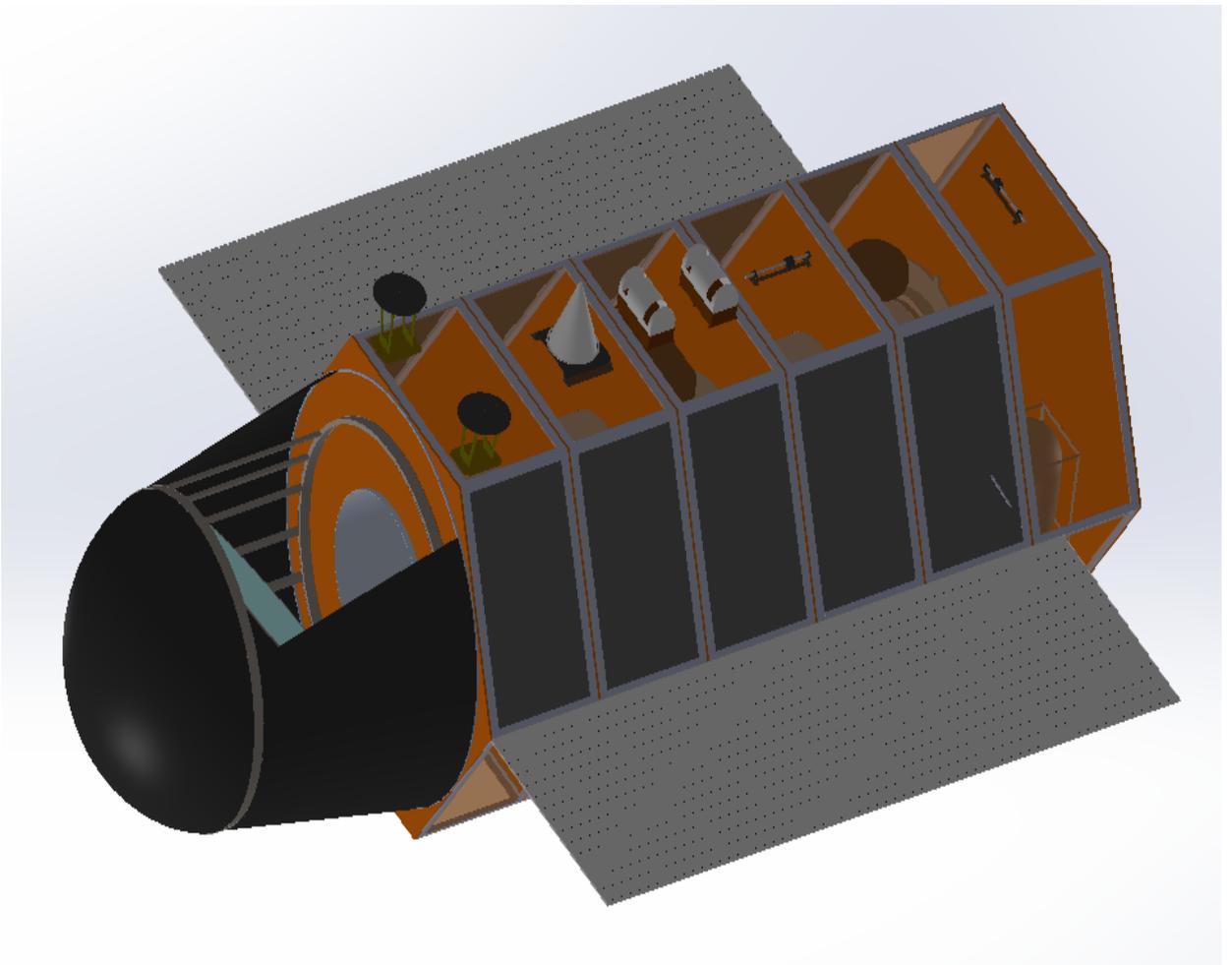


Рисунок 18 – Общий вид МКА в рабочей конфигурации

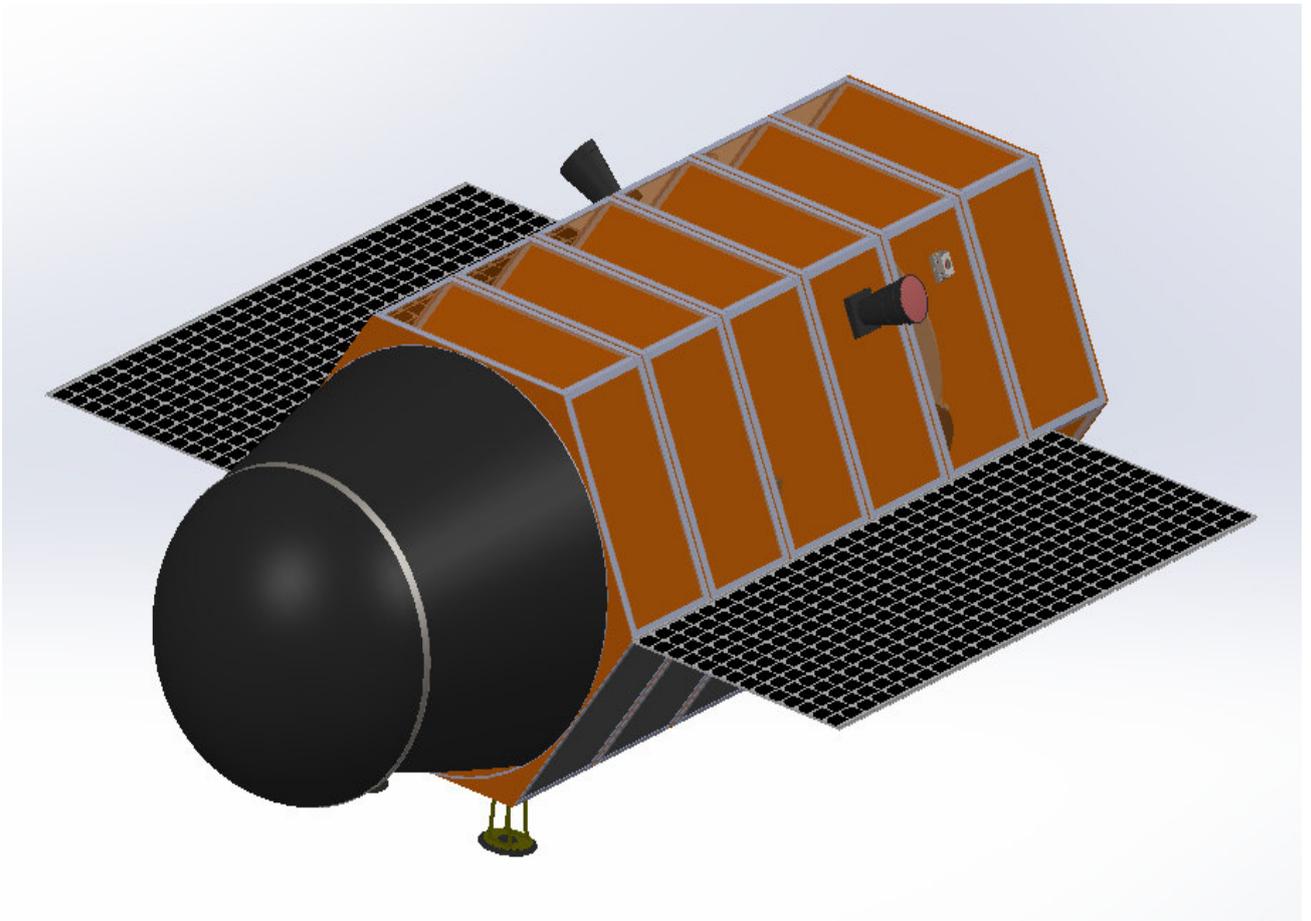


Рисунок 19– Общий вид МКА в рабочей конфигурации

Рассматриваемый КА обладает следующими характеристиками:

- масса МКА 2500 кг;
- масса целевой аппаратуры 1168 кг;
- габариты 5130 мм x 3860 мм x 1945 мм;
- срок существования 7 лет;
- высота рабочей орбиты 400 км;
- энергопотребление порядка 370 Вт;
- суммарная площадь солнечных батарей не более 5 м<sup>2</sup>;
- масса запасов РТ для ЭРДУ 30 кг;
- сила тяги ЭРД 18 мН;
- удельный импульс ЭРД 12000 м/с;
- наклонение орбиты 97,3 град.

Материал обшивки – алюминиевый сплав Д16АТ толщиной 10 мм.

### 3.2 Расчёт вероятности непробоя обшивки космического аппарата

Расчёт вероятности непробоя обшивки КА проводится с помощью специализированного ПО, являющегося аналогом американского ПО Bumper, используемого NASA. Программа работает по следующему алгоритму:

- Производится импорт модели – плоской конечно-элементной сетки в формате \*.unv (разработанной при помощи АРМ/ФЕМ Компас-3D);
- Выполняется переопределение свойств поверхностей (задаётся материал, тип микрометеороидной защиты, критерий отказа – сквозное пробитие или образование кратеров определённой глубины, затеняющие элементы и др.);
- Вводятся параметры орбиты (высота орбиты, наклонение и исследуемый временной период);
- Производится моделирование микрометеороидной среды путём обращения к открытому каталогу NASA;
- Для рассматриваемой модели реализуется метод Монте-Карло, что позволяет симитировать взаимодействие внешней оболочки КА с элементами микрометеороидной среды за рассматриваемый период времени;
- Расчётные данные выводятся в формате Excel, что позволяет пользователю получить сведения о вероятности непробоя обшивки и (в случае необходимости) принять решение об оснащении КА дополнительными элементами микрометеороидной защиты.

Перед построением поверхностной сетки необходимо провести анализ внешней компоновки КА. Исходя из рисунка 20, можно видеть, что в рабочем положении солнечные батареи (СБ) раскрыты и играют роль затеняющих элементов плоскостей. Соответственно, вероятность непробоя оболочки на указанных плоскостях будет значительно меньше.

Помимо этого, КА в своем составе имеет купол с четвертным вырезом, который выполняет функции микрометеороидной защиты для зеркала переотражения (на рисунке не показано).

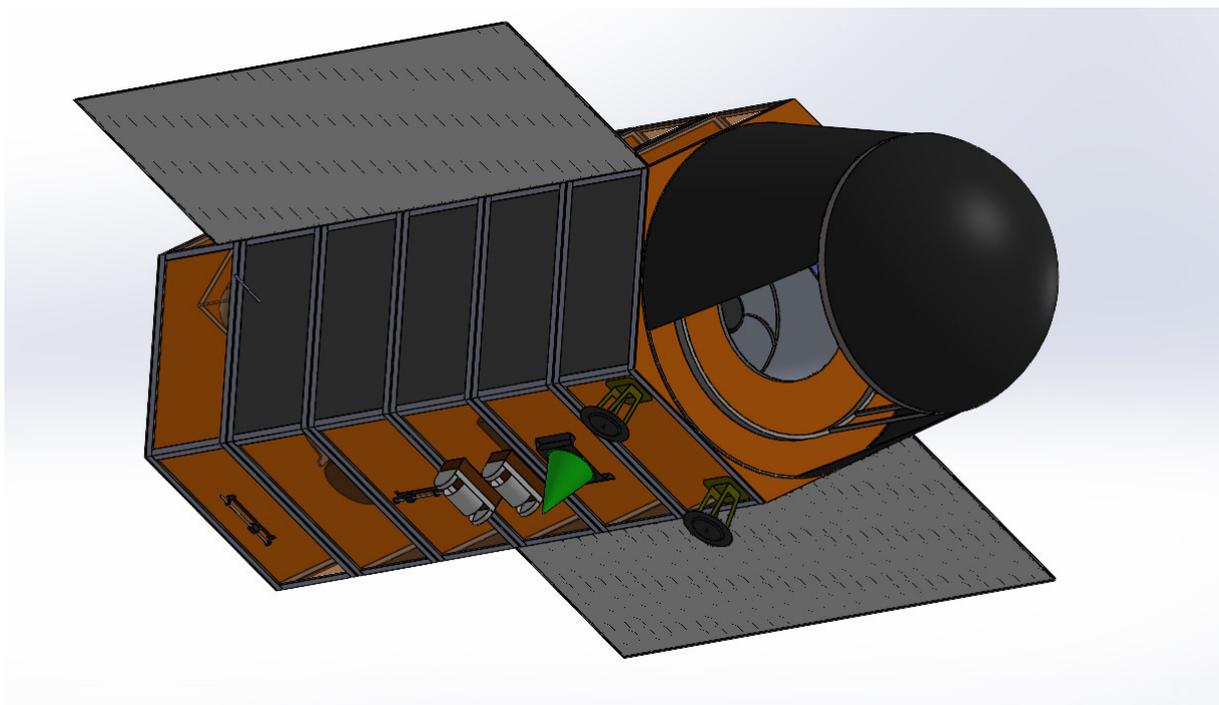


Рисунок 20 – Анализ внешней компоновки КА

Далее следует выделить наиболее критичные элементы внешней обшивки на КА. Представим на рисунке 21 фрагмент внешней компоновки КА с освещаемой стороны солнечных батарей, где располагаются блок подачи ксенона (БПК) и шар-баллон с ксеноном.

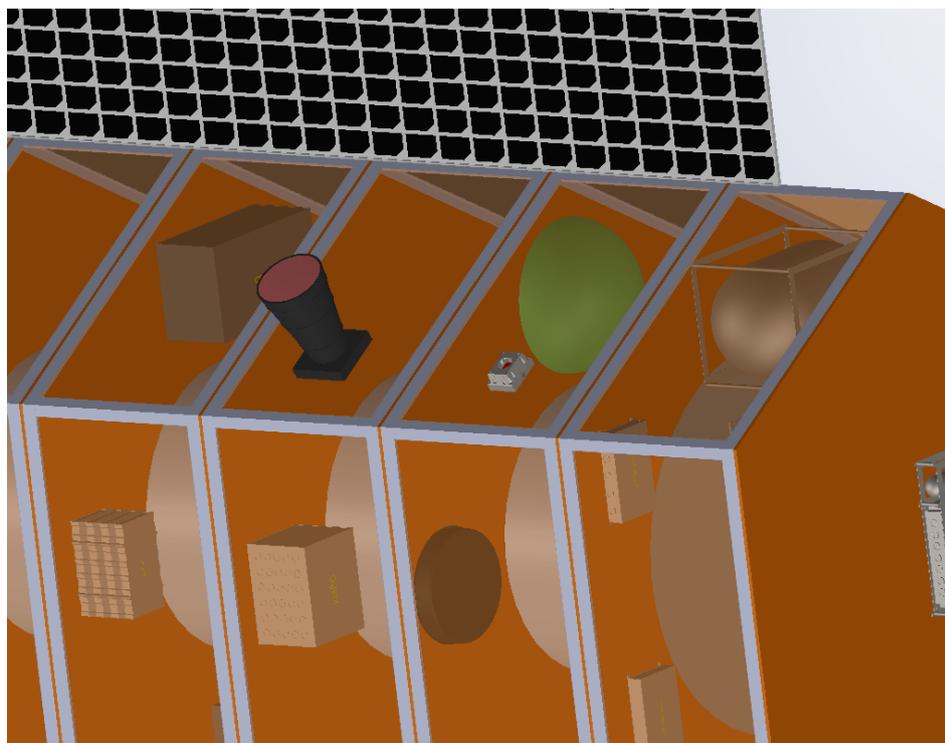


Рисунок 21 – Определение критичных элементов компоновки КА

При пробитии указанных элементов высокоскоростными частицами с большой долей вероятности произойдёт катастрофа и потеря КА, соответственно, это необходимо учесть на дальнейших шагах при определении свойств поверхностей.

При работе с программой также следует исключить солнечные батареи из расчёта, так как их повреждение высокоскоростными частицами приведёт к незначительному ухудшению их энергетических характеристик, сравнимому с темпами естественной деградации ФЭП.

Таким образом, доработанная твердотельная модель КА принимает следующий вид (рисунок 22).

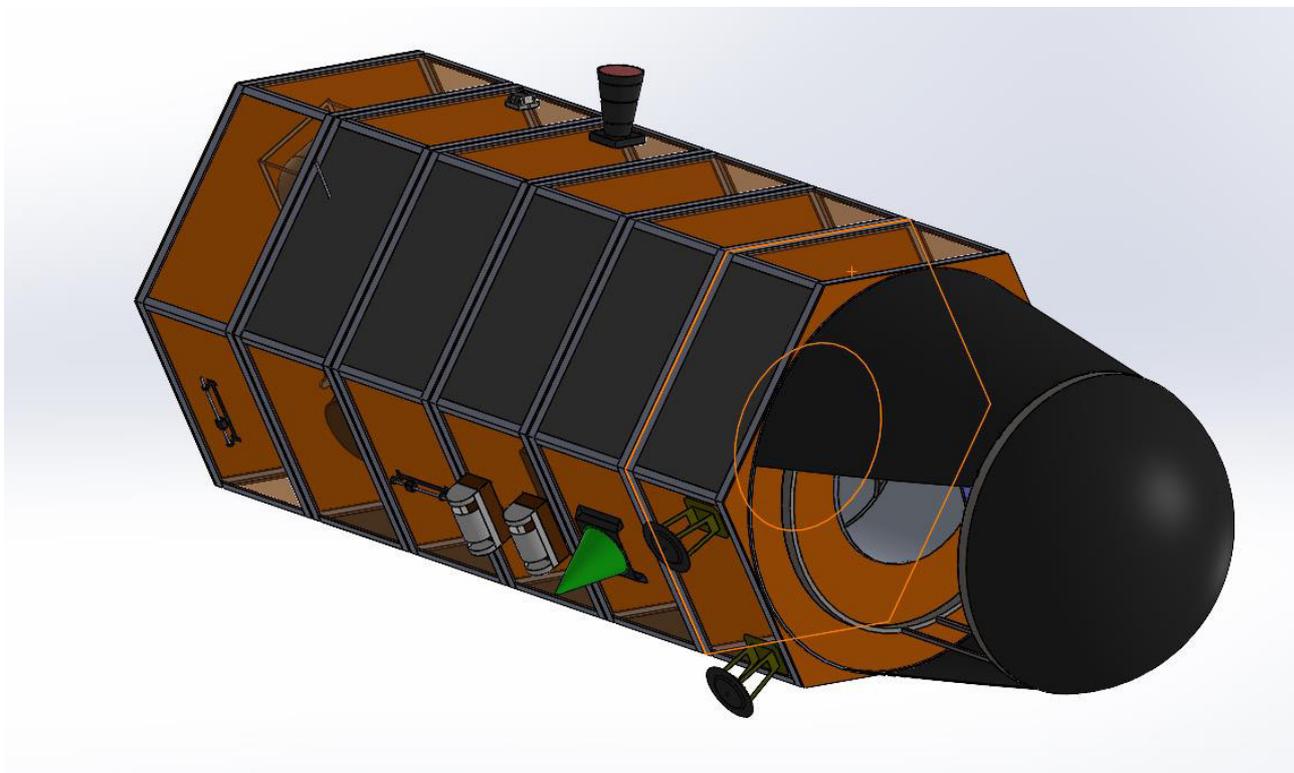


Рисунок 22 – Доработанная твердотельная модель КА

При помощи пакета Solidworks Simulation для модели КА было выполнено построение поверхностной сетки. Сетка строилась таким образом, чтобы минимальные размеры элементов не были меньше 10 мм (из условия функционирования программы). Если внешняя геометрия модели содержит элементы конструкции, размеры которых меньше 10 мм, то Solidworks Simulation

выполняет автоматическую линейризацию до аналогичных элементов с приближёнными увеличенными размерами.

При создании поверхностной сетки были определены 5 свойств, значения которых будут редактироваться при расчёте с помощью ПО. Разработанная сетка представлена на рисунке 23.

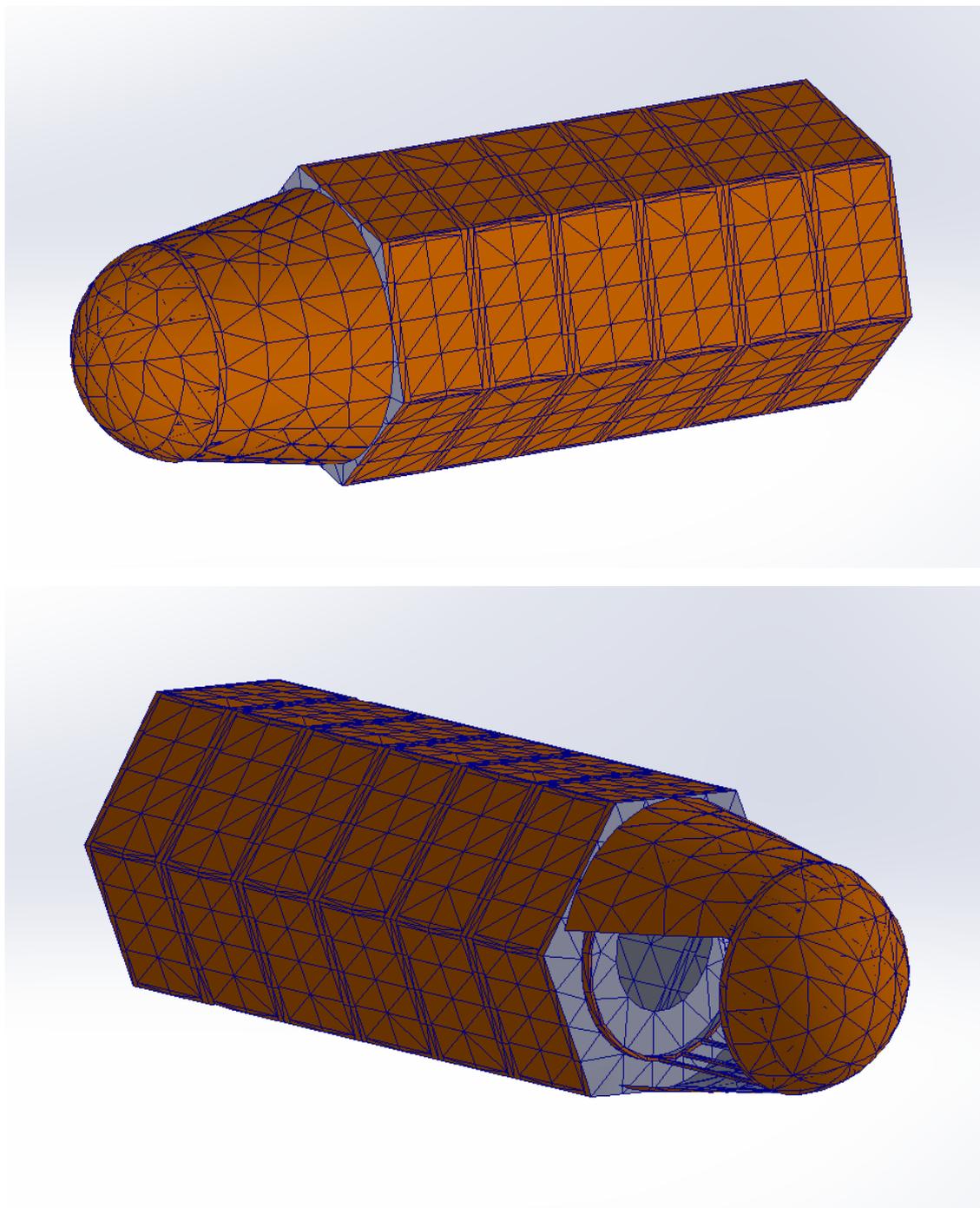


Рисунок 23 – Трёхмерная поверхностная сетка для модели КА

После сохранения сетки в формате \*.unv производится её подгрузка в специализированную программу (рисунок 24), в которой необходимо выбрать модель микрометеороидной среды (в данном случае выбирается MASTER2009, подгружающий каталог с сайта NASA, соответствующий 2009 году).

Далее необходимо переопределить свойства, заданные в Solidworks Simulation.

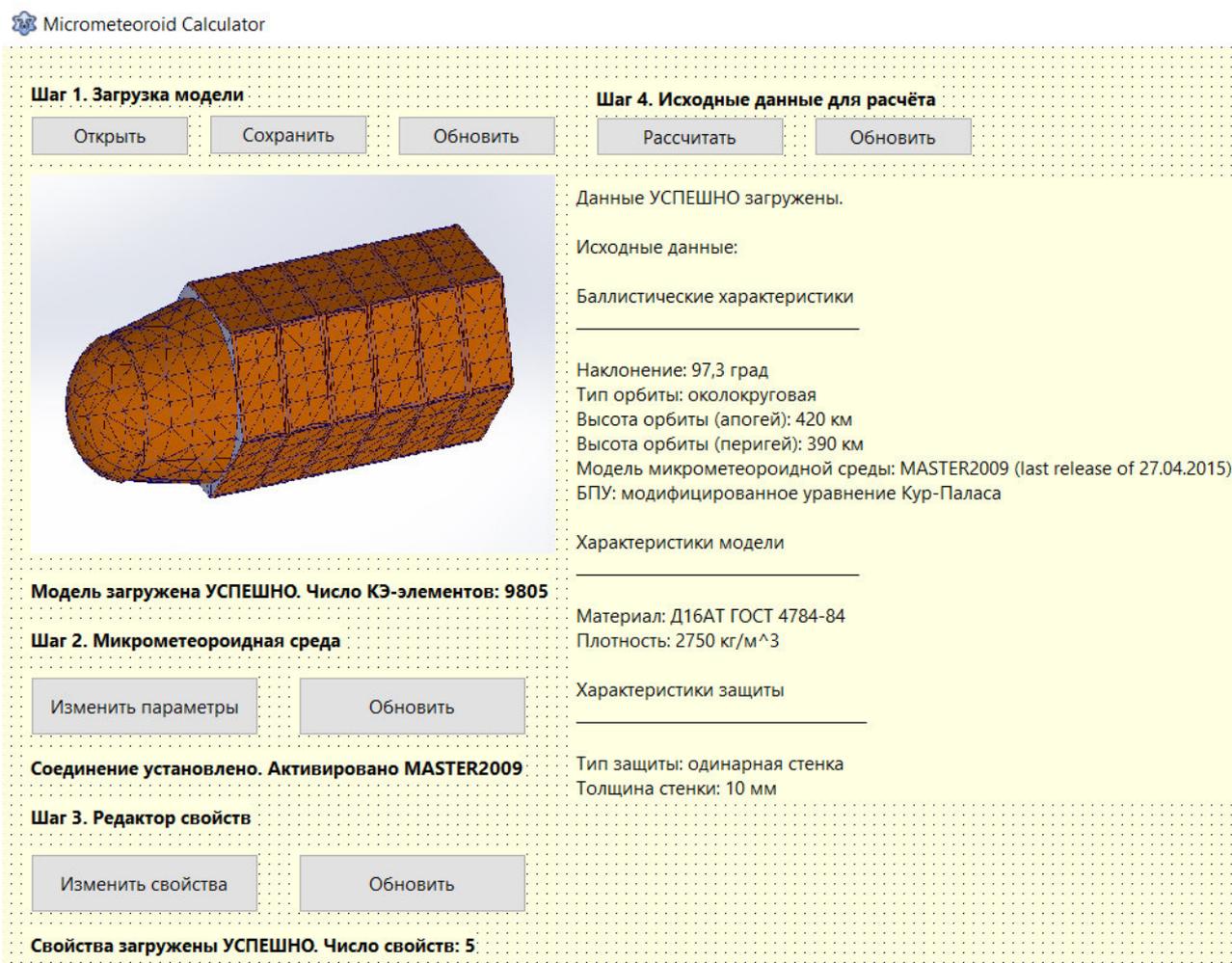


Рисунок 24 – ПО для реализации метода Монте-Карло и расчёта ВНП

После выполнения расчёта при помощи ПО был получен результат, фрагмент которого представлен на рисунке 25.

### Шаг 5. Результаты расчёта

Сохранить

Вывод в Excel

Результаты расчётов:

Загрузка КЭ-элементов выполнена УСПЕШНО.  
Соединение с сервером установлено УСПЕШНО.  
Реализация метода Монте-Карло...  
Моделирование среды выполнено УСПЕШНО.  
Рассматриваемый период: 01.01.2022 - 01.01.2023 (1 years)

МОДИФИЦИРОВАННОЕ УРАВНЕНИЕ КУР-ПАЛАСА  
ТИП ЗАЩИТЫ: Prop\_all Одинарная

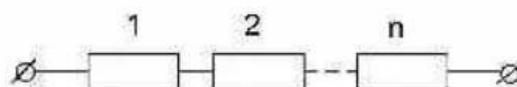
Свойство | Поток | Вероятность непробоа | Вероятность пробоа | Площадь, м<sup>2</sup>

Prop_1	2,58E-08	0,9999923423423	0,00000001428953	2,082321
Prop_2	5,19E-08	0,9123124124124	0,09877571223352	3,834558
Prop_3	9,71E-08	0,9412412512512	0,06986875532512	5,947393
Prop_4	1,39E-08	0,9529875357898	0,95812357532129	0,934538
Prop_5	3,36E-08	0,9397572357271	0,17135387538392	2,926929
Total	2,47E-07	0,97201241242141	0,2805125125125	15,72581

Рисунок 25 – Фрагмент результатов расчёта

Таким образом, для рассматриваемой модели КА было получено значение вероятности непробоа, равное  $P_{\text{ВНП}} = 0,972$  за один год. Чтобы рассчитать ВНП за весь срок активного существования (7 лет), необходимо воспользоваться схемой последовательного соединения (рисунок 26) исходя из того, что ни за один год не должно произойти отказа.

Система с последовательным соединением элементов



$$P(t) = P_1(t)P_2(t)\dots P_n(t).$$

Рисунок 26 – Схема с последовательным соединением

В соответствии с формулой на рисунке N при  $n=7$  получим:

$$P_{\text{ВНП}}(7 \text{ лет}) = P(1 \text{ год})^7 = 0,972^7 = 0,82 < 0,95.$$

Получили довольно низкое значение ВНП (в инженерной практике разработки пилотируемых изделий ориентируются на значение 0,95). В связи с этим необходимо выдвинуть предложения об оснащении КА элементами микрометеороидной защиты.

### 3.3 Предложения по оснащению космического аппарата элементами микрометеороидной защиты

Для повышения вероятности непробоя КА предлагается оснастить внешнюю компоновку КА защитными экранами, по конфигурации представляющими собой экран Уиппла. Изобразим на рисунке 27 схему узлов крепления экранов к оболочке КА.

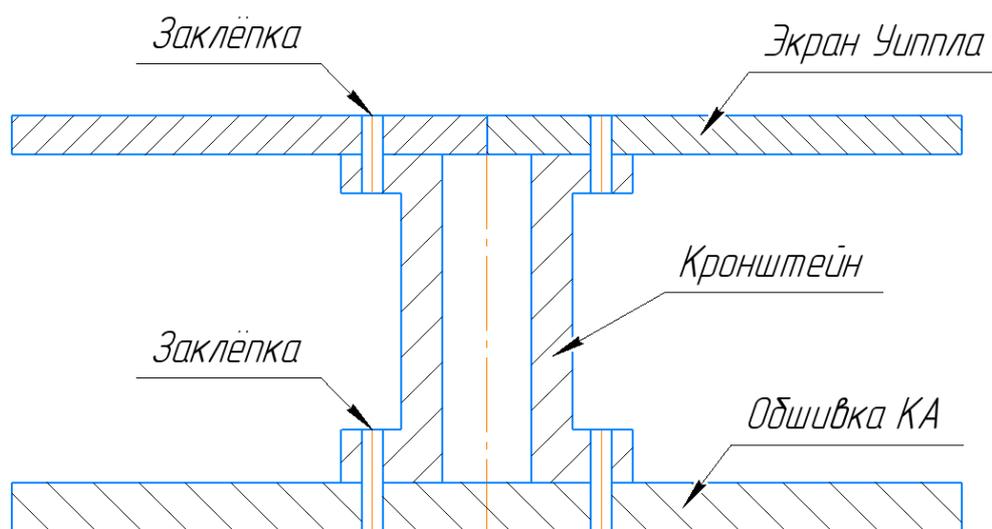


Рисунок 27 – Узел крепления экрана к оболочке КА

Характеристики материалов представлены в таблице 4.

Таблица 4 – Выбранные материалы

Поз.	Наименование	Материал	Стандарт	Плотность, кг/м <sup>3</sup>
1	Оболочка КА	Д16АТ	ГОСТ 4784-84	2750
2	Кронштейн	Д16АТ	ГОСТ 4784-84	2750
3	Заклёпка 3x20 ГОСТ 10299-80	АМг5П	ГОСТ 4784-84	2650
4	Экран	Д16АТ	ГОСТ 4784-84	2750

Твердотельная модель кронштейна представлена на рисунке 28.

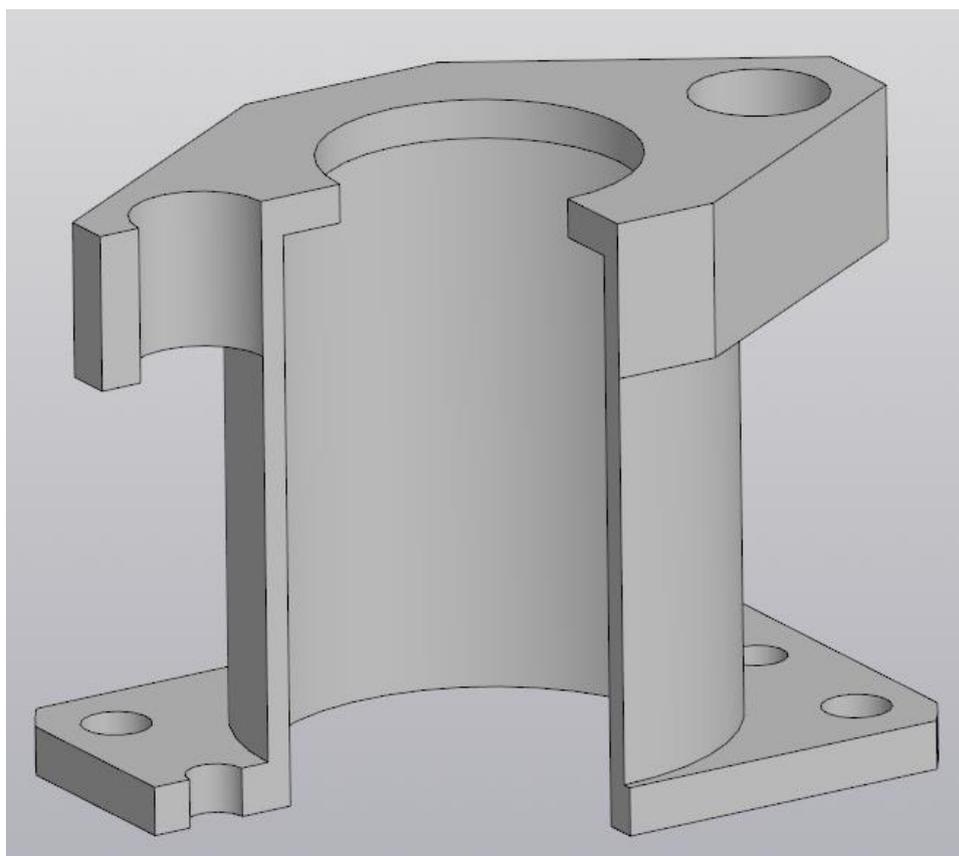


Рисунок 28 – Твердотельная модель кронштейна

На рисунках 29-30 представлена модель КА с установленными экранами.

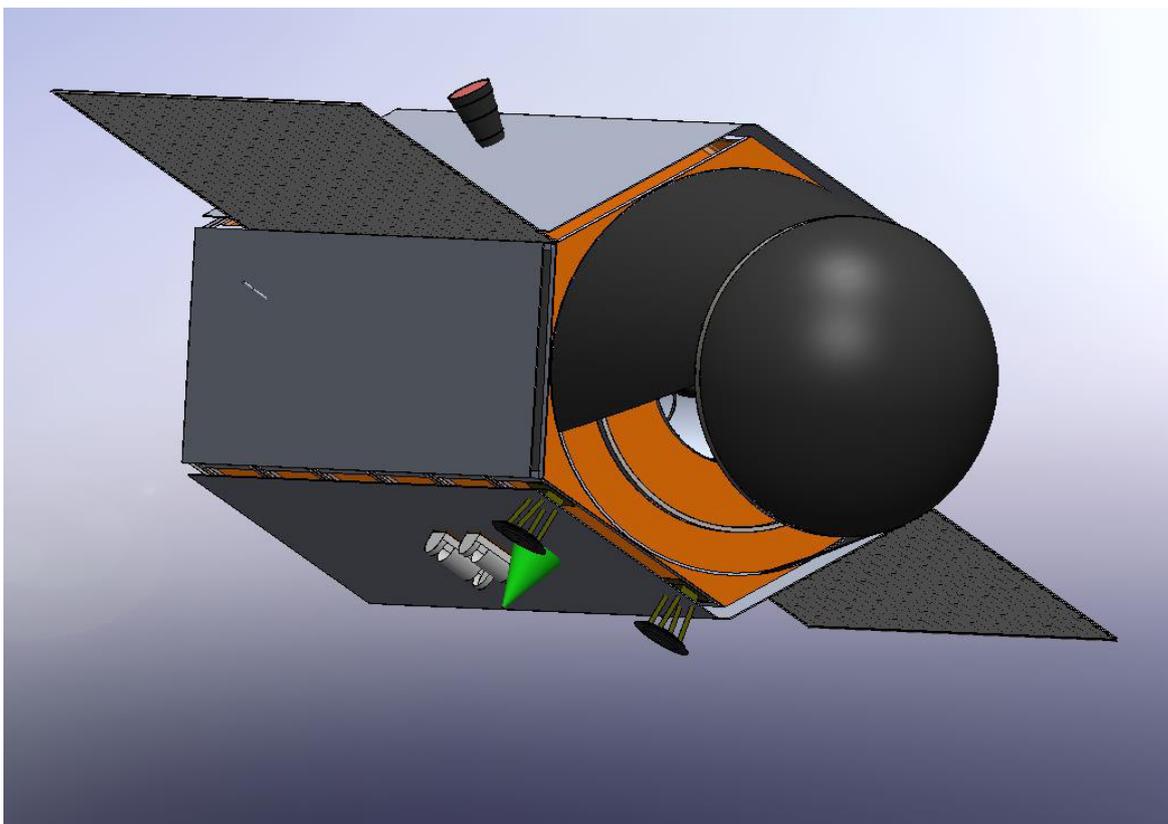


Рисунок 29 – Твёрдая модель КА с установленными экранами

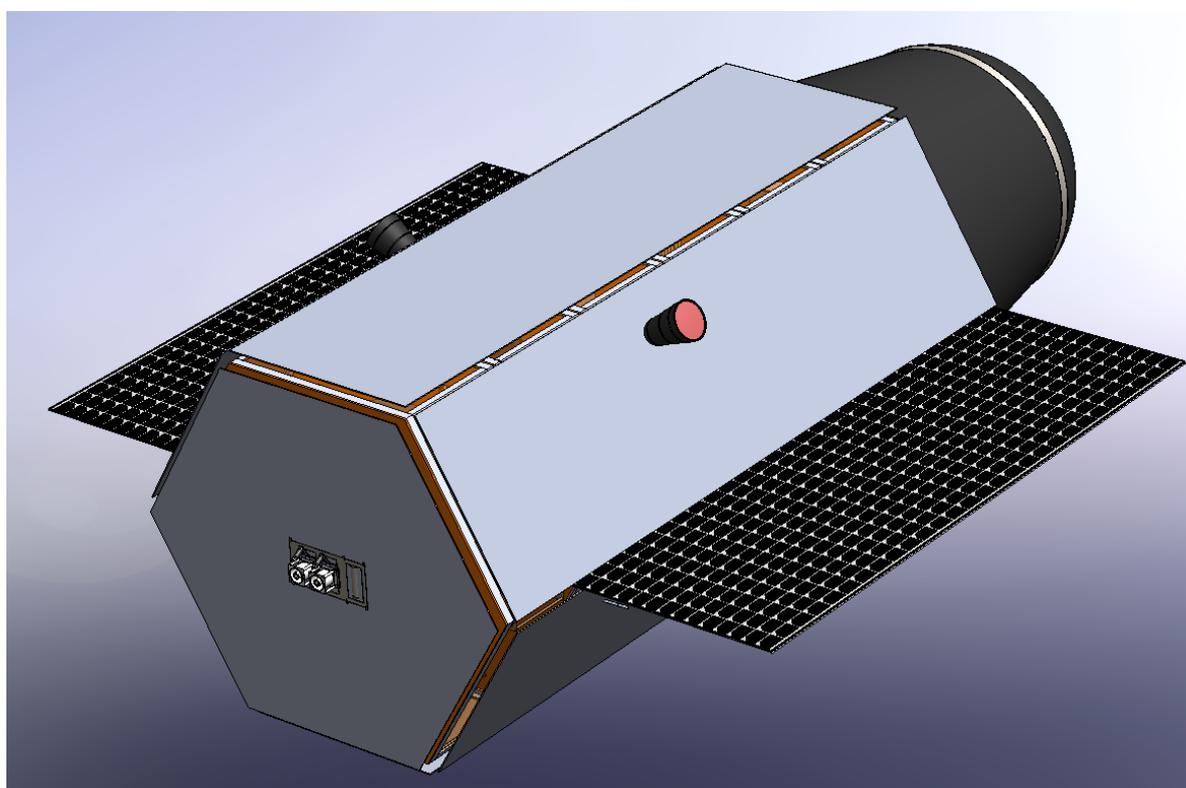


Рисунок 30 – Твёрдая модель КА с установленными экранами

Повторно выполним расчёт ВВП при помощи специализированного ПО и представим результаты на рисунке 31.

**Шаг 5. Результаты расчёта**

Сохранить      Вывод в Excel

Результаты расчётов:

---

Загрузка КЭ-элементов выполнена УСПЕШНО.  
 Соединение с сервером установлено УСПЕШНО.  
 Реализация метода Монте-Карло...  
 Моделирование среды выполнено УСПЕШНО.  
 Рассматриваемый период: 01.01.2022 - 01.01.2023 (1 years)

МОДИФИЦИРОВАННОЕ УРАВНЕНИЕ КУР-ПАЛАСА  
 ТИП ЗАЩИТЫ: Prop\_all Экран Уиппла

Свойство	Поток	Вероятность неprobоя	Вероятность probоя	Площадь, м <sup>2</sup>
Prop_1	2,58E-08	0,9999923423423	0,00000001428953	2,082321
Prop_2	5,19E-08	0,9723124124124	0,03867571223352	3,834558
Prop_3	9,71E-08	0,9412412512512	0,06986875532512	5,947393
Prop_4	1,39E-08	0,9529875357898	0,05812357532129	0,934538
Prop_5	3,36E-08	0,9897428357271	0,12135384538392	2,926929
Total	2,47E-07	0,9967923428834	0,1143187682276	15,72581

Рисунок 31 – Фрагмент результатов расчёта

Таким образом, для усовершенствованной модели КА было получено значение вероятности неprobоя, равное  $P_{\text{ВВП}} = 0,996$  за один год. Рассчитаем ВВП за срок активного существования:

$$P_{\text{ВВП}}(7 \text{ лет}) = P(1 \text{ год})^7 = 0,996^7 = 0,97 < 0,95.$$

Полученное значение вероятности неprobоя оболочки удовлетворяет допускаемому значению ВВП, соответственно, элементы микрометеороидной защиты выбраны верно.

## 4 РАЗРАБОТКА МАРШРУТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА НА ИЗГОТОВЛЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ МИКРОМЕТЕОРОИДНОЙ ЗАЩИТЫ

В качестве технологической части выпускной квалификационной работы выполнена разработка маршрутно-технологического процесса на изготовление детали «Кронштейн» методами механической обработки.

### 4.1 Назначение и краткое техническое описание детали

Данная деталь конструктивно состоит из трёх частей: плоской в форме ромба с закруглёнными кромками, на которой расположены 2 отверстия  $\varnothing 8H7$  симметрично относительно главной оси; центральной в форме пустотелого цилиндра; и плоской в форме прямоугольника, на которой располагаются 4 отверстия  $\varnothing 3,5H7$  и 2 отверстия  $\varnothing 6,5H7$ .

Кронштейн изготовлен из Д16АТ.

Химические свойства Д16АТ представлен на рисунке 32.

Химический состав в % материала Д16

Fe	Si	Mn	Cr	Ti	Al	Cu	Mg	Zn	Примесей	-
до 0.5	до 0.5	0.3 - 0.9	до 0.1	до 0.15	90.9 - 94.7	3.8 - 4.9	1.2 - 1.8	до 0.25	прочие, каждая 0.05; всего 0.15	Ti+Zr < 0.2

Примечание: Al - основа; процентное содержание Al дано приблизительно

Рисунок 32 – Общая характеристика и химические свойства Д16АТ

Механические свойства Д16АТ представлены на рисунке 33.

Механические свойства при T=20°C материала Д16 .

Сортамент	Размер	Напр.	$\sigma_B$	$\sigma_T$	$\delta_5$	$\psi$	КСУ	Термообр.
-	мм	-	МПа	МПа	%	%	кДж / м <sup>2</sup>	-
Трубы, ГОСТ 18482-79			390-420	255-275	10-12			
Пруток, ГОСТ 21488-97			245	120	12			
Пруток, ГОСТ 21488-97	Ø 8 - 300		390-410	275-295	8-10			Закалка и старение
Пруток, высокой прочности, ГОСТ 51834-2001			450-470	325-345	8-10			Закалка и старение
Пруток, повышенной пластичности, ГОСТ 51834-2001			410	265	12			Закалка и старение
Лента отожжен., ГОСТ 13726-97			235		10			
Профили, ГОСТ 8617-81	10 - 150		412	284	10			Закалка и искусственное старение
Профили отожжен., ГОСТ 8617-81			245		12			
Плита, ГОСТ 17232-99			345-420	245-275	3-7			Закалка и старение

Рисунок 33 – Механические свойства Д16АТ

Технологические свойства Д16АТ:

- плотность сплава 2800 кг/м<sup>3</sup>;
- твердость (НВ 10-1) – 125 МПа, после закаливания и старения – 105 МПа, у отожженных изделий – 42 МПа;
- режимы закаливания и старения – закаливание прессованных изделий ведется при температуре 485-503 °С. Закаливание металла проводится на второй стадии при температуре 250-350 °С. Искусственное старение проводится в течение 68 часов в диапазоне температур 185-195 °С;
- свариваемость – материал хорошо поддается точечной сварке, но не сваривается плавлением (высок риск образования трещин). Пайка при высоких температурах не проводится из-за возможности пережога;
- механическая обработка – металл можно удовлетворительно обрабатывать резанием, но только в закаленном и состаренном состоянии. Поддается химическому фрезерованию;

– ковка металлопроката начинается при температуре 460 °С и заканчивается при 380 °С.

Физические свойства Д16АТ представлены на рисунке 34.

Физические свойства материала Д16 .

T	E 10 <sup>-5</sup>	$\alpha$ 10 <sup>5</sup>	$\lambda$	$\rho$	C	R 10 <sup>3</sup>
Град	МПа	1/Град	Вт/(м·град)	кг/м <sup>3</sup>	Дж/(кг·град)	Ом·м
20	0.72			2770		
100		22.9	130		0.922	

Рисунок 34 – Физические свойства Д16АТ

На рисунке 35 представлена твердотельная модель кронштейна с разрезом в три четверти, а на рисунке 36 – его массово-инерциальные характеристики.

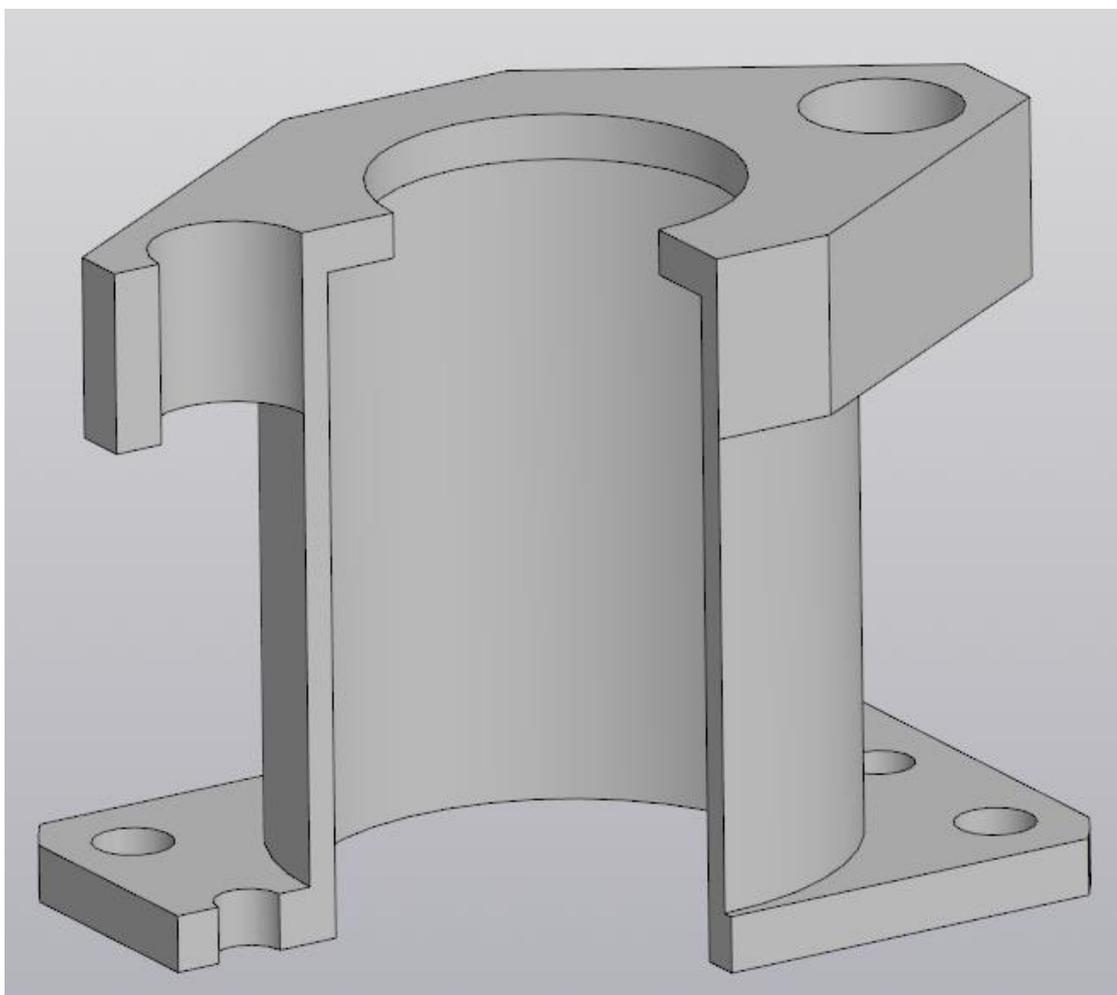


Рисунок 35 – 3D модель кронштейна

МЦХ модели

Деталь

Заданные параметры

Материал тел

Д16АТ ГОСТ 4784-2019

Плотность материала тел

$\rho_0 = 2.75 \text{ кг/м}^3$

Расчетные параметры (тела и компоненты)

Масса

$M = 12.54 \text{ г}$

Площадь

$S = 5640.66 \text{ мм}^2$

Объем

$V = 4479.10 \text{ мм}^3$

Центр масс

$X_c = -2.34 \text{ мм}$

$Y_c = 3.38 \text{ мм}$

$Z_c = 17.10 \text{ мм}$

Рисунок 36 – Массово-инерциальные характеристики корпуса (рассчитанные при помощи КОМПАС-3D)

## 4.2 Конструктивно-технологический анализ детали

Целью конструктивно-технологического анализа является выявление недостатков данной конструкции по сведениям, содержащимся в чертежах и технологических требованиях.

Поверхности корпуса пронумерованы на рисунке 37 и описаны в таблице

5. Базовая поверхность – внутренняя поверхность кронштейна (1).

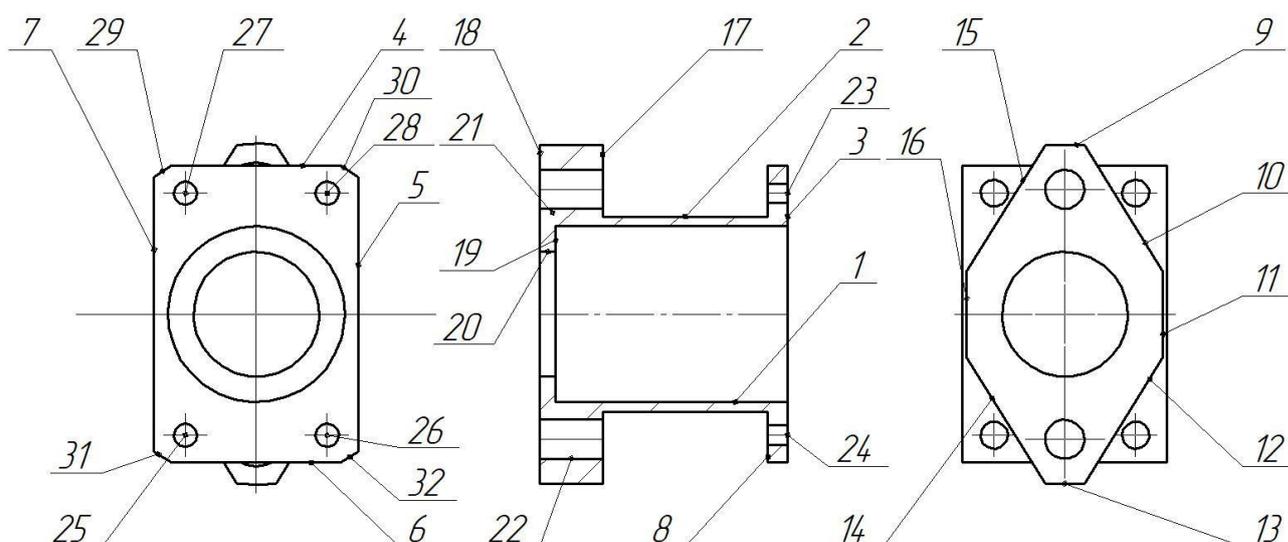


Рисунок 37 – К описанию поверхностей детали

Описание поверхностей:

- 1 – внутренняя, цилиндрическая, соосная главной оси, базовая;  
 2 – внешняя, цилиндрическая, соосная главной оси;  
 3, 8, 17, 18 – внешняя, плоская, ортогональная главной оси;  
 4, 5, 6, 7, 10, 11, 12, 14, 15, 16 – внешняя, плоская, параллельная главной оси;  
 9, 13, 29, 30, 31, 32 – внешняя, цилиндрическая, поверхность скруглений;  
 19 – внутренняя, плоская, ортогональная главной оси;  
 20 – внутренняя, цилиндрическая, соосная главной оси;  
 21, 22 – внутренняя, цилиндрическая, поверхность отверстий 8 мм с зенковками 120 град;  
 23, 24 – внутренняя, цилиндрическая, поверхность отверстий 3 мм с зенковками 120 град;  
 25, 26, 27, 28 – внутренняя, цилиндрическая, поверхность отверстий.

Таблица 5 – Характеристика поверхностей

№ поверхности	Квалитет	Шероховатость, Ra	Этапы обработки
1	9	2,5 (6 класс)	Растачивание предварительное, растачивание чистовое
4, 5, 6, 7, 10, 11, 12, 14, 15, 16, 18	14	10 (4 класс)	Фрезерование черновое концевой фрезой
2, 8, 17	14	10 (4 класс)	Точение упорное предварительное
3	14	2,5 (6 класс)	Фрезерование черновое концевой фрезой, точение чистовое
9, 13, 29, 30, 31, 32	14	10 (4 класс)	Точение чистовое
19	14	10 (4 класс)	Растачивание упорное предварительное
20	14	2,5 (6 класс)	Растачивание упорное предварительное, шлифование внутреннее
21, 22	7	1,25 (7 класс)	Сверление, нарезание резьбы, зенкование (фасок)
23, 24	7	1,25 (7 класс)	Сверление, нарезание резьбы, зенкование (фасок)
25, 26, 27, 28	14	10 (4 класс)	Сверление, зенкование (фасок)

Оценка технологичности детали включает в себя качественную и количественную составляющие. Рассмотрим каждую из них применительно к изготавливаемой детали.

Конструкция детали является технологичной по следующим причинам:

1) Обрабатываемые поверхности имеют точность и шероховатость, которые оптимальны для достижения в производственных условиях авиационного и космического машиностроения.

2) Все конструктивные элементы могут быть получены за счёт использования стандартных режущих инструментов (токарные резцы, свёрла, фрезы, зенковки).

3) Внешний контур детали имеет относительно простые геометрические формы, что обеспечивает удобство подводимого инструмента.

Технологичность конструкции определяет коэффициент унификации, который выражается отношением общего числа конструктивных элементов к числу унифицированных элементов.

В процессе работы над исходным чертежом все неунифицированные элементы были заменены на унифицированные аналоги, что вносит вклад в повышение технологичности изделия.

1) Коэффициент унификации конструктивных элементов:

Из 20 конструктивных элементов, представленных на чертеже, только 3 размера не являются унифицированными (линейные размеры 43,5 мм, 31,5 мм, 29,5 мм), являются унифицированными, то есть:

$$K_{y.э.} = \frac{G_y}{G_0} = \frac{17}{20} = 0,85, \quad (20)$$

где  $G_0$  – общее число конструктивных элементов на чертеже;

$G_y$  – число унифицированных конструктивных элементов на чертеже.

Коэффициент унификации близок к 1, следовательно, деталь технологична.

## 2) Коэффициент точности обработки детали

В соответствии с техническим заданием, из 28 поверхностей 1 выполняется по 9-му, 4 – по 7-му, остальные выполняются по 14 качеству. Таким образом, средний kvalitet  $A_{cp}$  вычисляется следующим образом:

$$A_{cp} = \frac{23 \cdot 14 + 1 \cdot 9 + 4 \cdot 7}{28} = 12,82.$$

Рассчитаем коэффициент точности по формуле

$$K_T = 1 - \frac{1}{A_{cp}} = 1 - \frac{1}{12,82} = 0,922, \quad (21)$$

где –  $K_T > 0,85$  – точность изготовления нормальная.

## 3) Коэффициент шероховатости поверхности

Из 28 поверхностей, описанных в таблице 1, 3 поверхности относятся к 6 классу, 4 поверхности относятся к 7 классу, остальные 21 поверхность относятся к 4 классу. Таким образом, средний класс шероховатости  $\Delta$  вычисляется следующим образом:

$$\Delta = \frac{21 \cdot 4 + 4 \cdot 7 + 3 \cdot 6}{28} = 4,64.$$

Соответствие классов шероховатости взято из справочника.

Рассчитаем коэффициент шероховатости по формуле

$$K_{ш} = 1 - \frac{1}{\Delta} = 1 - \frac{1}{4,55} = 0,78, \quad (22)$$

где  $K_{ш} > 0,27$  – шероховатость в норме.

4) Масса одной детали равна  $m_{дет} = 0,035$  кг, определена с помощью программы Компас 3D.

### 4.3 Выбор вида и определение размеров заготовки

Вид заготовки – круглый профиль 45-В ГОСТ 2590-88 длиной 33 мм из материала 40Х-6-Т ГОСТ 4543-2016. Диаметр и длина сортамента выбран немного выше для учёта припусков на механическую обработку.

Объём выпуска составляет 1470 деталей в год.

Рассчитаем массу заготовки как массу цилиндра с диаметром 45 мм и длиной 33 мм:

$$m_{\text{заг}} = \rho \frac{\pi D^2}{4} L = 7850 \cdot \frac{\pi \cdot 0,045^2}{4} \cdot 0,033 = 0,41 \text{ кг.} \quad (23)$$

Рассчитаем коэффициент использования материала:

$$КИМ = \frac{m_{\text{дет}}}{m_{\text{заг}}} = \frac{0,035}{0,41} = 0,08 = 8,54\%. \quad (24)$$

КИМ имеет низкое значение вследствие того, что деталь «Корпус» является пустотелой. Однако учитывая, что данный вид заготовки определён в техническом задании, пренебрегаем этим. Для повышения КИМ можно рекомендовать использовать вместо круглого профиля горячештампованную заготовку.

Таким образом, технологичность детали «Корпус» обеспечена и обоснована.

### 4.4 Расчёт припусков на обработку и определение размеров заготовки

Расчёт припусков аналитическим методом будем осуществлять для габаритного размера  $\varnothing 45 \text{ мм}$ . Согласно чертежу, размер выполняется по h14, находим размеры с учётом отклонений  $\varnothing 45_{-0,620} \text{ мм}$ . Допуск на размер толщины заготовки  $\delta_{\text{заг}} = 1500 \text{ мкм}$ .

Минимальный припуск при последовательной обработке наружных противоположащих поверхностей (односторонний припуск) определяется по формуле:

$$Z_{\min i} = (Rz)_{i-1} + h_{i-1} + \rho_{\Sigma i-1} + \varepsilon_i, \quad (25)$$

где  $Rz_{i-1}$  – шероховатость профиля по 10-ти точкам на предыдущем переходе (что соответствует резке полосы на ленточнопильном станке), *мкм*;

$h_{i-1}$  – глубина дефектного поверхностного слоя на предшествующем переходе (что соответствует состоянию сплава АМгб при резке полосы), *мкм*;

$\rho_{\Sigma i-1}$  – суммарные отклонения поверхностей друг относительно друга, *мкм*;

$\varepsilon_i$  – погрешность установки в зависимости от способа закрепления в рассматриваемом переходе (в тисках, прижимах, специальных приспособлениях и др.), *мкм*.

Наименьшие и наибольшие предельные размеры, полученные на предшествующем технологическом переходе, рассчитываются по следующей формуле соответственно:

$$d_{\max i-1} = d_{\min i-1} + \delta_{i-1}; \quad (26)$$

$$d_{\min i-1} = d_{\min i-1} + z_{\min i}. \quad (27)$$

Предельные значения припусков определяются по следующим формулам:

$$z_{\max i} = d_{\max i-1} - d_{\max i}; \quad (28)$$

$$z_{\min i} = d_{\min i-1} - d_{\min i}. \quad (29)$$

Данные для расчетов припусков приведены в таблице 6.

Таблица 6 – Данные для расчета припусков

Операция	$R_z, \text{мкм}$	$h, \text{мкм}$	$\rho, \text{мкм}$	$\varepsilon, \text{мкм}$
Заготовительная (резка профиля)	160	250	60	–
Фрезерование	50	50	3,6	50

Теперь рассчитаем необходимые параметры.

а) Суммарные отклонения поверхностей друг относительно друга рассчитываются по формуле:

$$\rho_{\sum_{i+1}} = \rho_{\text{заг}} \cdot k_y = 60 \cdot 0,06 = 3,6 \text{ мкм.} \quad (30)$$

б) Погрешность установки на фрезерной операции при креплении заготовки в тисках составляет:  $\varepsilon = 50 \text{ мкм}$ ;

Рассчитаем минимальный припуск:

$$z_{\text{мини}} = 160 + 250 + 60 = 470 \text{ мкм} = 0,47 \text{ мм.}$$

Определяем минимальный размер на предыдущем и последующем переходах по формуле:

$$d_{\text{мини}} = 45 - 0,62 = 44,38 \text{ мм};$$

$$d_{\text{мини-1}} = 44,38 + 0,47 = 44,85 \text{ мм.}$$

Определяем максимальные размеры на предыдущем и последующем переходах по формуле:

$$d_{\text{макси}} = 45 \text{ мм};$$

$$d_{\text{макси-1}} = 44,85 + 1,5 = 46,35 \text{ мм.}$$

Определяем максимальные и минимальные значения припусков по формулам:

$$z_{\text{макси}} = 46,35 - 45 = 1,35 \text{ мм};$$

$$z_{\text{мини}} = 44,85 - 44,38 = 0,47 \text{ мм.}$$

Проведём проверку полученных значений по формуле:

$$Z_{\max i} - Z_{\min i} = \delta_{\text{заг}} - \delta_{\text{дет}}, \quad (31)$$

$$Z_{\max i} - Z_{\min i} = 1350 - 470 = 880 \text{ мкм},$$

$$\delta_{\text{заг}} - \delta_{\text{дет}} = 1500 - 620 = 880 \text{ мкм}.$$

Таким образом, все припуски рассчитаны правильно.

Остальные припуски рассчитываем опорно-статистическим методом. По справочнику [5] выбираем припуск на габаритный размер  $31,5_{-0,620} \text{ мм}$ , получаемый фрезерованием при длине заготовки до 150 мм 0,5 мм на сторону.

Сопоставив полученные значения припусков с габаритными размерами заготовки ( $\varnothing 45 \times 33 \text{ мм}$ ) делаем вывод, что габаритные размеры заготовки выбраны правильно.

Расчётная карта представлена в таблице 7.

Таблица 7 – Расчётная карта

Операции и переходы	Элементы припуска, мкм				Расчётный припуск, мкм	Расчётный размер, мм	Допуск по переходам, мкм	Предельные размеры, мм		Предельный припуск, мкм	
	$R_z$	$h$	$\Delta$	$\varepsilon$				$Z_{i \min}$	$d_i$	$\delta_i$	$d_{\max}$
Резка профиля	160	250	60	-	-	11,04	1500	46,3 5	44,85	—	—
Фрезерование	50	50	30,6	50	470	10,57	620	45	44,38	1350	470

#### 4.5 Разработка маршрутного технологического процесса обработки детали

В данном пункте приведена таблица 8, в которой показан разработанный маршрутный технологический процесс обработки в соответствии со схемой на рисунке 37.

Таблица 8 – Маршрутный технологический процесс

№	Поверхности и операции	Оборудование	Приспособление	Инструмент
005	Заготовительная - нарезать профиль на заготовки	Ленточнопильный станок	Тиски 7200-0201 ГОСТ 16518-96	Пила ленточная
010	Токарно-винторезная - точить пов. 3 - сверлить предварительно пов. 1, 20	Токарно-винторезный станок 1E604	Патрон 7100-0029 ГОСТ 2675-80	Резец проходной 2103-1101 ГОСТ 18879-73 Сверло Ø14 2300-6401 ГОСТ 10902-77 Сверло Ø18 2300-6445 ГОСТ 10902-77
015	Токарно-винторезная - торцевать пов. 18, 29, 30, 31, 23	Токарно-винторезный станок 1E604	Патрон 7100-0029 ГОСТ 2675-80	Резец подрезной 2112-0101 ГОСТ 18880-73
020	Токарно-винторезная - точить пов. 2, 8, 17	Токарно-винторезный станок 1E604	Патрон 7100-0029 ГОСТ 2675-80	Резец проходной 2103-1101 ГОСТ 18879-73
025	Токарно-винторезная - расточить окончательно пов. 1, 19 - расточить пов. 20	Токарно-винторезный станок 1E604	Патрон 7100-0029 ГОСТ 2675-80	Резец расточной 2141-0201 ГОСТ 18883-73
030	Вертикально-фрезерная - фрезеровать пов. 10, 14	Вертикально-фрезерный станок 6P12	Тиски 7200-0201 ГОСТ 16518-96	Фреза концевая 2223-0112 ГОСТ 17026-71
035	Слесарная - притупить острые кромки	Верстак слесарный	Тиски 7200-0201 ГОСТ 16518-96	Напильник Шабер
040	Вертикально-фрезерная - фрезеровать пов. 12, 15	Вертикально-фрезерный станок 6P12	Тиски 7200-0201 ГОСТ 16518-96	Фреза концевая 2223-0112 ГОСТ 17026-71
045	Слесарная - притупить острые кромки	Верстак слесарный	Тиски 7200-0201 ГОСТ 16518-96	Напильник Шабер

Продолжение таблицы 8

050	Вертикально-фрезерная - фрезеровать пов. 9, 11, 13, 16	Вертикально-фрезерный станок 6P12	Тиски 7200-0201 ГОСТ 16518-96	Фреза концевая 2223-0112 ГОСТ 17026-71
055	Слесарная - притупить острые кромки	Верстак слесарный	Тиски 7200-0201 ГОСТ 16518-96	Напильник Шабер
060	Вертикально-фрезерная - фрезеровать пов. 3, 4, 5, 6, 7	Вертикально-фрезерный станок 6P12	Тиски 7200-0201 ГОСТ 16518-96	Фреза концевая 2223-0112 ГОСТ 17026-71
065	Слесарная - притупить острые кромки	Верстак слесарный	Тиски 7200-0201 ГОСТ 16518-96	Напильник Шабер
070	Вертикально-сверлильная - сверлить пов. 25, 26	Вертикально-сверлильный станок 2Н125	Кондуктор	Сверло Ø3,5 2300-0162 ГОСТ 10902-77
075	Вертикально-сверлильная - сверлить пов. 23, 24 - зенковать фаску на отверстиях пов. 23, 24	Вертикально-сверлильный станок 2Н125	Кондуктор	Сверло Ø3,5 2300-0162 ГОСТ 10902-77 Зенковка 2353-0085 ГОСТ 14953-80
080	Вертикально-сверлильная - сверлить пов. 21, 22 - зенковать фаску на отверстиях пов. 21, 22	Вертикально-сверлильный станок 2Н125	Кондуктор	Сверло Ø6,5 2300-8145 ГОСТ 10902-77 Зенковка 2353-0085
085	Контрольная - контролировать размеры согласно эскизу - контролировать шероховатость согласно эскизу	Стол технического контроля	—	Эталоны размеров и шероховатости Штангенциркуль Калибр-пробка

## 4.6 Разработка операционного технологического процесса

### 4.6.1 Выбор режущего инструмента

Выбор режущего инструмента сделан с учетом ГОСТов на соответствующий инструмент. Необходимые для изготовления инструменты представлены в таблицах 9-11.

Таблица 9 – Сверлильный инструмент

Вид инструмента	d	L	l	Стандарт	Шифр
Сверло спиральное с цилиндрическим хвостовиком	3,5	70	39	ГОСТ 10902-77	2300-0162
	6,5	110	85		2300-8145
	18	160	108		2300-6445
	14	160	108		2300-6401

Таблица 10 – Токарный инструмент

Вид инструмента	L	h	b	Стандарт	Материал	Шифр
Резец проходной	90	10	10	ГОСТ 18879-73	ВК6	2103-1101
Резец подрезной	100	12	12	ГОСТ 18880-73		2112-0101
Резец расточной	100	12	12	ГОСТ 18883-73		2141-0201

Таблица 11 – Фрезерный инструмент

Вид инструмента	d	L	l	Стандарт	Материал	Шифр
Фреза концевая	10	92	22	ГОСТ 17026-71	P9	2223-0112

## 4.6.2 Токарно-винторезный станок 1E604

Характеристики станка представлены в таблице 12.

Таблица 12 – Характеристики станка 1E604

Наименование параметра	1E604
<b>Основные параметры станка</b>	
Класс точности	П
Наибольший диаметр заготовки над станиной, мм	200
Наибольший диаметр заготовки над суппортом, мм	100
Высота центров, мм	100
Наибольший заготовки в центрах (РМЦ), мм	350
Высота от опорной поверхности резца до линии центров, мм	12
<b>Шпиндель</b>	
Диаметр сквозного отверстия в шпинделе, мм	20
Наибольший диаметр прутка в патроне, мм	18
Наибольший диаметр прутка в цанге, мм	15
Конус отверстия в шпинделе	Морзе 3
Число ступеней частот прямого вращения шпинделя	Б/ступ
Частота прямого вращения шпинделя, об/мин	56..3150
Число ступеней частот обратного вращения шпинделя	Б/ступ
Частота обратного вращения шпинделя, об/мин	56..3150
Торможение шпинделя	нет
Блокировка рукояток	нет
<b>Суппорт. Подачи</b>	
Наибольшее продольное перемещение суппорта, мм	250
Перемещение суппорта продольное на одно деление лимба, мм	0,1
Перемещение суппорта продольное на один оборот лимба, мм	20
Наибольшее поперечное перемещение суппорта, мм	115

Продолжение таблицы 12

Перемещение суппорта поперечное на одно деление лимба, мм	0,02
Перемещение суппорта поперечное на один оборот лимба, мм	2
Наибольшее перемещение резцовых салазок, мм	60
Перемещение резцовых салазок на одно деление лимба, мм	0,02
Перемещение резцовых салазок на один оборот лимба, мм	2
Угол поворота резцовых салазок, град	±90°
Число ступеней продольных подач суппорта при постоянной настройке гитары	8
Пределы продольных рабочих подач суппорта, мм/об	0,01..0,3
Пределы рабочих поперечных подач суппорта, мм/об	нет
Количество нарезаемых резьб метрических	18
Пределы шагов нарезаемых резьб метрических, мм	0,2..3,0
Пределы шагов нарезаемых резьб дюймовых	40..8
Пределы шагов нарезаемых резьб модульных	0,3..1,0
Пределы шагов нарезаемых резьб питчевых	нет
<b>Задняя бабка</b>	
Конус отверстия пиноли задней бабки	Морзе 2
Наибольшее перемещение пиноли, мм	55
Перемещение пиноли на одно деление линейки, мм	1
Перемещение пиноли на одно деление лимба, мм	0,04
Поперечное смещение задней бабки, мм	±6
<b>Электрооборудование</b>	
Электродвигатель главного привода, кВт (об/мин)	1,1 (1400)
<b>Габариты и масса станка</b>	
Габариты станка (длина ширина высота), мм	1180 x 590 x 1185
Масса станка, кг	525

#### 4.6.3 Вертикально-сверлильный станок 2Н125

Характеристики станка представлены в таблице 13.

Таблица 13 – Характеристики станка 2Н125

Наименование параметра	2Н125
<b>Основные параметры станка</b>	
Наибольший диаметр сверления в стали 45, мм	25
Наименьшее и наибольшее расстояние от торца шпинделя до стола, мм	60...700
Наименьшее и наибольшее расстояние от торца шпинделя до плиты, мм	690...1060

Продолжение таблицы 13

Расстояние от оси вертикального шпинделя до направляющих стойки (вылет), мм	250
<b>Рабочий стол</b>	
Максимальная нагрузка на стол (по центру), кг	
Размеры рабочей поверхности стола, мм	400 x 450
Число Т-образных пазов Размеры Т-образных пазов	3
Наибольшее вертикальное перемещение стола (ось Z), мм	270
Перемещение стола на один оборот рукоятки, мм	
<b>Шпиндель</b>	
Наибольшее перемещение (установочное) шпиндельной головки, мм	170
Наибольшее перемещение (ход) шпинделя, мм	200
Перемещение шпинделя на одно деление лимба, мм	1,0
Перемещение шпинделя на один оборот маховичка-рукоятки, мм	122,46
Частота вращения шпинделя, об/мин	45...2000
Количество скоростей шпинделя	12
Наибольший допустимый крутящий момент, Нм	250
Конус шпинделя	Морзе 3
<b>Механика станка</b>	
Число ступеней рабочих подач	9
Пределы вертикальных рабочих подач на один оборот шпинделя, мм	0,1...1,6
Управление циклами работы	Ручное
Наибольшая допустимая сила подачи, кН	9
Динамическое торможение шпинделя	Есть
<b>Привод</b>	
Электродвигатель привода главного движения, кВт	2,2
Электронасос охлаждающей жидкости Тип	X14-22М
<b>Габарит станка</b>	
Габариты станка, мм	2350 x 785 x 915
Масса станка, кг	880

#### 4.6.4 Вертикально-фрезерный станок 6P12

Характеристики станка представлены в таблице 14.

Таблица 14 – Характеристики станка 6P12

<b>Наименование параметра</b>	<b>6P12</b>
<b>Основные параметры станка</b>	
Класс точности по ГОСТ 8-71 и ГОСТ 8-82	Н

Продолжение таблицы 14

Размеры поверхности стола, мм	1250 x 320
Наибольшая масса обрабатываемой детали, кг	250
Расстояние от торца шпинделя до стола, мм	30..450
Расстояние от оси шпинделя до вертикальных направляющих станины (вылет), мм	350
<b>Рабочий стол</b>	
Наибольший продольный ход стола от руки (по оси X), мм	800
Наибольший поперечный ход стола от руки (по оси Y), мм	250
Наибольший вертикальный ход стола от руки (по оси Z), мм	420
Пределы продольных подач стола (X), мм/мин	12,5...1600
Пределы поперечных подач стола (Y), мм/мин	12,5...1600
Пределы вертикальных подач стола (Z), мм/мин	4,1...530
Количество подач продольных/ поперечных/ вертикальных	22
Скорость быстрых продольных перемещений стола (по оси X), м/мин	4
Скорость быстрых поперечных перемещений стола (по оси Y), м/мин	4
Скорость быстрых вертикальных перемещений стола (по оси Z), м/мин	1,330
<b>Шпиндель</b>	
Частота вращения шпинделя, об/мин	40..2000
Количество скоростей шпинделя	18
Перемещение пиноли шпинделя, мм	70
Конус фрезерного шпинделя	№3
Конец шпинделя ГОСТ 24644-81, ряд 4, исполнение 6	
Отверстие фрезерного шпинделя, мм	29
Поворот шпиндельной головки вправо и влево, град	±45
<b>Электрооборудование, привод</b>	
Количество электродвигателей на станке	3
Электродвигатель привода главного движения, кВт	7,5
Электродвигатель привода подач, кВт	2,2
Электродвигатель зажима инструмента, кВт	-
Электродвигатель насоса охлаждающей жидкости, кВт	0,12
Суммарная мощность всех электродвигателей, кВт	9,825
<b>Габарит и масса станка</b>	
Габариты станка (длина ширина высота), мм	2305 x 1950 x 2020
Масса станка, кг	3120

#### 4.7 Расчёт режимов обработки

Расчёт ведётся согласно алгоритму, изложенному в справочнике Косиловой [2]. Расчёт режима резания будет производиться для сверления отверстия поверхности диаметром 3,5 мм.

Технологические переходы обработки отверстия диаметром  $\varnothing 3,5$  мм:

— Сверление отверстия, сверло  $\varnothing 3,5$  мм.

Сверление отверстия осуществляется с помощью спирального сверла с цилиндрическим хвостовиком, изготовленного из быстрорежущей стали Р9.

1) Расчёт глубины резания:

$$t = 0,5 \cdot d = 0,5 \cdot 3,5 = 1,75, \quad (32)$$

где  $d$  – диаметр детали, мм.

2) Подача

Подача при сверлении определяется исходя из диаметра детали сверла и значения твердости материала. Для сверла диаметром 1,75 мм (диапазон 1-4 мм) и твердости материала НВ <170 МПа соответствует диапазон 0,12-0,18 мм/об. Сравним данные справочника с подачей станка, получаем, что подача:

$$S = 0,15 \text{ мм/об}$$

2) Скорость резания:

$$V_{рез} = \frac{C_v \cdot D^q}{T^m \cdot S^y} K_v, \quad (33)$$

где  $T$  – стойкость сверла, мин (табличное значение, равное 15 мин для диапазона диаметров сверла < 5 мм);

$D$  – диаметр отверстия, мм;

$S$  – подача на оборот, мм/об;

$C_v, K_v, q, m, y$  – коэффициенты, определяющиеся по таблицам.

Значение общего поправочного коэффициента:

$$K_{\vartheta} = K_{M\vartheta} \cdot K_{И\vartheta} \cdot K_{i\vartheta} = 0,19 \cdot 1 \cdot 1 = 0,19. \quad (34)$$

Подставляем полученные значения в формулу, получаем:

$$V_{рез} = \frac{C_v \cdot D^q}{T^m \cdot S^y} K_v = \frac{7 \cdot 3,5^{0,4}}{15^{0,2} \cdot 0,15^{0,5}} \cdot 1 = 17,36 \text{ мм / мин.} \quad (35)$$

3) Крутящий момент и осевая сила:

$$M_{кр} = 10 \cdot C_M \cdot D^q \cdot S^y \cdot K_p; \quad (36)$$

$$P_0 = 10 \cdot C_p \cdot D^q \cdot S^y \cdot K_p. \quad (37)$$

Определенные по таблицам значения коэффициентов и степеней:

- для крутящего момента:  $C_M = 0,0345$ ;  $q = 2$ ;  $y = 0,8$ ;  $K_p = 0,19$ .

- для осевой силы:  $C_p = 68$ ;  $q = 1$ ;  $y = 0,7$ ;  $K_p = 0,19$ .

Подставляя найденные значения в формулы, получим:

$$M_{кр} = 10 \cdot 0,0345 \cdot 3,5^2 \cdot 0,15^{0,8} \cdot 0,19 = 0,176 \text{ Н} \cdot \text{м};$$

$$P_0 = 10 \cdot 68 \cdot 3,5^1 \cdot 0,15^{0,7} \cdot 0,19 = 119,8 \text{ Н}.$$

4) Расчетная частота вращения определяется по формуле:

$$n = \frac{1000 \cdot V_{рез}}{\pi \cdot d}, \quad (38)$$

где  $d = 3,5$  – диаметр отверстия, мм.

$$n = \frac{1000 \cdot 17,36}{\pi \cdot 3,5} = 1579 \text{ об / мин.}$$

Следовательно, принимаем в качестве фактической частоты вращения  $n = 1700$  об/мин.

Тогда фактическая скорость резания:

$$V_{рез} = \frac{\pi \cdot d \cdot n}{1000} = \frac{\pi \cdot 3,5 \cdot 1700}{1000} = 18,69 \text{ мм / мин.} \quad (39)$$

5) Мощность резания определяется по формуле:

$$N = \frac{M_{кр} \cdot n}{9750} = \frac{0,176 \cdot 1700}{9750} = 0,029 \text{ кВт.} \quad (40)$$

Мощность выбранного станка составляет 2,2 кВт, следовательно, выполнение сверления возможно на данном станке.

## 5 ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПРИ РАБОТЕ С КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

К работам с КА допускаются лица, аттестованные на допуск к работам с изделием, прошедшие инструктаж по технике безопасности и допущенные по состоянию здоровья к работам с изделием. Инструктаж по технике безопасности должен проводиться ежедневно перед началом работ с изделием.

При проведении работ в сооружениях должны обеспечиваться безопасные оптимальные условия работы обслуживающего персонала с точки зрения гигиенических и эргономических требований в соответствии с ГОСТ 21115-75, ГОСТ 21953-76, ГОСТ 12.1.005-88, ГОСТ 12.1.019-2009, СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03 [13].

На всех этапах работ, во всех сооружениях должны быть предусмотрены средства пожаротушения, газоанализа, сигнализации согласно Правил пожарной безопасности в РФ, приточно-вытяжной вентиляции или кондиционирования воздуха [13].

Работы с КА разрешается проводить только с помощью штатного и исправного оборудования, инструмента и принадлежностей, предусмотренных технологической и конструкторской документацией [13].

Инструмент должен иметь маркировку, привязан к операции техпроцесса и при работе должен быть закреплён на руке работающего.

При проведении работ на всех этапах подготовки космический аппарат и наземное испытательное оборудование должны быть заземлены в соответствии с требованиями ГОСТ 19005-81.

При работах с изделием запрещается использовать одежду, материалы, обувь, способные накапливать статическое электричество.

Для снятия статического электричества с обслуживающего персонала и подключаемых кабелей используются специальные средства, соответствующие требованиям ОСТ 92-5168-93, ОСТ 92-1615-2013 [13].

Кабели и разъёмные соединители испытательного, заправочного и другого оборудования с бортовыми элементами должны быть промаркированы для исключения неправильной стыковки.

Монтажные работы, подключение и отключение электросоединителей бортовой и наземной кабельной сети должны проводиться при обесточенной аппаратуре с обеспечением пооперационного контроля [13].

В наземных источниках электропитания, используемых для обеспечения электропитания КА и наземного испытательного оборудования, должны быть предусмотрены средства защиты от колебаний напряжения внешней сети.

Для проведения работ с испытательным оборудованием ДУ должны применяться смазки и материалы, нейтральные к применяемым в этих системах газам и определённые в документации на ДУ.

Все применяемые материалы должны иметь сертификат или аналитический паспорт [13].

Опасные операции должны проводиться с соблюдением повышенных мер безопасности, с участием минимального количества обслуживающего персонала, под непосредственным руководством лица, ответственного за проведение данного вида работ.

К опасным операциям относятся следующие виды работ [13]:

- работы, связанные с перегрузкой, кантованием, транспортированием изделия;
- работы, связанные с устройствами зачековки АФУ ВРЛ;
- работы, связанные со сборкой, опрессовкой испытательной системы и проверкой герметичности стыков в вакуумной камере;
- работы с пиросредствами.

Запрещается проведение опасных операций в ночное время (с 22:00 до 06:00 часов), за исключением работ с непрерывным технологическим циклом.

Запрещается совмещать опасные работы с другими видами работ на изделии.

При проведении опасных операций необходимо обеспечивать максимальную автоматизацию работ и применение средств защиты персонала по ГОСТ 12.4.011-89, ГОСТ Р 12.4.230.1-2007, ГОСТ 12.4.021-75, ГОСТ Р 12.4.213-99.

Перечень и меры безопасности при проведении опасных операций должны быть отражены в документации на проведение соответствующих видов работ.

При проведении работ на КА запрещается:

- проведение работ без снятия статического электричества с бортовой аппаратуры и БКС;
- проводить одновременно с электрическими испытаниями другие виды работ за исключением случаев, оговоренных документацией или указанием Главного конструктора;
- пользоваться переносными электроприборами с напряжением питания более 36 В с касанием КА и его составных частей;
- измерять электрические параметры непосредственно на контактах электросоединителей без переходных колодок;
- проводить натяжение, кручение, резкие перегибы кабелей;
- оставлять открытыми, без защитных крышек электросоединители и наконечники трубопроводов;
- включать передатчики ПРД из состава ВРЛ без установленной поглощающей радиотехнической нагрузки. Если при наземной отработке используется антенна, подключенная к выходу ПРД, необходимо убедиться, что излучатель закрыт насадкой в соответствии с требованиями, указанными в 163Ф21.0000А-0И18.21.

В процессе проведения работ должно быть обеспечено [13]:

- наличие одежды и обуви, удовлетворяющих требованиям чистоты, безопасности проведения технологических операций и не накапливающих статическое электричество;
- наличие необходимых страховочных приспособлений при работе на стенде;

- освещенность и вентиляция рабочих мест операторов;
- пооперационный контроль, по принадлежности к организации, представителями УТК, ВП МО РФ и разработчиками документации на проведение конкретных видов работ, выполняемых исполнителями технологических операций.

## 6 ОЦЕНКА СТОИМОСТИ МИКРОМЕТЕОРОИДНОЙ ЗАЩИТЫ

Оценим стоимость создания КА ДЗЗ по изделиям-аналогам. В таблице 15 представлены собранные данные по стоимости некоторых КА ДЗЗ.

Таблица 15 – Стоимость некоторых КА ДЗЗ и их систем

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

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

$$C_{созд} = C_{разр} + C_{шт.пр}. \quad (41)$$

В данном случае принимается, что разрабатывается фактически новое изделие.

Расчёт стоимости изготовления опытного образца производится по данным затрат на разработку аналога. В данном случае принимаются следующие затраты:  $C_{оп.ан} = 400 \text{ млн.ед.}$

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

$$C_{оп.обр} = 1,5 \cdot K_{инф} \cdot C_{оп.ан} = 1,5 \cdot 1,05 \cdot 400 = 630 \text{ млн.ед.} \quad (42)$$

Здесь числовой коэффициент 1,5 – это произведение коэффициента новизны на коэффициент сложности.

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

$$C_{разр} = C_{ГСЗ} + C_{ГР} + C_{НК}. \quad (43)$$

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

$$C_{ГСЗ} = N_{ГСЗ} \cdot C_{оп.обр} = 2 \cdot 630 = 1,260 \text{ млрд.ед.} \quad (44)$$

Затраты на оборудование и все виды работ по наземному комплексу (с учётом затрат на создание систем управления, контроля, слежения, навигации, измерения, задействование и дооборудование судов в акватории Мирового океана, станций слежения, расположенных в различных районах земного шара, и т.п.) рассчитываются по формуле

$$C_{НК} = N_{НК} \cdot C_{оп.обр} = 0,25 \cdot 630 = 157,5 \text{ млн.ед.}, \quad (45)$$

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

Стоимость разработки КА рассчитываем по формуле:

$$C_{разр} = 1260 + 126 + 157,5 = 1,544 \text{ млрд.ед.}$$

Стоимость изготовления первого серийного образца:

$$C_1 = K_1 \cdot C_{оп.обр} = 0,85 \cdot 630 = 535,5 \text{ млн.ед.}, \quad (46)$$

где  $K_1$  – коэффициент снижения стоимости первого КА при серийном производстве.

Полученное числовое значение во много раз меньше, чем затраты на разработку, проектирование и производство микрометеороидной защиты, вследствие чего экономическая эффективность является очевидной, так как возможным последствием пробоя оболочки может стать потеря КА в целом.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрен опыт защиты модулей МКС и кораблей «Союз» и «Прогресс» от микрометеороидной среды. Описаны известные в настоящее время математические модели, используемые для характеристики микрометеороидной среды.

Рассмотрены основные баллистические предельные уравнения и математические модели микрометеороидной среды. В рамках дипломной работы было принято решение использовать модифицированное уравнение Кур-Паласа и модель MASTER2009 как наиболее распространённые в аэрокосмической практике.

Сформирован проектный облик космического аппарата наблюдения с оптико-электронной аппаратурой и зеркалом переотражения, выполненный на основе аппарата-прототипа КН с применением твердотельного моделирования в Solidworks. С помощью специализированного ПО был реализован метод Монте-Карло и рассчитана вероятность непробоя для оболочки, в результате чего было получено, что ВПП не удовлетворяет требованиям ТЗ в рамках заявленного срока активного существования. В связи с этим, было предложено спроектировать микрометеороидную защиту, включающую в себя одинарные экраны Уиппла, крепящиеся в обшивке КА посредством кронштейнов на заклёпках. Повторный расчёт показал, что требования по ВПП были удовлетворены, в связи с чем эксплуатация подобной микрометеороидной защиты на КА является обоснованной.

В рамках технологической части был разработан маршрутно-технологический процесс на изготовление детали «Кронштейн» методами механической обработки. Осуществлен выбор заготовки, рассчитаны припуски, подобрано оборудование, рассчитаны режимы и нормирование для сверлильной операции.

Рассмотрены вопросы безопасности жизнедеятельности при работе с микрометеороидной защитой.

Представлены экономические расчёты, обуславливающие эффективность использования микрометеороидной защиты по сравнению с возможными убытками вследствие повреждения конструкции КА и целевой аппаратуры, а также бортовых обеспечивающих систем.

По результатам выполнения выпускной квалификационной работы её цель можно считать достигнутой.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЕ ССЫЛКИ

1 Куренков, В. И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли: Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика / В. И. Куренков. – Самара: Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, 2020. – 461 с.

2 Марков, А.В. Основные направления и результаты работ по защите Российского сегмента МКС от метеороидов и космического мусора / А. В. Марков, В. П. Коношенко, Р. И. Беглов [и др.] // Космическая техника и технологии. – 2018. – № 4(23). – С. 16-28. – EDN YUJJKP.

3 Миронов, В.В., Модели метеороидной среды в околоземном космическом пространстве и определение плотности потока метеороидов // Космическая техника и технологии. 2017. №2 (17). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/modeli-meteoroidnoy-sredy-v-okolozemnom-kosmicheskom-prostranstve-i-opredelenie-plotnosti-potoka-meteoroidov> (дата обращения: 21.01.2024).

4 Миронов, В.В. Баллистические предельные уравнения для оптимизации системы защиты космических аппаратов от микрометеороидов и космического мусора // Космическая техника и технологии. 2016. №3 (14). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/ballisticheskie-predelnye-uravneniya-dlya-optimizatsii-sistemy-zaschity-kosmicheskikh-apparatov-ot-mikrometeoroidov-i-kosmicheskogo> (дата обращения: 21.01.2024).

5 Волков, О.В. Защита российских модулей международной космической станции от техногенных частиц // Известия Самарского научного центра РАН. 2012. №1-2. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/zaschita-rossiyskih-moduley-mezhdunarodnoy-kosmicheskoy-stantsii-ot-tehnogennyh-chastits> (дата обращения: 21.01.2024).

6 Сайт ракетно-космической корпорации «Энергия» имени С.П. Королёва [Электронный ресурс] / URL: <https://www.energia.ru/> (дата обращения 19.10.2023 г.)

7 Белоконов, И.В. Расчет баллистических характеристик движения космических аппаратов: учеб. пособие / И.В. Белоконов // Самара: Изд-во Самар. аэрокосм. ун-та, 1994. 76 с.

8 Бутакова, М. А. Программирование в среде Lazarus : учебное пособие / М. А. Бутакова, Н. М. Нечитайло, В. В. Ильичева ; М.А. Бутакова, Н.М. Нечитайло, В.В. Ильичева; ФГБОУ ВО Ростовский государственный университет путей сообщения. – Ростов-на-Дону: Ростовский государственный университет путей сообщения, 2016. – 231 с.

9 Вишневская, Т. Решение инженерных задач в среде Lazarus / Т. Вишневская, Ю. Терентьев. – Москва : Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, 2017. – 74 с.

10 Сихарулидзе, Ю. Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. Учебное пособие / Ю. Г. Сихарулидзе. – Москва : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011. – 413 с.

11 Система стандартов безопасности труда. Основные положения: межгосударственный стандарт ГОСТ Р 12.0.001-82 : взамен ГОСТ Р 12.0.001-74 : введен 01.07.83.. – Москва : ИПК Изд-во стандартов, 2003.

12 Ушаков, В. В. Основы устройства и конструирования космических летательных аппаратов : Учеб. пособие / В. В. Ушаков ; В.В. Ушаков; М-во образования Рос. Федерации. Моск. авиац. ин-т (гос. техн. ун-т). – Москва : Изд-во МАИ, 2003. – 69 с.

13 Spacecraft systems engineering / Ed. by Peter Fortesque [et al.]. – 3. ed.. – Chichester (West Sussex) : Wiley, 2003.

14 Brown, C. D. Elements of Spacecraft Design, American Institute of Aeronautics and Astronautics //Inc., Reston. – 2002.

15 Gudmundsson, S. General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures. – Butterworth-Heinemann, 2013.

- 16 Jenkinson, L. R. Aircraft design projects: for engineering students. – Elsevier, 2003.
- 17 Wiesel, W. E. Spaceflight dynamics. – McGraw-Hill Science, Engineering & Mathematics, 1997. – Т. 1.
- 18 Thomson, W. T. Introduction to space dynamics. – Courier Corporation, 2012
- 19 Соллогуб, А. В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА [Текст]: учеб. пособие / А. В. Соллогуб, Г. П. Аншаков, В. В. Данилов – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.
- 20 Козлов, Д.И. Конструирование автоматических космических аппаратов [Текст]: учеб. пособие / Д. И. Козлов, Г. П. Аншаков, В. Ф. Агарков - М.: Машиностроение, 1996. – 448 с.
- 21 Гуцин, В.Н. Основы устройства космических аппаратов [Текст]: Учебник для вузов / В. Н. Гуцин. – М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.
- 22 Куренков, В.И. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения [текст]: Учебное пособие / В.И. Куренков, В.В. Салмин, А.Г. Прохоров. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с. : ил.
- 23 Лебедев, А.А. Введение в анализ и синтез систем [текст]: Учебное пособие / Лебедев А.А. – М.: Изд-во МАИ, 2001. – 352 с.
- 24 Маркелов, В.В. Анализ тенденций разработок автоматических космических аппаратов [текст] / Маркелов В.В. // Омский научный вестник. - ОмГТУ, 2000. Вып.10. - С.53-57.
- 25 Мишин, В.П. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) [Текст]: учебник для технических вузов / В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
- 26 Салмин, В.В. Методы решения вариационных задач механики космического полета с малой тягой [текст]: сборник / В.В.Салмин, С.А.Ишков, О.Л.Старинова - Самара: Изд-во Самар. научн. центра РАН, 2006. – 267 с.

27 Рубцов, И.В. Современная зарубежная военная микро- и миниробототехника [текст] / Рубцов И.В., Нестеров В.Е., Рубцов В.И. /Микросистемная техника. -2000. - №3. - С. 48-52.

28 Мальцев, П.П. Введение в информационное обеспечение микросистемной техники [текст]: Учебное пособие / Мальцев П.П., Мальцева С.В.





















Продолжение приложения Д

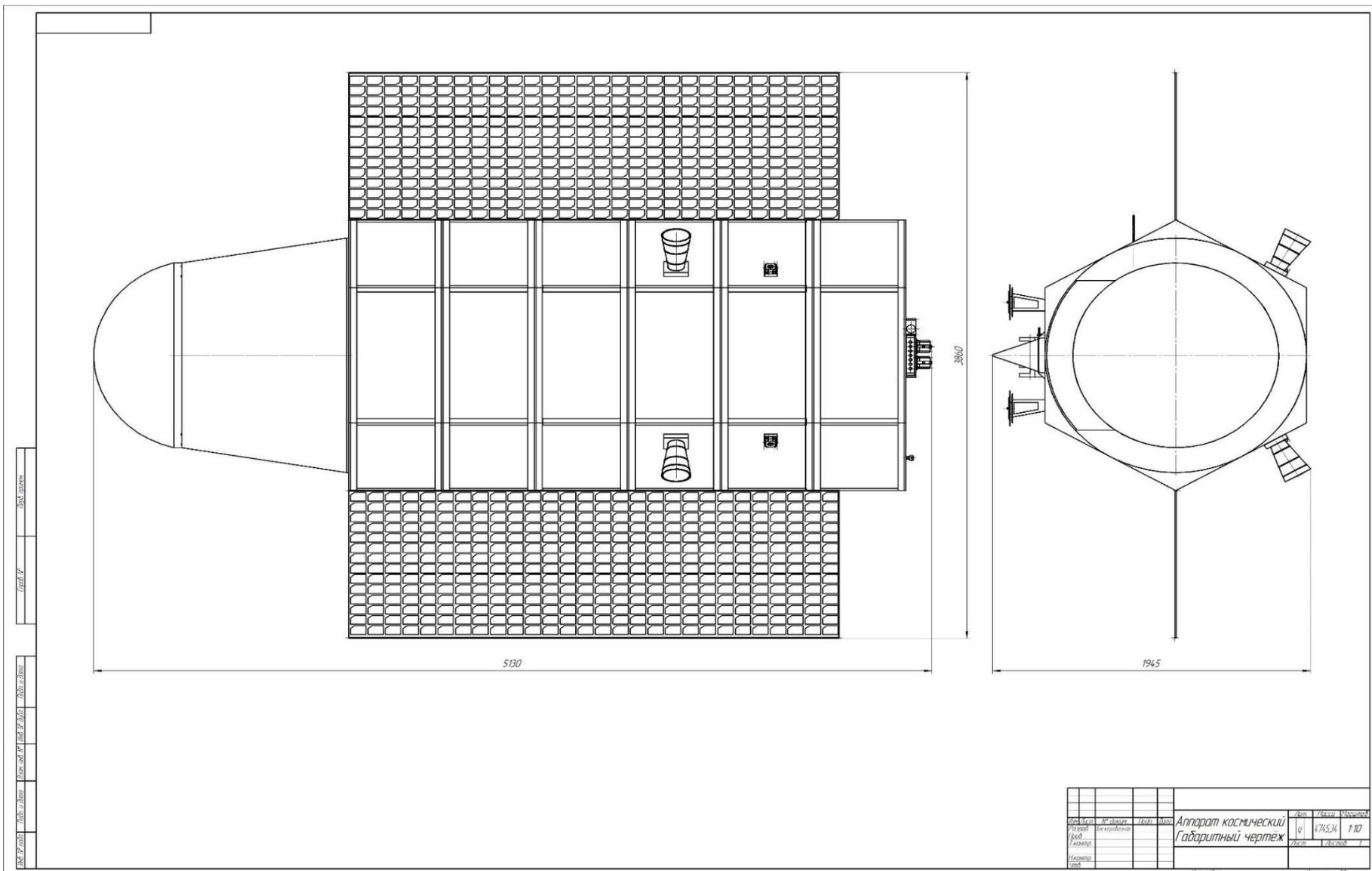


Рисунок Д.2 – Аппарат космический. Габаритный чертёж

# Продолжение приложения Д

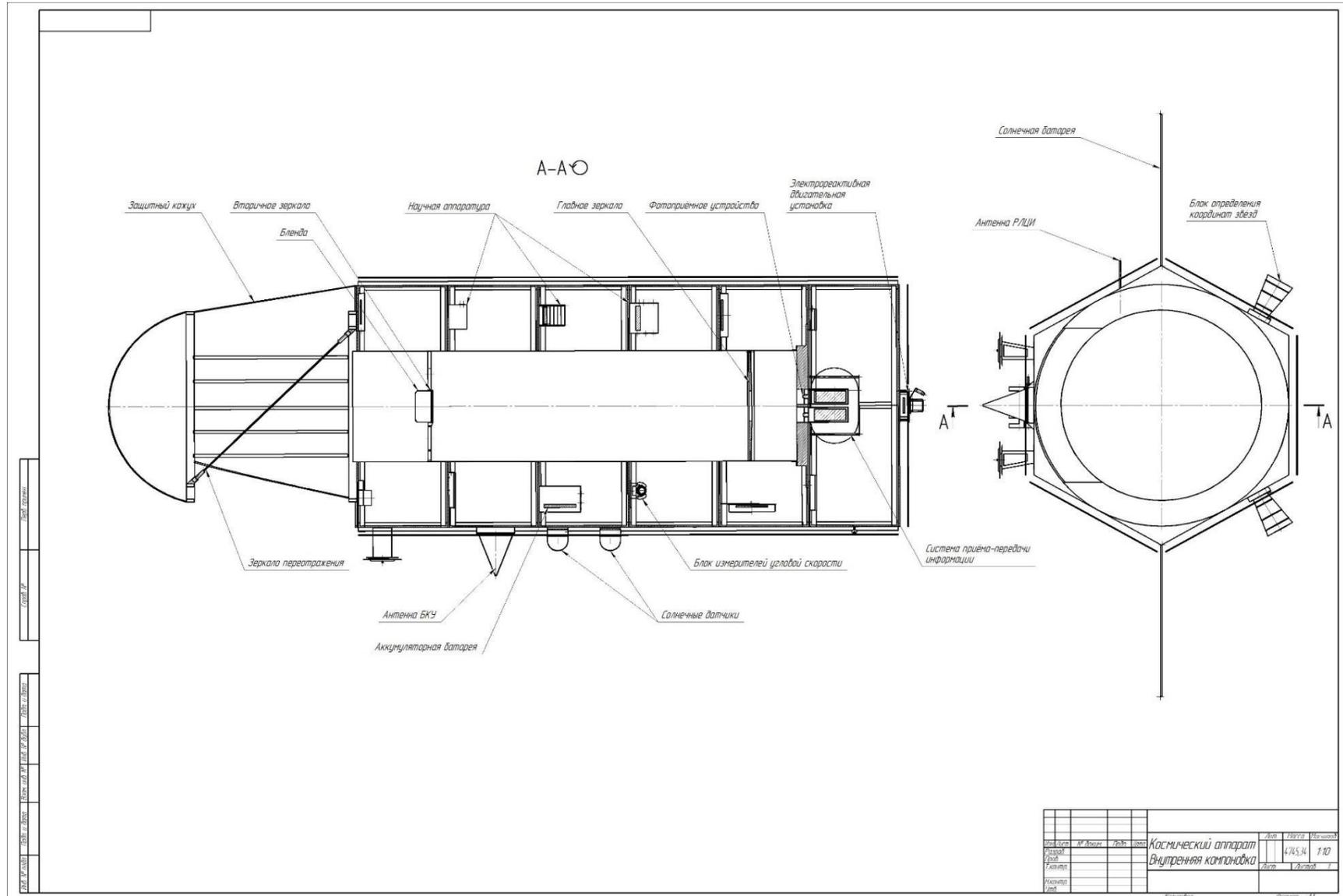


Рисунок Д.3 – Аппарат космический. Внутренняя компоновка

Продолжение приложения Д

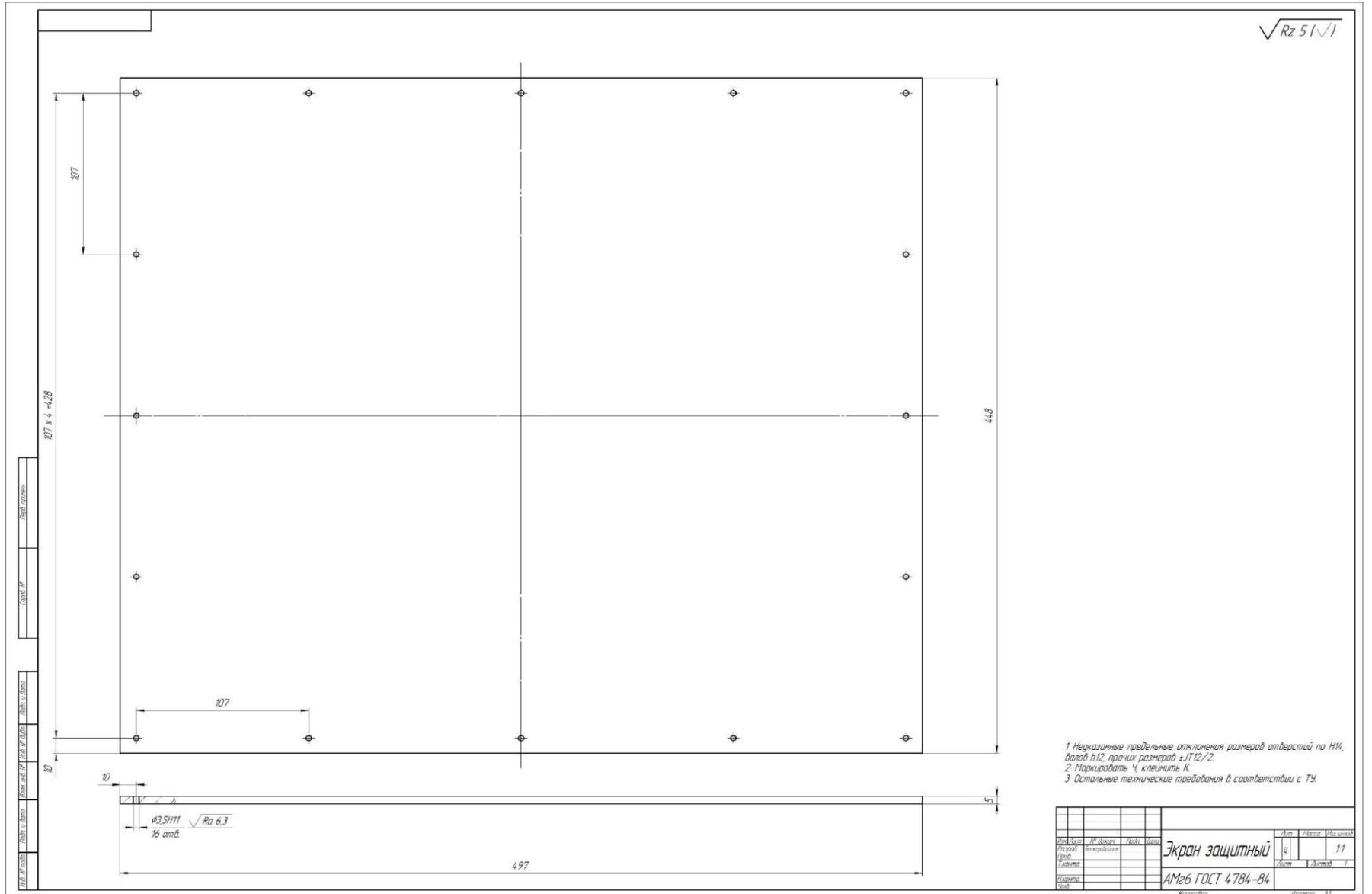


Рисунок Д.4 – Чертёж экрана защитного

Продолжение приложения Д

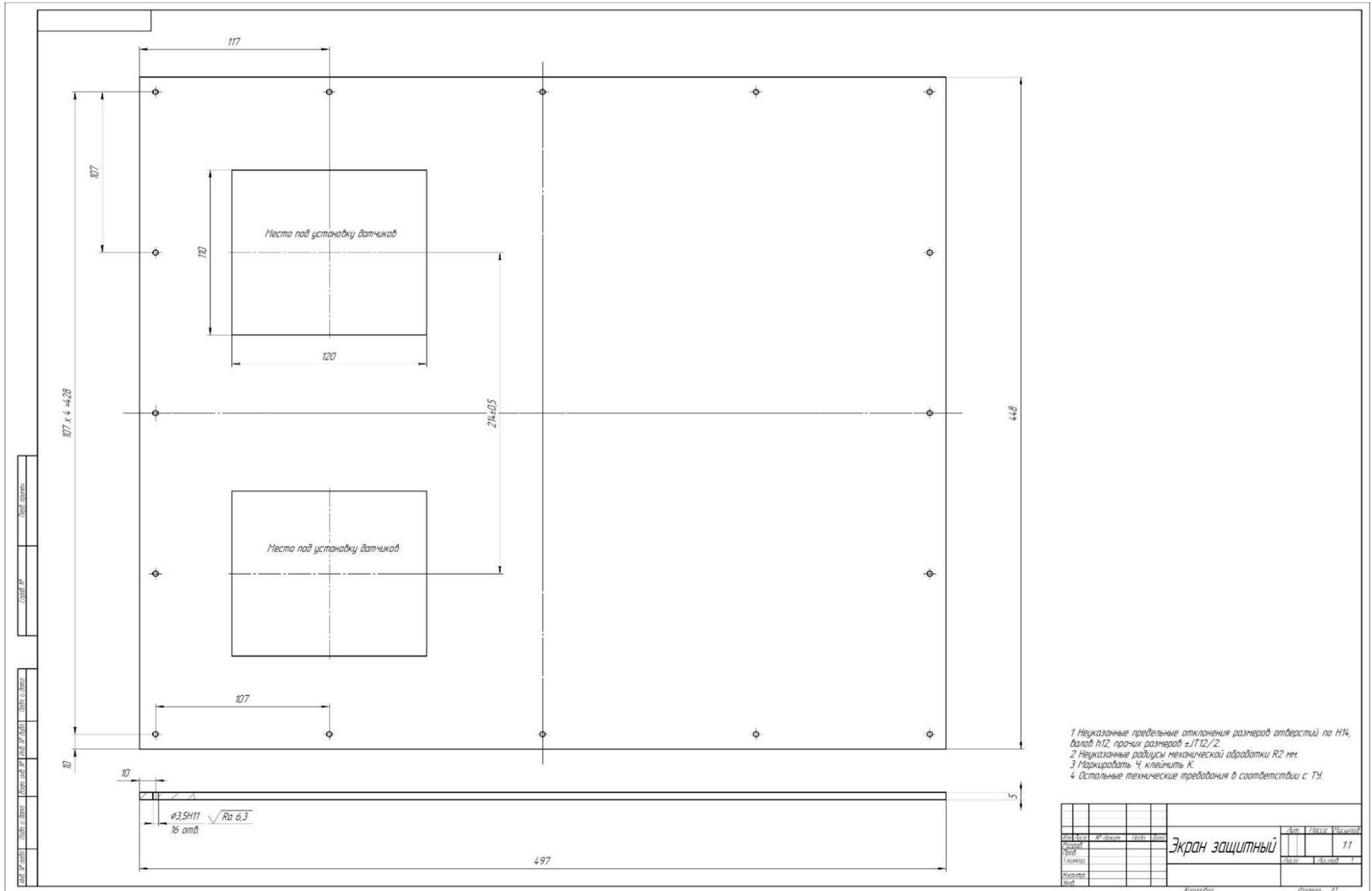


Рисунок Д.5 – Чертёж экрана защитного (с местами под установку датчиков)