

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

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы
Специальность 24.05.01 – Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов
Специализация – Пилотируемые и автоматические космические аппараты и системы

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Зам. зав. кафедрой

В.В. Соловьев

«29» 01 2024 г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

на тему: Проектирование конструкции телескопа для астрофизических наблюдений на базе лунного посадочного модуля

Исполнитель
студент группы 8111-ос



(подпись, дата)

С.Р. Чирясов

Руководитель
профессор, доктор техн. наук



(подпись, дата)

А.Д. Плутенко

Консультант



(подпись, дата)

К.А. Насуленко

Консультант по БЖД
доцент, канд. техн. наук



(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль



(подпись, дата)

М.А. Аревков

Рецензент



(подпись, дата)

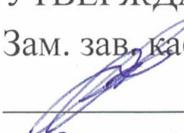
Н.Д. Кондратьев

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

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ

Зам. зав. кафедрой

 В.В. Соловьев

« 30 » 12 20 23 г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Чирясова Сергея Романовича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Проектирование конструкции телескопа для астрофизических наблюдений на базе лунного посадочного модуля

(учреждена приказом от 19.12.2023 № 3381-уч)

2. Срок сдачи студентом законченной работы 01.02.2024 г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: ГОСТы, справочная литература

4. Содержание выпускной квалификационной работы (перечень подлежащих разработке вопросов): выбор конструкции УФ-телескопа для посадочного модуля, выбор прототипа посадочного модуля, описание работы и компоновка посадочного модуля, расчет апертуры УФ-телескопа, баллистический расчет Земля–Луна, проектирование конструкции крепления телескопа, технологический процесс создания конструкции, безопасность жизнедеятельности, экономическая часть.

5. Перечень материалов приложения: титульный лист, общий вид космической головной части, схема технологического членения КА, общий вид оптического модуля, чертеж оптического модуля, чертеж корпуса телескопа в кронштейне, чертежи верхней и нижней частей кронштейна, чертеж платформы, чертеж конструкции крепления поворотного зеркала, баллистическая схема, температурный анализ корпуса, заключение.

6. - Консультанты по выпускной квалификационной работе: Козырь А.В.
доцент, канд. техн. наук, Насуленко Константин Анатольевич, доцент.

7. Дата выдачи задания 30.12.2023 г.

Руководитель выпускной квалификационной работы: Плутенко Андрей
Долиевич, профессор, доктор. техн. наук.

Задание принял к исполнению 30.12.2023 г.:



РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 91 страницу, 24 рисунка, 10 таблиц, 15 источников.

ПОСАДОЧНЫЙ МОДУЛЬ, ЛУННЫЙ МОДУЛЬ, УЛЬТРАФИОЛЕТОВЫЙ ТЕЛЕСКОП, РЕАКТИВНОЕ ПАРАШЮТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ ТЕЛЕСКОПА, РАСЧЕТ АПЕРТУРЫ

В данной работе представлены результаты проектирования космического аппарата предназначенного для осуществления полета и посадки на Луну, баллистический расчет, осуществленный для определения оптимальной траектории полета космического аппарата на селеноцентрическую орбиту. Произведен расчет реактивного парашютирования. Выбрана и спроектирована конструкция крепления телескопа.

Цель работы – проектирование конструкции крепления телескопа на лунном посадочном модуле, предназначенного для астрономического наблюдения в ультрафиолетовом диапазоне.

Для достижения поставленной цели произведено решение следующих задач:

- 1) анализ существующих концепции телескопа на посадочном модуле;
- 2) формирования состава бортовых систем посадочного модуля;
- 3) баллистическое проектирование перелета Земля–Луна;
- 4) расчет посадочного спуска;
- 5) расчет апертуры телескопа;
- 6) проектирование конструкции крепления телескопа;
- 7) разработка технологического процесса изготовления кронштейна.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	9
1 ОБЩАЯ ЧАСТЬ	12
1.1 Обзор и выбор прототипа	12
1.2 Анализ и выбор конструкции телескопа	16
1.3 Устройство проектируемого аппарата	19
1.3.1 Платформа.....	20
1.3.2 Двигательная установка	20
1.3.3 Бортовой комплекс управления	21
1.3.4 Система обеспечения электроснабжения	23
1.3.5 Радионуклидный термоэлектрический генератор	24
1.3.6 Система обеспечения теплового режима.....	25
1.3.7 Посадочное устройство	26
1.3.8 Радиокомплекс.....	27
1.3.9 Батарея фотоэлектрическая.....	29
1.3.10 Адаптер	30
1.3.11 Система световых маяков.....	30
1.3.12 Панель уголковых отражателей	31
1.3.13 Массовая сводка	31
2 БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ.....	33
2.1 Анализ и формирование исходных данных.....	33
2.2 Определение параметров перелетной орбиты	36
2.3 Определение затрат топлива и выбор МТА.....	39
3 СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ.....	42
3.1 Расчет перелета на предпосадочную орбиту и анализ посадочного реактивного парашютирования	42
3.2 Подбор и расчет апертуры телескопа по двух–зеркальной схеме Ричи–Кретьена	47
3.2.1 Расчет оптических характеристик апертуры.....	48

3.2.2 Расчет массово-габаритных характеристик оптико-электронного оборудования	49
3.3 Проектирование конструкции крепления оптической системы.....	56
3.3.1 Проектирования цилиндрической части телескопа.....	56
3.3.2 Конструкция крепления корпуса	60
3.3.3 Конструкция крепления поворотного зеркала	62
3.3.4 Платформа оптического модуля	63
4 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ.....	65
4.1 Схема членения	65
4.2 Выбор материалов.....	65
4.3 Разработка технологических процессов изготовления кронштейна.....	68
4.3.1 Изготовление нижнего сегмента	68
4.3.2 Изготовление верхнего сегмента.....	69
4.3.3 Соединение нижнего и верхнего сегмента.....	76
4.4 Оценка технологичности конструкции космического аппарата	77
4.5 Директивная схема сборки космического аппарата.....	78
5 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ	79
5.1 Профилактика получения ожогов на литейном производстве	80
5.2 Профилактика пожаров и взрывов на литейном производстве	82
6 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ.....	85
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	88
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	90

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

- АБ – аккумуляторная батарея;
- АТ – азотный тетраоксид;
- АФС – антенно-фидерная система;
- БА КИС – бортовая аппаратура командно-измерительной системы;
- БАППТ – блок автоматики и подрыва пиротехники;
- БИВК-Р – бортовой интегрированный вычислительный комплекс;
- БКУ – бортовой комплекс управления;
- БРК – бортовой радиокомплекс;
- БС – батареи солнечные;
- БУ – блок управления;
- БФ – батарея фотоэлектрическая;
- ГБ – головной блок;
- ГОСТ – государственный стандарт;
- ДМТ – двигатель малой тяги;
- ДОиС – двигатель ориентации и стабилизации;
- ДТК – двигатель торможения и коррекции;
- ДУ – двигательная установка;
- ИК – инфракрасный;
- ИСЗ – искусственный спутник Земли;
- ИСЛ – искусственный спутник Луны;
- КА – космический аппарат;
- КнТТ – контурная тепловая труба;
- МКО – межкомпьютерный обмен;
- МНЛС – международная научная лунная станция;
- МТА – межорбитальный транспортный аппарат;
- НДМГ – несимметричный диметилгидразин;
- НОО – низкая околоземная орбита;
- ОЭТК – оптико-электронный телескопический комплекс;

ПЗС – прибор с зарядовой связью;
ПУ – посадочное устройство;
ПУО – панель уголковых отражателей;
РБ – разгонный блок;
РИТЭГ – радионуклидный термоэлектрический генератор;
РК-ЛР – радиокomплекс;
РН – ракета-носитель;
СОТР – система обеспечения теплового режима;
ССМ – система световых маяков;
СЭС – система электроснабжения;
ТМИ – телеметрическая информация;
ТНА – тягово-нормировочный аппарат;
ТСП – термостабилизированная приборная панель;
УФ – ультрафиолетовый;
ЦПМ – центральный приборный модуль.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время проекты создания первых искусственных сооружений на Луне получают все большую актуальность. Они служат фундаментом для будущего развития космической индустрии, научных исследований и экспериментов. Подробное изучение Луны и её ресурсов послужит развитию дальнейшей колонизации естественного спутника, а также важной базой для понимания истории происхождения Солнечной системы.

В рамках программы лунной колонизации, СССР провел прорывные исследования и разработки в области космической техники. Одним из ключевых моментов была разработка и успешное осуществление мягкой посадки на поверхность Луны. Проведенные миссии Луна-2, Луна-9, Луна-13 и другие позволили советским ученым совершить значительный прорыв в области космических исследований и подготовке к колонизации Луны.

На Луну не проводилось множество посадок, и большинство из них были в экваториальных зонах. И соответственно до недавнего времени объектом изучения Лунной поверхности являлась лишь экваториальная зона Луны, но благодаря эксперименту NASA M3 в 2009 году было проведено глобальное картографирование лунной поверхности в ИК-диапазоне с борта индийского лунного спутника Chandrayaan-1. В спектре ИК-излучения Луны была обнаружена спектральная линия в окрестности длины волны 3 мкм, которая указала на присутствие в веществе приполярной поверхности Луны молекул воды или гидроксидов. После сообщения об этом открытии присутствие воды на лунных полюсах стало общепризнанным фактом.

Россия и Китай в 2021 году договорились о сотрудничестве для формирования уникальной международной научной станции на Луне, которая известна в мире под названием International Lunar Research Station (ILRS). Это сотрудничество является важным шагом в исследовании Луны и открывает новые перспективы для научных исследований в космосе.

ILRS не будет просто ещё одной космической станцией. Она станет основным научным и исследовательским центром на Луне, которая будет использована для проведения различных экспериментов и исследований в разных областях науки. Конечной целью этого сотрудничества является создание устойчивой и самофинансируемой базы на Луне, которая будет служить отправной точкой для будущих миссий в глубокий космос, включая космические полеты на Марс и другие космические объекты.

После окончания национальных космических программ серий «Луна» и «CHANG'E», международная научная лунная станция готовится провести серию из пяти лунных миссий. Каждая экспедиция предназначена для выполнения конкретной задачи и включает в себя разнообразные научные исследования. В ходе ILRS-5 планируется размещение на Луне обсерватории с целью осуществления астрофизических наблюдений.

Расположение телескопа на поверхности Луны обладает рядом преимуществ. В отсутствии атмосферы можно проводить наблюдения в УФ и ИК спектрах, что невозможно для наземной оптики. Помимо этого, Луна находится вне зоны влияния основных атмосферных слоев Земли, что существенно уменьшает фон в УФ спектре и дает преимущество над низкоорбитальными телескопами.

Позиционирование астрономической станции на южном поясе Луны в сочетании с её сравнительно медленным вращением обеспечивает возможность непрерывного наблюдения за интересующими объектами в течении продолжительных отрезков времени. Что также указывает на предпочтение перед наземной и орбитальной оптикой, для которой существуют ограничения периодичности наблюдения и атмосферные помехи.

Кроме того, поверхность Луны относительно стабильна, что позволяет установить и использовать телескопы без необходимости регулярного ремонта и коррекции. Более того, из-за более медленного вращения Луны можно применять короткофокусные телескопы без необходимости постоянного ведения за звездным полем.

Однако, существуют недостатки размещения телескопа на естественном спутнике. Ограничение на наблюдаемый участок неба, который доступен для южного полюса, что обрезает потенциал оптики для наблюдения всего космического пространства. Помимо этого, компоненты оптического оборудования должны иметь защиту от лунной пыли и от светового загрязнения, отражаемого от поверхности Луны. Для телескопов высокого углового разрешения могут потребоваться дополнительные механизмы стабилизации, чтобы уравновесить вращение звездного неба.

Преимущества создания телескопа на базе автоматического посадочного модуля на Луне перед телескопом, который требует сборки на месте при помощи людей, представляются значительными. Во-первых, автоматический посадочный модуль позволяет привезти и установить все необходимые компоненты телескопа заранее, что экономит время и усилия. Такой подход позволяет избежать сложностей, связанных с организацией и выполнением миссий, в которых участвуют люди. Во-вторых, автоматические системы могут быть более надежными и безопасными, так как они не подвержены факторам, связанным с человеческим фактором, таким как усталость или ошибки в принятии решений. Кроме того, автоматические телескопы могут работать в более сложных условиях, таких как вакуум и экстремальные температуры, без опасности для человеческой жизни и здоровья. Это обеспечивает большую гибкость и возможность проведения длительных научных наблюдений на Луне.

Предлагаемая в данной работе установка телескопа на Луне представляется важным и перспективным шагом в совершенствовании астрономических технологий в космической технике. Создание на Луне телескопа с сравнительно небольшим диаметром апертуры является эффективным оборудованием для различного вида астрофизических исследований в ИК и УФ спектрах, что расширяет возможности для открытия новых объектов и явлений во Вселенной, а также в пределах нашей Солнечной системы. Это открывает перед нами широкие перспективы для более глубокого понимания Вселенной и ее эволюции.

1 ОБЩАЯ ЧАСТЬ

1.1 Обзор и выбор прототипа

В настоящий момент внеатмосферные наблюдения производятся с помощью орбитальных космических телескопов, а не на поверхности космических тел.

Однако в числе уже реализованных проектов стоит отметить уникальную миссию Китая на Луну, известную как «CHANG'E 3». В рамках этой миссии был создан и отправлен на Луну телескоп LUT (Lunar-based Ultraviolet telescope). Этот инновационный телескоп был расположен непосредственно на посадочном аппарате. Данный прибор представляет собой первую долгосрочную обсерваторию на поверхности Луны. Космический аппарат изображен на рисунке 1.

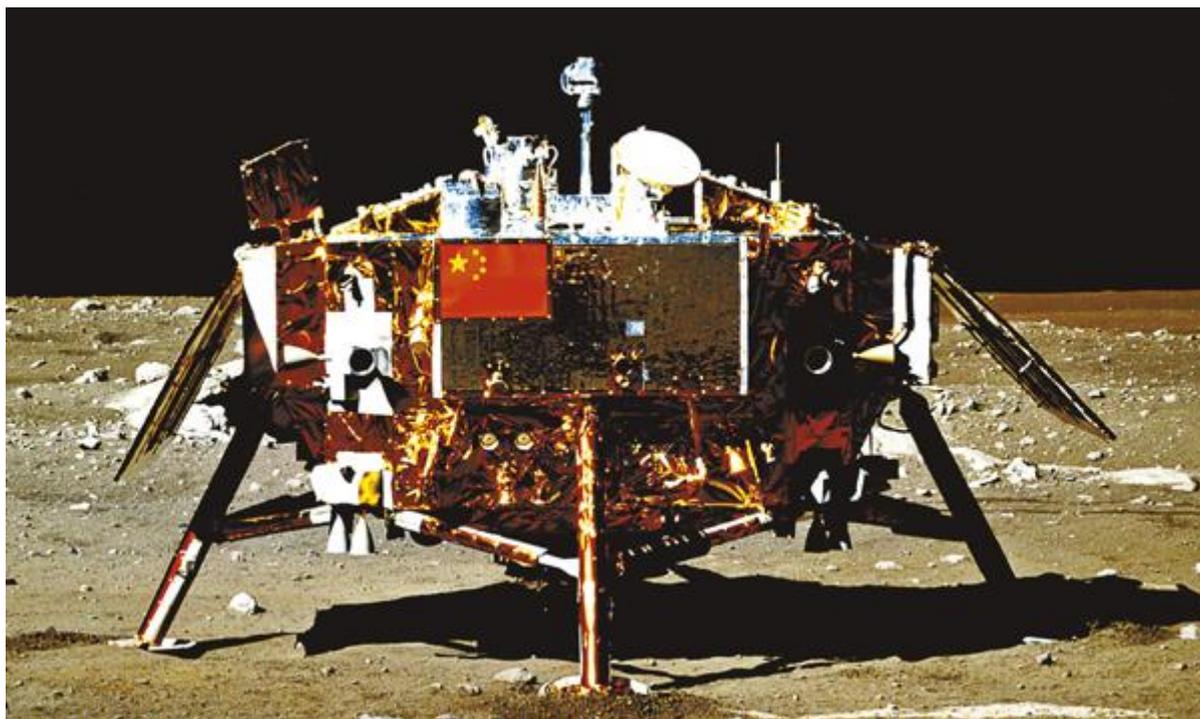


Рисунок 1 – Чанэ-3

В рамках миссии «Аполлон-16» на Луну был доставлен телескоп в дальнем УФ-диапазоне. Этот телескоп предназначался для проведения кратковременных

наблюдений и смог собрать около 200 изображений. Но по современным стандартам, качество этих изображений считается крайне низким.

Лунный телескоп LUT обладает апертурой 150 мм и применяет двумерное наводящее зеркало для отслеживания объектов. Он оснащен усовершенствованным устройством с зарядовой связью в качестве детектора, специально разработанным для наблюдений в ультрафиолетовом диапазоне. Телескоп использует ПЗС-матрицу с пикселями размером 13 микрон. Он охватывает диапазон длин волн от 245 до 340 нанометров и обладает способностью обнаруживать объекты с яркостью до 13 магнитуд. Основные научные задачи проекта включают в себя длительное фотометрическое наблюдение за переменными звездами в ближнем ультрафиолетовом диапазоне в течение многих десятков дней, а также выполнение обширного обзора галактической плоскости в этом ультрафиолетовом диапазоне.

Существует ещё один нереализованный проект, разрабатываемый частной компанией. Международная Лунная Обсерватория (ILO) представляет из себя миссию, реализуемую Международной ассоциацией Лунных Обсерваторий. Основная цель миссии заключается в развертывании небольшой обсерватории на основе оптического телескопа для проведения астрономических исследований. Место посадки аппарата предполагается совершить вблизи южного полюса Луны. На борту планируется установка небольшого ультрафиолетового телескопа массой около 2 кг и диаметром апертуры 70 мм. Параметры телескопа не велики, так как значительную часть массы занимает бортовой комплекс для передачи сигнала с лунной базы. Изображение телескопа представлено на рисунке 2.



Рисунок 2 – Телескоп ILO

При выборе места базирования лунной обсерватории или посадочного модуля для астрономического наблюдения в УФ-диапазоне (ультрафиолетовая область спектра) следует обратить внимание на следующие факторы:

- 1) максимальный обзор неба;
- 2) длительная доступность солнечной энергии;
- 3) совместимость с существующими и будущими научными миссиями.

Область южного полюса Луны соответствует перечисленным требованиям, а именно:

1) меньшая вероятность затемнения: южный полюс Луны предлагает более низкую вероятность затемнения и помех от геологических объектов, рельеф в этой области менее разнообразный и кратеры с глубокими тенями меньше распространены в сравнении с другими областями Луны;

2) длительность солнечного света: южный полюс Луны обладает длительным периодом солнечного света;

3) возможность обнаружения лунной воды: исследования подтверждают наличие залежей воды в виде льда под поверхностью южного полюса Луны. Размещение обсерватории или посадочного модуля в этой области может предоставить возможность изучения этих ресурсов и использования их для поддержки будущих миссий;

4) южный полюс перспективная область для развертывания лунной базы, ввиду чего расположение посадочного модуля там позволит отработать технологию мягкой посадки.

Рассмотренные выше аппараты плохо подходят для поставленной цели. Астрономические исследования не являются их основными задачами. Китайский аппарат не располагается на высоких лунных широтах, а ИЛО в большей степени является ретранслятором.

Для создания облика будущего КА за прототип можно взять посадочный аппарат «Луна–25». Разрабатываемый аппарат будет схож с прототипом по массе, но компоновка будет изменена и адаптирована для выполнения целевой задачи.

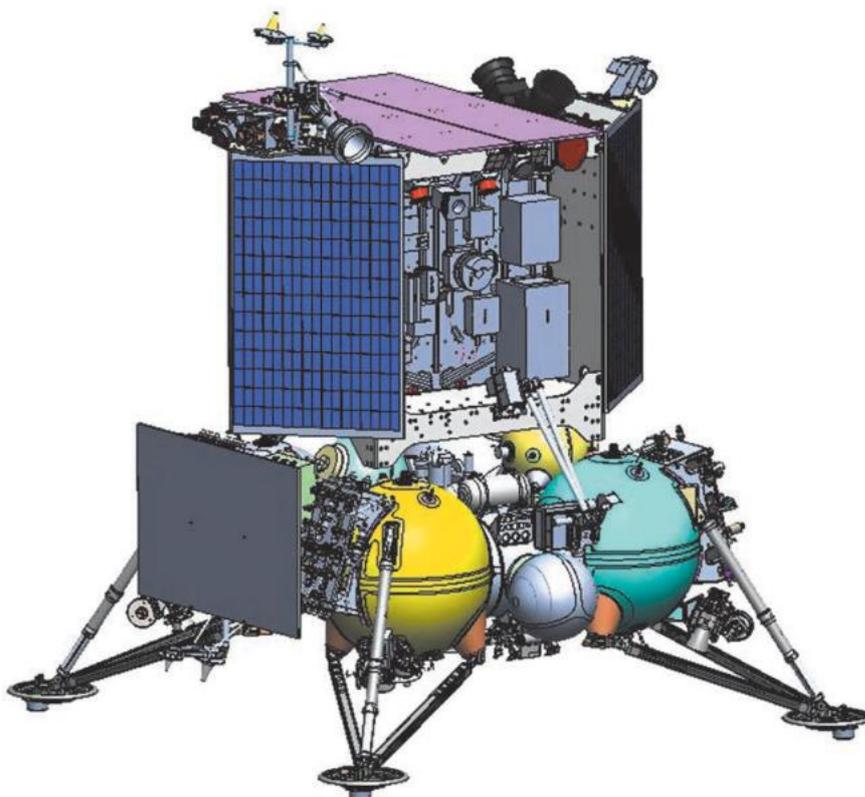


Рисунок 3 – Общий вид КА «Луна–25»

1.2 Анализ и выбор конструкции телескопа

Луна предоставляет уникальные возможности для мультиспектрального исследования объектов Солнечной системы и Вселенной в ультрафиолетовом диапазоне. В этом чрезвычайно информативном диапазоне спектра мы наблюдаем высокую долю астрофизической информации, особенно относящейся к свойствам звезд и газа.

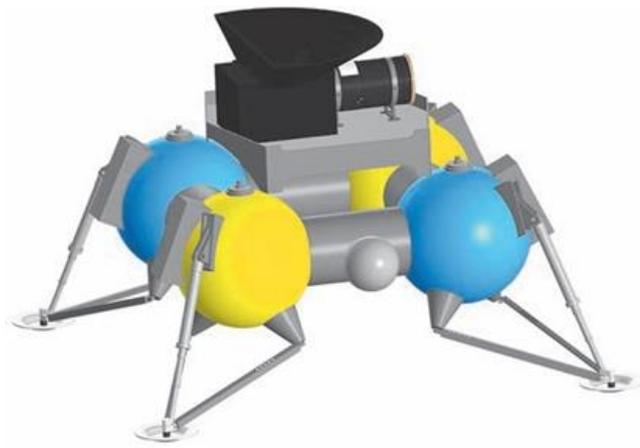
На данный момент существует три концепций облика телескопа на посадочном модуле. Рассмотрим предложенные концепции:

а) разработка сравнительно небольшого телескопа (15–30 см) с автономной системой наведения с использованием преапертурного подвешного зеркала с возможностью поворота. Подобный телескоп может быть размещен на спускаемых или орбитальных лунных аппаратах с учетом выделенного бюджета и габаритных ограничений;

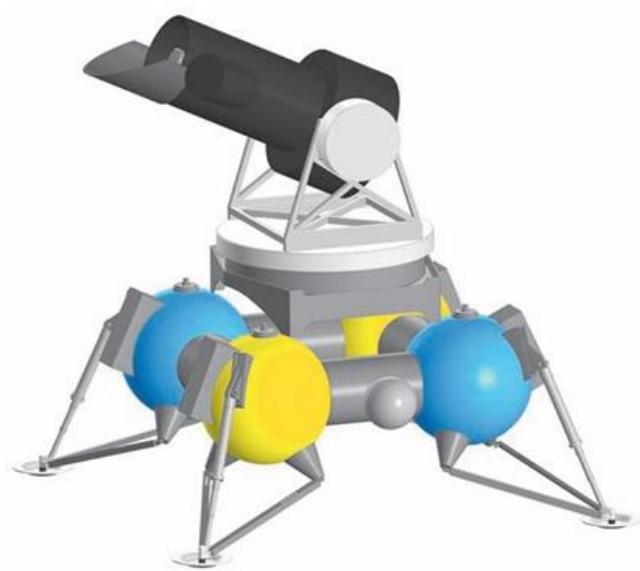
б) установка на Луне крупного многоцелевого астрофизического телескопа с апертурой 60 см, позволяющего использовать различные научные приборы для наблюдений в ультрафиолетовом, оптическом и инфракрасном диапазонах. Этот телескоп будет занимать всю доступную массу и пространство на посадочном модуле, и его использование будет предусмотрено в международной миссии ILRS-5;

в) построение нового типа телескопа – мультиапертурного телескопа, который позволит снимать всю доступную с Международной Научной Лунной Станции неба в ультрафиолетовом диапазоне в режиме реального времени. Такой телескоп будет состоять из нескольких одиночных линзовых объективов с апертурой около 10–25 см, каждый из которых будет быть самостоятельным телескопом с детектором и блоком обработки информации.

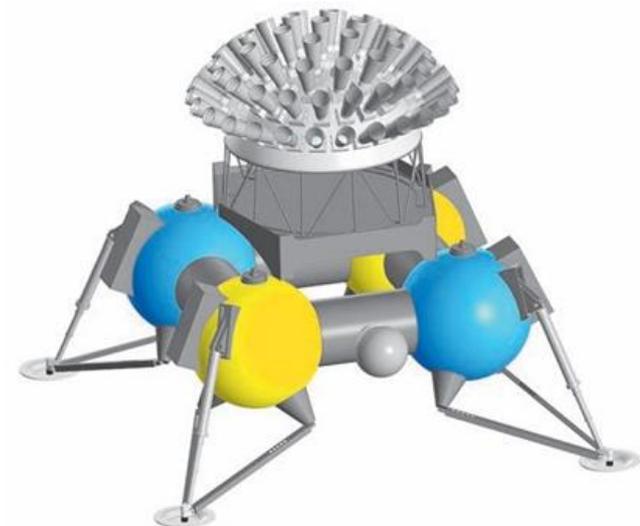
На рисунке 4 представлен облик посадочного аппарата каждой из перечисленных концепции.



а



б



в

Рисунок 4 – Концептуальный облик посадочного аппарата с телескопами: 15–30 см (а); 60 см (б); мультиапертурным (в)

Для наглядности составим сравнительную таблицу.

Таблица 1 – Сравнение концепций телескопа

Характеристика	Вариант «а» (15-30 см)	Вариант «б» (60 см)	Вариант «в» мультиапертурный
Масса	15-60 кг	200-400 кг	100-600 кг
Стоимость разработки	Низкая	Высокая	Очень высокая
Оптическое разрешение	Очень высокое	Высокое	Высокое
Покрывание неба	Небольшое	Среднее	Большое
Наведение/слежение	Высокое	Выше среднего	Ниже среднего
Чувствительность	Средняя	Высокая	Высокая
Технологичность	Высокая	Средняя	Низкая

Таким образом, согласно принципу минимальной массы рационально выбрать первую концепцию. Другие схемы дают большой прирост массы, в результате чего появляется необходимость вносить весомые изменения в конструкцию и требовать использования более мощных средств выведения. При этом помимо стоимости разработки значительно возрастает стоимость средств выведения.

Из достоинств первого концепта нужно выделить высокое оптическое разрешение и способность телескопа точно и стабильно указывать и следовать за объектом наблюдения во время его движения на небесной сфере. А также сравнительно низкая стоимость разработки.

Из недостатков необходимо учесть относительно небольшое покрытие неба и меньшую чувствительность апертуры, относительно двух других концептов.

1.3 Устройство проектируемого аппарата

Основой конструкции космического аппарата является блок баков двигательной установки (ДУ), представляющий собой жёсткую структуру, состоящую из четырех сферических ёмкостей (баков), соединенных между собой цилиндрическими проставками. ДУ укомплектована различными агрегатами. На верхней части блока баков размещена платформа, на которой находится основная плоская термостабилизированная приборная панель (ТСП) с научной и служебной аппаратурой.

ТСП соединена с двумя легкими коробчатыми конструкциями по обеим сторонам. Эти конструкции выполнены в форме треугольников в плане и изготовлены из легких трехслойных сотовых панелей с тонкими перфорированными несущими слоями из углепластика. Четыре внешние стороны этих коробчатых конструкций выполняют функцию стационарных (основных) панелей солнечных батарей (БС). Облик проектируемого космического аппарата показан на рисунке 5.

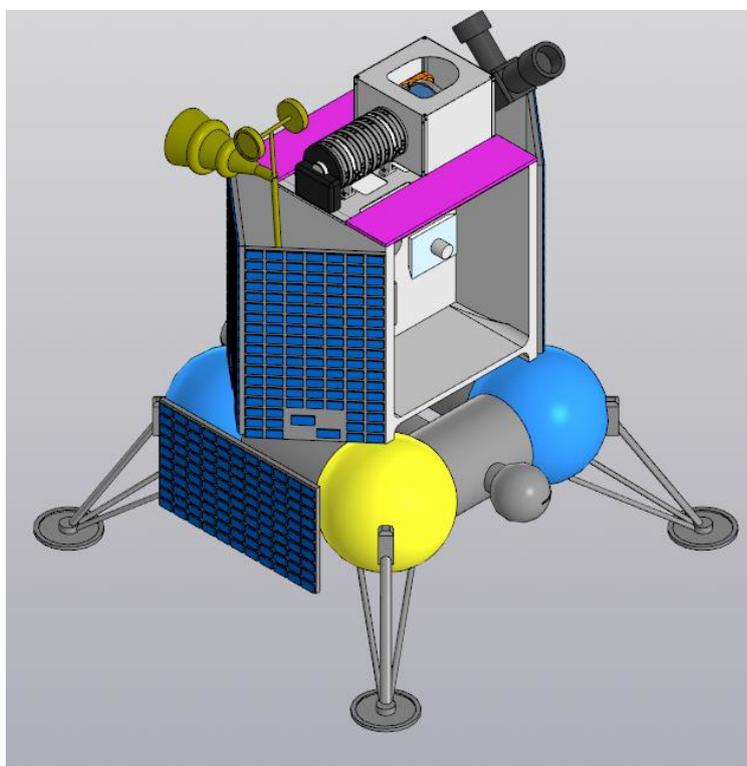


Рисунок 5 – Общий вид космического аппарата

Вывод на НОО осуществляется с использованием РН «Союз-2.1б». Доставка на перелетную орбиту реализуется с применением ракетного блока серии «Фрегат». Торможение и посадка на Луну производятся средствами самого КА.

1.3.1 Платформа

Платформа является силовой несущей конструкцией и предусматривает монтаж тепловой сотовой панели, радиаторов СОТР, фотоэлектрических батарей, оптического модуля и другой научной, а также служебной аппаратуры и стыковочных опор.

Располагается платформа на блоке баков стыковочными опорами, крепится к нему болтовым соединением. Имеет панельную конструкцию, которая включает основание и две боковые плиты, а также две верхние и нижние стяжки, а также полки в верхней части.

Сотовые панели изготовлены из углепластиковых обшивок материала КМУ-4Л толщиной 0,4 мм, а также из алюминиевых сот высотой 11,2 мм. Эти элементы обеспечивают прочность, легкость и теплопроводность необходимые для эффективной работы и надежной защиты аппарата в условиях космического пространства.

1.3.2 Двигательная установка

Двигательная установка играет критическую роль в обеспечении активных маневров космического аппарата, включая коррекции и торможения, а также обеспечивает реактивные управляющие моменты для разворотов, ориентации и стабилизации КА как на пассивных участках полёта, так и на активных участках полета.

Уникальность двигательной установки КА «Луна-25» заключается в ее функциональном объединении двух взаимосвязанных систем – корректирующей тормозной двигательной установки и системы ориентации и стабилизации. Обе системы синхронно работают для обеспечения безопасного и точного выполнения программы полета.

Установка двигателей для коррекций и торможения, в рамках корректирующей двигательной установки, представляет собой технически сложную и инновационную систему. В её состав входят следующие элементы:

1) двигатель траекторных коррекций и торможения С5.154.1000-0 с ТНА, обладающим возможностью регулировки тяги в диапазоне от 400 до 480 кгс. Данный двигатель предназначен для осуществления коррекций траектории с характеристической скоростью более 15 м/с;

2) двигатель мягкой посадки 255У.487, который имеет тягу в размере 60 кгс и использует систему вытеснительной подачи топлива. Данный двигатель предназначен для обеспечения мягкой посадки на поверхность Луны.

Система ориентации и стабилизации КА «Луна–25» включает в себя эффективные двигатели, которые обеспечивают управление и стабильность полета. Эта система состоит из следующих компонентов:

1) восемь двигателей малой тяги типа С5.140 с тягой 0,6 кгс. Они используют систему вытеснительной подачи топлива и служат для поддержания ориентации и стабилизации КА;

2) четыре двигателя малой тяги типа С5.145 с тягой 5 кгс, также с вытеснительной подачей топлива. Они обеспечивают возможность проведения коррекций с характеристической скоростью менее 15 м/с, а также выполняют важную роль в стабилизации и ориентации КА.

1.3.3 Бортовой комплекс управления

Бортовой комплекс управления отвечает за контроль и управление космическим аппаратом выполняет следующие ключевые функции:

- управление бортовой аппаратурой;
- управление ориентацией антенны для поддержания связи с наземным пунктом;
- управление двигательной установкой;
- управление движением центра масс и ориентацией (вращением) космического аппарата;

– самодиагностика и мониторинг работы бортовых систем и выполнение заложенных алгоритмов для автоматического переключения на резервные устройства.

Для успешного выполнения вышеперечисленных заданий задействовано следующее бортовое оборудование БКУ:

- 1) бортовой интегрированный вычислительный комплекс БИВК-Р;
- 2) два бесплатформенных инерциальных блока для обеспечения информации о положении КА;
- 3) два звездных датчика для точного определения координат звёзд;
- 4) адаптер связи, управляющий регулятором тяги ДУ, приводами направленной антенны и часами реального времени;
- 5) доплеровский измеритель скорости и расстояния;
- 6) два солнечных датчика 347К для ориентации и использования солнечной энергии.

Контроль работоспособности аппаратуры БКУ и бортовых систем КА, а также переключение на резервные устройства и приборы в программных случаях осуществляется с использованием телеметрической информации (ТМИ) из телеметрической системы и контрольных массивов цифровой информации в БИВК-Р.

Бортовой компьютер отвечает за:

- безошибочное осуществление всех необходимых счетно-логических действий в соответствии с предусмотренными алгоритмами;
- принятие надёжных решений по управлению космическим аппаратом;
- рациональное управление бортовыми системами при нештатных ситуациях;
- разработка и реализация циклограмм управления операционными режимами бортовых систем;
- мониторинг и управление состоянием космического аппарата.

Программное обеспечение БИВК-Р гарантирует надлежащую работу всех вычислительных операций и алгоритмов управления, обеспечивая выдачу точных команд управления:

- в форме импульсов, генерируемых из матрицы команд БИВК-Р;
- в форме четких заданий, передаваемых через МКО в ЦПМ БУ и антенную систему 18Р.

Задачи, передаваемые при помощи МКО в ЦПМ БУ, осуществляются с помощью команд БАППТ и БУ в бортовых системах с использованием надёжных релейных команд.

1.3.4 Система обеспечения электроснабжения

Система электроснабжения космического аппарата поддерживает непрерывное электропитание бортовой аппаратуры в течение всего срока эксплуатации. В период наземных испытаний, на каждом этапе межпланетного перелета, а также непосредственно на поверхности Луны.

В комплект системы электроснабжения КА входят следующие устройства:

- 1) аккумуляторная батарея, сохраняющая электроэнергию;
- 2) фотоэлектрическая батарея, обеспечивающая энергией от солнечного излучения;
- 3) радиоизотопный термоэлектрический генератор, поддерживающий питание часов реального времени;
- 4) блок автоматики и коммутации для управления и распределения электрической энергии.

После успешного отделения космического аппарата от разгонного блока, автоматически передается команда на запуск электропитания всех бортовых систем.

Аккумуляторная батарея 8ЛИ-70 объединяет восемь литий-ионных аккумуляторов ЛИГП-70 в последовательную цепь, обеспечивая функционирование КА.

Основные технические характеристики системы электроснабжения представлены в таблице 2.

Таблица 2 – Основные характеристики СЭС

Наименование параметра	Значение параметра
Мощность, обеспечиваемая БА по шине стабилизированного питания	650 Вт
Напряжение на шине стабилизированного питания	27,5 В
Номинальная емкость АБ	70 А×ч
Удельная энергия АБ	85 Вт ×ч/кг
Ток разряда АБ	25 А
Ток заряда АБ	10 А

1.3.5 Радионуклидный термоэлектрический генератор

Радионуклидный термоэлектрический генератор снабжает служебную и научную аппаратуру посадочного аппарата тепловой энергией. Также РИТЭГ вырабатывает электроэнергию, которая расходуется для работы часов реального времени. Они отвечают за включение и выключение оборудования в зависимости от фазы Луны.

Ключевые технические параметры радионуклидного генератора:

- тепловая мощность РИТЭГ лежит в пределах от 125 до 145 Вт;
- электрическая мощность от 6,5 Вт;
- напряжение РИТЭГ составляет от 3 В.

Изготовлен РИТЭГ в виде цилиндрического моноблока диаметром 181 мм и высотой 149 мм, неразборный и соответственно неремонтируемый. Принципиальная конструкция представлена на рисунке 6.

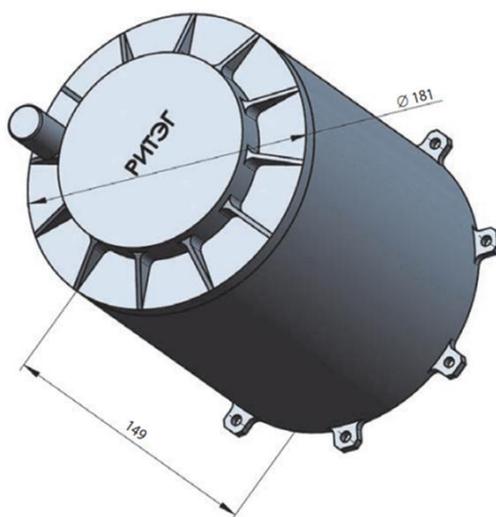


Рисунок 6 – Принципиальная конструкция РИТЭГ

1.3.6 Система обеспечения теплового режима

Система обеспечения теплового режима гарантирует стабильную температуру ТСП на всех этапах работы КА. В фазе лунного дня необходимо стабилизировать тепловое излучение от солнца и теплового потока, отраженного от поверхности, а в фазе лунной ночи незначительные тепловые потоки только от поверхности.

Структура СОТР осуществляет бесперебойное функционирование в условиях лунной и земной гравитации и при её отсутствии. Перечислим базовые компоненты системы:

- 1) радиоизотопный теплоэлектрогенератор, который выполняет две функции – генерирует электричество и обеспечивает теплом термостабилизационную сотованель;
- 2) вертикальная сотованель с аксиальными тепловыми трубами, которая используется для монтажа научного и служебного оборудования на обеих сторонах;
- 3) пара теплопроводных радиатора КнТТ, имеющих суммарную площадь 1,4 квадратных метра, предназначенные для выброс избыточного тепла в окружающую среду.

Схема СОТР ТСП с применением тепловых труб показана на рисунке 7.

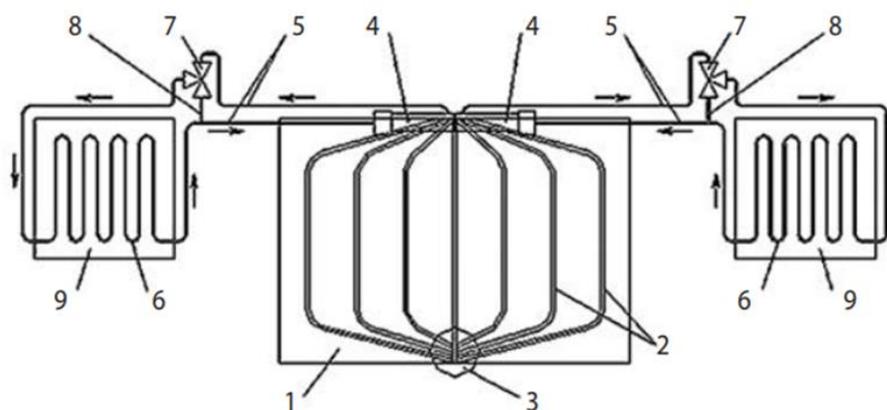


Рисунок 7 – Схема работы СОТР

1 – ТСП; 2 – встроенные в ТСП аксиальные тепловые трубы; 3 – зона установки РИТЭГ; 4 – испаритель КнТТ с компенсационной полостью и термоэлектрический модуль холодильный (2 шт.); 5 – транспортные каналы КнТТ (паровые и жидкостные); 6 – конденсатор КнТТ, интегрированный в радиатор; 7 – клапан регулятор давления (пассивный регулятор температуры) (2 шт.); 8 – байпасная линия (2 шт.); 9 – радиатор (2 шт.).

1.3.7 Посадочное устройство

Посадочное устройство обеспечивает мягкую посадку, поглощая часть кинетической энергии при соприкосновении с грунтом. Для эффективной снижения нагрузки и предотвращения повреждений оборудования ПУ состоит из специальных амортизационных систем.

ПУ представляет собой конструкцию из четырех стоек, каждая из которых включает опору, V-образный подкос и амортизатор, соединенные между собой шарнирным соединением и также связанные с блоком баков. Деформация обеспечивается поглощением кинетической энергии посредством деформации ленты амортизатора.

Кроме того, реализована система контроля высоты аппарата над поверхностью Луны с помощью пирочек, они фиксируют положение деформируемой ленты внутри штока.

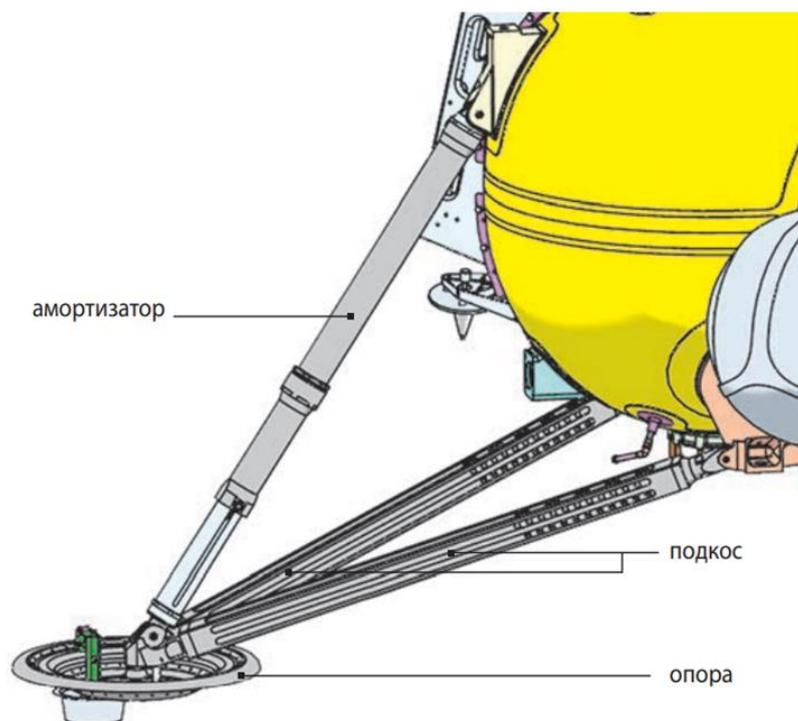


Рисунок 8 – Посадочное устройство

Для эффективного демпфирования амортизатор посадочного устройства имеет следующие характеристики:

- материал деформируемой ленты 12Х18Н10Т;
- максимальная длина 914 мм;
- клиренс 260 мм;
- ход штока 161 мм.

1.3.8 Радиокomплекc

Радиокomплекc АК «Луна–25» представляет собой важную систему, выполняющую ряд функций, а конкретно:

- 1) получение закодированных сигналов от наземного комплекса, расшифровка и загрузка в бортовой компьютер аппарата;
- 2) передача отчета самодиагностики радиооборудования, для контроля и регулирования состояния аппаратуры;
- 3) мониторинг параметров полетной траектории совместно с наземным комплексом;

4) непосредственная передача научной информации, создание телеметрических данных с их отправкой на Землю.

Благодаря бортовой направленной антенне прием информации наземным комплексом обеспечивается даже при неблагоприятных атмосферных условиях с избытком в 3 дБ даже при максимальном расстоянии между Землей и Луной с достойной скоростью передачи. Используется специальный метод обработки сигнала, при котором эффективно обнаруживаются и исправляются ошибки в передаче данных. Передача объемных научных данных производится с предварительной бортовой обработкой и выделением наиболее интересной информации.

РК-ЛР в связке с антенно-фидерной системой, независимо от ориентации КА, выполняет функции согласно характеристикам. В состав АФС входит 2 передающих малонаправленных антенн, и столько же для передачи. Одну направленную антенну для передачи и три волноводных коммутатора.

Такое комплексное и впечатляющее использование радиокomплекса, включая его способность обрабатывать информацию, транслировать данные и обеспечивать стабильную связь с наземной станцией, является важным фактором успешной реализации миссии КА «Луна-25».

Таблица 3 – Основные характеристики ЛК-РЛ

параметры	значение параметра
Диапазон рабочих частот: – приемник	7145 – 7235 МГц
– передатчик	8400 – 8500 МГц
Дальность радиосвязи	от 200 до 420000 км
Скорость передачи телеметрии при вероятности ошибки на бит 10^{-5}	128 бит/с – 512 Кбит/с

Точность измерений совместно траектории с наземной станцией:	
– по дальности	не хуже 10 м
– по скорости	не хуже 0,5 мм/с
Мощность передатчика	не менее 5 Вт

1.3.9 Батарея фотоэлектрическая

Фотоэлектрические батареи посадочного аппарата представляют важный элемент, состоящий из пяти панелей с внушительными геометрическими размерами – 740 на 1220 мм. Совокупная площадь пяти панелей оценивается примерно в 4,5 кв. метра, создавая значительную энергетическую поверхность.

В качестве материала для создания этих фотоэлектрических батарей используется высокотехнологичное соединение арсенида галлия. Это обеспечивает эффективность и надежность в получении солнечной энергии. Расположение батарей организовано таким образом, чтобы обеспечивать постоянный доступ к солнечным лучам, максимизируя сбор энергии.

Производимая мощность солнечных панелей составляет порядка 530 Ватт, что более чем достаточно для удовлетворения электропотребности и поддержания активности аппарата на орбите. Это энергетическое обеспечение обеспечивает бесперебойную работу и успешное функционирования космического аппарата в условиях космоса.

На рисунке 9 изображена взаимная ориентация фотоэлектрических батарей.

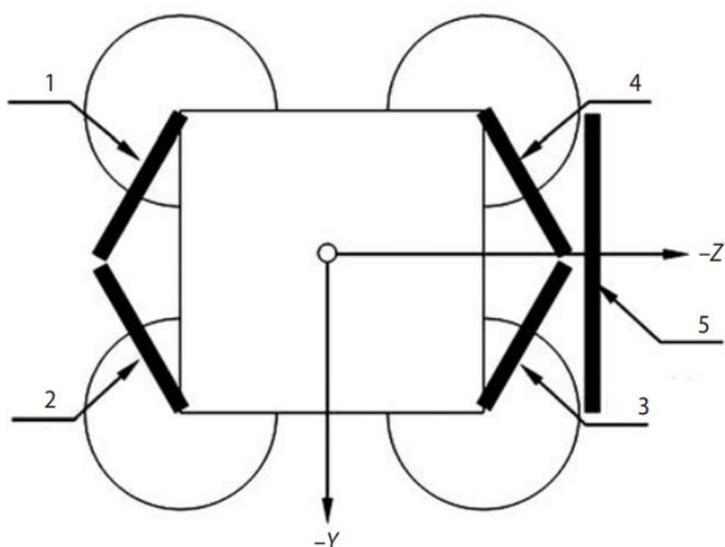


Рисунок 9 – Схема размещения БФ

1.3.10 Адаптер

Адаптер представляет из себя ферменную конструкцию, предназначенную для соединения КА и РБ. Это цельносварная конструкция, имеющая форму усеченной восьмигранной призмы.

На стадии отделения космического аппарата от разгонного блока, адаптер остаётся с разгонным блоком и аппарат продолжает полет без него.

1.3.11 Система световых маяков

Система световых маяков (ССМ) предназначена для визуального обнаружения космического аппарата на поверхности Луны с использованием наземных телескопов. Погрешность определения точки посадки КА по баллистическим расчетам составляет сотни метров, и для более точной локации требуются дополнительные технические средства.

Система включает световые лазерные маяки, уголковые отражатели, и наземные оптические станции с телескопами, лазерными передатчиками и приемниками.

Световой маяк использует полупроводниковые светоизлучающие диоды для точной координатной привязки. Эта система обеспечивает высокую точность лазерной локации, используя лазерный луч с минимальной расходимостью.

Команда на включение системы может поступать с Земли или через бортовой комплекс управления.

Система световых маяков обеспечивает высокоточную координатную привязку для проведения лунного эксперимента. Команда на включение передается с Земли или по заранее определенному алгоритму через бортовой комплекс управления космическим аппаратом. В дальнейшем, эта система может быть использована для различных научных и служебных задач, например, в качестве реперной точки для картографирования поверхности Луны.

1.3.12 Панель уголковых отражателей

Панель уголковых отражателей (УО) предназначена для эффективного отражения лазерного излучения и измерения дальности до места посадки КА на Луне. Эта панель состоит из 19–25 уголковых отражателей, закрепленных на едином основании, обеспечивая точное направление отраженного лазерного излучения.

Излучение, попавшее в уголковый отражатель, отражается строго обратно. На Земле рядом с лазерным излучателем используется оптический телескоп для регистрации отраженного луча.

1.3.13 Массовая сводка

Массовая сводка представлена в таблице 4.

Таблица 4 – Массовая сводка

	наименование	Масса, кг
1	Двигательная установка (ДУ)	274,2
2	Бортовой комплекс управления (БКУ)	43,8
3	Блок управления (БУ)	13
4	Блок автоматики и подрыва пиротехники (БАППТ)	4,2
5	Бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БА КИС)	16,7
6	Радиопередающее устройство X-диапазона для передачи научной информации (РУ ПНИ)	3,1

7	Телеметрическая система (ТМС-Л)	4,0
8	Антенно-фидерная система БА КИС (АФС БА КИС)	7,78
9	Антенно-фидерная система РУ ПНИ (АФС РУ ПНИ)	2,39
10	Система электроснабжения	26,3
11	Радиоизотопный термоэлектрический генератор (РИТЭГ)	6,7
12	Радиоизотопный источник тепла 2 шт.	0,4
13	Система контроля и электризации (СКЭ)	1,0
14	Система световых маяков (ССМ)	1,0
15	Панель уголковых отражателей (ПУО)	1,0
16	Конструкция и механизмы	84,93
17	Комплекс научной аппаратуры	60
18	Система обеспечения теплового режима (СОТР)	42,9
19	Бортовая кабельная сеть (БКС)	42,2
20	Адаптер с устройством отделения и БФК	145
	КА «Луна–25» незаправленный	780,6
	Максимальная заправка	999,4
	КА «Луна–25» заправленный	1780
	Резерв	20

Настоящая массовая сводка приведена при первоначальном проектировании космического аппарата, но в ходе детальной проработки каждого компонента возможны изменения в массе. В связи с этим предусматривается резерв массы в размере 20 кг, предназначенный для компенсации потенциальных отклонений и, при необходимости, для интеграции дополнительного оборудования.

2 БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ

В данном разделе представлен комплексный анализ перелета с поверхности Земли на селеноцентрическую орбиту в пределах 200 км. Исходные данные были тщательно собраны, учитывая параметры миссии «Луна–25», что позволило детально определить орбитальные параметры перелетной орбиты.

В процессе анализа были осуществлены расчеты затрат топлива, при этом уделено внимание экономии ресурсов и оптимизации эффективности перелета. С учетом полученных данных, принято решение в пользу использования транспортного средства типа «Фрегат» в качестве маневренного транспортного аппарата (МТА). Выбор «Фрегата» обоснован его техническими характеристиками и способностью обеспечивать необходимые изменения орбиты с минимальными потерями топлива.

Этот этап анализа является ключевым шагом в обеспечении успешного выполнения миссии, предоставляя полную картину перехода с поверхности Земли на селеноцентрическую орбиту и подчеркивая важность стратегического выбора транспортного средства для осуществления этого перелета в рамках миссии «Луна–25».

2.1 Анализ и формирование исходных данных

Космическую миссию можно разбить на несколько основных стадий:

- 1) вывод головного блока, включающего МТА и КА на незамкнутую орбиту с помощью РН «Союз-2.1б»;
- 2) РБ производит довыведение на опорную орбиту с наклоном 51,7 градусов и высотой 200 км;
- 3) пассивная стадия полета по орбите;
- 4) одним включением ДУ РБ переходит на перелетную орбиту к Луне, происходит отделение КА и РБ;
- 5) пассивная стадия перелета Земля–Луна, с двумя траекторными коррекциями;

6) выполнение тормозного маневра у Луны для «захвата», в результате которого аппарат переходит на круговую околополярную орбиту ИСЛ высотой около 100 км;

7) проведение серии траекторных измерений и уточнением параметров орбиты, формирование программы полетного задания, переход на предпосадочную орбиту с перицентром высотой 18 км;

8) анализ и формирование программы торможения, в случае неподготовленности посадки в выбранный район, предусматривается посадка в другой район;

9) включение двигательной установки для реактивного парашютирования и осуществление мягкой посадки на поверхность Луны.

Полное время от старта до перехода на орбиту ИСЛ по оптимальным с точки зрения затрат топлива траекториям составляет от 4,5 до 5,5 суток. Нахождение аппарата на ИСЛ ограничено до недели в связи с технологическими особенностями.

Можно сократить время перелета немного увеличив расход топлива, однако делать этого без необходимости является нецелесообразным из-за ограниченных ресурсов топлива. Оптимизация времени перелета зачастую связана с увеличением расхода топлива, что влечет за собой уменьшение запасов топлива для последующих операций. В связи с этим, учитывая технологические ограничения и ограниченные ресурсы, баланс между временем полета и расходом топлива остается важным аспектом в планировании и выполнении космических миссий.

Схема перелета изображена на рисунке 10.

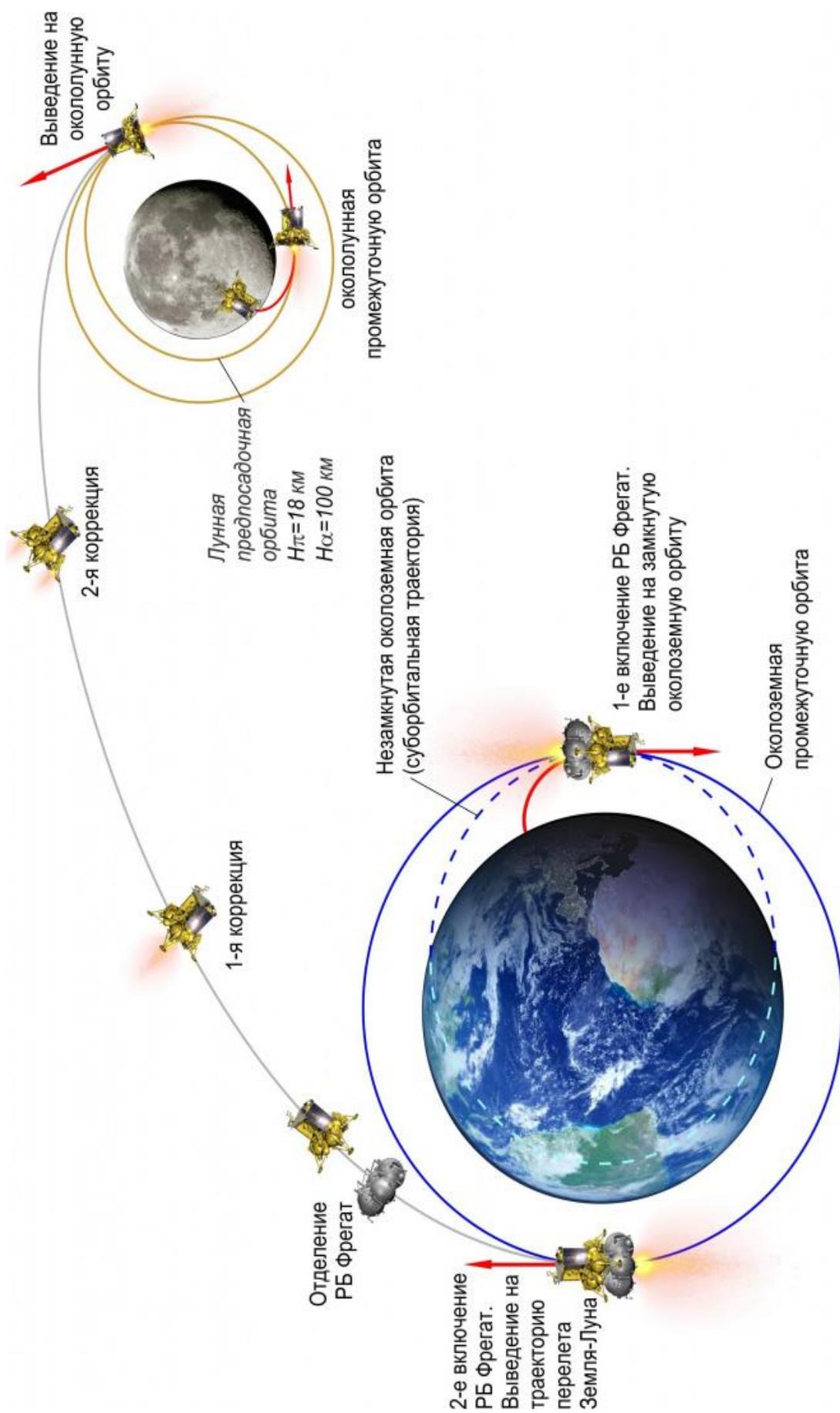


Рисунок 10 – Схема перелета

Исходные данные для расчета:

- гравитационный параметр Земли $fM = 398600 \text{ км}^3/\text{с}^2$;
- средний радиус Земли $RE = 6371 \text{ км}$;
- высота начальной орбиты $H = 200 \text{ км}$;
- геоцентрическое расстояние Луны $a_0 = 384400 \text{ км}$;
- масса КА (полная заправка) $m_0 = 1800 \text{ кг}$;
- удельный импульс в вакууме $I_{уд} = 3270 \text{ м/с}$;
- тяга в пустоте $P = 19910 \text{ Н}$;
- топливная пара АТ+НДМГ.

2.2 Определение параметров перелетной орбиты

Перелеты к Луне могут осуществляться по разным траекториям – эллиптическим, параболическим, гиперболическим и т.д., даже если задачи и цели одни и те же.

Для нашего случая рассмотрим вариант эллиптического перелета, при эллипсе минимального размера, ибо он соприкасается: в перигее – с круговой орбитой вокруг Земли, а в апогее – с орбитой Луны. В таком случае мы имеем дело с типичной гомановской орбитой. Космический аппарат осуществляет перелет с одной круговой орбиты – временной орбиты самого аппарата на другую круговую орбиту – на орбиту Луны, тоже имея в центре Землю. В случае планет перелет осуществляется по гелиоцентрической гомановской траектории, а в случае перелета Земля – Луна – по геоцентрической гомановской траектории. Такая орбита относительно других перелетных траекторий обладает минимальной энергией отрыва.

Радиус сферы действия Земли равен 900000 км, что намного превышает расстояние Земля – Луна. Поэтому движение аппарата происходит целиком в поле тяготения Земли. Иначе говоря, фокус эллипса должен находиться в центре Земли.

Тогда из формулы радиус вектора расстояния перигея и апогея соответственно:

$$r_p = a \cdot (1 - e); \quad (1)$$

$$r_a = a \cdot (1 + e), \quad (2)$$

где a и e – большая полуось и эксцентриситет орбиты. Оригинальность расчета заключается в том, что числовые величины r_p и r_a известны.

$$r_p = RE + H = 6371 + 200 = 6571 \text{ км}; \quad (3)$$

$$r_a = a_0 = 384400 \text{ км}.$$

Тогда можно определить числовое значение эксцентриситета:

$$e = \frac{a_0 / (RE + H) - 1}{a_0 / (RE + H) + 1} = \frac{384400 / (6371 + 200) - 1}{384400 / (6371 + 200) + 1} = 0,966. \quad (4)$$

Найдя e , нетрудно определить значение a с помощью одного из двух соотношений

$$a = a_0 \frac{1}{1 + e} = 384400 \frac{1}{1 + 0,966} = 195524 \text{ км}. \quad (5)$$

Определение затрат характеристической скорости:

Скорость аппарата на начальной круговой орбите:

$$v_n = \sqrt{\frac{fM}{r_p}} = \sqrt{\frac{398600}{6571}} = 7,788 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (6)$$

Скорость в перигее перелетного эллипса Земля-Луна:

$$v_p = \sqrt{\frac{fM}{a} \cdot \frac{1+e}{1-e}} = \sqrt{\frac{398600}{195524} \cdot \frac{1+0,966}{1-0,966}} = 10,92 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (7)$$

Тогда необходимый для перехода прирост скорости

$$\Delta v = v_p - v_n = 10,921 - 7,788 = 3,133 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (8)$$

При меньших значениях Δv будет недолет – аппарат не достигнет Луны. Найденная величина – минимальная для осуществления перелета к Луне. Такая траектория называется «траектория минимальной энергии».

Одним из важнейших параметров перелета является его продолжительность. Величину продолжительность перелета можно рассчитать, как половину периода движения КА по эллипсу.

$$T_0 = \frac{\pi}{\sqrt{fM}} \left(\frac{r_p + r_a}{2} \right)^{\frac{3}{2}} = \frac{3,14}{\sqrt{398600}} \left(\frac{6571 + 384400}{2} \right)^{\frac{3}{2}} = 119,47 \text{ ч} \approx 5 \text{ суток}. \quad (9)$$

Таким образом продолжительность перелета по данной траектории можно произвести за 5 суток. Это одновременно и самая большая продолжительность, сокращение этой продолжительности скажется на экономичности перелета.

Для определения затрат топлива необходимо учитывать потери на совершение межорбитального маневра. Затраты характеристической скорости будут складываться из затрат импульсной скорости, гравитационных потерь и потерь на управление.

Величину потерь приближенно можно оценить как:

$$\Delta v_{\text{пот}} = \Delta v_{\text{упр}} + \Delta v_{\text{грав}} = \Delta v \cdot 0,02; \quad (10)$$

$$\Delta v_{хар} = \Delta v + \Delta v_{грав} + \Delta v_{упр} = \Delta v + \Delta v \cdot 0,02 = \Delta v \cdot 1,02 = 3,196 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (11)$$

Доставка аппарата будет производиться с помощью разгонного блока серии «Фрегат». Параметры указаны в таблице. Будем использовать «Фрегат» базовой модификации.

2.3 Определение затрат топлива и выбор МТА

Для более подробного рассмотрения и лучшего понимания возможностей «Фрегата», мы представим ключевые параметры этого маневренного транспортного аппарата в виде наглядной таблицы.

Таблица 5 – Параметры РБ «Фрегат»

Параметры	Фрегат	Фрегат-МТ	Фрегат-СБ
Начальная масса с максимальной заправкой, кг	6235	7640	11680
Конечная масса, кг	945	1035	1080
Габариты: высота/диаметр, мм	1875/3440	1945/3800	2435/3875
Компоненты топлива: окислитель/горючее	АТ/НДМГ	АТ/НДМГ	АТ/НДМГ
Максимальный рабочий запас топлива/полная заправка, кг	5235/5307	6550/6650	10140/10330
Тяга МДУ: режим БТ/МТ, кгс	2030±100/1420±150	2030±100/1420±150	2030±100/1420±15

Удельный импульс: режим БТ/МТ, с	333,2/320	333,2/320	333,2/320
Максимальное число включений МД	7	7	7

Используем формулы Циолковского для расчет характеристической скорости:

$$v_{хар} = I \cdot \ln \left(\frac{M_0}{M_k} \right), \quad (12)$$

где M_0 складывается из массы заправленного разгонного блока и массы полезной нагрузки (космического аппарата), а M_k – масса сухого разгонного блока вместе с массой полезной нагрузки.

$$M_0 = M_{РБЗ} + M_{КА} = 6235 + 1800 = 8035 \text{ кг}; \quad (13)$$

$$M_k = M_{РБС} + M_{КА} = 945 + 1800 = 2745 \text{ кг}. \quad (14)$$

Сделаем замену:

$$\mu_k = \left(\frac{M_0}{M_k} \right). \quad (15)$$

Откуда выразим:

$$M_{\kappa} = \frac{M_0}{\mu_{\kappa}}. \quad (16)$$

Определим необходимую массу топлива для РБ. Выразим из формулы Циолковского μ_{κ} :

$$\mu_{\kappa} = e^{\frac{\Delta v_{\text{хар}}}{I_{\text{уд}}}} = 2,71^{\frac{3,196 \cdot 10^3}{3270}} = 2,65; \quad (17)$$

$$M_{\kappa} = M_0 - M_{\text{ТРБ}}. \quad (18)$$

Тогда выразим массу топлива:

$$M_{\text{ТРБ}} = M_0 - \frac{M_0}{\mu_{\kappa}} = 8035 - \frac{8035}{2,65} = 5003 \text{ кг}. \quad (19)$$

Масса необходимого топлива для вывода разгонного блока на перелетную орбиту составляет 5003 кг, в то время как максимальный рабочий запас топлива для базовой модификации разгонного блока «Фрегат» при полной заправке достигает 5235 кг.

Расчеты подтверждают, что выбранный разгонный блок обладает достаточным запасом топлива для успешного выполнения поставленной задачи.

Полученные данные подчеркивают оптимальность выбора данного разгонного блока и его способность эффективно справиться с поставленными задачами в контексте предстоящего перелета на селеноцентрическую орбиту.

3 СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ

В специальной части дипломной работы были проведены следующие значимые исследования:

1) расчет перелета на предпосадочную орбиту и анализ посадочного реактивного парашютирования:

– осуществлен подробный анализ маневра перехода на предпосадочную орбиту, включая вычисление параметров посадочного реактивного парашютирования;

– проведена оценка массы топлива с применением системного и инженерного подхода;

2) подбор и расчет апертуры телескопа по двух-зеркальной схеме Ричи-Кретьена:

– представлен подробный анализ подбора и вычисления параметров апертуры телескопа, использующего двух-зеркальную схему Ричи-Кретьена;

– оценены и представлены массогабаритные характеристики разработанной оптической системы;

3) проектирование конструкции крепления оптической системы:

– разработаны конструктивные решения для креплений оптического оборудования, включая корпус телескопа, кронштейн для крепления корпуса, кронштейн преапертурного зеркала и платформу для устойчивого монтажа;

– учтены требования прочности, стабильности и надежности в разработанных конструкциях.

3.1 Расчет перелета на предпосадочную орбиту и анализ посадочного реактивного парашютирования

Каждая перелетная траектория, направленная к Луне с целью достижения ее поверхности, обязательно включает этап торможения. Это обусловлено тем, что селеноцентрический регион Луны обладает незначительной параболической скоростью. В результате этой особенности отсутствует возможность самопроизвольного захвата космического аппарата в замкнутую лунную орбиту,

и потому для достижения цели требуется дать тормозной импульс в окрестностях гравитационного влияния Луны.

Скорость торможения для попадания на селеноцентрическую орбиту не решается в задаче двух тел, однако её приблизительное значение известно и составляет $0,835 - 0,875$ км/с [5].

Тогда примем:

$$\Delta v_{\text{тор}} = 0,86 \text{ км/с.}$$

Исходные данные для расчета посадочного реактивного парашютирования:

- гравитационный параметр Луны $fML = 4903 \text{ км}^3/\text{с}^2$;
- ускорение свободного падения на Луне $g_L = 1,62 \text{ м/с}^2$;
- радиус Луны $RL = 1737 \text{ км}$;
- высота начальной круговой орбиты $H_n = 100 \text{ км}$;
- высота перигея предпосадочной орбиты $H_p = 18 \text{ км}$;
- высота апогей предпосадочной орбиты $H_a = 100 \text{ км}$;
- масса КА заправленного (без адаптера) $M_0 = 1655 \text{ кг}$;
- удельный импульс двигателя $I_{yd} = 3129 \text{ м/с}$.

Уникальная особенность посадки на Луну заключается в отсутствии атмосферы. В отличие от других космических объектов, где атмосферные слои могут быть использованы для замедления и управления спуском, на Луне этот фактор отсутствует. На рисунках 11 и 12 представлены схемы перелета на предпосадочную орбиту и реактивного парашютирования.



Рисунок 11 – Схема посадки

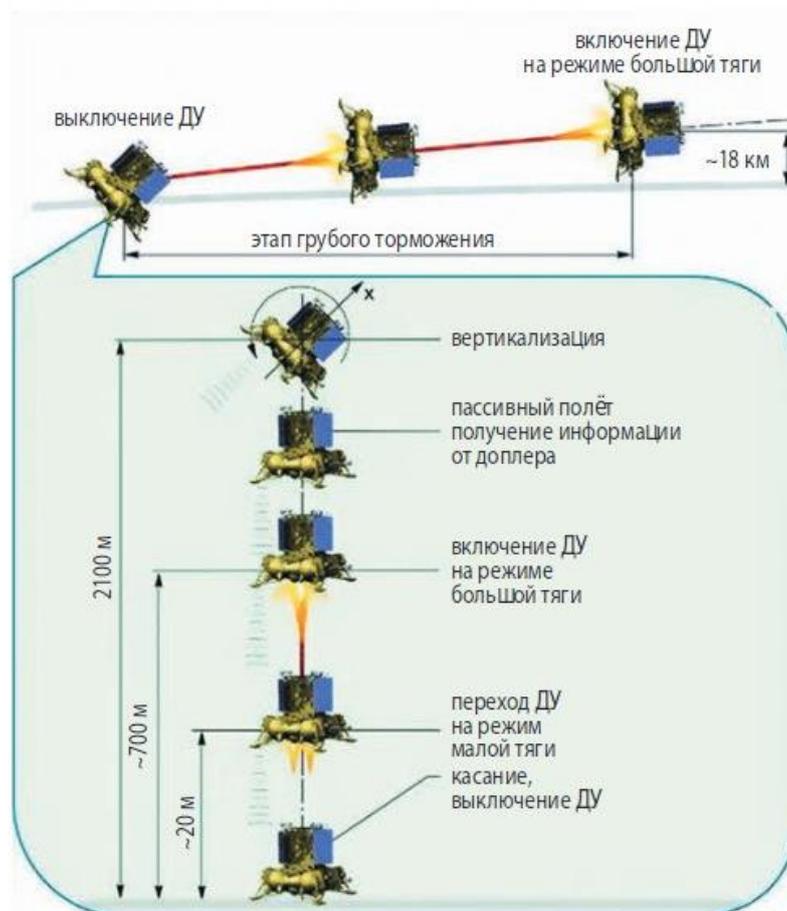


Рисунок 12 – Схема реактивного парашютирования

Радиус начальной круговой орбиты:

$$r_n = RL + H_n = 1837 \text{ км.} \quad (20)$$

Радиус перигея предпосадочной орбиты:

$$r_p = RL + H_p = 1755 \text{ км.} \quad (21)$$

Радиус апогея предпосадочной орбиты:

$$r_a = RL + H_a = 1837 \text{ км.} \quad (22)$$

Местная круговая скорость на начальной орбите Луны:

$$v_n = \sqrt{\frac{fML}{r_n}} = \sqrt{\frac{4903}{1837}} = 1,634 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (23)$$

Скорость в апогее перелетного эллипса:

$$v_a = \sqrt{\frac{2 \cdot fML}{r_a} - \frac{2 \cdot fML}{r_a + r_p}} = 1,615 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (24)$$

Определим потребный импульс для перехода на перелетную орбиту:

$$\Delta v_1 = |v_n - v_a| = 0,018 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (25)$$

Условно примем, что скорость в перигее перед посадкой должна полностью погаситься, тогда:

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{2 \cdot fML}{r_p} - \frac{2 \cdot fML}{r_a + r_p}} = 1,69 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (26)$$

После получения второго импульса КА вертикально падает на поверхность до отметки 700 метров. После чего включается двигательная установка и дает импульс, необходимый для погашения скорости.

$$\Delta v_3 = g_{\text{Л}} \cdot t, \quad (27)$$

где t – время, за которое аппарат падает до отметки 0,7 км.

Величину этого времени можно определить как:

$$t = \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta H}{g_{\text{Л}}}}. \quad (28)$$

Тогда импульс скорости:

$$\Delta v_3 = \sqrt{2 \cdot \Delta H \cdot g_{\text{Л}}} = 0,237 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (29)$$

Суммарный импульс скорости будет равен:

$$\Delta v = \Delta v_{\text{тор}} + \Delta v_1 + \Delta v_2 + \Delta v_3 = 2,8 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (30)$$

Определим необходимую массу топлива для КА:

Вычислим из формулы Циолковского μ_k :

$$\mu_k = e^{\frac{\Delta v_{\text{хар}}}{I_{y\partial}}} = 2,44; \quad (31)$$

$$M_k = M_0 - M_{TKA}. \quad (32)$$

Тогда выразим массу топлива:

$$M_{TKA} = M_0 - \frac{M_0}{\mu_k} = 976 \text{ кг}. \quad (33)$$

Суммарная масса топлива космического аппарата для обеспечения тормозного импульса, перехода на предпосадочную орбиту и для гашения скорости, набранной при свободном падении, равна 976 кг, что удовлетворяет максимальной допустимой массе заправки блока баков.

В результате расчета подтверждено, что использование выбранного разгонного блока позволяет выполнить поставленную задачу.

3.2 Подбор и расчет апертуры телескопа по двух–зеркальной схеме Ричи–Кретьена

Перед началом расчета необходимо ввести три основных понятия:

Апертура телескопа (D) – это диаметр главного зеркала телескопа или его собирающей линзы. Чем больше апертура, тем больше света соберёт объектив и соответственно появляется возможность видеть более слабые объекты. Для нашего телескопа апертура лежит в пределах 15–30 см, что является приемлемым показателем для астрофизических исследований.

Фокусное расстояние (f) – расстояние от объектива или главного зеркала телескопа до точки, где сходятся собираемые им лучи. Достигая зеркала, лучи света, исходящие от бесконечно далекого источника, принимаются параллельными. Фокусное расстояние – одна из главных характеристик оптического прибора, которая оказывает влияние на увеличение телескопа. Размеры оптической системы вдоль её длины могут быть существенно сокращены, применяя вторичные зеркала и линзовые корректоры, что позволяет уменьшить фокусное расстояние.

Кратность телескопа (Γ) – параметр, который показывает, во сколько раз телескоп может увеличить объект. Кратность телескопа можно вычислить через соотношение фокусных расстояний объектива и окуляра.

Светосила оптической системы (A) – отношение площади отверстия объектива к квадрату главного фокусного расстояния:

$$A = \frac{\pi \cdot D^2}{f^2 \cdot 4} \quad (34)$$

Чем выше светосила, тем короче требуемое время экспозиции для освещения фото-приёмного устройства. Этот параметр оказывает существенное воздействие на возможную скорость движения объекта по фокальной плоскости и, как следствие, на качество получаемого изображения.

Относительное отверстие – это отношение диаметра входного сечения оптической системы к фокусному расстоянию D / f . Этот показатель чаще всего используется при сравнении оптических систем.

Анализ астрофизических телескопов показал, что относительное отверстие для телескопа наших размеров лежит в пределах от $1/4$ до $1/6$. Такие параметры светосилы рекомендуются для изучения удаленных астрономических объектов.

Для дальнейших расчетов примем диаметр апертуры 240 мм и показатель относительно отверстия $1/5$.

Тогда имеем исходные данные для последующих расчетов:

- диаметр главного зеркала $D_{ГЗ} = 240$ мм ;
- показатель относительного отверстия $1/5$;
- мера центрального экранирования $q = 0,325$;
- вынос фокальной плоскости $\delta = 10$ мм.

3.2.1 Расчет оптических характеристик апертуры

Рассчитаем фокусное расстояние при выбранных параметрах:

$$f = \frac{D_{ГЗ}}{Отн.отв}. \quad (35)$$

Определим предельную звездную величину

$$m = 2,1 + 5 \cdot \lg(D). \quad (36)$$

Разрешающая способность телескопа

$$b = \frac{138}{D_{ГЗ}}. \quad (37)$$

Максимальное увеличение

$$\Gamma_{МАХ} = 1,5 \cdot D_{ГЗ}. \quad (38)$$

Диаметр вспомогательного зеркала

$$D_{ВЗ} = D_{ГЗ} \cdot q. \quad (39)$$

3.2.2 Расчет массово-габаритных характеристик оптико-электронного оборудования

Выбор оптической конфигурации представляет себе ключевой этап при проектировании космических телескопов, придавая этому процессу долю интриги и сложности. На данном критическом этапе требуется умело сбалансировать стремление к достижению выдающегося разрешения и широкого углового поля зрения. Это предполагает неизбежное вовлечение в использование оптических систем с увеличенными диаметрами и фокусными расстояниями. При выборе оптической структуры следует добиваться гармонии между высокой

производительностью и стремлением оптимизировать массогабаритные параметры, а также эксплуатационные характеристики оптических схем. В данном контексте стоит подчеркнуть, что решение этой задачи предполагает тщательный анализ и нахождение оптимальных стратегий для успешной реализации космических аппаратов.

С учетом ряда ключевых аспектов, схема Ричи-Кретъена представляется оптимальным выбором для космического телескопа. Ее уникальные характеристики, такие как высокое разрешение и улучшенное изображение, обусловлены коротким фокусным расстоянием и минимизацией искажений. В добавок, данная конфигурация существенно экономит массу и объем, что приобретает критическое значение в контексте космических миссий. Оптимизированная оптика схемы Ричи-Кретъена обеспечивает выдающуюся эффективность сбора света, что имеет важное значение для получения высококачественных данных в условиях космического окружения. Таким образом, решение в пользу данной схемы научно обосновано стремлением к идеальному сочетанию производительности и минимизации массогабаритных характеристик.

Для дальнейших вычислений целесообразно ориентироваться на основные соотношения для чисто двухзеркальной схемы Ричи-Кретъена, исключая использование линзового корректора. Такой подход значительно упрощает трудоемкость расчета основных параметров в первом приближении и позволяет избежать использования специализированного программного обеспечения. Расчет произведем согласно методике изложенной в [9]. Схема для расчета геометрических параметров представлена на рисунке 13.

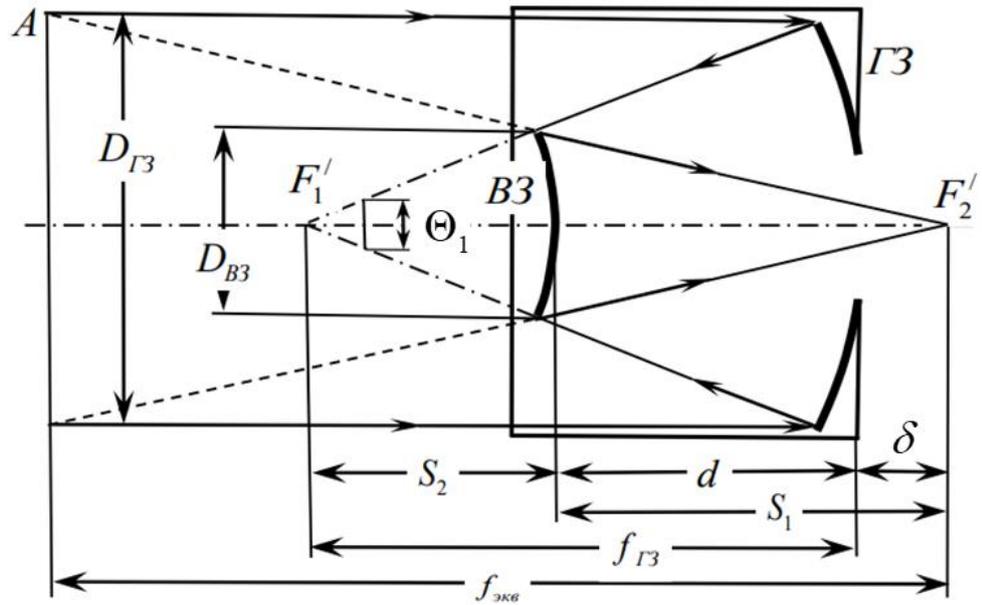


Рисунок 13 – Двухзеркальная схема телескопа Ричи-Кретьена

Произведем расчет геометрических параметров:

Определим параметр расстояние между вершиной главного и вторичного зеркал:

$$d = q \cdot f_{\text{экв}} - \delta. \quad (40)$$

Расстояние от вершины вторичного зеркала до фокуса F1 главного зеркала определяется:

$$S_2 = \frac{q \cdot d}{(1 - q)}. \quad (41)$$

Тогда фокусное расстояние главного зеркала определим как:

$$f_{\text{ГЗ}} = d + S_2. \quad (42)$$

Либо по соотношению:

$$f_{ГЗ} = \frac{\delta - f_{экв} \cdot q}{1 - q}. \quad (43)$$

Теперь можно определить радиус кривизны зеркала:

$$r_{ГЗ} = 2 \cdot f_{ГЗ}. \quad (44)$$

Фокусное расстояние вторичного зеркала определяется как:

$$f_{ВЗ} = \frac{q \cdot f_{экв} \cdot (\delta - q \cdot f_{экв})}{\delta + f_{экв} \cdot (1 - 2 \cdot q)}. \quad (45)$$

Либо по формуле:

$$f_{ВЗ} = \frac{S_2 \cdot (d + \delta)}{(d + \delta) - S_2}. \quad (46)$$

Радиус кривизны вторичного зеркала:

$$r_{ВЗ} = 2 \cdot f_{ВЗ}. \quad (47)$$

Определим параметры сходимости пучка после вторичного зеркала:

$$|\beta| = \left| \frac{f_{ГЗ}}{f_{экв}} \right|. \quad (48)$$

Рассчитаем меру увеличения изображения (масштаб) на вторичном зеркале:

$$M = \frac{1}{\beta}. \quad (49)$$

Общая длина оптической системы телескопа будет равна:

$$L = d + \delta. \quad (50)$$

Примем угловое поле зрения ($2\omega \approx 1,5^\circ$) и рассчитываем диаметр поля зрения в фокусе главного зеркала согласно формуле:

$$\Theta_1 = f_{ГЗ} \cdot \operatorname{tg}(2 \cdot \omega). \quad (51)$$

Ввиду малого угла можно упростить предыдущую формулу:

$$\Theta_1 = f_{ГЗ} \cdot \operatorname{tg}(2 \cdot \omega) \approx f_{ГЗ} \cdot 2 \cdot \omega. \quad (52)$$

Диаметр поля зрения в фокальной плоскости определяется по формуле:

$$\Theta_\phi = M \cdot \Theta_1. \quad (53)$$

Масса ОЭТК, имеющая в первом приближении форму цилиндра, по большей части распределена около торцов и поверхности корпуса ОЭТК. Площадь поверхности цилиндра, как известно, пропорциональна квадрату линейных размеров (диаметра и длины).

Расчет массовых характеристик оптико-электронного телескопического комплекса:

Примем допущение, что масса ОЭТК, имеющего форму цилиндра с учетом двух торцевых поверхностей, составит:

$$m_{\text{ОЭТК}} = k_{\text{y}\delta} \cdot S_{\text{ОЭТК}}, \quad (54)$$

где $k_{\text{y}\delta} = 33 \text{ кг/м}^2$ – удельная масса единицы площади поверхности ОЭТК.

Площадь поверхности ОЭТК цилиндрической формы (учитываются торцевые поверхности), составит:

$$S_{\text{ОЭТК}} = 2 \frac{\pi \cdot D_{\text{ОЭТК}}^2}{4} + \pi \cdot D_{\text{ОЭТК}} \cdot L_{\text{ОЭТК}} = \pi \cdot D_{\text{ОЭТК}} \cdot \left(\frac{D_{\text{ОЭТК}}}{2} + L_{\text{ОЭТК}} \right). \quad (55)$$

Важно заметить, что диаметр ОЭТК несколько превышает диаметр главного зеркала и рассчитывается по формуле:

$$D_{\text{ОЭТК}} = k_D \cdot D_{\text{ГЗ}}, \quad (56)$$

где $k_D = 1,25$ – коэффициент превышения диаметра корпуса над диаметром главного зеркала. Откуда можно выразить:

$$m_{\text{ОЭТК}} = k_{\text{y}\delta} \cdot \pi \cdot k_D \cdot D_{\text{ГЗ}} \cdot \left(\frac{k_D \cdot D_{\text{ГЗ}}}{2} + L_{\text{ОЭТК}} \right). \quad (57)$$

Длина корпуса ОЭТК рассчитывается по формуле:

$$L_{\text{ОЭТК}} = k_f \cdot f_{\text{экв}}, \quad (58)$$

где k_f - коэффициент уменьшения длины корпуса относительно фокусного расстояния ввиду использования вторичного зеркала и линзового корректора. Коэффициент выбирается в зависимости от расчетной схемы. Для схемы Ричи-Кретьена без линзового корректора принимаем $k_f = 0,3$.

Результаты расчетов удобно внести в таблицы:

Таблица 6 – Характеристики апертуры

Диаметр апертуры, мм	240
Относительное отверстие	$\frac{F}{5}$
Экранирование	0,325
Фокус, мм	1200
Предельная звездная величина, m	14
Разрешающая способность телескопа	0,58''
Диаметр вспомогательного зеркала, мм	78

Таблица 7 – Геометрические параметры и масса

Расстояние между вершинами главного и вторичного зеркал, d мм	290
Расстояние от вершины вспомогательного зеркала до фокуса F2 главного зеркала, мм	140
Фокус главного зеркала, мм	430
Радиус кривизны главного зеркала, мм	859
Фокус вторичного зеркала, мм	218
Радиус кривизны вторичного зеркала, мм	435
Параметр сходимости пучка	0,358
Мера увеличения	2,79
Общая длина телескопической системы, мм	390
Угловое зрение, град	1,5
Диаметр поля зрения в фокусе главного зеркала, мм	11
Диаметр поля зрения в фокальной плоскости, мм	31
Диаметр оптико-электронного телескопического комплекса, мм	300

Длина оптико-электронного телескопического комплекса, мм	480
Масса оптико-электронного телескопического комплекса, кг	15,86

3.3 Проектирование конструкции крепления оптической системы

Конструкция телескопа, как сложной оптической системы, обычно включает в себя множество элементов, таких как корпус, оптические компоненты, системы фокусировки и т.д. Однако в данном исследовании основное внимание уделим цилиндрической части телескопа, так как она является основным элементом крепления.

В ходе проектирования рассматриваются ключевые вопросы, включая подбор оптимального материала для изготовления цилиндрической части корпуса. Основное внимание уделяется созданию конструкции, которая сочетает в себе оптимальную жесткость с легкостью, обеспечивая тем самым высокую производительность телескопа. Дополнительно проводится анализ и выбор крепежных элементов для основных соединений, с учетом необходимости обеспечения надежности и стабильности. В рамках проекта также детально определена специфика конструкции оптических систем, что важно для обеспечения высокой точности и эффективности работы телескопа.

Такой подход не является заменой для полного корпуса, однако в рамках общей стратегии проектирования мы можем решить вполне конкретные конструкторские задачи для дальнейшей оптимизации комплекса.

3.3.1 Проектирования цилиндрической части телескопа

Из расчетов предыдущего пункта можно сформировать требования геометрических параметров корпуса:

- длина корпуса не менее 480 мм;
- диаметр внешней части не должен превышать 300 мм;

– диаметр внутренней части должен быть не менее 240 мм.

Общие требования к оптическим систем, работающем в космическом пространстве:

– выбор материалов должен учитывать устойчивость к воздействию теплового излучения;

– корпус должен быть легким, но прочным, чтобы минимизировать массу космического аппарата;

– корпус должен быть спроектирован так, чтобы минимизировать воздействие лунной пыли на оптические элементы телескопа;

– корпус должен иметь специальные покрытия для уменьшения рассеянного света внутри телескопа;

– конструкция корпуса должна предусматривать механизмы крепления для удержания оптических элементов в стабильном положении.

С учетом предъявленных требований, предполагается изготовление оболочки корпуса из специального профиля алюминия, спроектированного для компенсации температурных деформаций. Учитывая, что данная оболочка по своей природе не обладает достаточной жесткостью вдоль корпуса, предполагается ее укрепление инваровыми стрижнями. Инваровые сплавы, обладающие низким коэффициентом температурного расширения, предоставляют возможность поддерживать стабильное взаимное положение зеркал, сохраняя их первоначальную юстировку, и обеспечивая необходимую продольную жесткость.

Выбор алюминия для изготовления оболочки обусловлен его оптимальными свойствами, включая легкость, прочность и устойчивость к коррозии, что важно для долговечности и эффективной работы телескопа в космическом пространстве. Профиль корпуса предназначен для эффективной компенсации температурных изменений, что играет ключевую роль в поддержании стабильности оптических элементов. Показан на рисунке 14.

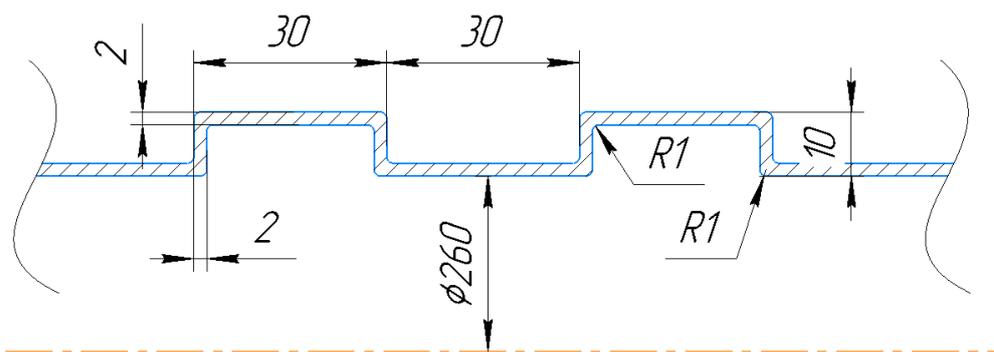


Рисунок 14 – Профиль алюминиевой оболочки

Использование инваровых стрежней дополняет этот подход, обеспечивая необходимую жесткость и стабильность конструкции в условиях переменных температур. Низкий коэффициент температурного расширения инваровых сплавов уменьшает риск деформации и помогает сохранить высокую точность позиционирования зеркал, что является критическим для обеспечения высококачественных наблюдений. Профиль стержня показан на рисунке 15.

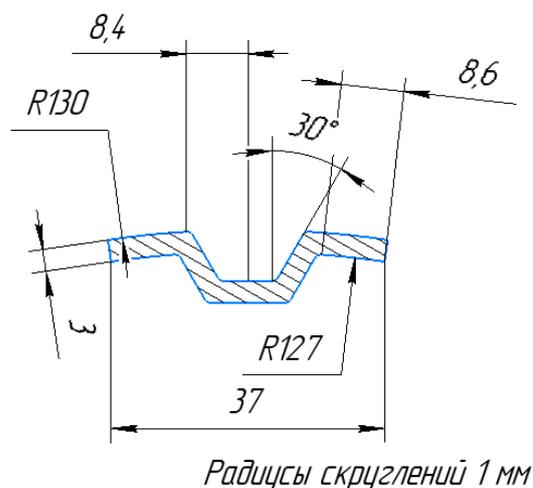


Рисунок 15 – Профиль инварового стержня

Для соединения между алюминиевой оболочкой и стрежнями предполагается использование клепочного соединения, что обеспечит надежную фиксацию и стабильность структуры. Введение клепочного соединения для связи алюминиевой оболочки и инваровых стрежней представляет собой надежный механический метод, который обеспечивает прочность соединения и

устойчивость к воздействиям внешней среды в космосе. Соединение показано на рисунке 16.

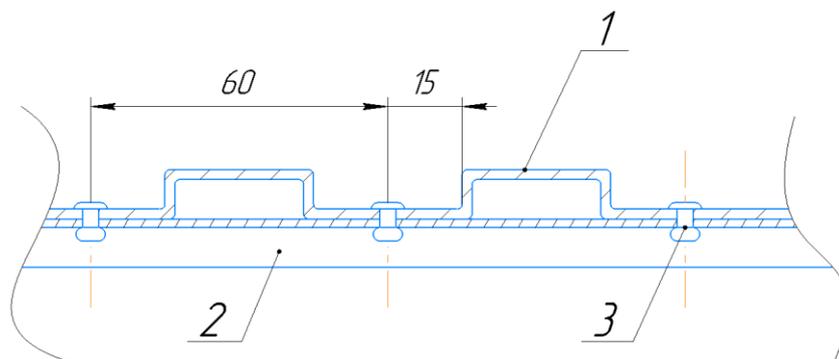


Рисунок 16 – Взаимное крепление оболочки и стержня:

1 – алюминиевая оболочка; 2 – инваровый стержень; 3 – заклепочное соединение

Четыре инваровых стержня располагаются под углом в 90 градусов друг к другу, обеспечивая тщательно сбалансированную и структурно устойчивую конфигурацию. Этот геометрический подход дополнительно спроектирован для равномерного распределения нагрузок и минимизации воздействия термических деформаций вдоль всех осей. Взаимное расположение показано на рисунке 17.

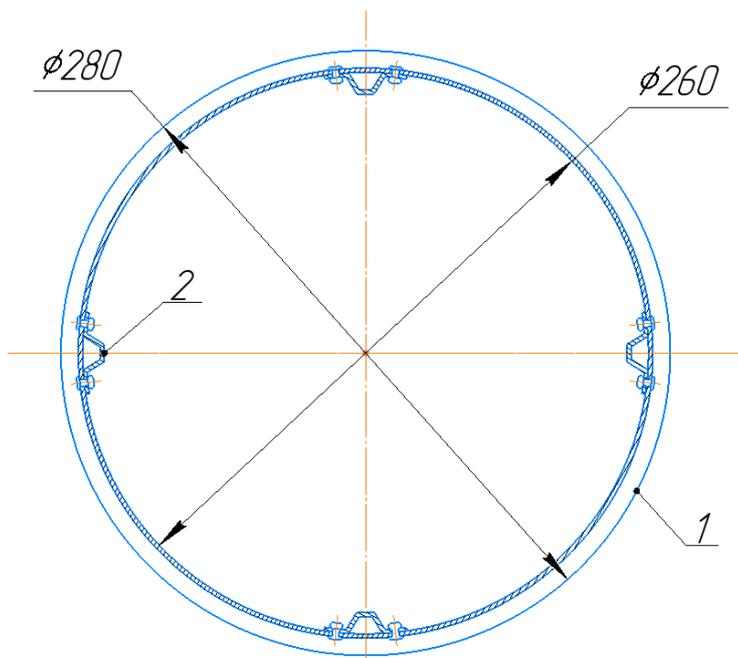


Рисунок 17 – Взаимное крепление оболочки и стержня:

1 – алюминиевая оболочка; 2 – инваровый стержень

Для уменьшения рассеянного света можно применить окраску внутренних деталей телескопа уксуснокислым кобальтом в матовый цвет. Такое решение имеет место в прошлых космических проектах ультрафиолетовых исследований. Применение данного покрытия обусловлено его способностью не только снижать отражение света внутри оптической системы, но и исключать возможность явления контаминации, что крайне важно для поддержания высокого качества изображений.

Уксуснокислый кобальт предоставляет эффективную альтернативу органическим красителям, минимизируя тем самым риск воздействия на окружающую среду и обеспечивая стойкость к различным условиям космического пространства. Важно отметить, что данное покрытие возможно наносить только на алюминиевые сплавы, что требует тщательного подбора материалов для внутренних деталей телескопа.

Вышеперечисленные конструктивные решения приняты на основе ранее эксплуатируемых космических телескопов [2].

3.3.2 Конструкция крепления корпуса

Фиксация корпуса телескопа осуществляется с использованием двух кламповых кронштейнов, каждый из которых состоит из двух сегментов, обеспечивающих зажим корпуса при помощи болтового соединения. Эти кронштейны представляют собой надежную механическую систему, обеспечивающую стабильную фиксацию корпуса в требуемом положении.

Конструктивное исполнение и взаимное расположение показаны на рисунке 18.

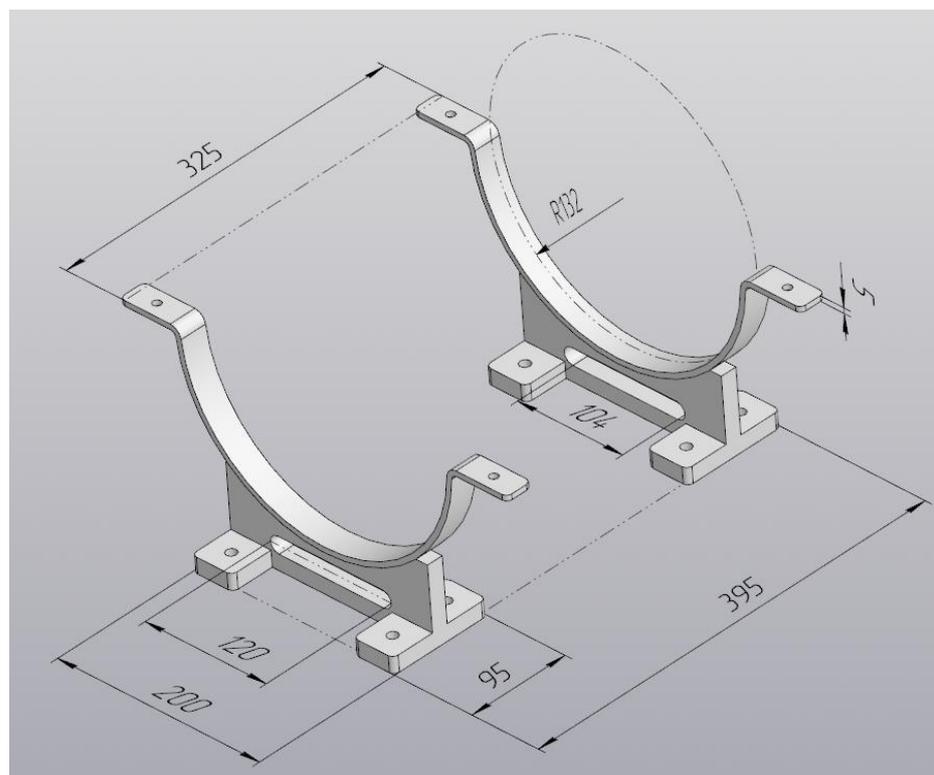


Рисунок 18 – Нижняя часть кронштейна трехмерная модель

Нижняя часть каждого кронштейна жестко крепится к платформе при помощи также болтового соединения, что обеспечивает дополнительную устойчивость всей конструкции. Такой подход гарантирует надежное крепление телескопа к платформе, уменьшая риск отклонений или вибраций в условиях космического пространства.

Особенностью кольцевой части кронштейна является проектирование с учетом особенностей технологии гибки, отверстие располагается на безопасном расстоянии от радиусагиба, что повышает технологичность изготовления.

Верхняя часть представляет собой кольцевую часть нижнего сегмента клампового кронштейна, формируя цельную и компактную конструкцию (рисунок 19). Эта организация сегментов обеспечивает позволяет эффективно распределять нагрузки, создавая устойчивую и надежную опору для фиксации корпуса телескопа.

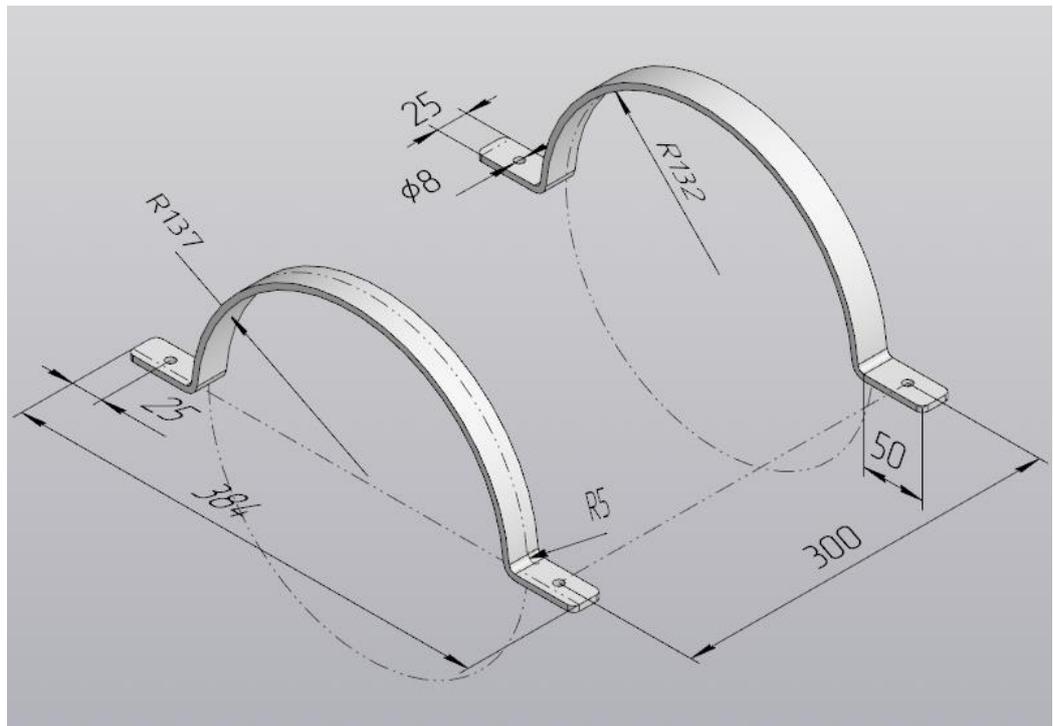


Рисунок 19 – Верхняя часть кронштейна трехмерная модель

Такой дизайн кламповых кронштейнов обеспечивает не только эффективную фиксацию телескопа, но и минимизирует потенциальные негативные воздействия на его структуру, что является важным фактором при работе в условиях космического пространства.

3.3.3 Конструкция крепления поворотного зеркала

Преапертурное зеркало играет важную роль в процессе наведения телескопа на интересные участки звездного неба. Для обеспечения стабильной фиксации и точной регулировки положения зеркала в системе используются два кронштейна. Эти кронштейны обеспечивают надежное крепление зеркала и стабильность в течение всего периода наблюдения (рисунок 20).

В целях регулировки положения преапертурного зеркала и обеспечения точного наведения на небесные объекты, реализуется механизм вращения, осуществляемый при помощи электродвигателя и редуктора. Этот механизм позволяет автоматизировать процесс направления телескопа, обеспечивая более удобное и эффективное использование прибора.

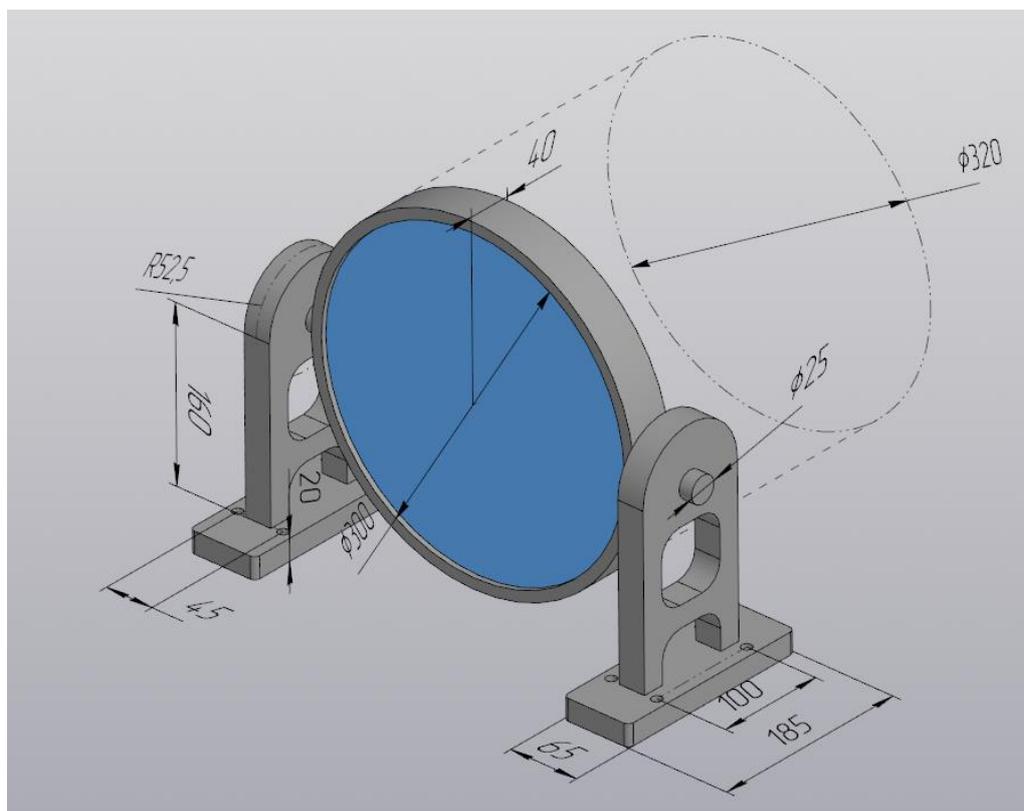


Рисунок 20 – Конструкция крепления преапертурного зеркала

Важно подчеркнуть, что механизм поворота преапертурного зеркала требует детальной разработки с учетом оптимального выбора редуктора, параметров электродвигателя, а также тщательного подбора компонентов для обеспечения плавного и точного вращения. Выбор редуктора должен быть основан на необходимости достижения определенного уровня разрешения и точности при вращении зеркала.

При выборе электродвигателя важно учесть требования по моменту вращения, скорости, а также энергопотреблению. Подбор деталей для вращения, таких как подшипники и оси, требует специального внимания к требованиям прочности, стойкости к вибрациям и износу, чтобы обеспечить долговечную и надежную работу механизма.

3.3.4 Платформа оптического модуля

Для эффективной монтажной системы оптического комплекса разработана листовая платформа, предварительно оснащенная крепежными отверстиями, специально предназначенными для каждого рассмотренного выше элемента, а

также для сборки защитного каркаса. Такая конструкция обеспечивает не только точное и надежное крепление каждого компонента оптического комплекса, но и улучшенную возможность адаптации и обслуживания. Платформа показана на рисунке 21.

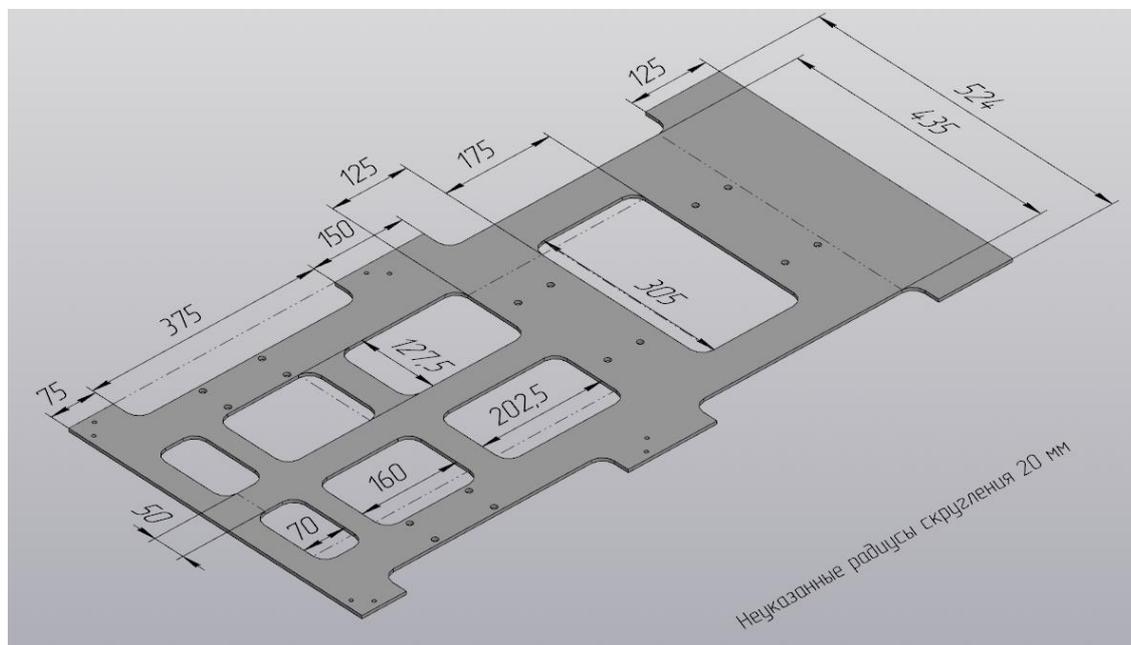


Рисунок 21 – Платформа оптического модуля

Гибкость системы проявляется в ее способности быть установленной как на основной платформе космического аппарата, где она может обеспечивать жесткость и интегрированность, так и в виде съемной платформы, что обеспечивает простой доступ к каждому элементу для технического обслуживания и замены. Это позволяет значительно упростить процедуры обслуживания, сокращая время и усилия, необходимые для поддержания и оптимизации оптического комплекса в условиях космоса.

Общий облик разработанного модуля представлен в графической части работы.

4 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

4.1 Схема членения

На рисунке 22 представлена схема членения космического аппарата.

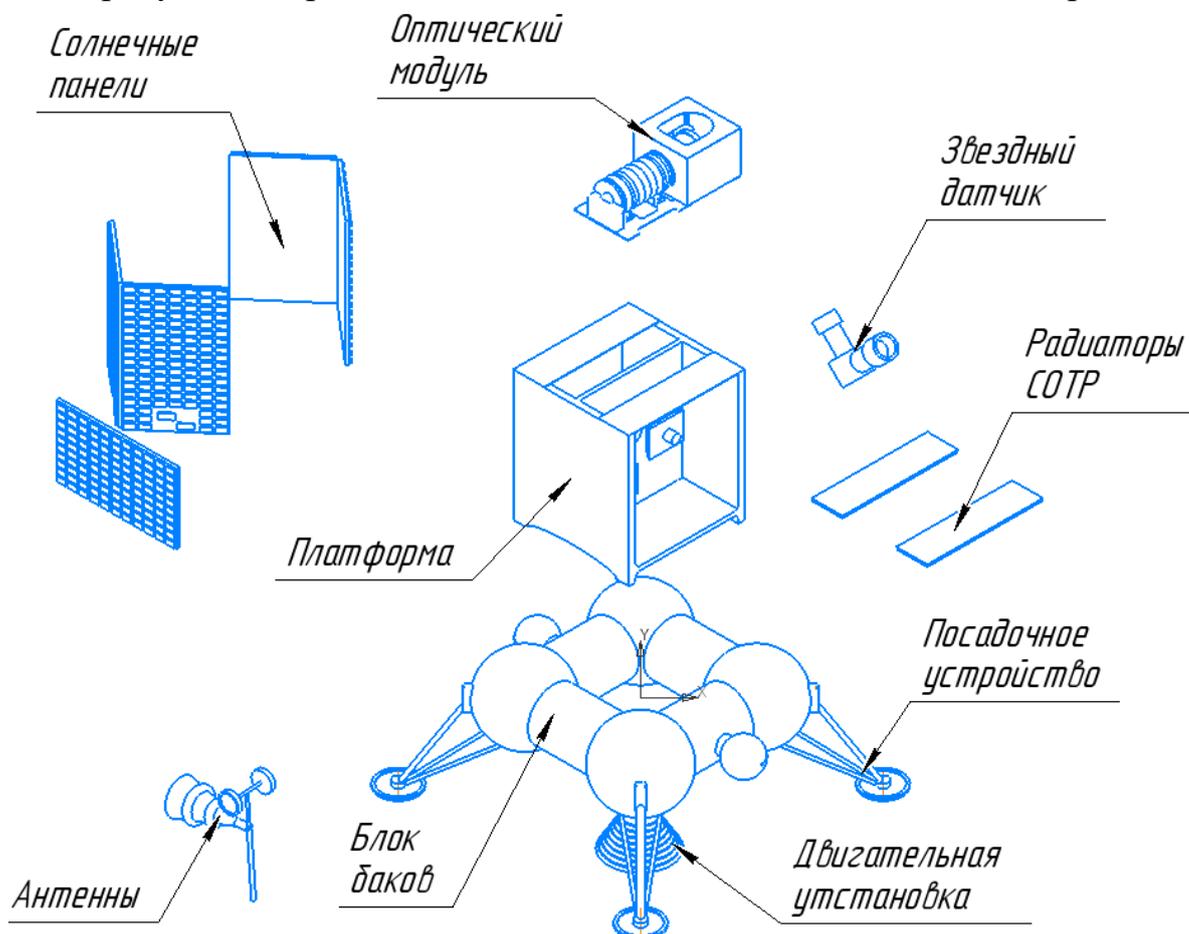


Рисунок 22 – Схема членения

4.2 Выбор материалов

Выбор подходящего материала для конструктивных элементов представляет собой важный этап при разработке конструктивного решения, поскольку от этого зависят массогабаритные параметры, технологические и эксплуатационные требования и другие характеристики конструкции.

При выборе материала следует учитывать:

- 1) массогабаритные ограничения;
- 2) прочностные требования;
- 3) свариваемость материала;

- 4) пластические и литейные свойства;
- 5) антикоррозионная устойчивость;
- 6) недефицитность материала;
- 7) стоимость создания конструкции.

Удовлетворение всех перечисленных требований в одном материале представляет собой сложную задачу. Поэтому, в зависимости от предназначения конструктивного элемента, методов соединения и других факторов, определяют основные требования, выполнение которых является приоритетным.

Как правило, основным требованием является минимизация массы при условии сохранения неразрушаемости конструкции.

Таким образом, выбирая материал для топливных баков и их арматуры или других отсеков с повышенными требованиями герметичности учитывают физические свойства материала. Такие как газопроницаемость, окисляемость, химическую нейтральность к компонентам топлива. Для подобных отсеков исключено применение литейных технологий, ввиду высокой пористости получаемых деталей.

Важным аспектом при выборе материала является способ взаимного соединения элементов. Если соединение производится сваркой, то выбирают материал с высокой свариваемостью для получения качественного сварного шва. К таким относятся АМг-6, легированные и малоуглеродистые стали. Если применяется контактная сварка – допускается использовать ограниченно свариваемые материалы, например, Д16. В тот же момент при исполнении резьбовых соединений, клеевых соединений, заклепочных соединений предпочтительнее использовать материалы, которые могут быть лишены сварных свойств, что накладывает на конструктора определенные ограничения.

Характеристики основных конструкционных материалов, используемых при производстве ракетно-космической техники согласно [10] представим в таблице 8.

Таблица 8 – Характеристик конструкционных материалов

Материал/характеристика	усредненная γ $\left[\frac{\text{кг}}{\text{см}^3} \right]$	усредненная σ_{ϵ} (МПа)	$\frac{\sigma_{\epsilon}}{\gamma}$
Магниевые сплавы	1,8	200	111,11
Алюминиевые сплавы	2,85	550	192,98
Титановые сплавы	4,5	1000	222,22
Стали	7,78	1400	171,08
Композиционные материалы	1,55	1400	903,23

В качестве основного материала конструкции выберем АМгб, он широко применяется в ракетно-космической отрасли, благодаря своим отличным деформируемыми свойствам и высокой свариваемости. Это обеспечивает не только прочность, но и удобство в процессах манипуляции и сборки.

Продольный стержень корпуса выполнен из инвара (марка Н36). Инвар, обладая низким коэффициентом температурного расширения, становится идеальным выбором для продольных стержней. Это обеспечивает стабильность размеров в условиях переменных температурных воздействий, что важно для точности и надежности в ракетных системах.

Литые части кронштейнов выполним из АЛ23, он выделяется своими отличными литейными свойствами, что делает его идеальным материалом для создания сложных литых деталей. В сочетании с возможностью свариваемости, этот материал обладает высокой прочностью и гибкостью в процессах производства.

4.3 Разработка технологических процессов изготовления кронштейна

При изготовлении детали кронштейна можно выделить два основных сегмента: стойку и кольцевую часть. Для обеспечения оптимальных технических и экономических показателей, предлагается использовать литье для создания стойки и гибку для формирования кольцевой части. Их последующее соединение возможно выполнить аргонно-дуговой сваркой. Рассмотрим изготовление каждого сегмента.

4.3.1 Изготовление нижнего сегмента

Наиболее технологичным способом создания нижнего сегмента детали (рисунок 23) является использование литья. Литье предоставляет возможность точного воспроизведения формы и обеспечивает высокое качество изготовленных деталей. Существуют различные методы литья, каждый из которых имеет свои преимущества и ограничения.

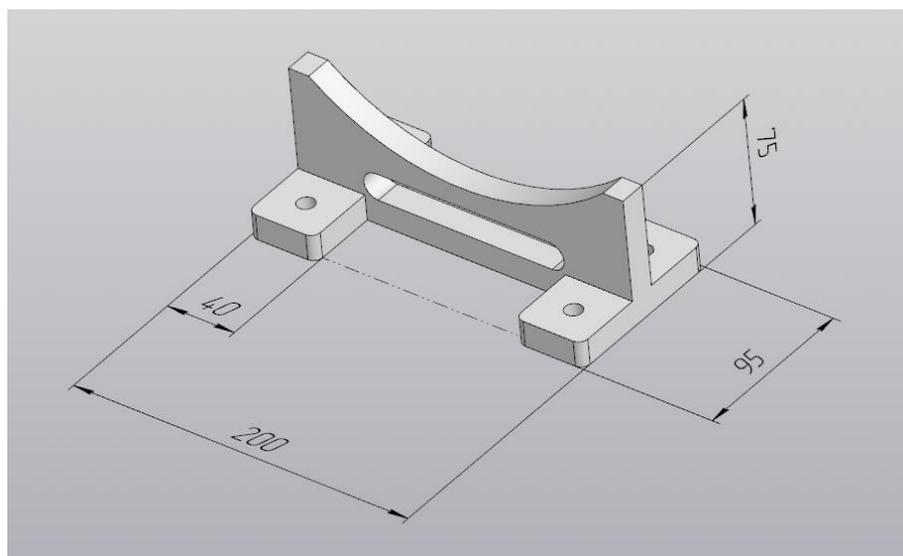


Рисунок 23 – Нижний сегмент кронштейна

Самым простым методом литья является литье в песчано-глиняные формы. Однако такой подход сопряжен с определенными трудностями, такими как высокая трудоемкость процесса, неудовлетворительные санитарные условия и большая шероховатость поверхности полученных деталей.

Литье давлением предоставляет возможность получения деталей высокого качества, однако его использование ограничено толщиной стенок отливок до 8

мм из-за неравномерного остывания материала и возможного появления дефектов.

Наиболее подходящим вариантом литья для создания детали является литье в кокиль. Этот метод обеспечивает высокую точность изготовления, минимизирует возможность дефектов и обеспечивает более равномерное остывание материала.

Допуски размеров, массы, а также припуски на механическую обработку назначаются согласно ГОСТ Р 5346-2009 «Отливки из металлов и сплавов. Допуски размеров, массы и припуска на механическую обработку». Применяется технология литье под низким давлением в кокиль с песчаным стержнем. Примыкающая к платформе поверхность обрабатывается на фрезерном станке торцевой фрезой в соответствии с припусками на обработку.

4.3.2 Изготовление верхнего сегмента

Материал: лист АМгб размером $5 \times 600 \times 2000$.

Подробно рассчитаем технологический процесс создания кольцевой части кронштейна, используя методику изложенную в [14].

Длина развертки определяется как:

$$L = L_{np} + L_{кр}. \quad (59)$$

Ввиду сложности аналитического расчета воспользуемся инструментами определения длины в КОМПАС 3D.

Общая длина нейтрального слоя:

$$L = 527 \text{ мм}.$$

Тогда размеры заготовки для штамповки 527×25 мм

Размер полосы определим по формуле:

$$B = N + 2(b + \Delta_{ш}) + z, \quad (60)$$

где N – размер вырезаемой детали (поперек полосы);
 b – наименьшая величина боковой перемычки;
 Δ_{III} – односторонний допуск на ширину полосы;
 z – гарантированный зазор между направляющими и наибольшей возможной шириной полосы.

Принимаем перечисленные параметры согласно справочнику [12].

$$B = 36 \text{ мм.}$$

Тогда размер полосы 600 на 36 мм.

Отталкиваясь от усилия резания и ширины отрезаемой полосы осуществляется выбор гильотинных ножниц. Для определения усилия резания пользуются соотношением:

$$P = 0,5 \cdot \frac{S^2}{\text{tg} \varphi} \cdot \sigma_{cp} \cdot k, \quad (61)$$

где S – толщина материала, мм;

σ_{cp} – сопротивление металла срезу, кг/мм² (МПа);

φ – угол створа ножниц, ориентировочно $\varphi = 1,5^\circ$;

k – коэффициент, учитывающий притупление ножей, разброс толщины и механических свойств материала, изгиб листа при резке и др. ($k = 1,2 \dots 1,3$).

Тогда получим усилие:

$$P = 158 \text{ кН.}$$

Согласно каталогу гильотинных ножниц выбираем модель Н3418А для резки материала толщиной $S \leq 6,3$ мм, пределом прочности $\sigma_s \leq 50$ кг/мм² и усилием резания 175 кН.

Далее рассчитаем необходимое усилие вырубке заготовки – пробивки отверстий в инструментальном штампе.

Усилие резания материала при вырубке заготовок по наружному контуру определяем с помощью соотношения:

$$P_1 = L_{\text{конт}} \cdot S \cdot \sigma_{\text{ср}}, \quad (62)$$

где $L_{\text{конт}}$ – длина вырезаемого контура, определим в «КОМПАС 3D»:

$$L_{\text{конт}} = 1095 \text{ мм}^2.$$

Тогда усилие необходимое для вырубки:

$$P_1 = 1445,4 \text{ кН}.$$

Усилие снятия полосы с пуансона:

$$P_{\text{сн1}} = k_{\text{сн1}} \cdot P_1, \quad (63)$$

где $k_{\text{сн1}}$ – коэффициент, зависящий от типа штампа и толщины материала ($k_{\text{сн1}} = 0,12$ для штампа последовательного действия (вырубкaпробивка)).

Тогда усилие снятия:

$$P_{\text{сн1}} = 173,45 \text{ кН}.$$

Усилие проталкивания заготовки через матрицу:

$$P_{\text{нр1}} = k_{\text{нр1}} \cdot P_1, \quad (64)$$

где $k_{\text{нр1}}$ – коэффициент, который зависит от способа выталкивания заготовки и толщины материала ($k_{\text{нр1}} \approx 0,14$ при вырубке с обратным выталкиванием).

Тогда усилие проталкивания:

$$P_{\text{нр1}} = 202,4 \text{ кН}.$$

Усилие резания при пробивке отверстий:

$$P_2 = L_{\text{отв}} \cdot S \cdot \sigma_{\text{ср}}, \quad (65)$$

где $L_{отв}$ – длина вырезаемого контура отверстий, определим в «КОМПАС 3D»:

$$L_{отв} = 50,3 \text{ мм}.$$

Тогда усилие при пробивке:

$$P_2 = 66,4 \text{ кН}.$$

Усилие снятия заготовки с пуансона:

$$P_{сн2} = k_{сн2} \cdot P_2, \quad (66)$$

где $k_{сн2} = 0,15$ – для многопуансонного пробивного штампа.

Тогда усилие снятия:

$$P_{сн2} = 10 \text{ кН}.$$

Усилие проталкивания отходов при пробивке отверстий:

$$P_{пр2} = k_{пр2} \cdot P_2 \cdot n, \quad (67)$$

где $k_{пр2} \approx 0,1$ – при вырубке «на провал»;

$n = 3$ – при вырубке «на провал».

Тогда усилие проталкивания:

$$P_{пр2} = 20 \text{ кН}.$$

Суммарное усилие пресса для выполнения данной операции определяется формулой:

$$P_{\Sigma} = K \cdot (P_1 + P_2 + P_{сн1} + P_{пр1} + P_{сн2} + P_{пр2}), \quad (68)$$

где K – коэффициент, предусматривающий потери на притупление режущих кромок, разброс толщины и т.д., $K \approx 1,3$.

Тогда суммарное усилие пресса для осуществления операций:

$$P_{\Sigma} = 2493 \text{ кН}.$$

По каталогу производим подбор оборудования в зависимости от суммы усилия $P_{\Sigma} = 2493 \text{ кН}$. Наиболее соответствующим для нашего усилия выбираем пресс КД2134 с усилием 2500 кН и рабочим ходом прессы 200 мм.

Рассчитаем усилие гибки заготовки.

Соотношение для расчёта усилия двухугловой гибки:

$$P_g = 2,5 \cdot B \cdot S \cdot \sigma_g \cdot k_g, \quad (69)$$

где B – длина линиигиба, мм;

σ_g – предел прочности материала, кг/мм² (МПа);

$k_g \approx 0,1$ – коэффициент для двухугловой гибки.

Получим:

$$P_g = 10,3 \text{ кН}.$$

Гибка полукольца определяется:

$$P_k = B \cdot S \cdot \sigma_g \cdot k_1, \quad (70)$$

где $k_1 \approx 0,05$ при заданном расстоянии $l = 264 \text{ мм}$ между опорами гибке полукольца в штампе.

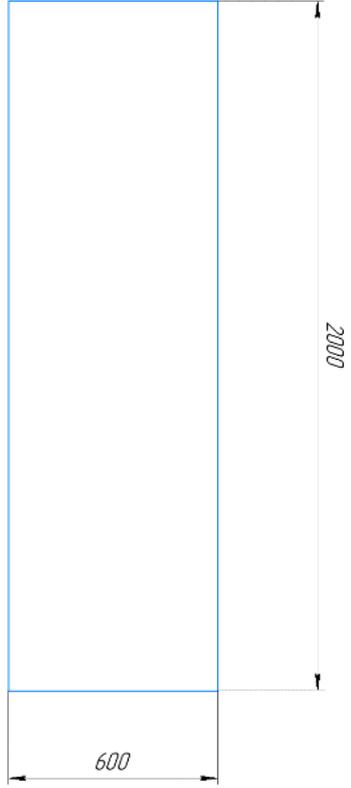
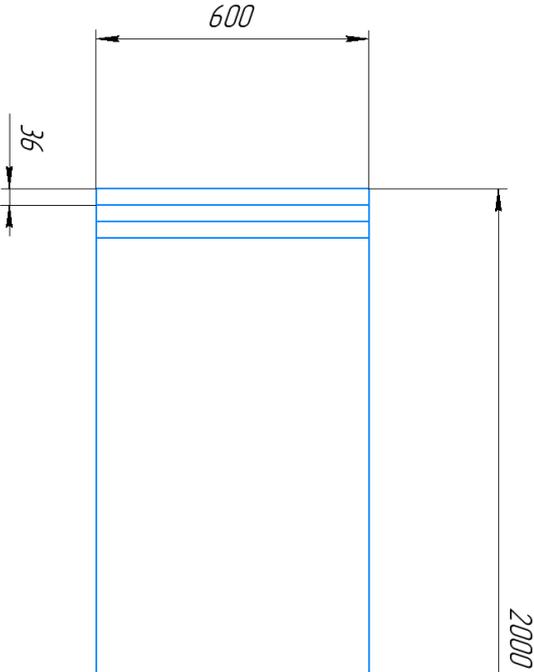
Тогда усилие гибки:

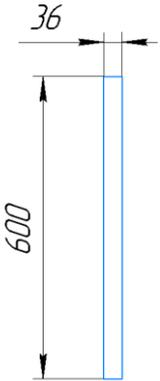
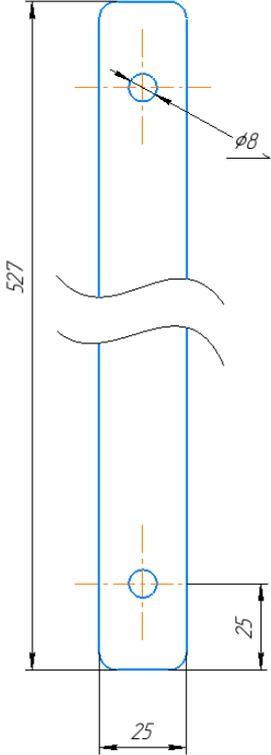
$$P_k = 2,1 \text{ кН}.$$

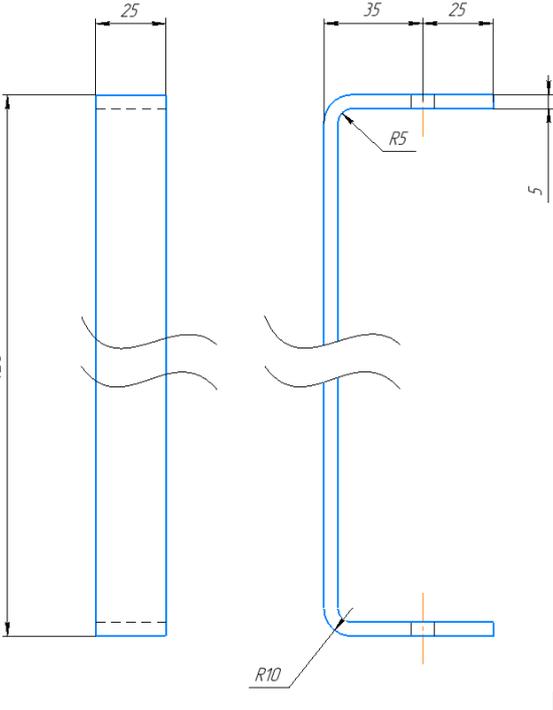
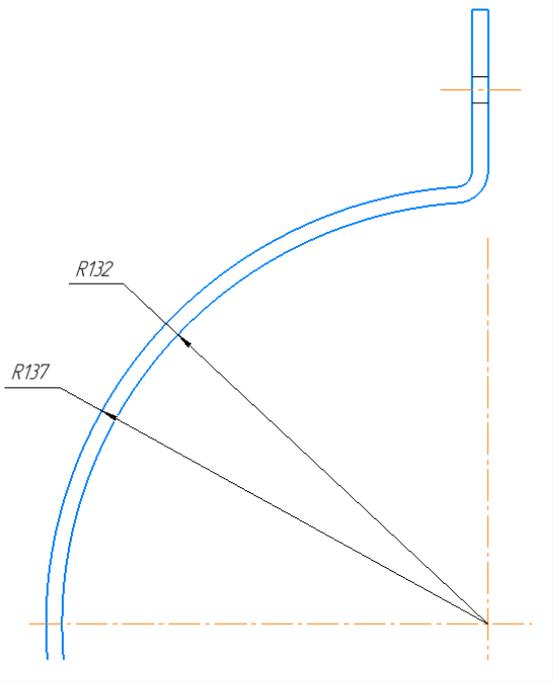
Согласно каталогу, производим выбор прессы КД2122 с усилием прессы $P = 160 \text{ кН}$ и ходом ползуна 71 мм.

В таблице 9 указана последовательность технологических операций для создания кольцевой части кронштейна.

Таблица 9 – Технологическая карта штамповочных операций

№	Последовательность выполнения операции	Эскиз обработки	Инструменты, оборудование
1	ГОСТ 21631-76 лист Амгб 5×600×2000, Производим контроль размеров и качества поверхности	 <p>The drawing shows a vertical rectangle with a width dimension of 600 and a height dimension of 2000. The dimensions are indicated with arrows and labels.</p>	Рулетка 3 м, микрометр, лупа
2	Располагаем лист на гильотинных ножницах и выполняем раскрой	 <p>The drawing shows a vertical rectangle with a width dimension of 600 and a height dimension of 2000. A horizontal line is drawn across the width, offset from the top edge by a dimension of 36. The offset is indicated with arrows and labels.</p>	Гильотинные ножницы НЗ418А

3	Контроль сечения и размеров заготовки, состояния поверхности		Линейка 1 м, микрометр, лупа
3	Вырубка заготовки пробивка двух отверстий,		Пресс КД2134
4	Обработка заготовки от заусенцев		Верстак, напильник
5	Контроль сечения и размеров заготовки, состояния поверхности		Линейка 1 м, микрометр, лупа

6	<p>Выполним двухугловую гибку полюк</p>		КД2122
7	<p>Выполним гибку полукольца</p>		КД2122
8	<p>Контроль размеров и состояния поверхности</p>		<p>Линейка 1 м, микрометр, лупа</p>

4.3.3 Соединение нижнего и верхнего сегмента

Соединение нижнего и верхнего сегмента производится с учетом специфики сварки алюминиевых сплавов. Используем аргонодуговую сварку с

неплавящимся электродом обратной полярностью и переменным током. Сварка проводится в соответствии с ГОСТ 14771-76 «Дуговая сварка в защитном газе».

Согласно ГОСТ 23949-80 «Электроды вольфрамовые сварочные неплавящиеся. Технические условия.» в соответствии с толщиной свариваемого металла используем вольфрамовый электрод с присадкой окиси лантана с диаметром 5 мм (ЭВЛ – Ø 5).

На основании ГОСТ 7871-2019 «Проволока сварочная из алюминия и алюминиевых сплавов. Технические условия» выбираем присадочную проволоку СвАМг6 диаметром 2 мм. Такой выбор обоснован наиболее близким химическим составом к свариваемому материалу.

4.4 Оценка технологичности конструкции космического аппарата

Технологичность конструкции изделия представляет собой совокупность характеристик, определяющих ее эффективность в контексте оптимальных затрат на производство, техническое обслуживание и ремонт при заданных показателях качества, объема выпуска и условий эксплуатации (согласно ГОСТ 14.205 – 83 «Технологичность конструкции. Термины и определения»).

При проектировании космического аппарата был использован принцип максимальной преемственности, основанный на активном внедрении ранее разработанных деталей и агрегатов с аналогичными функциональными задачами.

Созданная конструкция космического аппарата:

- 1) эффективно использует стандартные и унифицированные детали, сборочные единицы и изделия;
- 2) характеризуется ограниченным числом конструкционных материалов;
- 3) удовлетворяет требованиям к уровню взаимозаменяемости;
- 4) имеет простой процесс сборки и легкодоступные инструменты;
- 5) представляет собой рациональную схему членения.

На основе вышесказанного можно заключить, что данная конструкция демонстрирует высокую технологичность.

4.5 Директивная схема сборки космического аппарата

Директивная сборка космического аппарата представляет собой важный этап в процессе его создания. Этот метод организации сборочных работ предусматривает строгое руководство и контроль за каждым этапом монтажа.

Стратегия сборки выстроена таким образом, чтобы обеспечить оптимальную точность и эффективные технико-экономические показатели. Схема включает в себя детальную последовательность сборки изделия, начиная с интеграции узлов и панелей и завершая формированием отсеков и агрегатов. Каждая сборочная единица, выделенная разъемными соединениями, является неотъемлемой частью этой интегрированной схемы, обеспечивая единый и слаженный процесс сборки. Директивная схема сборки представлена на рисунке 24.

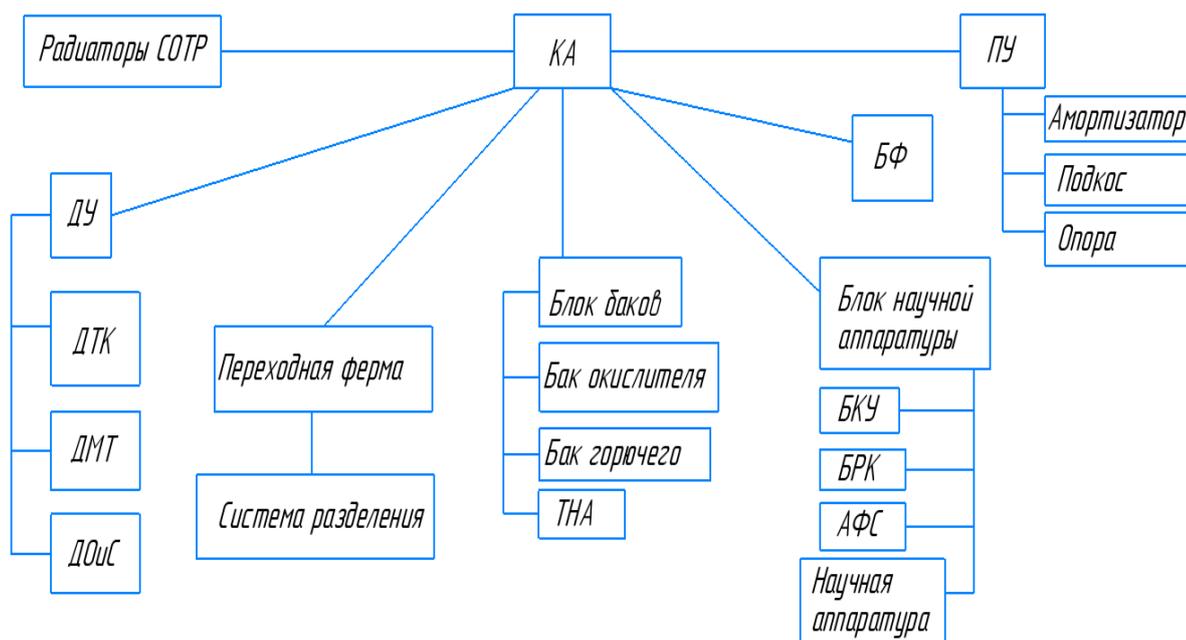


Рисунок 24 – Директивная схема сборки

5 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ

При изготовлении детали кронштейн, наиболее технологичным и эффективным вариантом изготовления стойки является применение литейного производства. В данном случае материалом выбран алюминиевый сплав АЛ23.

Литейное производство широко используется в различных отраслях промышленности, включая производство ракет-носителей и космических аппаратов. Оно предоставляет ряд преимуществ, таких как возможность получения деталей с сложной геометрией и высокой точностью, экономическая эффективность, возможность использования различных материалов и др.

Однако следует отметить, что литейное производство также является эксплуатационно-опасным видом деятельности. Опираясь на [6] и ГОСТ 12.3.027 – 2004 «Литейное производство. Правила безопасности» в процессе литья возможны следующие опасности и риски:

1) выделение вредных веществ: при литейных операциях может происходить выделение вредных веществ, таких как фенол, формальдегид и аэрозоли – данные вещества могут негативно влиять на здоровье работников, вызывая токсические эффекты и вызывая различные заболевания;

2) повышенная температура и опасность ожогов: процесс литья часто требует работы с расплавленным металлом, что сопряжено с повышенной температурой: неправильное обращение с расплавленным материалом может привести к ожогам и травмам;

3) физические травмы: работа с литейным оборудованием может быть связана с опасностью получения травм, таких как порезы, ушибы или переломы: движущиеся части оборудования и подвижные элементы могут представлять опасность для работников;

4) вибрация и шум: в процессе литья могут возникать вибрационные эффекты и шум, которые могут оказывать негативное воздействие на здоровье работников, в том числе вызывать утомление, снижать работоспособность и способствовать развитию заболеваний опорно-двигательной системы;

5) риск пожара и взрыва: использование печей и плавильного оборудования в литейном производстве может создавать потенциальную опасность возникновения пожара или взрыва, особенно при неправильных условиях использования и обращения с расплавленным металлом;

6) повышенная пылевая загрязненность: повышенная запыленность, загазованность и температура воздуха в рабочей зоне, что может приводить к дискомфорту и негативно сказываться на работоспособности работников: запыленность может вызывать раздражение слизистых оболочек и дыхательных путей, а повышенная температура может привести к перегреванию и ознобу;

7) физические нагрузки: физические перегрузки, связанные с тяжестью и напряженностью труда, что может приводить к повреждению опорно-двигательной системы работников: поднятие и перемещение тяжелых предметов, длительное нахождение в неудобных позах или выполнение монотонных и повторяющихся движений могут вызывать перенапряжение мышц, растяжения, рвань или другие повреждения.

Основными опасностями в области литейного производства являются повышенные температуры оборудования и расплавленного металла, представляющие серьезную угрозу возможных ожогов. Кроме того, значительные риски связаны с возможностью возникновения пожаров и взрывов. Принимая во внимание перечисленные выше опасности, предлагаются следующие меры по предотвращению и контролю ситуации.

5.1 Профилактика получения ожогов на литейном производстве

Как правило термические ожоги на литейном производстве связаны с выбросами расплавленного металла. Чаще всего подобное происходит при подаче влажной или некачественной шихтовой смеси в жидкую ванну и в процессах заливки расплавленного металла в формы сложной конфигурации. Вдобавок существует опасность получения ожогов в процессе выбивки отливок.

Тщательный контроль качества шихты, соблюдение сушки перед её введением в печь позволяет уменьшить долю разбрызгиваемого металла. Перед заливкой металла в кокиль важно предварительно очистить и подогреть

металлическую форму. С целью препятствия возможных выбросов металла при введении элементов с низкой точкой кипения эффективным средством служат специальные лигатуры. При этом предусматривается предварительный подогрев указанных элементов до температуры не менее 150 °С. Кроме того исключить термические ожоги помогает правильно подобранная защитная экипировка, в соответствии с выполняемой операцией.

Для предотвращения получения ожогов необходимо использовать средства индивидуальной защиты. Применение средств индивидуальной защиты должно соответствовать требованиям ГОСТ 12.4.011 «Система стандартов безопасности труда. Средства защиты работающих. Общие требования и классификация» и ГОСТ 12.4.103 «Система стандартов безопасности труда. Одежда специальная защитная, средства индивидуальной защиты ног и рук. Классификация», быть пригодными и удобными для пользования, строго соответствовать условиям труда и требованиям личной безопасности. Перечислим основные средства защиты согласно [4]:

- 1) средства защиты глаз: закрытые предохранительные очки с регулируемым переносом и безосколочными стеклами типа «триплекс»;
- 2) средства защиты от шума: противοшумные наушники и тампоны из хлопковой ваты, пропитанные глицерином или парафином;
- 3) средства защиты органов дыхания: респиратор ШБ-1 («Лепесток») и противοпыльный респиратор;
- 4) средства защиты кожи: профилактические пасты, мази, моющие и очищающие средства;
- 5) специальная одежда: невоспламеняющиеся льняные или шерстяные ткани для плавильщиков и заливщиков, хлопчатобумажные ткани для рабочих смесеприготовительных, выбивных, очистных и обрубных участков, легкая ткань для рабочих, обслуживающих механизмы. Для защиты рук работников необходимо обеспечивать резиновыми и хлопчатобумажными перчатками, рукавицами, защитными пастами и мазями.

На литейном производстве возможны ожоги, достигающие 4-й степени при контакте с расплавленным металлом. При получении ожога требуется мгновенное обращение в цеховой или заводской медпункт. Иногда оказание первой помощи может быть выполнено прямо на месте работы, поэтому каждый участок труда должен быть оборудован аптечкой, носилками и всем необходимым для предоставления первой помощи. Работники должны быть ознакомлены с правилами предоставления первой помощи. В случае ожогов требуется немедленно обнажить пораженные участки и наложить чистый бинт, после чего пострадавшего следует направить в медпункт.

5.2 Профилактика пожаров и взрывов на литейном производстве

В производственных помещениях литейных цехов должны быть установлены средства противопожарной защиты в соответствии с ГОСТ 12.4.009 «Система стандартов безопасности труда. Пожарная техника для защиты объектов. Основные виды. Размещение и обслуживание» и правилами пожарной безопасности.

На производстве пожары могут возникнуть из-за недисциплинированности работников, небрежности в обращении с горючими материалами и электрооборудованием, и других факторов. Для предотвращения пожаров следует строго соблюдать правила противопожарной безопасности:

- 1) курение и разжигание огня допускаются только в специально отведенных местах. Особый запрет действует в модельном цехе, на очистных и покрасочных участках, складах и местах хранения горюче-смазочных материалов;
- 2) запрещено хранить у оборудования легковоспламеняющиеся материалы, горючие вещества, масляные концы, бумагу, стружку и другие;
- 3) необходимо регулярно проверять состояние электропроводки, избегая износа изоляции, чтобы предотвратить короткое замыкание и возможный пожар;
- 4) запрещено хранить в больших количествах угольную пыль и мелкий уголь, так как они могут самовоспламеняться;

5) каждый участок цеха оснащен средствами ликвидации пожара, такими как пожарные краны, ящики с песком, огнетушители, лопаты и другие. Дополнительно, в некоторых точках устанавливается система сигнализации для вызова бригады в случае возникновения чрезвычайной ситуации. При обнаружении пожара, необходимо моментально вызвать пожарную бригаду и самостоятельно приступить к тушению доступными средствами;

6) для предотвращения взрывов необходимо исключить формирование взрывоопасной среды и возникновение источника воспламенения;

7) для предотвращения взрывов при приготовлении порошков ключевыми мерами являются контроль концентрации пыли, не превышающей нижний концентрационный предел, и поддержание температуры деталей оборудования, контактирующих с пылью, ниже температуры воспламенения. Действенным способом препятствия взрывов дисперсных смесей выступает автоматизированный мониторинг уровня пыли в системах вентиляции. Кроме того, система должна иметь автономно прерывать работу оборудования при критической концентрации пыли.

Для устранения пожарных ситуаций на литейном производстве могут применяться следующие меры:

1) возведение зданий и конструкций из негорючих и трудногорючих материалов, которые сохраняют постоянную массу при горении (металл, бетон и т.д.);

2) обеспечение литейных цехов пожарными разрывами. Пожарные разрывы назначают в соответствии со степенью огнестойкости здания;

3) для ограничения распространения огня используют противопожарные стены, противопожарные перекрытия, легкобрасываемые конструкции, огнепреградители;

4) при проектировании зданий и производственных помещений в обязательном порядке необходимо предусмотреть пути эвакуации;

5) здания и помещения литейного производства обеспечиваются системой сигнализации и системой автоматического пожаротушения;

б) для прекращения горения используются различные методы:

– изоляция от кислорода: изоляция очага горения от доступа кислорода воздуха, что особенно эффективно при концентрации кислорода менее 14 процентов;

– охлаждение: охлаждение очага горения до температуры ниже температуры вспышки или воспламенения;

– механическое сбивание пламени: механическое удаление пламени с очага горения;

– торможение скорости горения: ингибирование или замедление реакции окисления для торможения скорости горения;

– снижение концентрации кислорода: снижение концентрации кислорода с помощью инертных газов или воздуха;

– огнепреграждение: создание огнепреграждения на пути распространения пламени.

Для борьбы с огнем применяют различные огнегасящие вещества, выбирая их в зависимости от особенностей пожара и его характеристик. Для тушения обычных горючих материалов, таких как древесина и прочие, рекомендуется использовать пожарный ствол, в то время как для тушения горючих жидкостей целесообразно применять порошковые и пенные огнетушители. Горящий магний следует обсыпать флюсом и песком. Настоятельно не рекомендуется использовать воду для тушения горящего магния, поскольку это может вызвать взрывную реакцию.

6 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Проведем технико-экономическую оценку разработки посадочного аппарата согласно методике [13].

Самым общим технико-экономическим показателем ракетно-космической техники является показатель «затраты на создание» ($C_{созд}$), который включает затраты на разработку ($C_{разр}$) и затраты на штатную программу серийных изделий ($C_{шт.пр}$), то есть:

$$C_{созд} = C_{разр} + C_{шт.пр}. \quad (71)$$

В нашем случае принимается, что разрабатывается изделие на основе уже созданного прототипа.

Расчёт стоимости изготовления опытного образца производится по данным затрат на разработку уже имеющегося прототипа. В данном случае принимаются следующие затраты:

$$C_{прот} = 130,45 \text{ млн. у.е.}$$

Стоимость изготовления опытного образца КА находится по формуле с учётом коэффициента инфляции ($K_{инф} \approx 1,05$):

$$C_{оп.обр} = 0,3 \cdot K_{инф} \cdot C_{прот}, \quad (72)$$

где числовой коэффициент 0,3 – это произведение коэффициента преемственности ($K_{пр}$) на коэффициент сложности ($K_{сл}$).

Стоимость разработки КА производится суммированием затрат Головного сборочного завода на производство КА ($C_{ГСЗ}$), затрат Головного разработчика на проектирование КА и другие виды работ ($C_{ГР}$) и затраты на оборудование и все

виды работ по наземному комплексу до момента начала эксплуатации серийных изделий ($C_{НК}$):

$$C_{разр} = C_{ГСЗ} + C_{ГР} + C_{НК} . \quad (73)$$

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

$$C_{ГСЗ} = N_{ГСЗ} \cdot C_{оп.обр} , \quad (74)$$

где множитель $N_{ГСЗ} \approx 1,05$ – экспертное значение, определяющее увеличение затрат головного сборочного завода на тот или иной вид работ.

Значения $N_{ГСЗ}$ назначаются с учётом степени близости к аналогу, конкретных различий проектируемого изделия с аналогом, опыта эксперта, мнения Головных институтов отрасли, Головного разработчика, Головного сборочного завода, предприятий разработчиков и изготовителей наземных комплексов и комплектующих их систем. В настоящем анализе использованы значения $N_{ГСЗ}$ на основе статистических данных.

Затраты головного разработчика составляют приблизительно 10% от затрат головного сборочного завода:

$$C_{ГР} = 0,1 \cdot C_{ГСЗ} . \quad (75)$$

Затраты на оборудование и все виды работ по наземному комплексу можно вычислить согласно зависимости:

$$C_{НК} = N_{НК} \cdot C_{оп.обр} , \quad (76)$$

где $N_{НК}$ – коэффициент увеличения затрат от стоимости опытного образца.
 Принимаем $N_{НК} = 0,25$. Данный показатель учитывает расходы на следующие аспекты:

- на создание систем управления;
- на контроль;
- на слежение;
- на навигацию;
- на измерения;
- на станции слежения, которые размещаются в разных местах земного шара.

Тогда представим результаты в виде таблицы:

Таблица 10 – Результаты расчета экономических затрат

Затраты на разработку прототипа, млн. у.е.	136,96
Стоимость изготовления опытного образца, млн. у.е.	43,14
Затраты головного сборочного завода, млн. у.е.	45,30
Затраты головного разработчика, млн. у.е.	4,53
Затраты на оборудование и все виды работ по наземному комплексу, млн. у.е.	10,79
Стоимость разработки КА, млн. у.е.	58,46

Таким образом стоимость разработки КА составляет 58,46 млн. у.е., что составляет приблизительно 42,7 процентов от стоимости разработки прототипа.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В общей части дипломной работы был проведен тщательный анализ задачи и существующих прототипов. В результате этого анализа в качестве прототипа был выбран космический аппарат «Луна–25». Были рассмотрены и проанализированы различные концепции оптических систем, размещенных на посадочном модуле. После сравнения этих концепций был выбран оптимальный дизайн оптического модуля на основе принципа минимальной массы.

С помощью программы «КОМПАС 3D» была создана трехмерная модель внешнего вида космического аппарата, а также предоставлено описание его систем и параметров. Также была подробно представлена массовая сводка космического аппарата.

В рамках баллистического расчета была выбрана оптимальная траектория перелета, а также рассчитаны затраты характеристической скорости с учетом всех потерь. Выбран разгонный блок «Фрегат» базовой модификации и произведен расчет затрат топлива для проверки его пригодности к выполнению поставленной задачи.

Специальный раздел включает в себя расчет оптической схемы, получение характеристик апертуры и оценку массогабаритных параметров. На основе этого была создана конструкция оптического модуля, включая корпус, кронштейн для его крепления, крепление поворотного зеркала и платформу для монтажа элементов оптической системы. Проведен температурный анализ корпуса телескопа с помощью программного обеспечения SolidWorks.

Также был проведен анализ алгоритма посадки, расчет объема топлива для торможения, перелета на предпосадочную орбиту и совершение реактивного парашютирования. Расчет подтвердил пригодность космического аппарата к выполнению задачи.

В технологической части представлена схема членения космического аппарата. Произведен анализ и выбор материалов, с уточнением выбора Амгб для кольцевой части и АЛ23 для стойки клампового кронштейна. Рассмотрен

технологический процесс создания детали, включая выбор метода производства (литье в кокиль, штамповка, аргонодуговая сварка). Произведен подробный расчет штамповочного процесса, и составлена технологическая карта создания кольцевой части кронштейна. Для соединения двух сегментов кронштейна была выбрана аргонно-дуговая сварка с выбором электрода и присадочной проволоки в соответствии с действующими стандартами. В заключении раздела представлена директивная схема сборки.

В части безопасности и экологичности были тщательно рассмотрены вопросы, связанные с возможностью получения ожогов, возникновения пожаров и взрывов на литейном производстве. Осуществлен более глубокий анализ потенциальных опасных факторов, представляющих риск при работе на литейном заводе, с целью выявления основных угроз и рисков.

Подробно рассмотрены и детализированы меры предупреждения и урегулирования нештатных ситуаций в рамках литейного процесса. Проанализированы технические и технологические решения, направленные на снижение рисков и обеспечение максимальной безопасности персонала и окружающей среды от возможных аварий.

В экономической части предоставлена оценка затрат на производство посадочного аппарата на основе существующего прототипа. По результатам проведенных расчетов стоимость изготовления нового аппарата оценивается примерно в 42,7 процентов от изначальных затрат на создание прототипа. Это свидетельствует о потенциальной экономии средств при масштабировании производства новых аппаратов на основе разработанного прототипа.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1 АО «НПО Лавочкина» [Электронный ресурс] : офиц. сайт. – режим доступа : <https://www.laspace.ru> – 11.10.23.
- 2 Астрофизические исследования на космической станции «Астрон» / под ред. А.А. Боярчука. – М. : Физматлит, 1994. – 416 с.
- 3 Гурздян, Г.А. Теория межпланетных перелетов : моногр. / Г.А. Гурздян. – М. : Наука, 1992. – 352 с.
- 4 Денисов, И. С. Литейные формы и их сборка : учеб. пособие / И. С. Денисов. – М. : Высш. школа, 1970. – 256 с.
- 5 Егоров, В.А. Динамика перелетов между Землей и Луной : моногр. / В.А. Егоров, Л.И. Гусев. – М. : Наука, 1980. – 544 с.
- 6 Иванов, Б.С. Охрана труда в литейном и термическом производстве : моногр. / Б.С. Иванов. – М. : Машиностроение, 1990. – 223 с.
- 7 Казмерчук, П. В. Космический аппарат «Луна-25» – возвращение на Луну / П.В. Казмерчук, А.Е. Ширшакова // Астрономический вестник. – 2021. – Т. 55. – № 6. – С. 509–521.
- 8 Космический аппарат «Луна-25» – основа новых исследований Луны / Казмерчук П.В. [и др.] // Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». – 2016. №4. – С. 9–19.
- 9 Куренков, В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчет основных характеристик и формирование проектного облика: учеб. пособие / В.И. Куренков. – Самара : Изд-во Самарского ун-та, 2020. – 461 с.
- 10 Основы конструирования ракет – носителей космических аппаратов : учебник для втузов / Б.В. Грабин [и др.] ; под ред. В.П. Мишина, В.К Карраска. – М. : Машиностроение, 1991. – 416 с.
- 11 Производство отливок из сплавов цветных металлов : учебник / А.В. Курдюмов [и др.] ; под ред. В. Д. Белов. – М. : МИСиС, 2011. – 615 с.

12 Романовский, В.П. Справочник по холодной штамповке : моногр. / В.П. Романовский, 6-е изд., перераб. и доп. Л. : Машиностроение, 1979. 520 с.

13 Советкин, Ю.А. Методика расчёта технико-экономических показателей разработки и создания изделий авиации и ракетно-космической техники : учеб. пособие / Ю.А.Советкин, О.Г.Зиновьева. – Самара : СГАУ, 2011. – 40 с.

14 Технологические процессы изготовления деталей летательных аппаратов листовой штамповкой: учеб. пособие / В.Н. Самохвалов [и др.]. – Самара : Изд-во Самарского ун-та, 2017. – 80 с.

15 Товмасян, Г.М. Ультрафиолетовые телескопы на орбите : моногр. / Г.М. Товмасян. – М. : Знание, 1989. – 64 с.