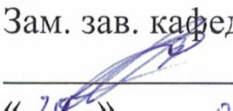


Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)


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 2024г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

на тему: Разработка переходной фермы автоматической межпланетной станции
для доставки грунта с карликовой планеты Церера

Исполнитель
студент группы 8111 – ос



(подпись, дата)

В.С. Михайлов

Руководитель
профессор, доктор техн.
наук



(подпись, дата)

А.Д. Плутенко

Консультант
доцент



(подпись, дата)

К.А. Насуленко


Консультант
по БЖД
доцент, канд. техн. наук



(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль
старш. препод. каф. СиТРК



(подпись, дата)

М.А. Аревков

Рецензент



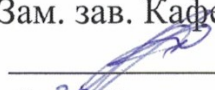
(подпись, дата)

А.Ю. Котюков

Благовещенск 2024

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

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ
Зам. зав. Кафедрой
 В.В. Соловьев
« 30 » 12 2023 г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Михайлова Владимира Сергеевича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Разработка переходной фермы автоматической межпланетной станции для доставки грунта с карликовой планеты Церера

(утверждена приказом от 19.12.2023 № 3381-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 01.02.2024.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: высота старта с низкой околоземной орбиты 200 км, высота орбиты над Церерой 100 км, масса спускаемого аппарата 7,2 кг, масса возвращаемого аппарата 146 кг, масса перелетного модуля 762 кг, масса двигательной установки 1050 кг.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: анализ аппаратов прототипов для доставки грунта и выбор аналога для разработки, подбор аппаратуры и систем, расчет проектных и массогабаритных характеристик аппарата, выбор конструкции переходной фермы, расчет общей потере устойчивости конструкции, создание и анализ 3D модели переходной фермы, безопасность и экологичность производства, экономический расчёт.

5. Перечень материалов приложения: титульный лист, цели и задачи, схема перелета Земля – Церера, 3D модель переходной фермы, 3D модель аппарата, 3D модель космической головной части, заключение.

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

7. Дата выдачи задания: 30.12.2023.

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

Задание принял к исполнению: 30.12.2023г.

НЧ

(подпись студента)

РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 79 страниц, 26 рисунков, 16 таблиц, 20 источников.

АВТОМАТИЧЕСКАЯ МЕЖПЛАНЕТНАЯ СТАНЦИЯ, КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, ПРОТОТИП, АППАРАТУРА, ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА, ПЕРЕХОДНАЯ ФЕРМА, СТАТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ, ЧАСТОТНЫЙ АНАЛИЗ

В работе проведены результаты разработки переходной фермы и автоматической межпланетной станции с возможностью доставки грунта с карликовой планеты Церера.

Цель работы – разработка переходной фермы и автоматической межпланетной станции для доставки грунта с карликовой планеты Церера.

Задачи:

- анализ существующих прототипов космических аппаратов для доставки грунта;
- подбор и расчет необходимых параметров и бортовых систем разрабатываемого аппарата;
- расчет и проектирование переходной фермы;
- статический и частотный анализ переходной фермы;
- оценка стоимости и экономической эффективности разработки и изготовления автоматической межпланетной станции для доставки грунта.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	8
1 Общая часть	9
1.1 Сведения об исследовании карликовой планеты Церера	9
1.2 Космические аппараты с возможностью доставки грунта	12
1.3 Выбор и анализ прототипа	17
1.4 Аппаратура и системы автоматической межпланетной станции	18
1.4.1 Система ориентации и стабилизации космического аппарата	18
1.4.2 Двигательные установки модулей аппарата	27
1.4.3 Приборы осуществления посадки космического аппарат	32
1.4.4 Грунтозаборный комплекс	34
1.4.5 Антенно–фидерная система	35
1.4.6 Система обеспечения теплового режима	37
1.4.7 Система электропитания	39
1.5 Ферменные конструкции	41
1.6 Выводы по главе	42
2 Специальная часть	43
2.1 Расчет проектных параметров автоматической межпланетной станции	43
2.1.1 Определение потребной характеристической скорости	43
2.1.2 Определение оптимальной даты старта	47
2.1.3 Приближенный расчет массы автоматической межпланетной станции	49
2.1.4 Расчет топливных баков и размеров автоматической межпланетной станции	53
2.2 Расчет переходной фермы	58
2.2.1 Нахождение общей потери устойчивости	58
2.2.2 Нахождение массы конструкции	60
2.2.3 Статический анализ переходной фермы	61

2.2.4 Частотный анализ переходной фермы	64
2.3 Выводы по главе	66
3 Безопасность и экологичность	67
3.1 Опасные и вредные факторы аргонно–дуговой сварки	67
3.2 Средства коллективной и индивидуальной защиты сварщика	68
3.3 Выводы по главе	72
4 Оценка стоимости разработки и изготовления автоматической межпланетной станции для доставки грунта	73
4.1 Выводы по главе	76
Заключение	77
Библиографический список	78

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

АМС – автоматическая межпланетная станция;

АТ – азотный тетраоксид;

БВК – бортовой вычислительный комплекс;

БИБ – бесплатформенный инерциальный блок;

БОД – блок обработки данных;

БОКЗ – мини блок определения координат звезд;

ВА – возвращаемый аппарат;

ДИСД – доплеровский измеритель скорости и дальности;

ДУ – двигательная установка;

ЖРД – жидкостный ракетный двигатель;

КА – космический аппарат;

МДУ – маршевая двигательная установка;

НДМГ – несимметричный диметилгидразин;

НОО – низкая околоземная орбита;

ОСД – оптический солнечный датчик;

ПМ – перелетный модуль;

СА – спускаемый аппарат;

СБ – солнечные батареи;

СОТР – средства обеспечения теплового режима;

СТС – служебная телевизионная система;

ФЭП – фотоэлектрический преобразователь.

ВВЕДЕНИЕ

Разработка переходной фермы АМС является одним из значимых направлений современной космической отрасли. Использование фермы необходимо для разгрузки напряжений элементов конструкции, для стабильности соединяемых модулей и неподвижности относительно друг друга, а также отделение отработавших модулей с целью уменьшения массы для дальнейших маневров. Станция, для которой планируется разработка позволяет осуществлять исследования небесного тела в целом и проводить доставку грунта с поверхности небесного тела с помощью возвращаемого аппарата, что дает новые возможности для изучения космоса и поиска жизни во Вселенной. Одним из объектов который привлекает внимание является карликовая планета Церера. По проведенным ранее исследованиям она имеет большие запасы воды, обладает низкой гравитацией, что является очень энергоэффективным для транспортировки грузов, из-за своего положения может представлять собой естественную базу для межпланетных путешествий.

Целью работы является разработка переходной фермы АМС для доставки грунта с Цереры. Для достижения этой цели мы проведем анализ технических возможностей, связанных с такой миссией, а также решим основные задачи.

1 ОБЩАЯ ЧАСТЬ

1.1 Общие сведения об исследовании карликовой планеты Церера

Церера (от *лат.* Ceres – по имени древнеримской богини земледелия) – самое крупное тело Главного пояса астероидов, было открыто итальянским астрономом Джузеппе Пиацци 1 января 1801 г. До 1860–х гг. Оно считалось пятой планетой Солнечной системы, далее – астероидом, а в 2006 г. Было причислено к новому классу тел – карликовая планета, или планетоид (т.е. подобный планетам, но этот термин не принят в астрономии) [1].

Церера имеет очень разреженную атмосферу, возникшую вследствие испарения льда на ее поверхности. В недрах Цереры произошло дифференциация вещества на силикатное ядро, окруженное ледяной мантией мощностью до 100 км, что объясняет довольно низкую ее среднюю плотность – $(2,16 \pm 0,01) \text{ г/см}^3$, так как она на 20–30 % состоит из водяного льда, и тонкую кору углеродистого вещества. Модель внутреннего строения Цереры представлена на рисунке 1.1 [1].

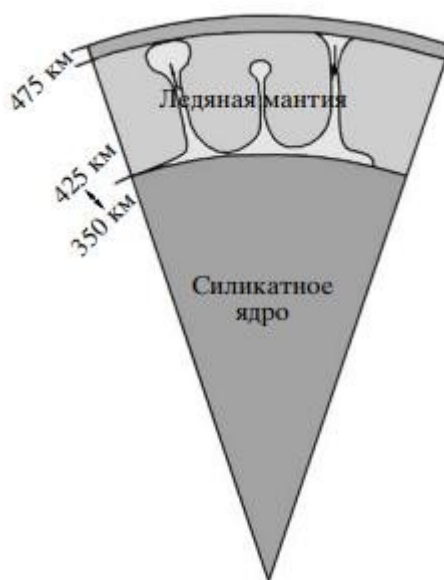


Рисунок 1.1 – Модель внутреннего строения Цереры согласно McCord и Sotin (2005) [2]

Церера представляет собой сплюснутый астероид с отношением экваториальной к полярной оси $a : c = 1.07$, которое соответствует гравитационно равновесному телу. Анализируя изображения Цереры в ультрафиолетовой области спектра, полученные с высоким разрешением на HST, обнаружили большую округлую морфологическую деталь на поверхности диаметром около 250 км, которая была названа в честь первооткрывателя астероида J. Piazzi – Piazzi. Однако в общем Церера не показывает заметных вариаций альbedo по поверхности, поскольку кроме более темной детали Piazzi не обнаружено значительных глобальных различий в интегральном альbedo в зависимости от фазы вращения. Несколько позже были составлены первые карты альbedo Цереры в трех длинах волн по данным HST–наблюдений, с помощью которых было выявлено 11 альбедных и цветовых деталей на поверхности размерами 40–350 км. Изображение Цереры по данным HST представлено на рисунке 1.2 [2].

Миссия КА «Dawn» провела большое количество исследований Цереры и получила следующие результаты: снимки поверхности (один из снимков Цереры представлен на рисунке 1.3), анализ вещества поверхности и нахождения льда, картирование поверхности и т.д. Результаты позволяют дальнейшее изучение объекта оставаться перспективным.

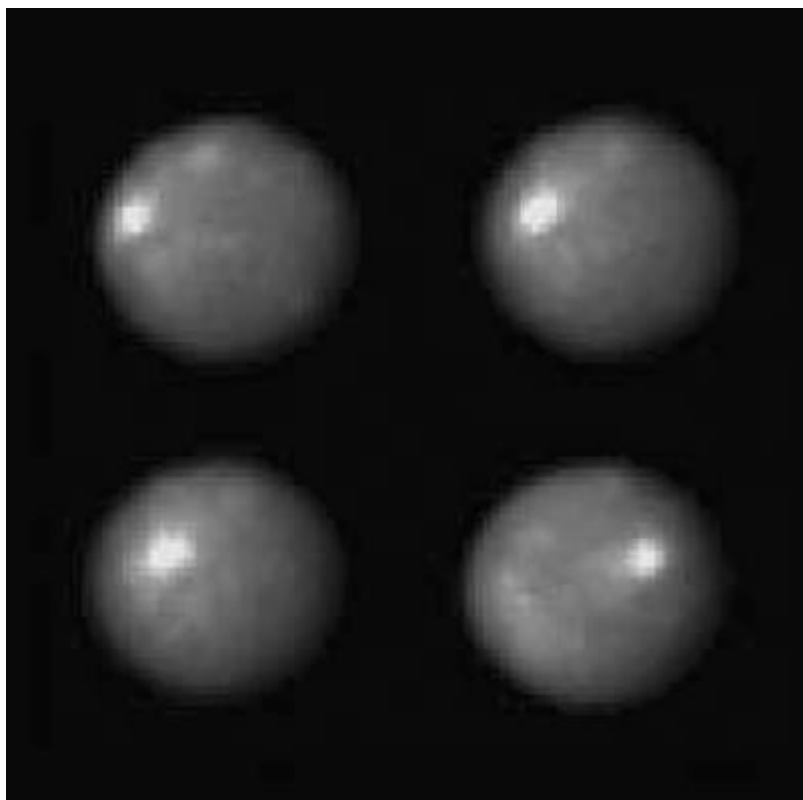


Рисунок 1.2 – Изображение Цереры, полученные с помощью ИСЗ HST [2]

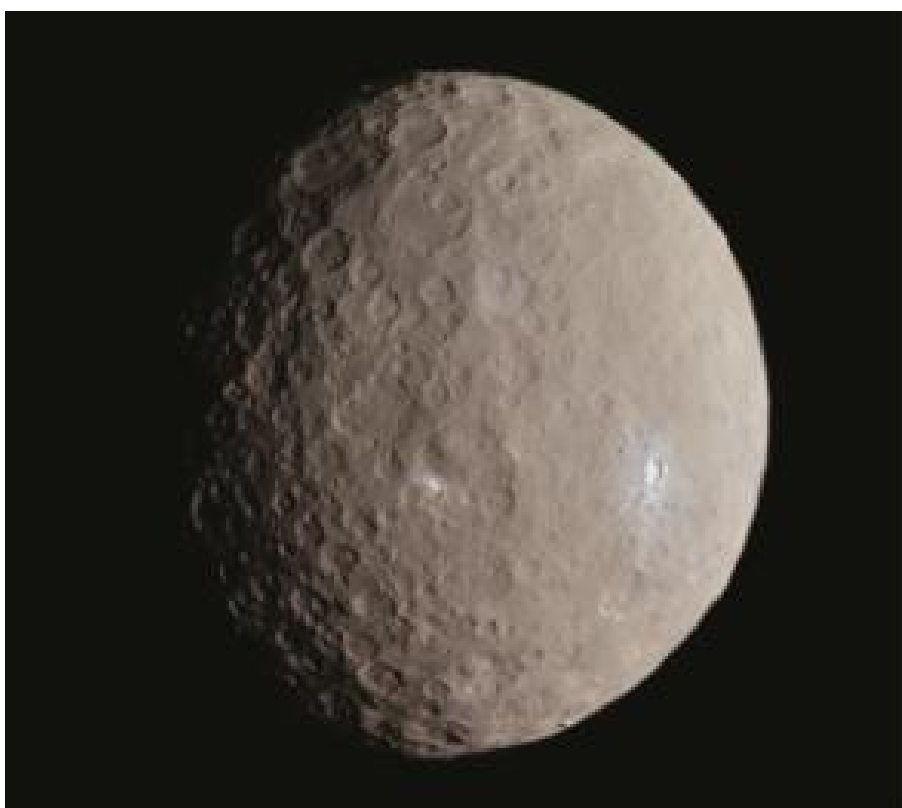


Рисунок 1.3 – Изображение Цереры в натуральном цвете, сделанное АМС Dawn
4 мая 2015 г.[1]

1.2 КА с возможностью доставки груза

Рассмотрим КА, на которые мы обратим внимание – аппараты «Луна» и аппарат «Фобос–Грунт».

Автоматическая станция «Луна–15» состояла из:

- посадочной платформы;
- возвратной ракеты;
- спасаемого аппарата.

Автоматическая станция была запущена с космодрома Байконур с помощью ракеты–носителя «Протон–К» 13 июля 1969 года. Основной целью миссии была доставка лунного грунта. После старта к луне с промежуточной околоземной орбиты и проведения всех коррекций для формирования орбиты посадки аппарат разбился о поверхность Луны [3].

Автоматическая станция «Луна–16» в соответствии с рисунком 1.4 была запущена с космодрома Байконур 12 сентября 1970 года с помощью ракеты–носителя «Протон–К». После старта с промежуточно околоземной орбиты и проведения всех коррекций в соответствии с измененной программой управления аппарат вышел на орбиту посадки. 20 сентября 1970 года аппарат успешно совершил посадку на поверхность Луны. Далее было определено положение станции и совершены 3 попытки получения изображений процесса бурения, но из–за недостатка освещения изображения не удались. После удачного выполнения забора образцов грунта 21 сентября 1970 года стартовала возвратная ракета [3].

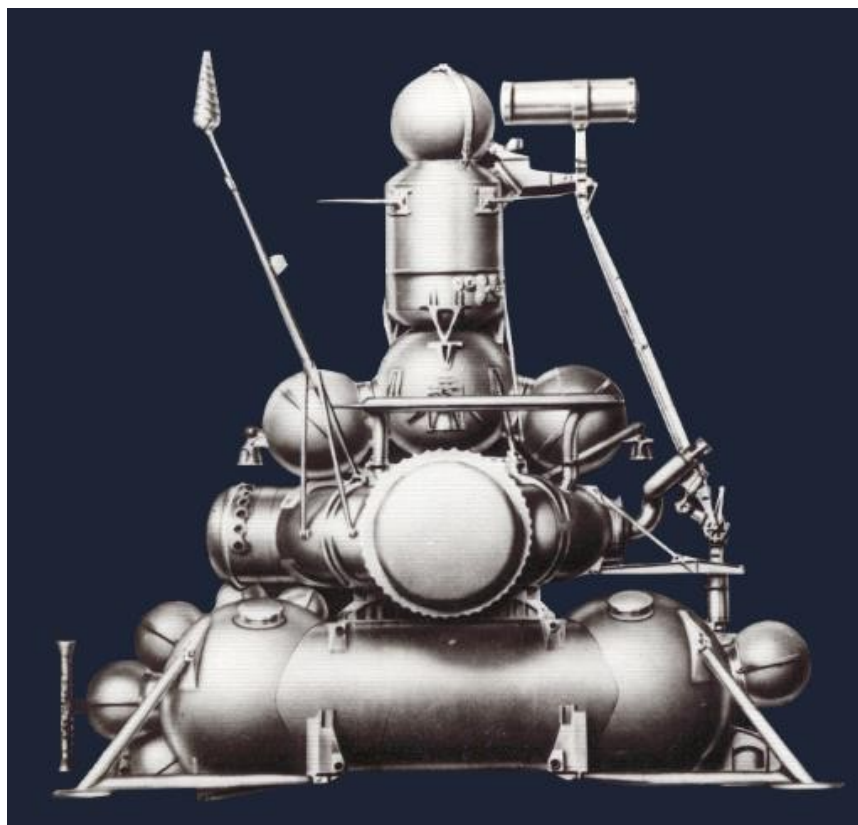


Рисунок 1.4 – Внешний вид КА Луна–16 [4]

После удачного отделения, спускаемый аппарат успешно совершил посадку. Программа полета станции «Луна–16» была выполнена полностью [3].

Повторение удачных космических миссий имеет огромное значение для развития космической индустрии и науки в целом, это позволяет подтвердить эффективность использованных технологий и методов, а также выявить возможные недостатки и улучшить их, так же позволяет наращивать опыт и более глубоко изучать объекты исследования и расширять наши знания о космосе.

Автоматическая станция «Луна–20» в соответствии с рисунком 1.5 была запущена с космодрома Байконур 14 февраля 1972 года с помощью ракеты–носителя «Протон–К».

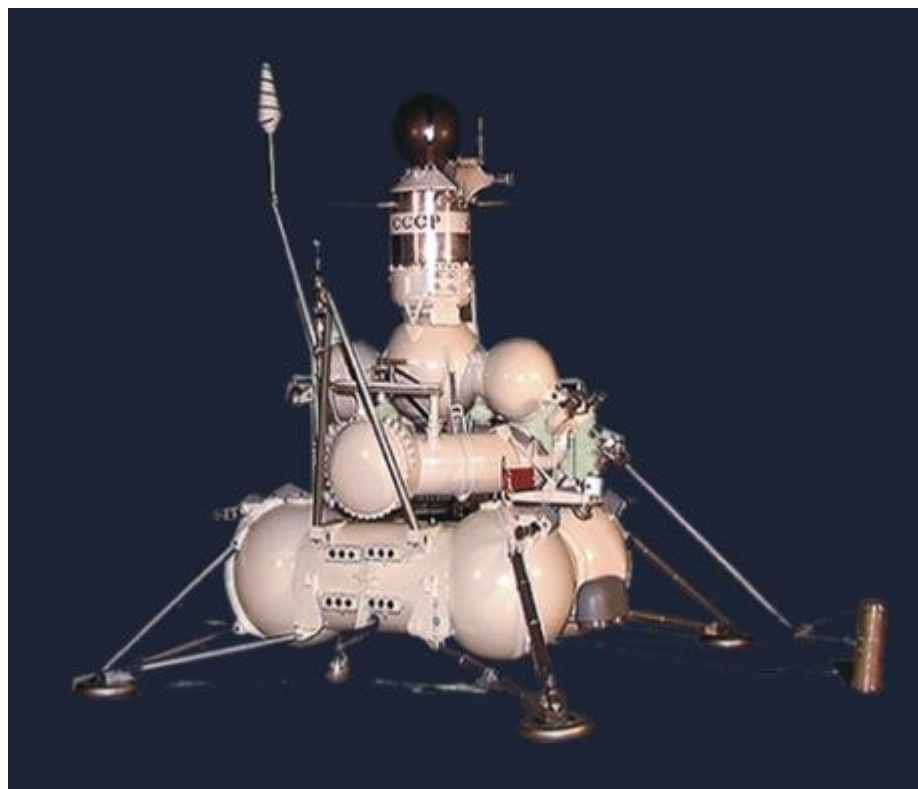


Рисунок 1.5 – Внешний вид КА Луна–20[3]

После старта с промежуточной околоземной орбиты и выполнения всех коррекций для формирования орбиты посадки аппарат 21 февраля 1972 года совершил мягкую посадку на поверхность

За время работы станции были получены изображения лунной поверхности и определено место добычи образцов. После окончания перегрузки грунта в спасаемый аппарат было повторно получено изображение место добычи грунта. Старт возвратной ракеты с поверхности Луны 23 февраля 1972 года [3].

После удачного отделения, спускаемый аппарат успешно совершил посадку. Программа полета станции «Луна–20» была выполнена полностью [3].

С целью ещё раз доставить образцы лунного грунта на Землю 28 октября 1974 года «Протон-К» вновь направил автоматическую станцию «Луна 23» к Луне. На посадочной платформе стояло новое усовершенствованное грунтозаборное устройство. В связи с жёсткой и сложной установкой грунтозаборного устройства на корпусе посадочного устройства пришлось исключить телефотометры и светильники, конструкция возвратной ракеты и

спасаемого аппарата остались без изменений. После старта с промежуточной околоземной орбиты и проведения всех коррекций для формирования орбиты посадки аппарат совершил неудачную посадку, что привело к его повреждению. Попытки возобновить работу станции обрелись неудачей. Миссия провалилась и пришлось остановить работу с аппаратом [4].

Автоматическая станция «Луна–24» в соответствии с рисунком 1.6 была запущена с космодрома Байконур 9 августа 1976 года ракеты–носителя «Протон–К». Старт на траекторию к Луне также начинался с промежуточной околоземной орбиты [3].



Рисунок 1.6 – Внешний вид КА Луна–24[3]

После проведения всех коррекций для формирования орбиты посадки аппарат 18 августа 1976 года совершил посадку [3].

После проверки работоспособности станции были проведены грунтозаборные работы и добытый грунт отправился на Землю [3].

После удачного отделения, спускаемый аппарат успешно совершил посадку. Программа полета станции «Луна–24» была выполнена полностью [3].

В настоящее время НПО Лавочкина разрабатывает проект «Луна–28» по доставке лунного грунта из района Южного полюса Луны.

Наряду с решением научных задач в ходе проекта планируется отработать технологию высокоточной посадки на радиомаяк, а также методику обеспечения безопасной посадки на конечном участке подхода к поверхности с идентификацией потенциально опасных элементов рельефа и возможностью выполнения бокового маневра [3].

Автоматический космический комплекс для доставки образцов грунта со спутника Марса Фобоса представленный на рисунке 1.7 предназначена для:

- доставки грунта Фобоса на Землю;
- определения физико–химических характеристик грунта Фобоса;
- получения результатов исследований о происхождении спутников Марса, процессах взаимодействия его атмосферы и поверхности, взаимодействия малых тел Солнечной системы с солнечным ветром.

Программа экспедиции «Фобос–Грунт» потерпела неудачу из–за отказа ДУ ПМ, тем самым станция не смогла перейти на траекторию перелета к Марсу. АМС сгорела в плотных слоях атмосферы Земли [3].

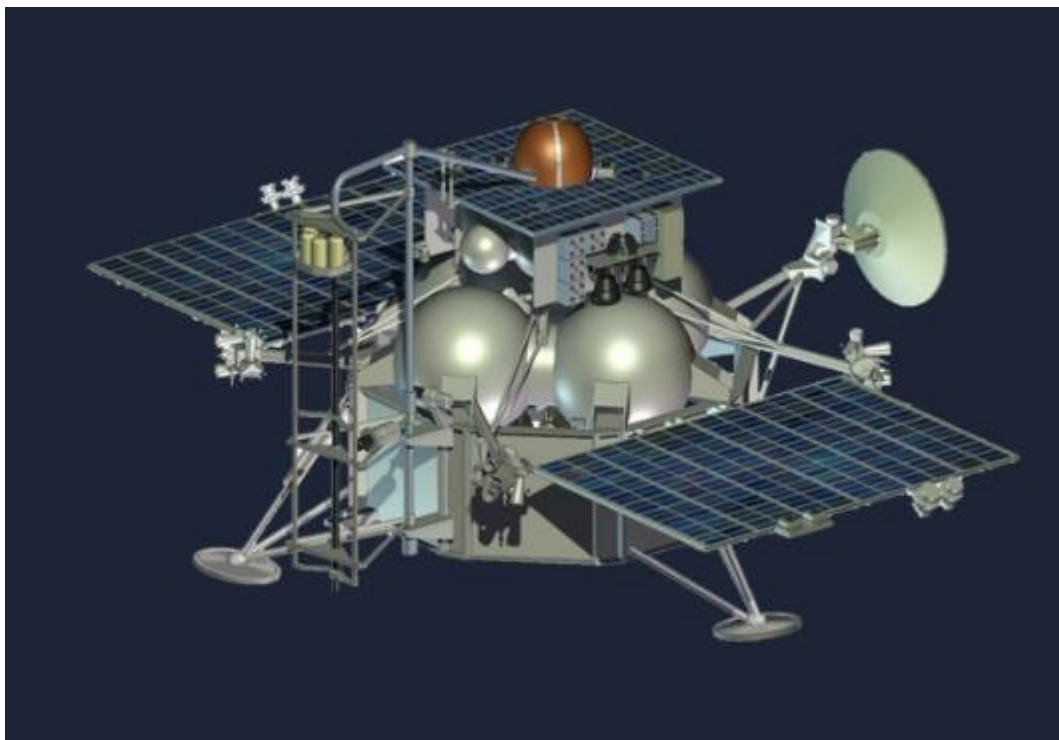


Рисунок 1.7 – Внешний вид КА Фобос–Грунт [3]

1.3 Выбор и анализ прототипа

Изучение пояса астероидов имеет огромное значение для науки и человечества в целом. Во-первых, астероиды представляют собой потенциально опасные объекты, которые могут столкнуться с Землей и вызвать серьезные катастрофы. Изучение астероидов позволяет определить их траекторию и скорость, а также разработать методы предотвращения столкновения.

Во-вторых, астероиды являются ценными объектами для изучения происхождения Солнечной системы. Они содержат множество ценных данных о процессах, происходивших во время формирования планет и звезд. Изучение астероидов позволяет углубить наши знания о происхождении жизни на Земле и о возможности существования жизни на других планетах.

Наконец, астероиды могут быть использованы в качестве ресурсов для будущих космических миссий. Например, они могут быть использованы для добычи полезных ископаемых, таких как железо, никель и платина. Кроме того, астероиды могут быть использованы в качестве платформы для размещения космических станций и других объектов в космосе.

В работе основным прототипом исследования будет являться аппарат Фобос–Грунт. Проект Фобос–Грунт выполнялся для двух приоритетных задач:

- проведение фундаментальных космических исследований Марса и его спутника Фобоса с доставкой на Землю грунта Фобоса;
- разработка основных служебных систем и агрегатов перспективной космической платформы для будущих планетных исследований [7].

В методике выбора аппарата для доставки грунта с Цереры будет использоваться модульный принцип, который применялся на аппаратах серии «Луна», «Марс», «Венера», «Вега» и др.

Вследствие этого выбран унифицированный состав служебных модулей:

- ПМ, который является основным структурным элементом космического аппарата, обеспечивающим его перелет и управление на всех этапах функционирования;

- МДУ выведения, предназначенная для выведения КА после окончания работы ракеты космического назначения на отлетную от Земли траекторию;
- ДУ перелетного модуля, предназначенная для создания импульсов скорости перелета, торможения, посадки и др.;
- ВА, предназначенный для старта с планеты или малого тела Солнечной системы и перелета к Земле с обеспечением посадки спускаемого аппарата с образцами;
- спускаемый аппарат, предназначенный для торможения в атмосфере Земли и посадки контейнера с образцами вещества [7].

В отличие от «Фобос–Грунт» переходная ферма будет использоваться только для отделения МДУ и поэтому перенесет некоторые изменения в конструкции.

1.4 Аппаратура и комплексы АМС

1.4.1 Система ориентации и стабилизации космического аппарата

Система ориентации и стабилизации на космическом аппарате необходима для того, чтобы управлять положением и ориентацией космического аппарата в космическом пространстве. Она позволяет изменять направление движения космического аппарата, его ориентацию и угловую скорость, а также поддерживать его в заданном положении и ориентации.

Система ориентации и стабилизации состоит из нескольких подсистем, включая системы управления двигателями, гироскопические системы, системы управления положением и ориентацией, а также системы контроля и управления. Она работает в тесном взаимодействии с другими системами космического аппарата, такими как система навигации, система связи и система электропитания.

Без системы ориентации и стабилизации космический аппарат не смог бы выполнять свои задачи и функции в космосе. Она является неотъемлемой частью любого космического аппарата и играет ключевую роль в обеспечении его успешной работы.

Система ориентации и стабилизации должна решать следующие задачи:

- обеспечение требуемой ориентации перелетного модуля и возвращаемого аппарата в инерциальном пространстве;
- парирование возмущающих сил и моментов, действующих на ПМ и ВА в полете;
- реализация активных участков полета ПМ и ВА;
- управление приводами остронаправленной антенны для обеспечения радиосвязи с наземными станциями;
- управление ПМ на участке проведения навигационных измерений;
- управление движением КА на участке спуска и посадки [7].

На участках выведения КА на отлетную траекторию к Церере задействуются следующие отдельные системы, установленные на ПМ:

- БВК;
- БОКЗ;
- БИБ;
- ОСД;
- телевизионная система навигации и наблюдения;
- кластер из четырех управляющих двигателей–маховиков;
- двигательная установка ПМ [7].

На участках старта с Цереры, перелета Церера–Земля бортовой комплекс управления возвращаемого аппарата задействует следующие отдельные системы, предназначенные для обеспечения управляемого движения центра масс и вокруг центра масс ВА:

- БВК;
- БОКЗ;
- БИБ;
- ОСД;
- двигательную установку ВА.

БВК в космических аппаратах выполняет множество важных функций. Он является основным вычислительным устройством, которое управляет работой всех систем и подсистем космического аппарата. БВК собирает, обрабатывает и

анализирует данные от различных датчиков и приборов, что позволяет контролировать и управлять работой аппарата.

БВК выполняет следующие функции:

– навигация и управление траекторией полета. БВК получает данные от БИБ и других датчиков, что позволяет определить текущее положение и ориентацию космического аппарата в пространстве. На основе этих данных БВК рассчитывает и корректирует траекторию полета, чтобы достичь заданной цели.

– управление системами энергообеспечения. БВК контролирует работу солнечных батарей и других систем энергообеспечения, чтобы обеспечить достаточное количество энергии для работы всех систем аппарата.

– управление системами коммуникации и передачи данных. БВК контролирует работу систем связи и передачи данных, чтобы обеспечить своевременную и надежную передачу информации с аппарата на Землю и наоборот.

– управление системами терморегулирования. БВК контролирует температуру внутри аппарата и регулирует работу систем терморегулирования, чтобы обеспечить оптимальные условия для работы всех систем и приборов.

– обработка научных данных. БВК обрабатывает данные, полученные от научных приборов, и анализирует их, чтобы получить научную информацию о космической среде и других объектах.

БВК установленная на прототипе ЦВМ–22. Для связи планируется установка адаптеров связи АС11–АС19, АС1А, АС21–АС25 для перелетного модуля и АС1–АС3 для возвращаемого аппарата.

БОКЗ используется в системах навигации и управления полетом для определения текущего положения объекта в пространстве. Он основывается на измерении координат звезд, которые наблюдаются с объекта, и сравнении их с известными координатами звезд. Это позволяет определить точное положение объекта в пространстве и его ориентацию.

В астрономии и навигации звезды используются как опорные точки, которые не изменяют своего положения относительно Земли в течение

длительного времени. Измерение координат звезд позволяет определить перемещение объекта относительно звездной системы, что является важным параметром для навигации и управления полетом.

В разрабатываемом аппарате в отличие от выбранного прототипа планируется использовать вместо двух комплектов БОКЗ–МФ один комплект мБОКЗ–2. Комплекс мБОКЗ–2 в соответствии с рисунком 1.8 предназначен для определения пространственной ориентации МКА в инерциальной геоцентрической системе координат текущей эпохи. Прибор мБОКЗ–2 состоит из двух оптических головок (ОГ) 32/2000, одного БОД–2 и двух межблочных соединительных кабелей. БОД–2 содержит два электрически (кроме цепей контроля стыковки) и информационно не связанных между собой полукомплекта. Одна ОГ 32/2000 и один полукомплект БОД–2 образуют измерительный полукомплект мБОКЗ–2. Далее полукомплекты именуются приборами мБОКЗ–2–1, мБОКЗ–2–2 [8].



Рисунок 1.8 – Внешний вид мБОКЗ–2 [8]

Комплекс весит меньше, и имеет меньшие габариты по сравнению со своим предшественником, является более современным и обеспечивает более быстрое определение ориентации и точность измерений. Основные характеристики приведены в сравнительной таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Характеристики БОКЗ [10]

Характеристики	Наименование БОКЗ	
	БОКЗ–МФ	мБОКЗ–2
Год введения в эксплуатацию	2006	2016
Матрица	ПЗС	КМОП
Формат матрицы, мкм	512x512	2048x2048
Размер пикселя, мкм	16	5,5
Время определения информации без априорной ориентации, сек	14	3
Масса в системе КА, кг	4,4(2 комплекта)	2,8(1 комплект)
Энергопотребление, Вт	8	5

ОСД в космических аппаратах используется для измерения солнечной радиации, которая попадает на поверхность аппарата. Это важно для определения энергетического баланса космического аппарата и его теплового состояния. Кроме того, оптический солнечный датчик может использоваться для определения положения и ориентации космического аппарата относительно Солнца, что позволяет контролировать и корректировать траекторию его полёта.

ОСД в соответствии с рисунком 1.9 предназначен для определения направления на центр видимого диска Солнца. Направление на Солнце рассчитывается в системе координат прибора по положению на линейном ПЗС пикселей, освещенных солнечным светом, прошедшим через кодирующую маску.[9].

В 2018 создан прибор ОСД–М представленный на рисунке 1.10, в котором осуществлено полное импортозамещение. При этом конструкция и оптический узел прибора, в том числе ПЗС–линейка остались неизменными [10].



Рисунок 1.9 – Внешний вид ОСД используемый на аппарате Фобос–Грунт [7]



Рисунок 1.10 – Внешний вид ОСД–М [10]

Для разрабатываемого аппарата будет использоваться 2 датчика ОСД–М. Характеристики ОСД–М приведены в таблице 1.2.

Таблица 1.2 – Характеристики ОСД–М [10]

Характеристики	Параметры
Масса, кг	0,65
Энергопотребление, Вт	2,5
Габариты, мм	120x112x72,5
Период обновления данных, мсек	250
Точность	3 град/сек при угловой скорости до 0,1 град/сек и 5 град/сек при угловой скорости до 1 град/сек

БИБ является важным компонентом навигационной системы космического аппарата. Он используется для измерения и регистрации изменений ориентации и положения космического аппарата в пространстве. БИБ работает на основе принципа сохранения углового момента, который позволяет определить изменения ориентации объекта без использования внешних ориентиров.

В космических аппаратах БИБ используется для определения изменений ориентации и положения аппарата в пространстве. Это позволяет контролировать и корректировать траекторию полёта, управлять движением и ориентацией аппарата, а также определять его положение относительно других объектов в космосе.

БИБ состоит из чувствительного элемента, который регистрирует изменения углового момента, и системы регистрации, которая преобразует эти изменения в информацию о положении и ориентации аппарата. БИБ может быть выполнен в виде гироскопической системы, которая использует вращающиеся массы для регистрации изменений углового момента, или в виде микрогироскопической системы, которая использует электромеханические или оптические датчики для измерения изменений ориентации.

БИБ является надежным и точным инструментом для измерения изменений ориентации и положения космического аппарата, что позволяет контролировать его движение и обеспечивать его безопасность и эффективность в космическом пространстве.

БИБ в соответствии с рисунком 1.11 состоит из трех волоконнооптических гироскопов и трех кварцевых акселерометров. Для разрабатываемого аппарата будет использоваться тот же БИБ что и на прототипе в количестве 2-х комплектов.



Рисунок 1.11 – Внешний вид БИБ используемый на аппарате Фобос–Грунт [7]

Характеристики БИБ приведены в таблице 1.3.

Таблица 1.3 – Характеристики БИБ [7]

Характеристики	Параметры
Масса, кг	1
Энергопотребление, Вт	10
Шумовая составляющая в выходной информации	Не более 3 угл.сек
Допустимое отклонение цены импульса	$\pm 0,05\%$

ТСНН в космических аппаратах используется для получения изображений поверхностей планет, других объектов в космосе и самого аппарата. Она состоит из камеры и системы передачи и обработки видеосигнала.

ТСНН выполняет следующие функции:

– навигация и контроль траектории. Изображения, полученные с помощью ТСНН, позволяют определить положение и ориентацию космического аппарата относительно Земли и других объектов в космосе. На основе этих данных БВК рассчитывает и корректирует траекторию полета, чтобы достичь заданной цели.

– контроль состояния аппарата. ТСНН позволяет контролировать состояние космического аппарата, его антенн, солнечных батарей и других

систем. Это позволяет оперативно обнаруживать и устранять неисправности и повреждения, что повышает надежность и безопасность полета.

– научные исследования. ТСНН позволяет получать изображения поверхности Земли и других объектов в космосе, что является ценной информацией для научных исследований. Она может использоваться для изучения геологии, климата, атмосферы и других аспектов Земли.

– связь и передача данных. ТСНН может использоваться для связи с Землей и передачи данных. Она может быть использована для передачи видеосигнала с аппарата на Землю, что позволяет операторам и ученым получать непосредственную информацию о полете и работе аппарата.

ТСНН состоит из:

– четыре камеры КАМ –О, оснащенные широкоугольными объективами с целью получения обзорных изображений окружающей обстановки в пределах поля зрения с целью дальнейшего формирования круговой замкнутой панорамы [10];

– две камеры КАМ –С, оснащенные узкоугольными объективами с целью получения стереоскопического изображения заданного участка поверхности Цереры, на котором предполагается производить работы с помощью руки манипулятора [10];

– дополнительно две камеры КАМ–С с целью проведения стереоскопической съемки поверхности Цереры в процессе снижения и посадки космического аппарата [10];

– блок сбора и обработки данных предназначен для коммутации питания и управления работой камер, приема, обработки, долговременного хранения и передачи цифровых изображений и телеметрической информации в бортовые системы КА [10].

Телевизионную систему прототипа заменим на современную СТС в соответствии с рисунком 1.12, так как она обладает лучшими характеристиками и позволит снизить массу аппарата. Характеристики СТС приведены в сравнительной таблице 1.4.



Рисунок 1.12 – Внешний вид СТС [10]

Таблица 1.4 – Характеристики телевизионных систем

Характеристики	Телевизионные системы	
	ТСНН	СТС
Год введения в эксплуатацию	2006	2019
Масса в системе КА, кг	8,8 (2 камеры по 1,7 и 2 камеры по 2,7)	4,5 (8 камер по 0,35 и 1 БСД 1,7)
Энергопотребление, Вт	8	до 20

1.4.2 Двигательные установки аппарата

Двигательная установка в космических аппаратах используется для создания тяги, необходимой для перемещения и маневрирования аппарата в космическом пространстве. Она может быть выполнена в виде ракетных двигателей, реактивных систем или других типов двигателей.

Двигательная установка выполняет следующие функции:

- создание тяги для перемещения аппарата. Двигательная установка создает тягу, которая позволяет перемещать космический аппарат в пространстве. Это может быть необходимо для изменения траектории полета, достижения заданной орбиты или выполнения маневров;

- корректировка ориентации аппарата. Двигательная установка может использоваться для корректировки ориентации космического аппарата в

пространстве. Это может быть необходимо для ориентации аппарата относительно Земли, других объектов в космосе или для выполнения научных экспериментов;

– обеспечение стабильности полета. Двигательная установка может использоваться для обеспечения стабильности полета космического аппарата. Она может компенсировать возмущения, вызванные гравитацией Земли, солнечным ветром или другими факторами, что позволяет сохранять заданную траекторию и ориентацию полета;

– обеспечение аварийного спасения. Двигательная установка может использоваться для обеспечения аварийного спасения космического аппарата. Она может быть использована для быстрого отделения аппарата от ракеты-носителя или для выполнения экстренных маневров, если это необходимо.

На разрабатываемом аппарате находится несколько ДУ:

- МДУ;
- ДУ ПМ;
- ДУ ВА.

Для выполнения операций по ориентации и стабилизации дополнительно устанавливается 4 блока двигателей малой тяги [7].

В составе ДУ ВА прототипа входил ЖРД малой тяги 11Д428АФ–16 в соответствии с рисунком 1.13 обладающий следующими характеристиками в соответствии с таблицей 1.5 [12].



Рисунок 1.13 – Внешний вид ЖРД малой тяги 11Д428АФ–16 [13]

Таблица 1.5 – Характеристики ЖРД малой тяги 11Д428АФ–16 [12]

Характеристики	Параметры
Тяга двигателя, Н	123,5
Соотношение компонентов топлива	1,85
Масса, кг	1,9
Удельный импульс, м/с	3002
Максимальное время включения, с	2000
Длина, мм	372
Диаметр, мм	157,4

При разработке ВА будем использовать тот же ЖРД. Так же примем газовый ракетный двигатель малой тяги МД08–02 в соответствии с рисунком 1.14 для ВА, входящий в блок двигателей коррекции малой тяги. Характеристики МД08–02 представлены в таблице 1.6.



Рисунок 1.14– Внешний вид газового ракетного двигателя малой тяги МД08–02 [13]

Таблица 1.6 – Характеристики газового ракетного двигателя малой тяги МД08–02[13]

Характеристики	Параметры
Тяга двигателя, Н	0,733
Масса, кг	0,066
Удельный импульс, м/с	1657,9
Максимальное время включения, с	10000

В составе ДУ ПМ прототипа входила связка 4–х ЖРД малой тяги 11Д458Ф в соответствии с рисунком 1.15 обладающий следующими характеристиками (см. таблица 1.7)



Рисунок 1.15 – Внешний вид ЖРД малой тяги 11Д458Ф [13]

Несущей конструкцией ДУ ПМ является блок баков, объединяющий четыре топливных емкости из алюминиевого сплава АМг6 связанных цилиндрическими проставками.

При разработке ПМ будем использовать тот же ЖРД. Так же примем блок двигателей МВСК82.000.000 для ПМ в составе 4-х двигателей 11Д457Ф и 1-ого 17Д58ЭФ в соответствии с рисунком 1.16. Характеристики двигателей представлены в таблице 1.4.7.

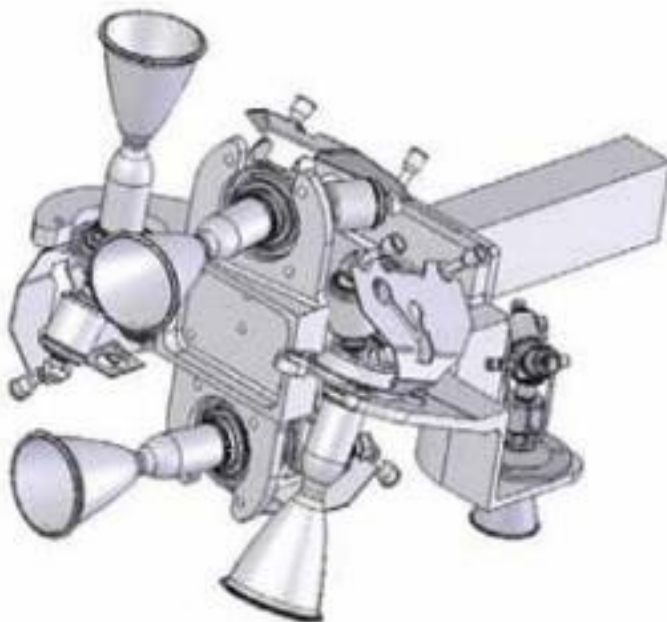


Рисунок 1.16 – Внешний вид блока двигателей ПМ МВСК82.000.000 [7]

Таблица 1.7 – Характеристики блока двигателя малой тяги МВСК82.000.000 [15]

Характеристика	11Д457Ф	17Д58ЭФ
Компоненты топлива	НДМГ+АТ	
Тяга, Н	53,9	13,3
Удельный импульс, м/с	2842	2688
Масса, кг	1,5	0,55

МДУ разгонного блока «Фрегат» со сбрасываемым блоком баков, адаптированная под задачу применения в составе ракетного комплекса «Фобос–Грунт», предназначена для создания импульсов скорости и стабилизации по каналам тангажа и рыскания на активных участках полета с момента отделения КГЧ от ракеты–носителя до торможения на орбите Марса. В разрабатываемом аппарате также будет использоваться «Фрегат», но предварительно без сбрасываемого блока баков. Основным двигателем МДУ является С5.92.0000–0–01 в соответствии с рисунком 1.17 с электрогидравлическими рулевыми машинками и двумя режимами тяги: малой и большой. Характеристики двигателя С5.92.0000–0–01 приведены в таблице 1.8 [7].



Рисунок 1.17 – Внешний вид двигателя С5.92.0000–0–01 [16]

Таблица 1.8 – Характеристики двигателя С5.92.0000–0–01 [16]

Характеристика	Параметр
Компоненты топлива	НДМГ+АТ
Тяга, кН	19,9 большая тяга (13.9 малая тяга)
Удельный импульс, м/с	3268 (3138)
Масса, кг	75

1.4.3 Приборы осуществления посадки космического аппарат

Для проведения навигационных сеансов и обеспечения посадки на ПМ предусмотрены следующие приборы:

- телевизионная система навигации и наблюдения;
- ДИСД;
- лазерный высотомер–вертиконт.

Про телевизионную систему навигации и наблюдения написано в пункте 1.4.1.

ДИСД в соответствии с рисунком 1.18 обеспечивает следующие параметры движения ПМ на заключительном участке сближения и посадки на Цереру:

- четыре проекции вектора относительной скорости в лучевой (антенной) системе координат ДИСД;
- четыре наклонные дальности до поверхности Цереры;
- два угла отклонения оси аппарата от нормали к подстилающей поверхности Цереры в приборной системе координат ДИСД.[7]

ДИСД – это прибор, который используется для измерения скорости и расстояния до объектов в пространстве. Он работает на основе эффекта Доплера, который заключается в изменении частоты звуковых или световых волн при движении источника и наблюдателя относительно друг друга.

ДИСД используется в различных областях космической индустрии, включая астрономию, космическую навигацию, геодезию и метеорологию. Он позволяет измерять скорость и расстояние до космических аппаратов, спутников, планет, астероидов и комет.

Измерение скорости и расстояния до объектов в пространстве имеет большое значение для науки и практики. Например, ДИСД позволяет определять траекторию движения космических аппаратов и спутников, что позволяет управлять ими и обеспечивать их безопасность. Он также позволяет определять скорость и расстояние до планет и других небесных тел, что помогает углублять наши знания о космосе и его происхождении.

Кроме того, ДИСД используется в метеорологии для измерения скорости и расстояния до атмосферных осадков, таких как дождь, снег и град. Это позволяет прогнозировать погоду и предупреждать о возможных стихийных бедствиях.



Рисунок 1.18 – Внешний вид ДИСД [7]

Лазерный высотомер–вертикант в соответствии с рисунком 1.19 это прибор, который используется для измерения высоты и вертикального положения космического аппарата относительно поверхности планеты или другого небесного тела. Он работает на основе принципа отражения лазерного луча от поверхности объекта и измерения времени, которое требуется для прохождения луча от источника до объекта и обратно.

Лазерный высотомер–вертикант используется в различных областях космической индустрии, включая астрономию, космическую навигацию, геодезию и метеорологию. Он позволяет измерять высоту и вертикальное положение космических аппаратов, спутников, планет, астероидов и комет.

Измерение высоты и вертикального положения космических аппаратов имеет большое значение для науки и практики. Например, лазерный высотомер–вертикант позволяет определять траекторию движения космических аппаратов и спутников, что позволяет управлять ими и обеспечивать их безопасность. Он также позволяет определять высоту и вертикальное положение планет и других небесных тел, что помогает углублять наши знания о космосе и его происхождении.

Кроме того, лазерный высотомер–вертикант используется в метеорологии для измерения высоты облаков и других атмосферных явлений. Это позволяет прогнозировать погоду и предупреждать о возможных стихийных бедствиях.



Рисунок 1.19 – Внешний вид лазерного высотомер–вертиканта [7]

1.4.4 Грунтозаборный комплекс

Грунтозаборный комплекс на космических аппаратах используется для сбора и передачи на Землю образцов грунта с поверхности других планет или спутников. Грунтозаборный комплекс состоит из специального оборудования, которое позволяет собирать и упаковывать грунт, а также системы передачи данных, которая отправляет информацию на Землю.

Грунтозаборный комплекс выполняет следующие функции:

- научные исследования. Сбор и передача образцов грунта с поверхности других планет или спутников является важной задачей для научных исследований. Это позволяет ученым изучать состав и структуру грунта, а также получать информацию о геологических процессах, происходящих на этих объектах;

- поиск жизни. Сбор образцов грунта может помочь в поиске следов жизни на других планетах или спутниках. Это может включать поиск органических молекул, микробиологических организмов или других признаков жизни;

- подготовка для будущих миссий. Сбор образцов грунта может быть полезен для будущих миссий на другие планеты или спутники. Это может включать использование грунта для анализа и выбора места посадки, а также для

разработки технологий и методов, необходимых для будущих космических миссий;

– развитие технологий. Сбор и передача образцов грунта помогает развивать и совершенствовать технологии, необходимые для космических миссий. Это может включать разработку новых способов сбора и упаковки грунта, а также разработку новых систем передачи данных.

Основной задачей разрабатываемого аппарата является забор и доставка грунта Цереры на Землю. Выполнение задачи забора грунта решается средствами грунтозаборного комплекса. Грунтозаборный комплекс предназначен для добычи образцов грунта с поверхности Цереры и перегрузка образцов в СА;

Грунтозаборный комплекс выполняет свои функции по командам, выдаваемым БВК ПМ и исполнительным блоком управления [7].

1.4.5 Антенно–фидерная система

Антенно–фидерная система – это система, которая используется для передачи и приема радиосигналов в космическом аппарате. Она состоит из антенн, которые служат для передачи и приема радиосигналов, и фидеров, которые передают эти сигналы от антенн к приемнику или передатчику.

Антенно–фидерная система используется в различных областях космической индустрии, включая связь, навигацию, метеорологию и научные исследования. Она позволяет передавать и принимать радиосигналы на большие расстояния и в условиях, которые могут быть неблагоприятными для других видов связи.

Передача и прием радиосигналов в космическом аппарате имеют большое значение для науки и практики. Например, антенно–фидерная система позволяет управлять космическими аппаратами и спутниками, получать данные о состоянии и положении объектов в космосе, а также связываться с Землей и другими космическими аппаратами.

Кроме того, антенно–фидерная система используется для передачи данных с космических аппаратов на Землю, что позволяет получать ценную информацию о космосе и его происхождении.

Антенно–фидерная система разрабатываемого аппарата будет состоять из двух автономных системы: для ПМ и для ВА.

В состав передающего тракта входят те же антенны, кроме малонаправленных, вместо них дополнительно устанавливаются еще три малонаправленные антенны ФАМ4–ФАМ6, ФАМ5 работает после отделения МДУ [7].

Остронаправленная антенна — это антенна, которая имеет узкую диаграмму направленности, то есть она передает или принимает радиосигналы только в определенном направлении. Она используется в космических аппаратах для передачи и приема радиосигналов в конкретном направлении, например, на Землю или на другие космические аппараты.

В качестве остронаправленной антенны в соответствии с рисунком 1.20 использована осесимметричная двух–зеркальная конструкция, диаметром 800 мм с фокусным расстоянием 350 мм.



Рисунок 1.20 – Внешний вид остронаправленной антенны, установленной на ПМ [7]

Малонаправленная антенна — это антенна, которая имеет широкую диаграмму направленности, то есть она передает или принимает радиосигналы в большом угле вокруг своей оси. Она используется в космических аппаратах для

передачи и приема радиосигналов в широком диапазоне направлений, что позволяет связываться с большим количеством объектов в космосе.

Малонаправленные антенны в соответствии с рисунком 1.21, установленные на перелетном модуле, представляют собой открытый конец круглого волновода диаметром 28 мм для приемного канала и диаметром 23 мм – для передающего канала со специальной диэлектрической вставкой, выполненной из модифицированного фторопласта, которая обеспечивает получение требуемой диаграммы направленности [7].



Рисунок 1.21 – Внешний вид малонаправленных антенн, установленных на ПМ [7]

1.4.6 Система обеспечения теплового режима

Система обеспечения теплового режима в космическом аппарате необходима для поддержания оптимальной температуры внутри космического аппарата во время его работы в космосе. Это важно для сохранения работоспособности электронных систем и приборов, которые могут перегреваться или переохлаждаться в условиях космического пространства. Система обеспечения теплового режима может использовать различные методы, такие как тепловая изоляция, тепловые трубы, радиаторы и другие устройства, чтобы контролировать температуру внутри космического аппарата.

Регулирование теплового режима аппаратуры, оборудования и элементов конструкции КА осуществляется способами, обеспечивающими минимум затрат

энергии и повышенную надежность системы в целом. Система обеспечения теплового режима КА «Фобос–Грунт» включает комплекс автономных СОТР для отдельных фрагментов КА [7]:

- МДУ;
- ПМ;
- ВА;
- переходной фермы.

По возможности, тепловой режим элементов аппаратуры и оборудования из различных систем, имеющих одинаковые температурные требования и подходящую компоновку в составе КА, обеспечиваются одной автономной подсистемой СОТР. Некоторые из вышеперечисленных фрагментов КА (например, ПМ) являются весьма сложными конструктивно–автономными частями КА, поэтому их системы обеспечения теплового режима включают несколько автономных подсистем СОТР.

Функции системы обеспечения теплового режима космического аппарата включают в себя следующие:

- поддержание оптимальной температуры внутри космического аппарата;
- контроль и регулирование температуры в различных зонах космического аппарата;
- предотвращение перегрева или переохлаждения электронных систем и приборов;
- отвод тепла от тепловыделяющих элементов космического аппарата;
- изоляция тепловых мостов, которые могут привести к утечке тепла;
- регулирование теплового баланса внутри космического аппарата;
- обеспечение работоспособности системы охлаждения;
- мониторинг и контроль температуры внутри космического аппарата;
- поддержание оптимальных условий для работы космического аппарата в течение всего его срока службы.

Система обеспечения теплового режима КА разрабатывается с учетом того, что конструкция КА имеет негерметичное исполнение.

1.4.7 Система электропитания

Энергией для поддержания работоспособности аппарата обеспечивают аккумуляторные батареи, СБ и комплекс автоматики и стабилизации. В конструкции аппарата мы будем иметь одну панель СБ и одна аккумуляторная батарея для ВА, а также две панели СБ и одна аккумуляторная батарея для ПМ. Проведем расчет системы электропитания для ВА. Приведем основные потребления аппаратурой и систем данного модуля в таблице 1.9.

Таблица 1.9 – Энергопотребление систем и аппаратуры ВА

Элемент	Значение
БИБ (2 шт.)	10x2 Вт
БВК (2 шт)	12x2 Вт
Адаптеры связи (3 шт.)	8x3 Вт
БОКЗ	5 Вт
ОСД	2,5 Вт
Бортовой радиокомплекс	до 20 Вт
Система терморегулирования	до 30 Вт
Итого	125,5 Вт

Найдем мощность системы электропитания учитывая собственное и среднесуточное потребление [20]:

$$P_{СЭ}^{ВА} = \frac{P_0^{ВА}}{1 - k_{соб}} = \frac{125,5}{1 - 0,05} = 137,9 \text{ Вт}, \quad (1.1)$$

где $P_0^{ВА}$ – мощность системы электропитания без собственного потребления, Вт;

$k_{соб} = 0,05 \dots 0,07$ – коэффициент доли собственного потребления.

Найдем потребляемую мощность ФЭП на конец активного существования [20]:

$$P_{ФЭП}^{ВА} = \frac{P_{СЭ}^{ВА}}{\eta \cdot \cos \alpha} = \frac{137,9}{0,85 \cdot 0,38} = 427 \text{ Вт}, \quad (1.2)$$

где η – коэффициент полезного действия блока автоматики и стабилизации;

$\overline{\cos \alpha}$ – средний косинус между нормалью к поверхности панели СБ и направлением на солнце.

Найдем коэффициент снижения мощности системы электропитания за время существования ВА [20]:

$$k_{AC}^{BA} = (1 - k_{ФЭП})^T = (1 - 0,05)^3 = 0,857, \quad (1.3)$$

где $k_{ФЭП}$ – коэффициент ежегодного снижения мощности ФЭП;

T – количество целых лет существования модуля.

Находим удельную мощность на конец активного существования [20]:

$$p_{уд} = k_{AC} \cdot \eta_{ФЭП} \cdot q_c = 0,857 \cdot 0,3 \cdot 187,5 = 47,6 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}, \quad (1.4)$$

где $\eta_{ФЭП}$ – коэффициент полезного действия ФЭП на основе арсенида-галлия;

q_c – солнечная постоянная для орбиты Цереры, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$.

Найдем площадь ФЭП для ВА:

$$S_{ФЭП}^{BA} = \frac{P_{ФЭП}^{BA}}{p_{уд}^{BA}} = \frac{427}{47,6} = 8,977 \text{ м}^2. \quad (1.5)$$

Найдем площадь конструкции СБ:

$$S_{СБ}^{BA} = \frac{S_{ФЭП}^{BA}}{k_{зап}} = \frac{8,977}{2} = 4,489 \text{ м}^2, \quad (1.6)$$

где $k_{\text{зап}}$ – коэффициент заполнения площади СБ.

Найдем массы СБ и ФЭП:

$$m_{\text{ФЭП}}^{\text{BA}} = S_{\text{ФЭП}}^{\text{BA}} \cdot \gamma_{\text{ФЭП}} = 8,977 \cdot 3,5 = 31,421 \text{ кг}, \quad (1.7)$$

$$m_{\text{СБ}}^{\text{BA}} = S_{\text{СБ}}^{\text{BA}} \cdot \gamma_{\text{СБ}} = 4,489 \cdot 1,6 = 7,182 \text{ кг}, \quad (1.8)$$

где $\gamma_{\text{ФЭП}}$ и $\gamma_{\text{СБ}}$ – удельная масса ФЭП и конструкции СБ, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$.

По такому же алгоритму найдем для ПМ и приведем данные в таблице 1.10 и результаты в таблице 1.11.

Таблица 1.10 – Энергопотребление систем и аппаратуры ПМ

Элемент	Значение
БИБ (2 шт.)	10x2 Вт
БВК (2 шт.)	12x2 Вт
Адаптеры связи (15 шт.)	8x15 Вт
БОКЗ	5 Вт
ОСД	2,5 Вт
Бортовой радиокомплекс	до 20 Вт
Система терморегулирования	до 30 Вт
Прочая целевая аппаратура	До 70 Вт
Итого	291,5 Вт

Таблица 1.11 – Результаты расчета СБ для ПМ

Характеристика	Обозначение	Значение
Среднесуточная мощность системы электропитания, Вт	$P_{\text{СЭ}}^{\text{ПМ}}$	320,3
Требуемую мощность ФЭП, Вт	$P_{\text{ФЭП}}^{\text{ПМ}}$	991,7
Площадь ФЭП, м ²	$S_{\text{ФЭП}}^{\text{ПМ}}$	20,9
Площадь конструкции СБ, м ²	$S_{\text{СБ}}^{\text{ПМ}}$	10,4
Массы СБ, кг	$m_{\text{СБ}}^{\text{ПМ}}$	16,7
Массы ФЭП, кг	$m_{\text{ФЭП}}^{\text{ПМ}}$	48,1

1.5 Ферменная конструкция

Пространственные ферменные конструкции используются для соединения отдельных частей ступеней ракеты, крепления двигателей и полезного груза к корпусу соответствующего отсека, подвески несущих топливных баков и т.д. В данной работе ферменная конструкция используется для соединения модуля ПМ с МДУ, разгрузки напряжений при доставке КА на орбиту отправления и своевременного отделения отработанной МДУ.

Использование ферменных конструкций обусловлено удовлетворением целого ряда требований: удобство эксплуатации, простота исполнения, относительно малый вес.

Переходные фермы могут иметь цилиндрическую или коническую форму. Так как фермы со стороны отсеков ракеты или модулей КА воспринимают значительные нагрузки, стержни фермы выполняются, как правило, из труб или пресованных профилей (уголков, швеллеров, двутавров и т.д.).

1.6 Выводы по главе

В заключении главы было сделано следующее:

- рассмотрены общие сведения о планете назначения;
- рассмотрены прототипы аппаратов по доставке грунта;
- выбран прототип для разработки аппарата;
- выбрана аппаратура и системы для разрабатываемого аппарата;

2 СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ

2.1 Расчет проектных параметров автоматической межпланетной станции

2.1.1 Определение потребной характеристической скорости

Начнём с гелиоцентрической части перелёта, т.к. от неё будут зависеть необходимая скорость в окрестностях Земли и Цереры. Так как условием оптимизации является минимум топлива и максимум конечной массы, а также мы не будем использовать гравитационные манёвры и влияние других планет, то оптимальной схемой перелёта кажется Гомановская схема с дальностью перелёта 180 градусов. Орбиты для решения задачи считаем круговыми и компланарными.

Так как перелёт Гомановский между двумя круговыми орбитами, то на гелиоцентрическом участке нам необходима только трансверсальная составляющая скорости в начальной и конечной точке перелётной орбиты. (Начальная и конечная точки перелётной орбиты совпадают с апсидальными точками перелётного эллипса).

Найдём скорость Земли на орбите вокруг Солнца:

$$V_3 = \sqrt{\frac{\mu}{R_3}} = \sqrt{\frac{1,327 \cdot 10^{11}}{149,6 \cdot 10^6}} = 29,785 \frac{\text{км}}{\text{с}}, \quad (2.1)$$

где μ – гравитационный параметр Солнца, $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$;

R_3 – радиус орбиты Земли вокруг солнца, км.

Так же найдем для Цереры:

$$V_{\text{ц}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ц}}}} = \sqrt{\frac{1,327 \cdot 10^{11}}{4,138 \cdot 10^8}} = 17,910 \frac{\text{км}}{\text{с}}, \quad (2.2)$$

где $R_{\text{ц}}$ – радиус орбиты Церера вокруг солнца, км.

Найдем необходимые скорости в начальной и конечной точках перелетного эллипса:

$$V_{\text{н}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{R_3} - \frac{2 \cdot \mu}{R_3 + R_{\text{ц}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1,327 \cdot 10^{11}}{149,6 \cdot 10^6} - \frac{2 \cdot 1,327 \cdot 10^{11}}{149,6 \cdot 10^6 + 4,138 \cdot 10^8}} =$$

$$= 36,098 \frac{\text{км}}{\text{с}}, \quad (2.3)$$

$$V_{\text{к}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{R_{\text{ц}}} - \frac{2 \cdot \mu}{R_3 + R_{\text{ц}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1,327 \cdot 10^{11}}{4,138 \cdot 10^8} - \frac{2 \cdot 1,327 \cdot 10^{11}}{149,6 \cdot 10^6 + 4,138 \cdot 10^8}} =$$

$$= 13,052 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.4)$$

Найдем гиперболический избыток скорости на начальной и конечной точках гелиоцентрической орбиты:

$$V_{\infty}^{\text{н}} = V_{\text{н}} - V_3 = 36,098 - 29,785 = 6,314 \frac{\text{км}}{\text{с}}, \quad (2.5)$$

$$V_{\infty}^{\text{к}} = V_{\text{к}} - V_{\text{ц}} = 13,052 - 17,910 = -4,858 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.6)$$

Найдем необходимую скорость в начале разгона с НОО:

$$V_{\text{н}} = \sqrt{V_{\infty}^{\text{н}} + \frac{2 \cdot \mu}{r_3 + H_{\text{НОО}}}} = \sqrt{6,314 + \frac{2 \cdot 3,984 \cdot 10^5}{6371 + 200}} = 12,694 \frac{\text{км}}{\text{с}}, \quad (2.7)$$

где μ – гравитационный параметр Земли, $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$;

r_3 – радиус Земли, км;

$H_{\text{ноо}}$ – высота выведения на НОО, км.

Найдем необходимую скорость в перицентре гиперболы на высоте $H_{\text{ц}}$ над Церерой:

$$V_{\text{н}}^{\text{ц}} = \sqrt{V_{\infty}^{\text{к}} + \frac{2 \cdot \mu}{r_{\text{ц}} + H_{\text{ц}}}} = \sqrt{-4,858 + \frac{2 \cdot 62,669}{463,5 + 100}} = 4,880 \frac{\text{км}}{\text{с}}, \quad (2.8)$$

где μ – гравитационный параметр Земли, $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$;

$r_{\text{ц}}$ – радиус Цереры, км;

$H_{\text{ц}}$ – высота пребывания КА от поверхности Цереры, км.

Найдем необходимое приращение скорости при старте с НОО и для перехода на круговую орбиту вокруг Цереры:

$$\Delta V_1 = V_{\text{н}}^3 - \sqrt{\frac{\mu}{r_3 + H_{\text{ноо}}}} = 12,694 - \sqrt{\frac{3,984 \cdot 10^5}{6371 + 200}} = 4,907 \frac{\text{км}}{\text{с}}, \quad (2.9)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\text{ц}} + H_{\text{ц}}}} - V_{\text{н}}^{\text{ц}} = \sqrt{\frac{62,669}{463,5 + 100}} - 4,880 = -4,547 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.10)$$

Суммарная характеристическая скорость, необходимая для осуществления перелета будет находится следующим образом:

$$\Delta V = |\Delta V_1| + |\Delta V_2| = |4,907| + |-4,547| = 9,454 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.11)$$

Схема перелета в соответствии с рисунком 2.1 будет выглядеть следующим образом, где желтая точка Солнце, синяя – Земля и красная – Церера:

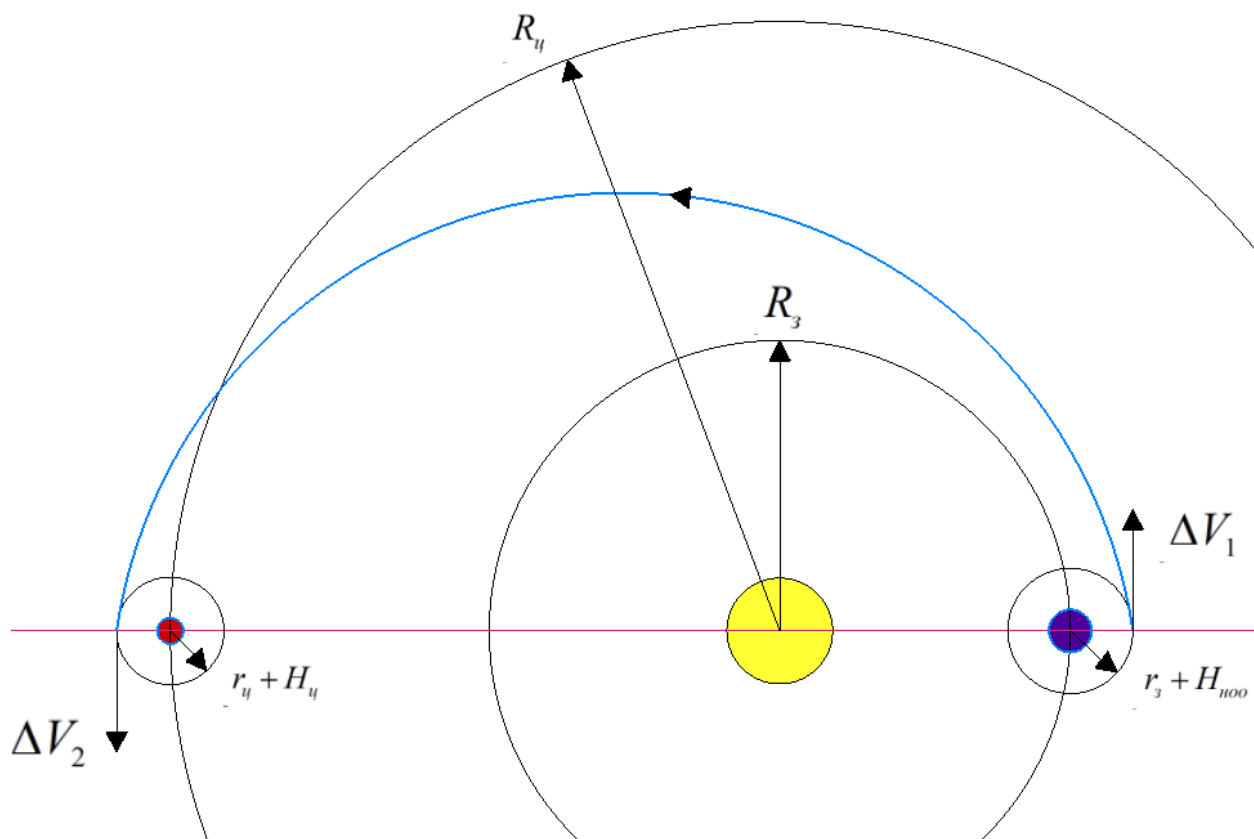


Рисунок 2.1 – Схема перелета

Импульсы для возврата аппарата численно равны импульсам для перелета. Тогда импульсы и характеристическая скорость для ВА равна:

$$\Delta V_4 = \Delta V_1 = 4,907 \frac{\text{км}}{\text{с}},$$

$$\Delta V_3 = \Delta V_2 = -4,547 \frac{\text{км}}{\text{с}},$$

$$\Delta V_{\text{ВА}} = \Delta V = 9,454 \frac{\text{км}}{\text{с}}.$$

Найдем импульс скорости для того, что выйти из сферы действия Цереры:

$$V_{\text{вз}} = \sqrt{2 \cdot g_{\text{ц}} \cdot r_{\text{ц}}} = \sqrt{2 \cdot 0,274635} = 0,5 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.12)$$

Также нам необходимо найти импульс скорости на сход с орбиты Цереры и тормозной импульс скорости для посадки.

Импульс скорости для схождения с орбиты:

$$\begin{aligned} \Delta V_{\text{сх}} &= \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{r_{\text{ц}} + h} \cdot \left(1 - \frac{r_{\text{ц}} + h}{2 \cdot r_{\text{ц}} + H_{\text{ц}}}\right)} = \sqrt{\frac{2 \cdot 62,669}{463,5 + 50} \cdot \left(1 - \frac{463,5 + 50}{2 \cdot 463,5 + 100}\right)} = \\ &= 0,349 \frac{\text{км}}{\text{с}}, \end{aligned} \quad (2.13)$$

где h – высота вхождения в сферу действия Цереры, км.

Тормозной импульс скорости для посадки:

$$\begin{aligned} \Delta V_{\text{торп}} &= \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{2 \cdot r_{\text{ц}} + H_{\text{ц}}}} - \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{2 \cdot r_{\text{ц}} + H_{\text{ц}} + h_{\text{вх}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 62,669}{463,5 + 100}} - \\ &= -\sqrt{\frac{2 \cdot 62,669}{2 \cdot 463,5 + 100 + 50}} = -0,010 \frac{\text{км}}{\text{с}}, \end{aligned} \quad (2.14)$$

где $h_{\text{вх}}$ – высота перицентра орбиты вхождения, км.

2.1.2 Определение оптимальной даты старта

При осуществлении перелета к планете назначения дату старта нужно выбирать таким образом, чтобы в момент попадания космического аппарата на орбиту планеты назначения сама планета также оказалась в этой точке. Для этого в момент старта космического аппарата планета назначения должна находиться на некотором вполне определенном угловом расстоянии $\Delta\lambda$ по долготе от планеты отправления, опережая ее (при перелете к внешней планете) [5].

Найдем время перелета:

$$a = \frac{R_3 + R_{\text{ц}}}{2} = \frac{4,138 \cdot 10^8 + 149,6 \cdot 10^6}{2} = 2,817 \cdot 10^8 \text{ км}, \quad (2.15)$$

$$t_{\text{пер}} = \pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = \pi \sqrt{\frac{(2,817 \cdot 10^8)^3}{1,327 \cdot 10^{11}}} = 4,077 \cdot 10^6 \text{ с}, \quad (2.16)$$

где a – длина большей полуоси перелетного эллипса.

Найдем сидерические периоды обращения планет:

$$T_3 = 2 \pi \sqrt{\frac{R_3^3}{\mu}} = 2 \pi \sqrt{\frac{(149,6 \cdot 10^6)^3}{1,327 \cdot 10^{11}}} = 365,265 \text{ дней}, \quad (2.17)$$

$$T_{\text{ц}} = 2 \pi \sqrt{\frac{R_{\text{ц}}^3}{\mu}} = 2 \pi \sqrt{\frac{(4,138 \cdot 10^6)^3}{1,327 \cdot 10^{11}}} = 1680,031 \text{ дней}, \quad (2.18)$$

где T_3 и $T_{\text{ц}}$ – сидерические периоды Земли и Цереры соответственно.

Синодический период для данного перелета найдем как:

$$T_{\text{пер}} = \frac{T_3 \cdot T_{\text{ц}}}{|T_3 - T_{\text{ц}}|} = \frac{365,265 \cdot 1680,031}{|365,265 - 1680,031|} = 466,741 \text{ дней}. \quad (2.19)$$

Для определения оптимальной даты старта необходимо найти среднее движение планет вокруг Солнца и средние долготы в начальную эпоху J2000 ($t_0 = 2451545$ дней).

Найдем среднее движение для планет:

$$n_3 = \sqrt{\frac{\mu}{R_3^3}} = \sqrt{\frac{1,327 \cdot 10^{11}}{(149,6 \cdot 10^6)^3}} = 1,991 \cdot 10^{-7} \frac{1}{\text{с}}, \quad (2.20)$$

$$n_{\text{ц}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ц}}^3}} = \sqrt{\frac{1,327 \cdot 10^{11}}{(4,138 \cdot 10^6)^3}} = 4,329 \cdot 10^{-8} \frac{1}{\text{с}}. \quad (2.21)$$

Средняя долгота Земли в начальную эпоху $\lambda^3 = 100,466$ град [6]. Для Цереры найдем как:

$$\Delta \lambda = \pi - n_{\text{ц}} \cdot t_{\text{пер}} = \pi - 4,329 \cdot 10^{-8} \cdot 4,077 \cdot 10^7 = 78,891 \text{град}, \quad (2.22)$$

$$\lambda_{\text{ц}}^{\text{н}} = \lambda^3 - \Delta \lambda = 100,466 - 78,891 = 21,575 \text{град}, \quad (2.23)$$

где $\Delta \lambda$ – угловое расстояние планеты назначения от планеты отправления в момент старта, град.;

$\lambda_{\text{ц}}^{\text{н}}$ – средняя долгота Цереры в начальную эпоху, град.

Оптимальная дата старта в юлианских днях равна:

$$t_{\text{ст}} = t_0 + \frac{\Delta \lambda \cdot \lambda_{\text{ц}}^{\text{н}} + \lambda^3 + 2 \pi \cdot j}{n_3 - n_{\text{ц}}} = 2451545 + \frac{78,9 - 21,6 + 100,5 + 2 \pi \cdot 20}{1,991 \cdot 10^{-7} - 4,3 \cdot 10^{-8}} =$$

$$= 2461084 \text{ дней}, \quad (2.24)$$

где j – величина выбираемая из $0, \pm 1, \pm 2 \dots$

Переводя на григорианский календарь, получим дату оптимального старта 30 января 2026 года.

2.1.3 Приближенный расчет массы автоматической межпланетной станции

Расчет начнем с определения сухой массы возвращаемого аппарата. Минимизации массы данного модуля, является наиболее важной целью, поэтому принимаем, что сухая масса модуля не должна превышать 146 кг, также ВА осуществляет доставку СА массой 7,2 кг с учетом образцов грунта. Найдем массу топлива для такого модуля, она будет складываться из масс топлива для трех участков: взлет с Цереры, разгон до Земли и торможение на НОО.

Масса топлива для торможения:

$$M_{\text{топ1}}^{\text{BA}} = (M_0^{\text{BA}} + M_{\text{CA}}) \cdot \left(1 - e^{\left(\frac{-|\Delta V_4|}{W_{\text{BA}}}\right)}\right) = (146 + 7, 2) \cdot \left(1 - e^{\left(\frac{-4,9}{3,002}\right)}\right) = 123,320 \text{ кг}, \quad (2.25)$$

где W_{BA} – удельный импульс ДУ ВА, $\frac{\text{м}}{\text{с}}$.

Масса топлива для разгона:

$$M_{\text{топ2}}^{\text{BA}} = (M_0^{\text{BA}} + M_{\text{топ1}}^{\text{BA}} + M_{\text{CA}}) \cdot \left(1 - e^{\left(\frac{-|\Delta V_3|}{W_{\text{BA}}}\right)}\right) = (146 + 117,524 + 7, 2) \times \left(1 - e^{\left(\frac{-4,547}{3,002}\right)}\right) = 215,717 \text{ кг}. \quad (2.26)$$

Масса топлива для взлета:

$$M_{\text{топ3}}^{\text{BA}} = (M_0^{\text{BA}} + M_{\text{топ1}}^{\text{BA}} + M_{\text{топ2}}^{\text{BA}} + M_{\text{CA}}) \cdot \left(1 - e^{\left(\frac{-|V_{\text{вз}}|}{W_{\text{BA}}}\right)}\right) = (146 + 117,524 + 205,579 + 7, 2) \cdot \left(1 - e^{\left(\frac{-0,5}{3,002}\right)}\right) = 75,561 \text{ кг}. \quad (2.27)$$

Общая масса топлива для ВА:

$$M_{\text{топ}}^{\text{BA}} = k_{\text{ост}} \cdot \sum_{i=1} M_{\text{топ},i}^{\text{BA}} = 1,05 \cdot (123,320 + 215,717 + 75,561) = 435,329 \text{ кг}, \quad (2.28)$$

где $k_{\text{ост}}$ – коэффициент, учитывающий остатки топлива.

Отсюда масса заправленного ВА равна:

$$M_{\text{BA}} = M_0^{\text{BA}} + M_{\text{топ}}^{\text{BA}} + M_{\text{CA}} = 146 + 435,329 + 7, 2 = 588,529 \text{ кг}. \quad (2.29)$$

ПМ является основным структурным элементом КА, обеспечивающим управление работой КА на всех этапах его функционирования, кроме возвращения. Сухая масса ПМ включает в себя ДУ и приборный отсек, исходя из прототипа примем, что масса не должна превышать 762 кг. Также для нахождения топлива ПМ будет учитываться масса ВА и его топливо. Масса топлива для ПМ будет складываться из двух участков: схождение с орбиты Цереры и посадка.

Масса топлива для посадки:

$$M_{\text{топ1}}^{\text{ПМ}} = (M_0^{\text{ПМ}} + M_{\text{ВА}}) \cdot \left(1 - e^{\left(\frac{-|\Delta V_{\text{топ}}|}{W_{\text{ПМ}}}\right)}\right) = (762 + 588,529) \cdot \left(1 - e^{\left(\frac{-|0,01|}{3,011}\right)}\right) = 4,865 \text{ кг}, \quad (2.30)$$

где $W_{\text{ПМ}}$ – удельный импульс ДУ ПМ, $\frac{\text{М}}{\text{с}}$.

Масса топлива для схода с орбиты:

$$M_{\text{топ2}}^{\text{ПМ}} = (M_0^{\text{ПМ}} + M_{\text{ВА}} + M_{\text{топ1}}^{\text{ПМ}}) \cdot \left(1 - e^{\left(\frac{-|\Delta V_{\text{сх}}|}{W_{\text{ПМ}}}\right)}\right) = (762 + 588,529 + 4,865) \times \left(1 - e^{\left(\frac{-|0,349|}{3,011}\right)}\right) = 148,494 \text{ кг}. \quad (2.31)$$

Общая масса топлива для ПМ:

$$M_{\text{топ}}^{\text{ПМ}} = k_{\text{ост}} \cdot \sum_{i=1} M_{\text{топ},i}^{\text{ПМ}} = 1,05 \cdot (4,865 + 148,494) = 161,027 \text{ кг}. \quad (2.32)$$

Отсюда масса заправленного ПМ с ВА равна:

$$M_{\text{ПМ}} = M_0^{\text{ПМ}} + M_{\text{топ}}^{\text{ПМ}} + M_{\text{ВА}} = 762 + 161,027 + 588,529 = 1511,556 \text{ кг}. \quad (2.33)$$

МДУ выполнена на основе ДУ универсального разгонного блока «Фрегат–СБ», состоит из главной двигательной установки. Все основные конструктивные элементы МДУ преемственны с разгонным блоком [7].

Сухую массу МДУ принимаем 1050 кг. Для нахождения массы топлива будем учитывать все выше рассчитанные и выбранные массы. Масса топлива для МДУ будет складываться из двух участков: разгон по отлетной орбите Земля – Церера и тормозной.

Масса топлива для торможения:

$$M_{\text{топ1}}^{\text{МДУ}} = (M_0^{\text{МДУ}} + M_{\text{ПМ}}) \cdot \left(1 - e^{\left(\frac{-|\Delta v_2|}{W_{\text{МДУ}}}\right)}\right) = (1050 + 1511,556) \cdot \left(1 - e^{\left(\frac{-4,531}{3,138}\right)}\right) = 1957,005 \text{ кг}, \quad (2.34)$$

где $W_{\text{МДУ}}$ – удельный импульс МДУ, $\frac{\text{м}}{\text{с}}$.

Масса топлива для разгона:

$$M_{\text{топ2}}^{\text{МДУ}} = (M_0^{\text{МДУ}} + M_{\text{ПМ}} + M_{\text{топ1}}^{\text{МДУ}}) \cdot \left(1 - e^{\left(\frac{-|\Delta v_1|}{W_{\text{МДУ}}}\right)}\right) = (1050 + 1511,556 + 1957,005) \cdot \left(1 - e^{\left(\frac{-4,907}{3,138}\right)}\right) = 3572,514 \text{ кг}. \quad (2.35)$$

Общая масса топлива для МДУ:

$$M_{\text{топ}}^{\text{МДУ}} = k_{\text{ост}} \cdot \sum_{i=1} M_{\text{топ},i}^{\text{МДУ}} = 1,05 \cdot (1957,005 + 3572,514) = 5805,995 \text{ кг}. \quad (2.36)$$

Общая масса АМС:

$$M_{\text{АМС}} = M_{\text{ПМ}} + M_{\text{топ}}^{\text{МДУ}} + M_0^{\text{МДУ}} = 1511,556 + 5805,995 + 1050 = 8367,550 \text{ кг.} \quad (2.37)$$

2.1.4 Расчет топливных баков и размеров автоматической межпланетной станции

Найдем массы компонентов горючего и размеры топливных баков. Массовые соотношения компонентов топлива и их характеристик для каждого модуля приведены в таблице 2.1.

Таблица 2.1 – Массовые соотношения компонентов топлива $k_{\text{топ}}$ и характеристики

Модуль	Значение	Топливо	Плотность горючего $\rho_{\text{гор}}$, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	Плотность окислителя $\rho_{\text{ок}}$, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$
ВА (11Д428АФ–16)	1,85	НДМГ+АТ	790	1491
ПМ (11Д458Ф)	1,85			
МДУ (С5.92)	2			

Масса горючего для ВА:

$$m_{\text{гор}}^{\text{ВА}} = \frac{1}{k_{\text{гор}} + 1} \cdot M_{\text{топ}}^{\text{ВА}} = \frac{1}{1,85 + 1} \cdot 435,329 = 152,747 \text{ кг.} \quad (2.38)$$

Масса окислителя для ВА:

$$m_{\text{ок}}^{\text{ВА}} = M_{\text{топ}}^{\text{ВА}} - m_{\text{гор}}^{\text{ВА}} = 435,329 - 152,747 = 282,582 \text{ кг.} \quad (2.39)$$

Масса горючего для ПМ:

$$m_{\text{гор}}^{\text{ПМ}} = \frac{1}{k_{\text{гор}} + 1} \cdot M_{\text{топ}}^{\text{ПМ}} = \frac{1}{1,85 + 1} \cdot 161,027 = 56,501 \text{ кг.} \quad (2.40)$$

Масса окислителя для ПМ:

$$m_{\text{ок}}^{\text{ПМ}} = M_{\text{топ}}^{\text{ПМ}} - m_{\text{гор}}^{\text{ПМ}} = 161,027 - 56,501 = 104,526 \text{ кг.} \quad (2.41)$$

Масса горючего для ПМ:

$$m_{\text{гор}}^{\text{МДУ}} = \frac{1}{k_{\text{гор}} + 1} \cdot M_{\text{топ}}^{\text{МДУ}} = \frac{1}{2 + 1} \cdot 5805,995 = 1935,332 \text{ кг.} \quad (2.42)$$

Масса окислителя для ПМ:

$$m_{\text{ок}}^{\text{МДУ}} = M_{\text{топ}}^{\text{МДУ}} - m_{\text{гор}}^{\text{МДУ}} = 5805,995 - 1935,332 = 3870,663 \text{ кг.} \quad (2.43)$$

Найдем объемы баков и их размеры. В конструкции ВА имеется 4 топливных бака (2 бака горючего и 2 бака окислителя) также для ПМ и МДУ, помимо этого присутствуют шар-баллоны. Для ВА и ПМ используются по 2 шар-баллона по 8 литров, а для МДУ используется 4 шар-баллона по 23,6 литра и 2 по 8 литров. Определяемые объемы рассчитаны для 1 бака.

Объем бака горючего для ВА:

$$W_{\text{гор}}^{\text{ВА}} = k_{\text{под}} \cdot \frac{m_{\text{гор}}^{\text{ВА}}}{2 \cdot \rho_{\text{гор}}} = 1,03 \cdot \frac{152,747}{2 \cdot 790} = 0,0996 \text{ м}^3, \quad (2.44)$$

где $k_{\text{под}} = 1,03 \dots 1,05$ – коэффициент воздушной подушки.

Объем бака окислителя для ВА:

$$W_{\text{ок}}^{\text{ВА}} = k_{\text{под}} \cdot \frac{m_{\text{ок}}^{\text{ВА}}}{2 \cdot \rho_{\text{к}}} = 1,05 \cdot \frac{282,582}{2 \cdot 1491} = 0,0995 \text{ м}^3 \quad (2.45)$$

Объем бака горючего для ПМ:

$$W_{\text{гор}}^{\text{ПМ}} = k_{\text{под}} \cdot \frac{m_{\text{гор}}^{\text{ПМ}}}{2 \cdot \rho_{\text{ор}}} = 1,03 \cdot \frac{56,501}{2 \cdot 790} = 0,0368 \text{ м}^3 \quad (2.46)$$

Объем бака окислителя для ПМ:

$$W_{\text{ок}}^{\text{ПМ}} = k_{\text{под}} \cdot \frac{m_{\text{ок}}^{\text{ПМ}}}{2 \cdot \rho_{\text{к}}} = 1,05 \cdot \frac{104,526}{2 \cdot 1491} = 0,0368 \text{ м}^3 \quad (2.47)$$

Объем бака горючего для МДУ:

$$W_{\text{гор}}^{\text{МДУ}} = k_{\text{под}} \cdot \frac{m_{\text{гор}}^{\text{МДУ}}}{2 \cdot \rho_{\text{ор}}} = 1,05 \cdot \frac{1935,332}{2 \cdot 790} = 1,2681 \text{ м}^3 \quad (2.48)$$

Объем бака окислителя для МДУ:

$$W_{\text{ок}}^{\text{МДУ}} = k_{\text{под}} \cdot \frac{m_{\text{ок}}^{\text{МДУ}}}{2 \cdot \rho_{\text{к}}} = 1,03 \cdot \frac{3870,663}{2 \cdot 1491} = 1,3369 \text{ м}^3 \quad (2.49)$$

Топливные баки выполнены в виде шара и разнесены по кругу на одинаковом расстоянии от главной оси аппарата. Найдем радиусы баков, принимается что радиусы бака окислителя и горючего одного модуля одинаковы, и зависят от большего объема компонентов топлива.

Найдем радиус бака для ВА:

$$R_{\text{бак}}^{\text{ВА}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot W_{\text{гор}}^{\text{ВА}}}{4 \cdot \pi}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 0,0996}{4 \cdot \pi}} = 0,288 \text{ м.} \quad (2.50)$$

Найдем радиус бака для ПМ:

$$R_{\text{бак}}^{\text{ПМ}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot W_{\text{гор}}^{\text{ПМ}}}{4 \cdot \pi}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 0,0368}{4 \cdot \pi}} = 0,206 \text{ м.} \quad (2.51)$$

Найдем радиус бака для МДУ:

$$R_{\text{бак}}^{\text{МДУ}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot W_{\text{гор}}^{\text{МДУ}}}{4 \cdot \pi}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 1,3369}{4 \cdot \pi}} = 0,683 \text{ м.} \quad (2.52)$$

Найдем радиусы малого и большого шар-баллонов:

$$R_{\text{шб}}^{\text{М}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot W_{\text{г}}^{\text{М}}}{4 \cdot \pi}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 0,008}{4 \cdot \pi}} = 0,124 \text{ м,} \quad (2.53)$$

$$R_{\text{шб}}^{\text{б}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot W_{\text{г}}^{\text{б}}}{4 \cdot \pi}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 0,0236}{4 \cdot \pi}} = 0,178 \text{ м,} \quad (2.54)$$

где $R_{\text{шб}}^{\text{М}}$ и $R_{\text{шб}}^{\text{б}}$ – радиусы малого и большого шар-баллона соответственно, м;

$W_{\text{г}}^{\text{М}}$ и $W_{\text{г}}^{\text{б}}$ – объемы малого и большого шар-баллона соответственно, м³.

Найдем габариты ВА, выполненный в виде моноблока. Принимаем диаметр спускаемого аппарата 450 мм, тогда наибольшая длина ВА будет находится из площади СБ:

$$a_{\text{BA}}^{\text{max}} = \sqrt{S_{\text{СБ}}^{\text{BA}} + (a_{\text{CA}} \cdot k_{\text{пр}})^2} = \sqrt{4,489 + (0,45 \cdot 1,1)^2} = 2,176\text{м}, \quad (2.55)$$

где a_{CA} – длина спускаемого аппарата, м;

$k_{\text{пр}}$ – коэффициент проставки, на которую установлен спускаемый аппарат.

Длина относительно баков топлива и шар-баллонов:

$$a_{\text{BA}}^{\text{min}} = 4 \cdot R_{\text{бак}}^{\text{BA}} + 2 \cdot R_{\text{шб}}^{\text{BA}} = 4 \cdot 0,288 + 2 \cdot 0,124 = 1,648\text{м}. \quad (2.56)$$

Диаметр описанной окружности МДУ принимается 3870 мм.

Найдем диаметр описанной окружности для установки переходной фермы:

$$d_{\text{оп}}^{\text{фер}} = d_{\text{оп}}^{\text{МДУ}} - 2 \cdot R_{\text{бак}}^{\text{МДУ}} = 3,87 - 2 \cdot 0,683 = 2,504\text{м}, \quad (2.57)$$

где $d_{\text{оп}}^{\text{МДУ}}$ – диаметр описанной окружности МДУ.

Найдем габаритные характеристики ПМ. Ширина равна диаметру описанной окружности установки переходной фермы в силу того, что нижняя часть модуля представляет собой унифицированная сотовая конструкция, состоящая из 8 приборных панелей.

Найдем длину аппарат с панелями СБ:

$$a_{\text{ПМ}} = b_{\text{ПМ}} \cdot k_{\text{кон}} + \frac{S_{\text{СБ}}^{\text{ПМ}}}{b_{\text{ПМ}}} = 2,504 \cdot 1,1 + \frac{10,4}{2,176} = 7,534\text{м}, \quad (2.58)$$

где $b_{\text{ПМ}}$ – ширина ПМ, м;

$k_{\text{кон}}$ – коэффициент, учитывающий элементы крепления СБ.

Высота ПМ с опущенными панелями СБ, высота приборных панелей равна высоте ДУ ПМ, т.е. высоте двигателя 11Д458Ф:

$$h_{\text{ПМ}} = 2 \cdot R_{\text{бак}}^{\text{ПМ}} + h_{\text{ДУ}}^{\text{ПМ}} = 2 \cdot 0,206 + 0,467 = 0,879 \text{ м}, \quad (2.59)$$

где $h_{\text{ДУ}}^{\text{ПМ}}$ – высота двигателя 11Д458Ф, м.

2.2 Расчет переходной фермы

2.2.1 Нахождение потери устойчивости

Из условия равнопрочности стержня выгодно подобрать его так, чтобы напряжения, соответствующие общей потере устойчивости и местной критические напряжения, были равны расчетной. Расчет будет проводиться для материала АМг6 ГОСТ 4784-97, характеристики материала приведены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 – Характеристики материала АМг6

Характеристика	Обозначение	Значение
Предел текучести, МПа	$\sigma_{0,2}$	146,5
Модуль Юнга, ГПа	E	71
Коэффициент заделки	C_1	1

Условие равнопрочности:

$$\sigma_{\text{кр}}^{\text{общ}} = \sigma_{\text{кр}}^{\text{мест}} = \sigma_{\text{р}}. \quad (2.60)$$

Найдем расчетную потерю на прочность [17]:

$$\sigma_{\text{р}} = \frac{\sigma_{0,2}}{\eta} = \frac{146,5 \cdot 10^6}{1,2} = 120,8 \cdot 10^6 \text{ Па}, \quad (2.61)$$

где $\eta = 1, 2 \dots 1, 4$ расчетный коэффициент.

Принятые параметры переходной фермы запишем в таблицу 2.3.

Таблица 2.3 – Параметры переходной фермы

Параметры	Обозначение	Значение
Длина стержня, м	l	1,22

Диаметр стержня, м	d	0,04
Толщина стенки, м	δ	0,008

Найдем общую потерю устойчивости для трубчатого профиля стержня [17]:

$$\sigma_{кр}^{общ} = \frac{C_1 \cdot \delta \cdot \pi \cdot R^2}{2 \cdot l^2} = \frac{1 \cdot \pi \cdot 0,008 \cdot 0,02^2}{2 \cdot 1,22^2} = 8,443 \cdot 10^{-7} \text{ Па.} \quad (2.62)$$

Найдем местную потерю устойчивости для трубчатого профиля стержня [17]:

$$F = 2 \cdot \pi \cdot R \cdot \delta = 2 \cdot \pi \cdot 0,02 \cdot 0,008 = 2,513 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2, \quad (2.63)$$

$$\sigma_{кр}^{мест} = \frac{0,15 \cdot F \cdot \delta}{R} = \frac{0,15 \cdot 2,513 \cdot 10^{-4} \cdot 0,008}{0,02} = 3,770 \cdot 10^{-6} \text{ Па,} \quad (2.64)$$

где F – площадь сечения стержня.

Исходя из того, что общая и местная потеря устойчивости малы, критической будет считаться расчетная потеря устойчивости для трубчатого профиля стержня.

Верхний и нижний пояс фермы представляет собой уголкового профиля, соединенные между собой стержнями швеллерного профиля.

Критическая потеря устойчивости для такого случая будет равна [17]:

$$\lambda_{кр} = \pi \sqrt{\frac{CE}{\sigma_{0,2}}} = \pi \sqrt{\frac{1,71 \cdot 10^9}{146,5 \cdot 10^6}} = 139,035, \quad (2.65)$$

$$\sigma_{кр} = \frac{C \cdot \pi^2 \cdot E}{\lambda^2} = \frac{1 \cdot \pi^2 \cdot 71 \cdot 10^9}{139,035^2} = 145 \cdot 10^6 \text{ Па}, \quad (2.66)$$

где λ – предельная гибкость стержня.

Сечения профилей в соответствии с рисунком 2.2.

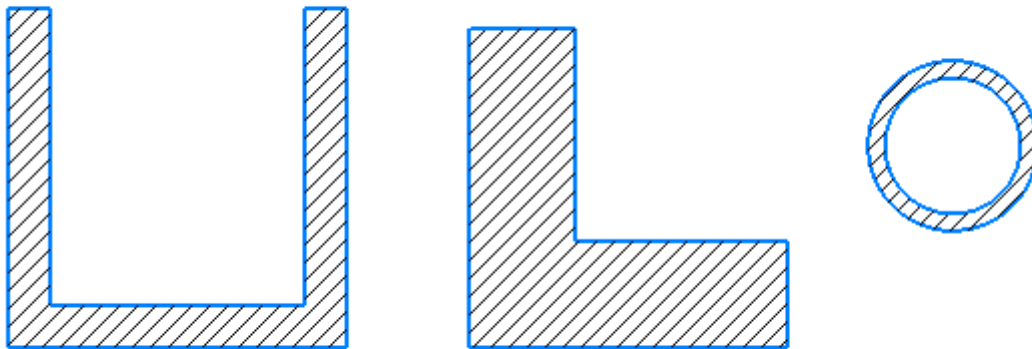


Рисунок 2.2 – Эскизы профилей переходной фермы

2.2.2 Нахождение массы конструкции

Найдем приблизительную массу конструкции переходной фермы. Общая масса будет складываться из массы равнополочных уголков ГОСТ 13737–90, массы прямоугольных равнополочных швеллеров ГОСТ 13623–90 и массы трубчатых стержней ГОСТ 18482–2018. Характеристики элементов приведем в таблице 2.4.

Таблица 2.4 – Характеристики элементов конструкции

Характеристика	Элемент		
	Уголок	Швеллер	Стержень
Длина l , м	0,88	0,9	1,22
Высота h , м	0,075	0,075	–
Толщина полки (стенки) t , м	0,022	0,006	0,008
Теоретическая масса одного метра m , кг	8,023	3,510	2,292

Найдем массы элементов:

$$m_{\text{уг}} = l_{\text{уг}} \cdot n \cdot m_{\text{уг}} = 0,88 \cdot 8 \cdot 8,023 = 56,482 \text{ кг}; \quad (2.67)$$

$$m_{\text{ш}} = l_{\text{ш}} \cdot n \cdot m_{\text{ш}} = 0,9 \cdot 8 \cdot 3,51 = 25,272 \text{ кг}; \quad (2.68)$$

$$m_{\text{ст}} = l_{\text{ст}} \cdot k_3 \cdot n \cdot m_{\text{ст}} = 1,22 \cdot 0,9 \cdot 8 \cdot 2,292 = 20,133 \text{ кг}; \quad (2.69)$$

где $m_{\text{уг}}$ – масса равнополочных уголков, кг;

$m_{\text{ш}}$ – масса прямоугольных равнополочных швеллеров, кг;

$m_{\text{ст}}$ – масса трубчатых стержней, кг;

$n = 8$ – количество элементов;

k_3 – коэффициент учитывающий законцовки стержней.

Тогда масса конструкции равна:

$$M_{\text{кон}} = 2 \cdot m_{\text{уг}} + m_{\text{ш}} + m_{\text{ст}} = 2 \cdot 56,482 + 25,272 + 20,133 = 158,369 \text{ кг} \quad (2.70)$$

2.2.3 Статический анализ переходной фермы

Ферма представляет собой конструкцию формой похожую на прямую восьмигранную призму в соответствии с рисунком 2.3. Создавать модель и проводить статический анализ мы будем в САПР SolidWorks. На конструкцию действует нагрузка, возникающая от заправленного ПМ, от заправленного ВА и от СА.

Максимальная нагрузка равна:

$$F_{\text{max}} = M_{\text{ПМ}} \cdot g = 1511,556 \cdot 9,81 = 14828,364 \text{ Н}. \quad (2.71)$$

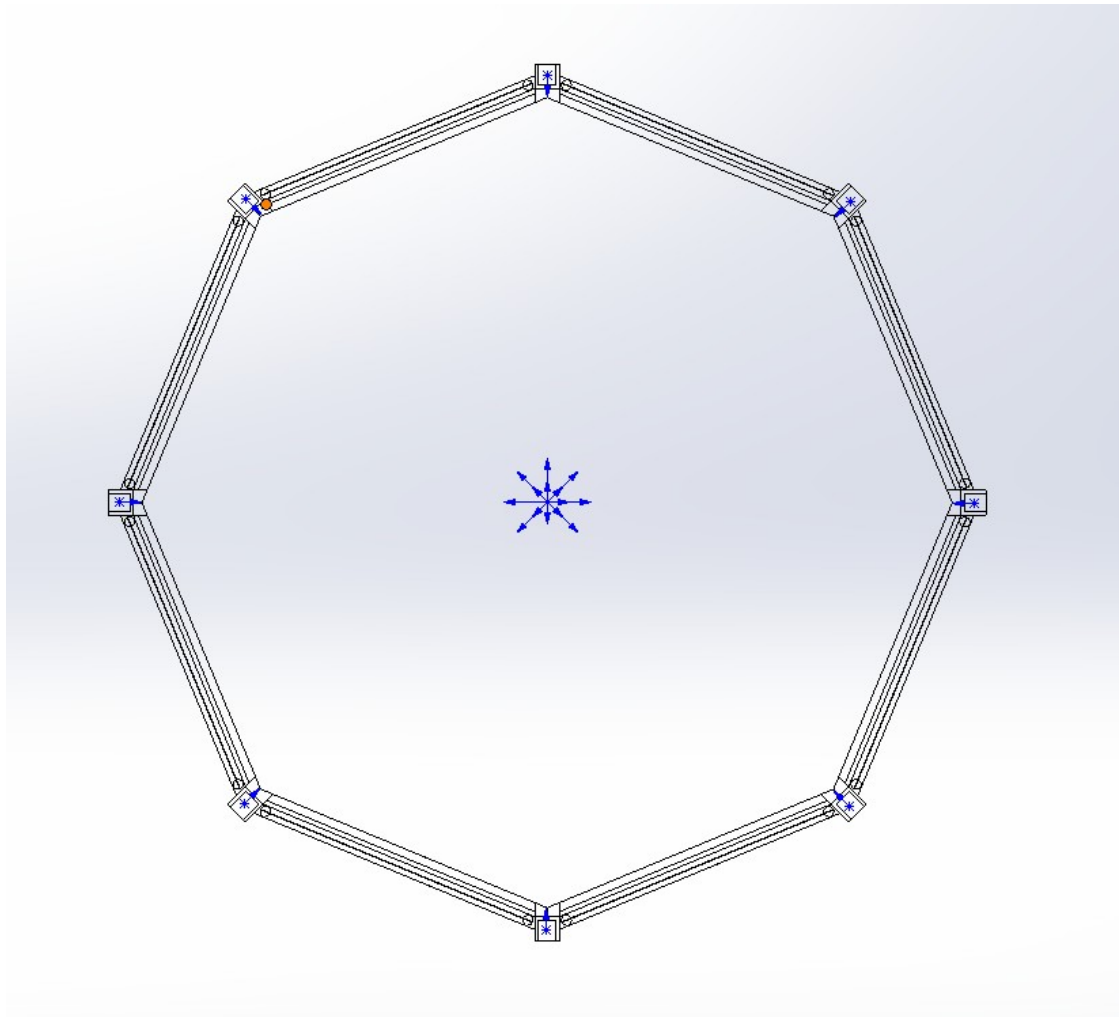


Рисунок 2.3 – Эскизное представление переходной фермы вид сверху

Полученная твердотельная модель в соответствии с рисунком 2.4. Для переходной фермы выбран АМгб в силу высокой прочности и жесткости, имеет хорошую коррозионную стойкость, хорошо свариваемый и обрабатываемый материал, обладает низкой плотностью, что обеспечивает наиболее низкий вес для конструкций все это особенно важно для всей ракетно–космической технике, где каждый грамм имеет значение.

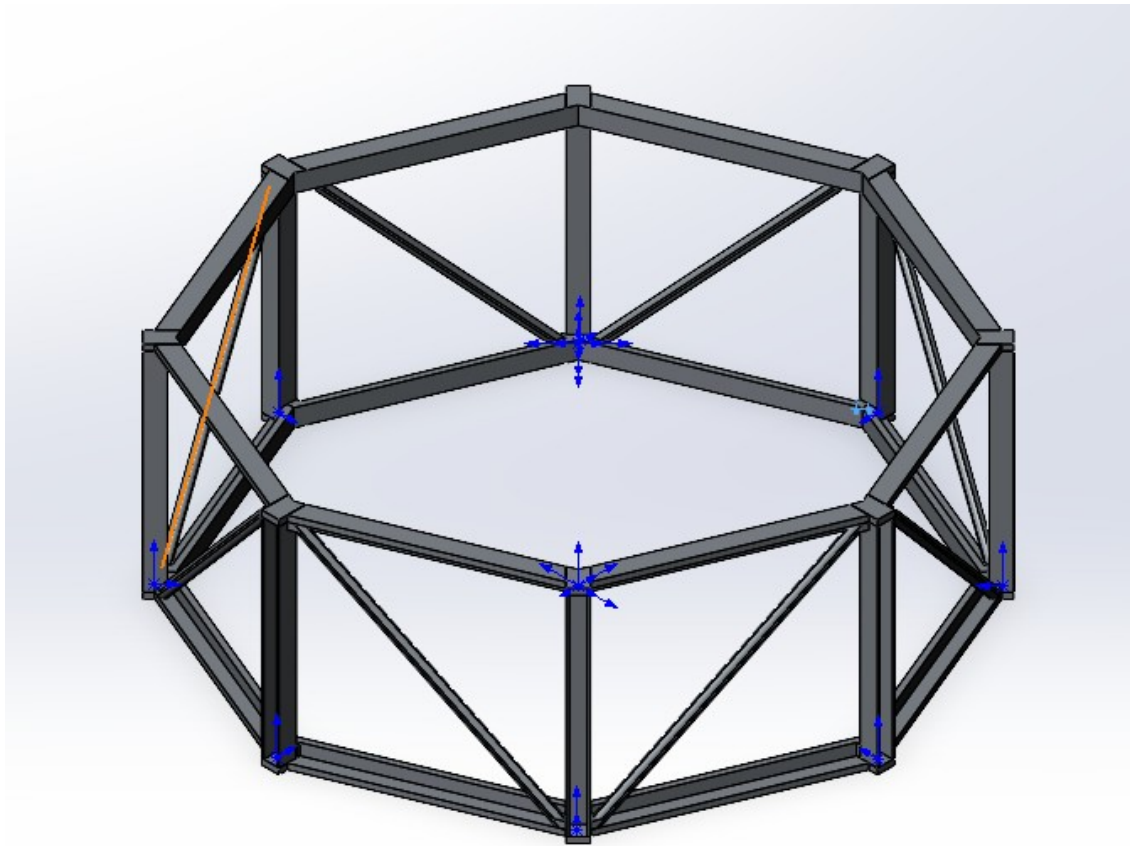


Рисунок 2.4 – Твёрдотельная модель переходной фермы из АМг6

Статический анализ позволяет нагрузить конструкцию силой, в результате чего можно получить информацию о напряжениях и деформациях возникающие в этой конструкции в конкретном расчетном случае.

По проведенному анализу в соответствии с рисунком 2.5 можно говорить, что максимальное напряжение 1,062 МПа не превышает предел текучести 146,6 МПа, также не превышает критическую потерю на прочность равную 120,8 МПа. Исходя из полученных данных видно, что конструкция выдержит действующие на нее статические нагрузки.

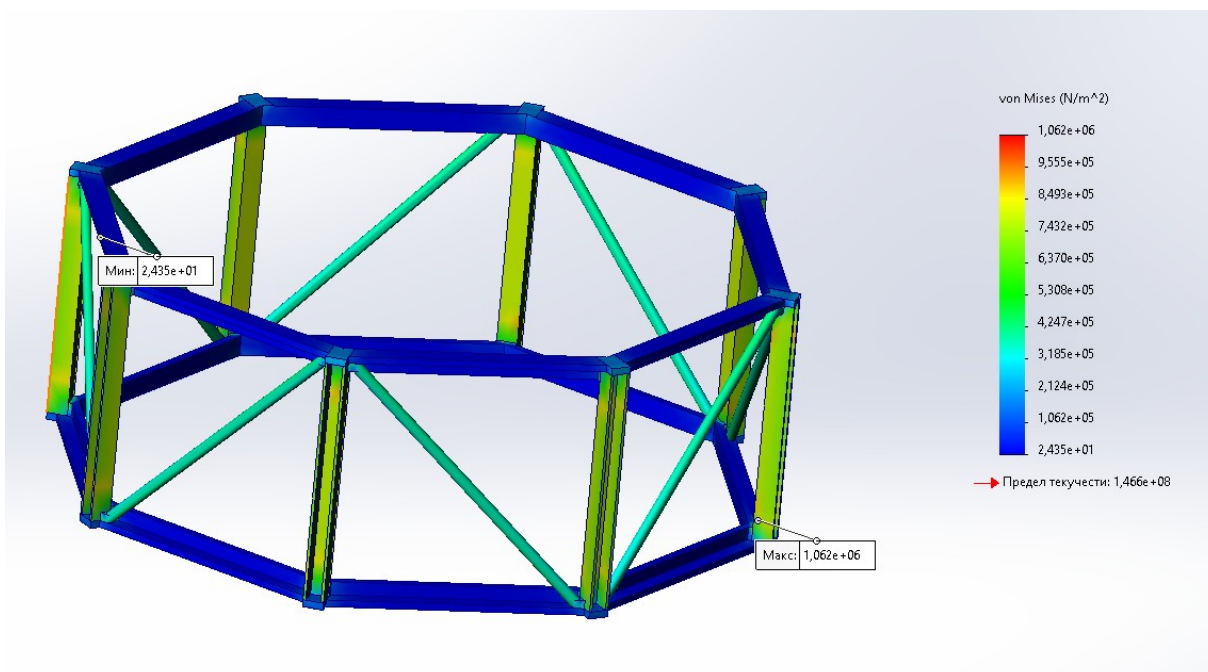


Рисунок 2.5 – Результат статического анализа переходной фермы

2.2.4 Частотный анализ переходной фермы

Частотный анализ необходим исходя из того переходная ферма испытывает нагрузку со стороны действующей МДУ. Анализ основан на линейном поведении системы во время её работы, поэтому напряжения и деформации считаются линейными и после снятия нагрузки система восстанавливает исходное состояние без напряжений и деформаций. Для того чтобы анализировать полученные данные нужно руководствоваться тем, чтобы суммарная эффективная масса по каждому направлению осей была в пределах от 0,8 до 0,9.

Результатом анализа будет эпюра результирующей амплитуды в соответствии с рисунком 2.6 на конечный режим, сводка суммарной эффективной массы по направлениям X, Y и Z в соответствии с таблицей 2.4, опасные режимы колебаний для каждого направления.

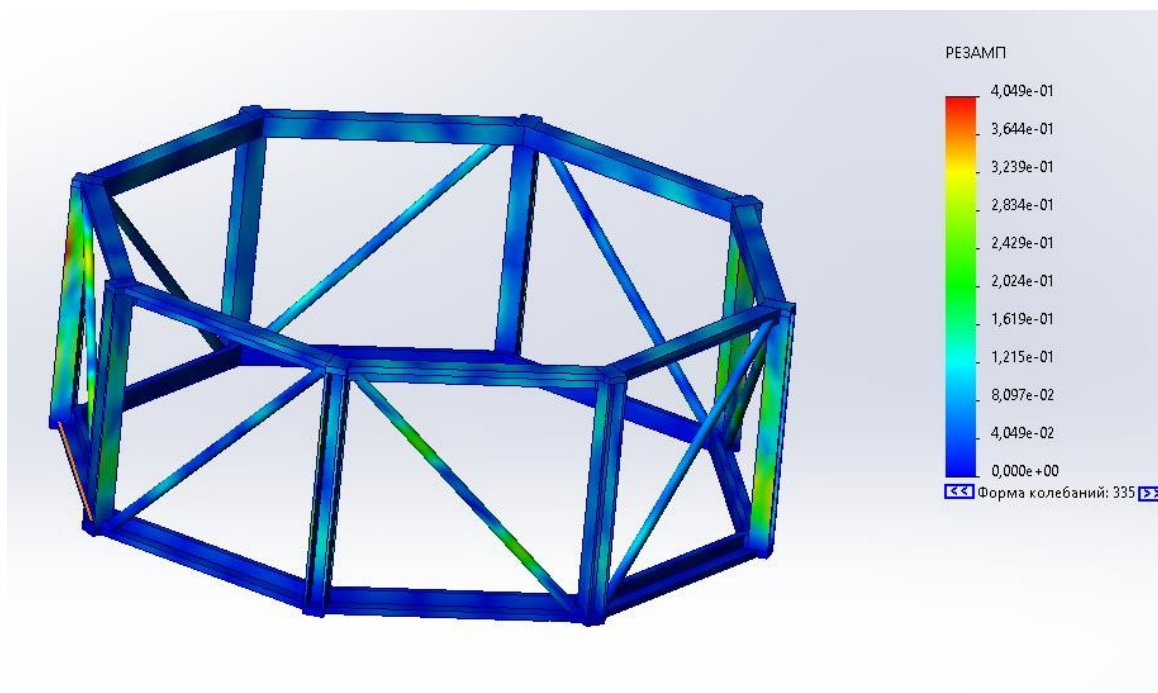


Рисунок 2.6 – Эпюра результирующей амплитуды для 335 режима

Таблица 2.5 – Сводка суммарной эффективной массы

Режим	Частота, Гц	Направление X	Направление Y	Направление Z
1	98,970	3,1612e-05	3,8564e-06	3,496e-05
2	99,871	0,00037676	8,568e-08	0,017595
3	99,941	0,01453	2,1401e-06	0,00050434
...
22	176,970	0,00079507	3,3589e-06	0,34207
23	177,040	0,34353	2,0372e-07	0,00078492
...
29	249,080	1,6925e-06	0,17107	3,0729e-06
...
334	2 654,900	0,00072351	8,2302e-07	0,0010165
335	2 659,600	4,5601e-06	2,4105e-06	0,0020203
		Сумма X = 0,88973	Сумма Y = 0,85648	Сумма Z = 0,8923

По полученным данным видно, что для достижения нужной суммарной эффективной массы необходимо назначить 335 режимов. Также определены опасные режимы для каждого направления. Для направления X это 23 режим с частотой 177,040 Гц и эффективной массой 0,344, для направления Y это режим 29 с частотой 249,080 Гц и эффективной массой 0,171 и для направления Z это

режим 22 с частотой 176,970 Гц и эффективной массой 0,342. Самым опасным является направление X так как имеет наибольшую максимальную эффективную массу.

2.3 Выводы по главе

В заключении главы было сделано следующее:

- найдена потребная характеристическая скорость;
- определена оптимальная дата старта;
- найдена приближенная масса АМС;
- найдены габаритные размеры АМС;
- рассчитана масса и общая потеря устойчивости переходной фермы;
- проведен статический и частотный анализ переходной фермы.

3 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ

В процессе производства ферменной конструкции решено использовать аргонно–дуговую сварку в связи с тем, что этот вид сварки обладает наилучшими качествами для сваривания сплава АмГб, используемого как материал для конструктивных элементов переходной фермы. С другой стороны – аргонно дуговая сварка в процессе её использования является источником повышенной опасности. В связи с этим считаю необходимым рассмотреть подробно опасные и вредные факторы этого вида сварки, а также главные способы и требования защиты от них.

3.1. Опасные и вредные факторы аргонно–дуговой сварки

Для окружающей среды аргон безопасен, ведь он в значительном объеме содержится в воздухе, однако, согласно инструкции по охране труда при выполнении работ с применением аргонодуговой сварки [18], во время сварочных работ с использованием аргона, на работника могут воздействовать следующие опасные и факторы:

- электрический ток;
- отлетающие раскаленные и расплавленные частицы металла, искры, брызги, выбросы расплавленного металла;
- повышенная загазованность воздуха помещения;
- повышенные уровни ультрафиолетового и инфракрасного излучений;
- нагретые до высокой температуры поверхности свариваемых деталей;
- неудобная рабочая поза;
- высокая яркость электрической дуги;
- возможность обморожения кожи при попадании на нее жидкого аргона;
- острые кромки, заусенцы, шероховатости на поверхности свариваемых деталей;
- повышенная температура воздуха помещения;
- возможность возникновения пожара.

Аргон сам по себе не токсичный газ, тяжелее воздуха, при повышенной концентрации способен вытеснять кислород из организма человека, тем самым приводя к снижению парциального давления кислорода. Человек приобретает следующие симптомы [19]:

- учащение дыхания и ритма сердца;
- головокружение;
- потеря координации;
- потеря сознания.

3.2. Средства коллективной и индивидуальной защиты сварщика

В работе с аргонно–дуговой сваркой сварщику необходимо использовать средства защиты лица, глаз, рук и поверхности тела. Согласно ГОСТ 12.4.254-2013 «Средства индивидуальной защиты глаз и лица при сварке и аналогичных процессах» и ГОСТ 12.4.250-2019 «Одежда специальная для защиты от искр и брызг расплавленного металла» применяются следующие средства индивидуальной защиты сварщика:

- защитные лицевые щитки, согласно ГОСТ 12.4.023-84 «Система стандартов безопасности труда. Щитки защитные лицевые. Общие технические требования и методы контроля» защищающие от излучений, от искр и брызг расплавленного металла;

- защитные очки с светофильтрами, согласно ГОСТ 12.4.001-80 «Система стандартов безопасности труда. Очки защитные. Термины и определения», защищающие от воздействия вредных и опасных производственных факторов и снижающие интенсивность вредного и опасного излучения;

- одежда специальная защитная, согласно ГОСТ 12.4.103-2020 «Система стандартов безопасности труда. Одежда специальная защитная, средства индивидуальной защиты ног и рук» маркировки ТиТоТрТмТпЭс, защищающая от теплового излучения (Ти), от кратковременного воздействия открытого пламени (То), от искр, брызг расплавленного металла и окалины (Тр), от выплесков расплавленного металла (Тп), от контакта с нагретыми поверхностями (Тп), от воздействия статического электричества (Эс);

– обувь специальная защитная, согласно ГОСТ 12.4.103-2020 «Система стандартов безопасности труда. Одежда специальная защитная, средства индивидуальной защиты ног и рук» маркировки ТиТрТпЭнЭс, защищающие от поражения электричеством (Эн);

– средства индивидуальной защиты рук, согласно ГОСТ 12.4.103-2020 «Система стандартов безопасности труда. Одежда специальная защитная, средства индивидуальной защиты ног и рук» маркировки ТиТоТрТвЭнЭс, защищающие от контакта с нагретыми поверхностями (Тв).

Аналогичное внимание необходимо уделить и средствам коллективной защиты, которые представляют собой оснащение рабочего пространства всеми необходимыми техническими средствами, предотвращающих возникновение несчастного случая на рабочем месте. Они подробно изложены в ГОСТ 12.4.011-89 «Система стандартов безопасности труда. Средства защиты работающих. Общие требования и классификация». Наиболее важные из них:

– средства нормализации воздушной среды рабочих площадей (вентиляция и очистка воздуха, кондиционирование воздуха, локализация вредных факторов, отопление);

– средства нормализации освещения рабочих площадей (осветительные приборы, источники света, светозащитные устройства, светофильтры);

– средства защиты от поражения электрическим током (ограждения, изоляция и покрытия, устройства автоматического отключения, устройства заземления и зануления, предохранители, устройства дистанционного управления);

– средства защиты от химических факторов (ограждения, герметизация помещений, вентиляция и очистка воздуха, устройства удаления токсичности веществ, устройства дистанционного управления).

При организации рабочего пространства нужно следовать рекомендациям, предъявляемым к производственным помещениям и площадкам:

– запрещено преграждать проходы и проезды внутри производственных и переходных рабочих площадей (внутренние или на открытом воздухе) для обеспечения безопасного передвижения и проезда;

– переходы, лестницы, площадки и перила должны содержаться в исправном состоянии и чистоте, а расположенные на открытом воздухе – очищаться в зимнее время от снега и льда, обрабатываться противогололедными средствами. На период ремонта вместо снятых перил делается временное ограждение.;

– в помещениях оборудуется общеобменная вентиляция, а на стационарных рабочих местах – местная вентиляция (не применяется если вредные вещества находятся в предельно допустимой концентрации (ПДК)), при работах с выделением бериллия и его сплавов помещение изолируется с оборудованием вытяжной вентиляции. Если нет возможности достичь снижения уровня вредных веществ допускается работа со средствами индивидуальной защиты (СИЗ) работника;

– участки газопламенной обработки металлов размещаются в одноэтажных зданиях;

– при необходимости расположения участков газопламенной обработки металлов в многоэтажных зданиях должны предусматриваться мероприятия по исключению возможности распространения вредных веществ между этажами;

– в сборочно-сварочных цехах в холодные и переходные периоды года следует применять воздушное отопление с регулируемой подачей воздуха;

– в теплое время года в сборочно –сварочных цехах следует использовать естественную вентиляцию через открываемые проемы окон, световых фонарей и дверей;

– контейнер (сосуд-накопитель) со сжиженным газом, за исключением оборудования, работающего под избыточным давлением, используемого на опасных производственных объектах, устанавливается на площадку, имеющую металлическое ограждение. Между контейнером и ограждением обеспечивается проход шириной не менее 1 м и не должен подвергаться нагреву. При установке

контейнера на открытом воздухе он оборудуется навесом, защищающим его от воздействия прямых солнечных лучей и осадков.

Используя средства коллективной и индивидуальной защиты в работе с аргонно–дуговой, в целях безопасности и предотвращения воздействия на работника опасных и вредных факторов, изложенных в пункте 4.1., всегда нужно помнить и соблюдать правила, подробно изложенные в приказе № 884н от 11 декабря 2020 г. «Об утверждении правил по охране труда при выполнении электросварочных и газосварочных работ» требования, предъявляемые к работе с аргоном:

– помещение, где размещены сосуды со сжиженным аргоном, контейнеры или рампы, не должно иметь технологического этажа (подвала) и углублений в покрытии пола более 0,5 м;

– в процессе эксплуатации контейнера со сжиженным аргоном должны соблюдаться следующие требования:

- 1) опорожнение контейнера производится с помощью испарителя;
- 2) открытие и закрытие вентилей производится плавно, без толчков и ударов;
- 3) не допускается подтяжка болтов и сальников на вентилях и трубопроводах, находящихся под давлением;
- 4) отсоединение шлангов производится после полного испарения аргона;
- 5) не допускается попадание жидкого аргона на кожу работника во избежание обморожения;
- 6) при отсоединении шлангов работники не должны стоять напротив, так как возможен выброс из шланга газообразного или капельного аргона.

– в процессе эксплуатации контейнеров (сосудов–накопителей), рампы для централизованного обеспечения аргоном осуществляется контроль за исправностью всей предохранительной арматуры. Предохранительные клапаны должны быть отрегулированы, опломбированы и содержаться в чистоте.

3.3 Выводы по главе

В заключении главы было сделано следующее:

- приведены вредные и опасные факторы аргонно–дуговой сварки;
- описаны средства индивидуальной и коллективной защиты сварщика.

4 ОЦЕНКА СТОИМОСТИ И ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАЗРАБОТКИ И ИЗГОТОВЛЕНИЯ АМС С ВОЗВРАЩАЕМЫМ АППАРАТОМ ДЛЯ ДОСТАВКИ ГРУНТА

Экономический расчет и экономичность являются важными аспектами ракетно-космической отрасли. В современном мире, где технологии развиваются с невероятной скоростью, ракетно-космическая отрасль играет ключевую роль в исследовании космоса, научных открытиях и развитии человечества в целом. Однако, чтобы обеспечить эффективность и долгосрочность этой отрасли, необходимо уделить должное внимание экономическому расчету и экономичности.

Экономический расчет – это процесс определения стоимости и эффективности проектов и программ в ракетно-космической отрасли. Он позволяет определить затраты на разработку, производство и запуск космических аппаратов, а также оценить экономическую эффективность их использования. Без точного экономического расчета, ракетно-космическая отрасль не сможет быть устойчивой и конкурентоспособной.

Экономичность – это способность ракетно-космической отрасли использовать ресурсы максимально эффективно. Это включает в себя минимизацию затрат на производство, оптимизацию использования материалов и энергоресурсов, а также повышение производительности и снижение издержек. Экономичность позволяет снизить стоимость проектов и повысить их конкурентоспособность на мировом рынке.

Важность экономического расчета и экономичности в ракетно-космической отрасли заключается в том, что они позволяют обеспечить устойчивость и эффективность проектов. Без точного экономического расчета, проекты могут оказаться нерентабельными и привести к финансовым потерям. Без экономичности, затраты на проекты могут быть слишком высокими, что может привести к неконкурентоспособности на мировом рынке.

Кроме того, оценка стоимости помогает определить приоритеты и выбрать наиболее эффективные проекты. Это позволяет сосредоточить ресурсы на наиболее перспективных направлениях и достичь максимального результата.

Проведем расчет экономической эффективности и изготовления АМС. Для решения данной задачи нужно отталкиваться от стоимости ближайшего прототипа. В данной работе ближайшим прототипом является АМС «Фобос–Грунт». Приведем данные инфляций в таблицу 4.1.

Таблица 4.1 – Инфляция для КА

КА	«Фобос–Грунт»	Проектируемая АМС
Период	ноябрь 2011	декабрь 2023
Инфляция, %	0,42	1,11

Стоимость проекта «Фобос–Грунт» составила на ноябрь 2011 года 5 млрд у.е. Диаграмма роста инфляции за период ноябрь 2011 года по декабрь 2023 приведена на рисунке 4.1 по которой рост инфляции составляет 126,67 %.

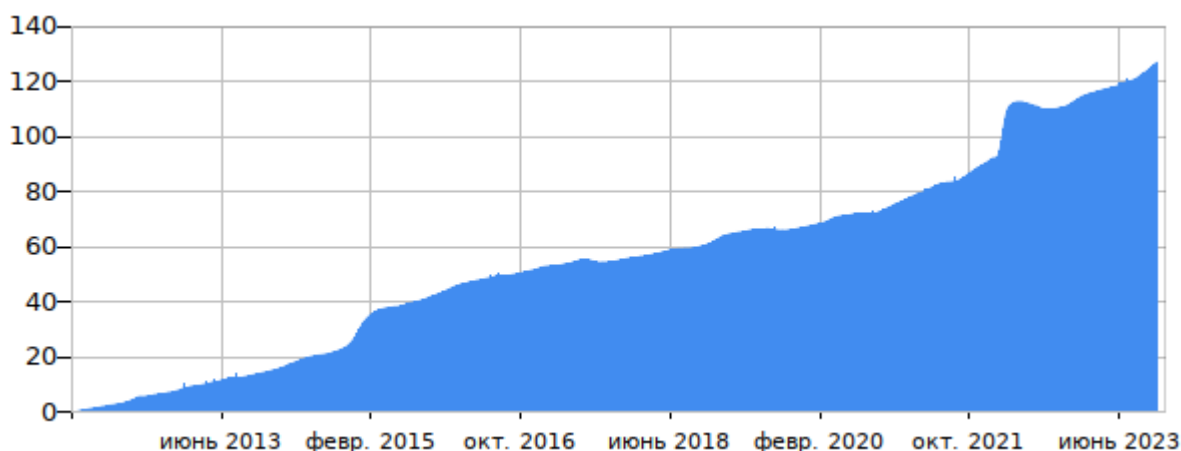


Рисунок 4.1 – Диаграмма роста инфляции

Стоимость подобного прототипа на декабрь 2023 года будет составлять:

$$C_{\text{под}} = C_{\text{прт}} \cdot 126,67\% \approx 1,334 \text{ млрд у.е.} \quad (4.1)$$

где $C_{\text{прт}}$ – цена прототипа, млрд у.е.

Найдем стоимость разработки опытного образца разрабатываемого аппарата исходя из стоимости выбранного прототипа.

$$C_{\text{оп.об}} = C_{\text{прт}} \cdot \mu_{\text{инф}} \cdot \mu = 5 \cdot 1,11 \cdot 1,2 = 6,66 \text{ млрд у.е.} \quad (4.2)$$

где $\mu_{\text{инф}}$ – инфляция за декабрь 2023 года;

μ – коэффициент новизны, поскольку в основу аппарата входят уже существующие компоненты и системы принимается значение 1,2.

Найдем затраты головного сборочного завода:

$$C_{\text{ГСЗ}} = \mu_{\text{ГСЗ}} \cdot C_{\text{оп.об}} = 1,5 \cdot 6,667 = 9,99 \text{ млрд у.е.} \quad (4.3)$$

где $\mu_{\text{ГСЗ}}$ – экспериментальный коэффициент увеличения затрат головного сборочного завода.

Найдем затраты головного разработчика составляющие 10% от затрат головного сборочного завода:

$$C_{\text{ГР}} = C_{\text{ГСЗ}} \cdot 10\% = 0,999 \text{ млрд у.е.} \quad (4.4)$$

Найдем затраты на оборудование, на работы по наземному комплексу и на прочие системы:

$$C_{\text{пр}} = \mu_{\text{пр}} \cdot C_{\text{оп.об}} = 0,2 \cdot 6,66 = 1,332 \text{ млрд у.е.} \quad (4.5)$$

где $\mu_{\text{пр}}$ – экспериментальный коэффициент увеличения затрат на прочие системы и работы.

Найдем стоимость разработки аппарата, в нее входит затраты головного сборочного завода, головного разработчика и прочих систем:

$$C_{РА} = C_{ГСЗ} + C_{ГР} + C_{пр} = 9,99 + 0,999 + 1,332 = 12,321 \text{ млрд у.е.} \quad (4.6)$$

Найдем стоимость изготовления первого образца:

$$C_{п.о} = \mu_{изг} \cdot C_{оп.об} = 0,85 \cdot 6,66 = 5,661 \text{ млрд у.е.}, \quad (4.7)$$

где $\mu_{изг}$ – коэффициент снижения затрат на первый КА при серийном производстве.

Полная стоимость разрабатываемой АМС будет равна:

$$C_{АМС} = C_{разр} + C_{п.о} = 12,321 + 5,661 = 17,982 \text{ млрд у.е.} \quad (4.8)$$

4.1 Выводы по главе

В заключении главы были сделаны выводы о важности экономического расчета и экономичности в ракетно–космической технике и произведен экономический расчет изготовления разрабатываемой АМС

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе были рассмотрены аппараты с возможностью доставки грунта и выбран аппарат прототип для выполнения дальнейшей работы. Была выбрана компоновка рабочей аппаратуры и систем АМС, определено электропотребление аппаратуры для ВА и ПМ которые равны 137,9 Вт и 320,3 Вт соответственно, а также найдена масса СБ для ВА и ПМ, которые равны 7,182 кг и 16,681 кг соответственно. Прототипом для разрабатываемого аппарата выбран КА «Фобос–Грунт».

Были рассчитаны основные параметры АМС и массогабаритные характеристики. Получившаяся масса разрабатываемой АМС равно 8367,55 кг. По полученным данным была выбрана ракета–носитель Союз 2.1б.

Была разработана 3D модель переходной фермы, были проведены расчет общей потере устойчивости, которая равна 120,8 МПа и найдена масса конструкции 158,369 кг, анализ статический и частотный с помощью программы САПР SolidWorks. Результаты анализов говорят о том, что конструкция с поставленными задачами справится.

Раздел безопасность и экологичность посвящен работе с аргонно–дуговой сваркой, выявлены опасные и вредные факторы при работе со сваркой, а также индивидуальным и коллективным средствам защиты сварщика.

Был произведен экономический расчет по изготовлению и разработке АМС, по которому была найдена стоимость разработки АМС 12,321 млрд у.е.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1 Стогний, В. В. Физика планет Солнечной системы / В. В. Стогний. – Санкт–Петербург: Лань, 2023. 248 с.
- 2 Лупишко, Д. Ф. Астероиды 1 Церера и 4 Веста: объекты космической миссии Dawn / Д. Ф. Лупишко, Р. А. Мохамед / *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы*. 2009. Т. 43, № 6. 493–501 с.
- 3 Проекты. Планетные исследования [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.laspace.ru/ru/activities/projects/> (дата обращения 16.12.2023).
- 4 Довгань, В. Г. Лунная одиссея советской космонавтики / В. Г. Довгань / *Идеи и новации*. 2015. № 3. С. 43–59.
- 5 Лукьянов Л. Г. Определение энергетических затрат и календарных дат отправления и возвращения экспедиции к планете: Специальный практикум по небесной механике / Издательство МГУ им. М.В. Ломоносова. 152с.
- 6 Мюррей К., Дермотт С. Динамика солнечной системы / Пер. с англ. Под ред. И. И. Шевченко. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. 588 с.
- 7 В.В. Ефанов, А.В. Захаров. Фобос–Грунт: проект космической экспедиции. Т.1. М.: ИКИ РАН, 2011. 237 с.
- 8 А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, Е.В. Шахматов, С. И. Ткаченко и др. Опытнo–технологический малый космический аппарат «АИСТ–2Д». – Самара: Изд–во СамНЦ РАН, 2017. 324 с.
- 9 Оптический солнечный датчик [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://ofo.ikiweb.ru/osd.php> (дата обращения 16.12.2023).
- 10 Приборы ориентации [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://ofo.ikiweb.ru/razrabotki/mbokz-2.html> (дата обращения 16.12.2023).
- 11 Элементы целевой аппаратуры [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://trade.glavkosmos.com/ru/catalog/spacecraft/payload-components/earth-remote-sensing-observation/space-borne-television-system> (дата обращения 19.12.2023).

- 12 В.С. Егорычев, А.В. Сулинов. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики: учеб. пособие / Самара: Изд-во СГАУ, 2014. 128 с.
- 13 Ракетные двигатели малой тяги. Федеральное космическое агентство, ФГУП НИИМАШ. 2015. 17 с.
- 14 К.М. Пичхадзе, В.В. Ефанов. Межорбитальный космический буксир «Фрегат»: научно-технический журнал / ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», 2014. 100 с.
- 15 Исследование, разработка и производство ракетных двигателей, двигательных установок и их агрегатов для орбитальных и межпланетных космических аппаратов, в т.ч. ракетных двигателей малой тяги по пилотируемым программам / НИИМАШ, 2019. 69 с.
- 16 Жидкостный ракетный двигатель С5.92 [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=300> (дата обращения 19.12.2023).
- 17 Л.И. Кудина. Расчет фермы переходного отсека: методические указания / Оренбург: ОГУ, 2017. 30 с.
- 18 Инструкция по охране труда при выполнении работ с применением аргонодуговой сварки [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://инструкция-по-охране-труда.рф/применение-аргонодуговой-сварки.html> (дата обращения 24.12.2023).
- 19 Воздействие азота и аргона на организм человека [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://fek46.ru/article-item/vozdeystvie-azota-i-argona-na-organiz/> (дата обращения 26.12.2023).
- 20 Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения Земли. / В.И. Куренков. Самара: Издательство Самарского университета, 2020. 461 с.