

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

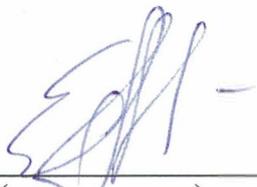
Институт Инженерно-физический
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы
Направление подготовки 24.05.01 – Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов
Специализация – Пилотируемые и автоматические космические аппараты и системы

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ
Зам. зав. кафедрой
В.В. Соловьев
«07» сентября 2024 г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

на тему: Выбор проектных параметров и оптимальной схемы перелёта спутника-ретранслятора для связи аппаратов на обратной стороне Луны с Землёй

Исполнитель
студент группы 8111-ос



(подпись, дата)

Е.А. Лобань

Руководитель
профессор, д-р. 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

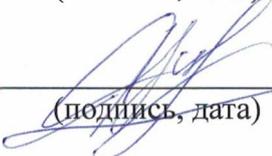
Нормоконтроль
старший преподаватель СиТРК



(подпись, дата)

М.А. Аревков

Рецензент



(подпись, дата)

Д.С. Кругляков

Благовещенск 2024

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

Факультет Инженерно-физический
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТЕРЖДАЮ

Зам. зав. кафедрой

В.В. Соловьев

«10» декабря 2024 г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Лобань Екатерины Андреевны

1. Тема: Выбор проектных параметров и оптимальной схемы перелёта спутника-ретранслятора для связи аппаратов на обратной стороне Луны с Землёй

(утверждена приказом от 19.12.2023 № 3381-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: Космический аппарат ретрансляционной связи аппаратов на обратной стороне Луны со станциями на Земле массой $m=450$ кг

4. Содержание выпускной квалификационной работы: баллистический расчёт, анализ полученных расчётов, выбор разгонного блока и двигательных установок КА, подбор целевой аппаратуры, описание конструкции КА, безопасность жизнедеятельности, экономическая часть.

5. Перечень материалов приложения: алгоритмы расчёта схем перелёта, схемы перелёта, блок-схема системы ретрансляционной связи, чертеж двигательных установок космического аппарата, 3Д модель параболической антенны, чертеж компоновочной схемы космического аппарата с разгонным блоком.

6. Консультант выпускной квалификационной работы: Насуленко К.А.,
доцент

7. Дата выдачи задания: 29.12.2023

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

Задание принял к исполнению (дата): 20.12.23 

РЕФЕРАТ

Выпускная квалификационная работа содержит 65 страниц, 13 рисунков, 8 таблиц, 9 приложений, 16 источников.

РЕТРАНСЛЯЦИОННАЯ СВЯЗЬ, ПЕРЕЛЁТ, ЭЛЛИПС ГОМАНА, ТОЧКА ЛИБРАЦИИ, СИСТЕМА «ЗЕМЛЯ-ЛУНА», ПЕРЕДАЧА ДАННЫХ, НЕСИММЕТРИЧНЫЙ ДИМЕТИЛГИДРАЗИН

Цель работы: проектная разработка космического аппарата как ретранслятора связи Земли с лунной станцией, совершившей посадку на обратной стороне Луны.

Задачи:

- провести анализ информации о существующих спутниках-ретрансляторах;
- определить основные параметры и характеристики космического аппарата, выбор его целевой аппаратуры;
- провести анализ рабочих орбит для спутника (группировки спутников), условий и схем перелёта на рабочую орбиту;
- рассчитать суммарные импульсы скорости и время перелётов для выбора из них оптимальный;
- рассчитать объемные характеристики космического аппарата;
- необходимо установить нормы и стандарты безопасности при процессе заправки топливом баков космического аппарата;
- оценить затраты на разработку и производство.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	8
1. Общая часть	9
1.1 Спутники-ретрансляторы	9
1.2 Описание типовых спутников-ретрансляторов	11
1.2.1 Многофункциональная космическая система ретрансляции (МКСР) «Луч»	11
1.2.2 Спутник ретрансляционной связи Цюэцяо (Queqiao)	12
2. Проектный расчёт	15
2.1 Баллистический расчёт	15
2.1.1 Орбиты вокруг Луны	15
2.1.2 Орбиты в окрестности точек либрации	16
2.2 Анализ условий полёта к окрестности Луны	19
2.3 Выбор схемы перелёта	20
2.3.1 Двухимпульсный перелёт в точку либрации L2 с низкой околоземной орбиты с помощью эллипса Гомана	20
2.3.2 Четырехимпульсный перелёт в точку либрации L2 через промежуточную орбиту вокруг Луны с помощью эллипсов Гомана	23
2.3.3 Трехимпульсный перелёт с низкой околоземной орбиты в точку либрации L2	29
2.4 Анализ полученных расчётов	32
2.5 Выбор разгонного блока для доставки космического аппарата в точку либрации L2	33
2.6 Выбор двигателей спутника-ретранслятора	36
2.7 Объемные характеристики спутника-ретранслятора	41
2.7.1 Объем топливных баков	41
2.7.2 Геометрические размеры топливных баков	43
3. Состав спутника-ретранслятора	44

3.1 Ретрансляционная система	44
3.2 Система обеспечения теплового режима	46
3.3 Система навигации и управления	47
3.4 Система энергоснабжения	48
3.5 Описание конструктивно-компоновочных схем	49
4. Безопасность жизнедеятельности	50
4.1 Общие сведения о компонентах топлива	50
4.2 Правила техники безопасности при заправке баков	51
4.3 Действия персонала в нештатных ситуациях при работе с гептилом	58
5. Оценка стоимости создания данного космического аппарата	60
Заключение	63
Список использованных источников	65

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

АТ/НДМГ – азотный тетраоксид/несимметричный диметилгидразин;

РБ – разгонный блок;

ИСЗ – искусственный спутник Земли;

КА – космический аппарат;

ЛЗЛ – линия, соединяющая Землю и Луну;

МТА – межорбитальный транспортный аппарат;

СЗЛ – система «Земля-Луна»;

СОТР – система обеспечения теплового режима;

ПСТР – пассивная система терморегулирования;

СТР – система терморегулирования;

ССС – система спутниковой связи;

НКУ – наземный пункт управления;

НОО – низкая околоземная орбита;

ВВЕДЕНИЕ

Исследование Луны всегда вызывало интерес у научного сообщества. Это может помочь нам лучше понять, как Луна сформировалась и развивалась в процессе времени. Это также дает нам возможность развивать технологии и стратегии для будущих космических миссий, как на ближнюю околоземную орбиту, так и на другие планеты и спутники.

Обратная сторона Луны интересна тем, что она представляет собой глубокий и неизученный регион самого ближайшего космического объекта к Земле. Обратная сторона Луны также может предоставить уникальную возможность для наблюдений космических объектов и астрономических явлений, которые не могут быть наблюдаемы с поверхности Земли, а также возможность изучения радиационной и магнитной среды без влияния атмосферы Земли. Кроме того, исследование обратной стороны Луны может помочь в подготовке к будущим космическим миссиям, включая посадку человека на Луне, и постройке первой лунной базы. В целом, перспективы изучения Луны огромны и могут принести много полезной информации и применимых результатов для науки и человечества в целом.

Основной проблемой в изучении обратной стороны Луны является отсутствие возможности напрямую связываться с аппаратами с Земли. Поскольку период вращения природного спутника вокруг нашей планеты и вращения его вокруг оси практически совпадают, мы можем видеть лишь одно лунное полушарие, а второе остается для нас вне поля зрения. Решением этой проблемы могут быть спутники-ретрансляторы, которые находятся в постоянной видимости Земли, и аппарата на обратной стороне Луны, и могут передавать данные между ними.

1 ОБЩАЯ ЧАСТЬ

1.1 Спутники-ретрансляторы

Спутниковая связь – один из видов радиосвязи, основанный на использовании искусственных спутниках Земли (ИСЗ) в качестве ретрансляторов. Спутниковая связь осуществляется между станциями, которые могут быть как стационарными, так и подвижными.

Принцип работы данного вида связи: на рисунке 1 представлена упрощенная схема системы спутниковой связи (ССС). Когда ИСЗ движется по орбите, может быть наблюдаем только в точках А и Б на участке орбиты А'Б'. Во время движения по этому участку, антенная система пункта А излучает электромагнитные колебания в направлении ИСЗ, которые затем принимаются бортовой радиоаппаратурой спутника. После обработки и усиления, эти сигналы направляются обратно к Земле и могут быть приняты в пункте Б. Все существующие спутники-ретрансляторы используют эту схему.[1]

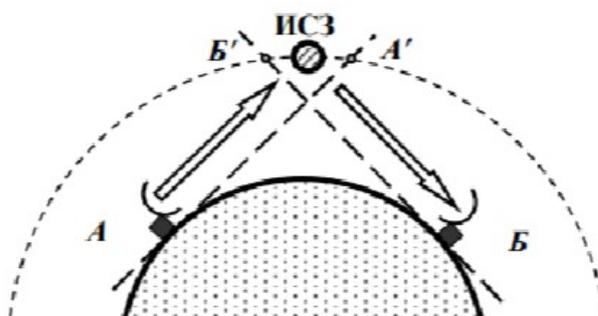


Рисунок 1 – Структура системы спутниковой связи.

А и Б – наземные станции, которые могут передавать и принимать сигнал;

Спутники-ретрансляторы могут быть как активными, так и пассивными.

Пассивные ретрансляторы просто отражают радиосигнал и часто никакой приёмопередающей аппаратурой не содержат. Они представляют

собой пустотелые шары диаметром несколько десятков метров, поверхность которых металлизирована. Примером такого спутника являются Эхо-1 и Эхо-2, но данный вид спутников не получил особого распространения, и все спутники связи являются активными.

Существуют нерегенеративные активные ретрансляторы и регенеративные активные ретрансляторы.

Нерегенеративные ретрансляторы переводят сигнал без обработки на другую частоту, усиливают и передают на станции на Земле. Регенеративные ретрансляторы, наоборот, изменяют структуру и форму сигналов, а также их спектральные и временные характеристики.[2]

Для создания спутников-ретрансляторов необходимы два основных компонента – космическая платформа и бортовой ретранслятор. На рисунке 2 изображены эти основные элементы.

Функция бортового ретранслятора заключается в приеме сигналов от наземных станций, их усилении и повторной передаче. С помощью бортовых антенн образуется зона обслуживания, где спутник фокусирует передаваемый сигнал в один или несколько лучей, передавая его на Землю.



Рисунок 2 – Схема узлов спутника

1.2 Описание типовых спутников-ретрансляторов

1.2.1 Многофункциональная космическая система ретрансляции (МКСР) «Луч»

Три КА, составляющие МКСР "Луч" (см. рис. 3), предназначены для приема телеметрической и целевой информации с КА, находящихся вне диапазона радиовидимости КИС с Российской территории, и передачи этой информации в режиме реального времени на земные станции слежения за полетами КА в России. Также эти спутники-ретрансляторы обеспечивают возможность передачи команд управления космическими объектами. Кроме того, КА-ретрансляторы "Луч-5" позволяют передавать информацию от автоматических станций гидрометеорологической системы Росгидромета, сигналы автоматических радиобуев международной системы спасения КОСПАС-САРСАТ и корректирующие сигналы для системы дифференциальной коррекции и мониторинга системы ГЛОНАСС.

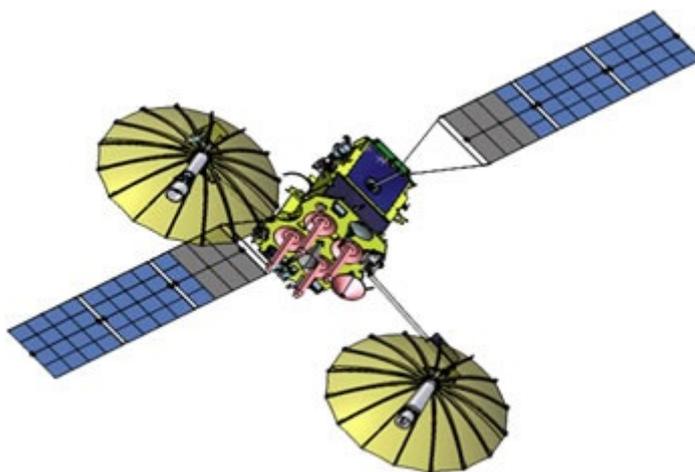


Рисунок 3 – Конфигурация КА «Луч-5» на орбите

Таблица 1 – Используемые диапазоны в работе КА «Луч-5»

Диапазон	Назначение
С-диапазон	телеметрическая информация, измерение текущих навигационных параметров, командно-программная информация

Р-диапазон	сигналы сбора и передачи данных канала Росгидромет
S-, Ku- диапазоны	информация целевого назначения, телевидение, телефония, телеметрическая информация, командно-программная информация
L-диапазон	сигналы дифференциальной коррекции и мониторинга для потребителей системы ГЛОНАСС
Ku-диапазон	сигналы коррекции от комплекса закладки и контроля системы дифференциальной коррекции и мониторинга

Целевая аппаратура КА «Луч-5»:

- бортовой ретрансляционный комплекс контроля и управления,
- система наведения антенн,
- ретранслятор системы дифференциальной коррекции и мониторинга,
- ретранслятор системы сбора и передачи данных,
- антенно-фидерная система,
- конструкция и механические устройства модуля целевой аппаратуры (МЦА), элементы обеспечения тепловых режимов МЦА.

Характеристики:

Масса: 1140 кг

Орбита: геостационарная, 36000 км

1.2.2 Спутник ретрансляционной связи Цюэцяо (Queqiao)

Цюэцяо (Queqiao) – космический аппарат (рис.4), разработанный на основе малой спутниковой платформы CAST100 компании DFH satellite Co., Ltd. и опыта других китайских лунных миссий. Данный КА помогает обеспечить связь между Землей и Луной. Он принимает сигналы от земных

антенн и передает их на Луну через свою антенную систему. Затем он передает сигналы с Луны обратно на Землю.

Платформа также имеет возможность собирать и обрабатывать данные о Луне, такие как изображения и видео. Он также может выполнять научные эксперименты и демонстрировать технологические достижения.

Цюэцяо был запущен вместе с лунным аппаратом Чанъэ-4 в мае 2018 года. Этот космический аппарат помогает обеспечить успешную работу лунного аппарата и исполнять его задачи. КА играет важную роль в исследовании Луны и подготавливает почву для будущих миссий на Луну, включая возможное установление постоянной базы на Луне.

Данный КА принят прототипом спутника-ретранслятора для поддержания связи между космическими аппаратами на двух разных астрономических объектах.

Принцип работы данного КА основан на принципе работы околоземных спутников ретрансляции, описанном в пункте 1.1. Отличие лишь в том, что вместо станции на Земле – аппарат, находящийся на обратной стороне Луны.

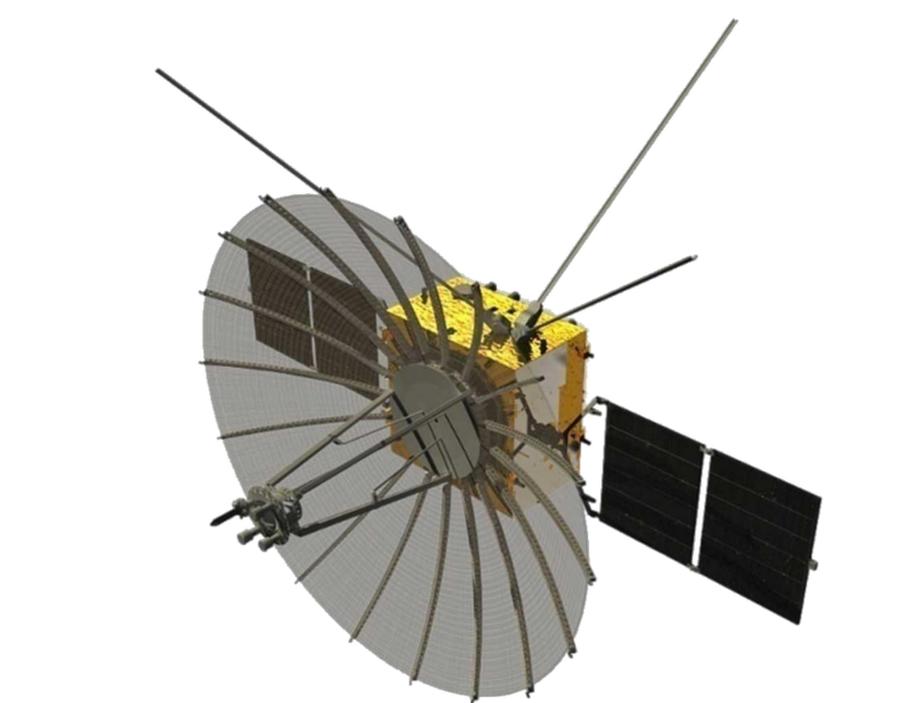


Рисунок 4 – Конфигурация КА Цюэцяо (Queqiao) на орбите

Характеристики:

Масса: 448 кг

Орбита: гало-орбита вокруг точки либрации L_2

Основной системой является система ретрансляции, которая может работать на 4 канала в X-диапазоне со скоростью 256 килобит/с для связи с посадочной станцией миссии «Чанъэ-4», совершившей посадку на обратной стороне Луны, и канал в S-диапазоне для передачи данных на Землю со скоростью 2 гигабит/с. Ретранслятор использует параболическую антенну диаметром 4,2 метра и спиралевидную антенну.

2 ПРОЕКТНЫЙ РАСЧЁТ

2.1 Баллистический расчёт

Выбор орбиты полета является ключевым этапом в разработке данного космического аппарата. При проектировании необходимо учитывать запланированные и предположительные миссии лунной программы. Для обеспечения полного покрытия лунной поверхности рассматриваются различные виды орбит, включая орбиты вокруг Луны и орбиты вокруг точек либрации в системе Земля-Луна.

2.1.1 Орбиты вокруг Луны

Кроме стремления обеспечить полное покрытие связью, что является главным приоритетом, следует также рассмотреть другие важные задачи. Одна из таких задач заключается в том, как максимально увеличить объем данных, передаваемых с космического аппарата, находящегося на поверхности Луны, обратно на Землю. Поскольку исследования Луны будут продолжаться и в будущем, будет получено огромное количество научных данных, которые необходимо будет возвращать. Важно уравновесить время видимости объектов на лунной поверхности и расстояние до спутника-ретранслятора.

Если спутник ретрансляционной связи вывести на сильно вытянутую эллиптическую, полярную орбиту, апогей орбиты которой расположен над местом посадки, он может оставаться над районом южного полюса Луны в течение длительного времени, но скорость передачи данных будет ниже из-за потерь мощности и уровня сигнала на большем расстоянии.

На лунной орбите, близкой к низкой круговой, спутник ретрансляционной связи долгое время не находится в поле зрения района южного полюса Луны, но расстояние передачи данных уменьшается. таким образом, может быть достигнута более высокая скорость передачи данных.

Во-вторых, следует рассмотреть способы минимизации требуемых импульсов скорости Δv и, таким образом, снизить общий расход топлива,

необходимого для вывода на орбиту и обслуживания на ней. Третья задача заключается в сокращении времени полета для перехода на орбиту. Это позволит снизить эксплуатационные расходы и риски миссии. Однако стремление к минимизации потребности в топливе и времени полета зачастую вступает в противоречие друг с другом, и компромисс может быть необходим.

Важно отметить, что использование низкой лунной орбиты имеет свои значительные преимущества: более короткие пути связи с аппаратами, возможность снижения массы конструкции, модификации и стоимости бортового оборудования системы ретрансляции при сохранении высоких скоростей передачи данных. Однако спутник-ретранслятор, находящийся на низкой орбите, будет проходить над нужной территорией так быстро, что потребуется большее количество спутников для обеспечения непрерывной ретрансляционной связи. Это, в свою очередь, повлияет на стоимость и другие факторы.[3]

2.1.2 Орбиты в окрестности точек либрации

В системе "Земля-Луна" (СЗЛ) существуют явления, связанные с движением Земли и Луны, такие как точки Лагранжа, также известные как точки либрации. Рассмотрим схему, изображенную на рисунке 3: пусть КА находится на линии, которая проходит через центры Земли и Луны. При нахождении КА на этой линии, на него действуют сила притяжения Земли, сила притяжения Луны и центробежное ускорение. Однако существуют такие точки, в которых все три ускорения равны нулю, и таких точек пять. [4]

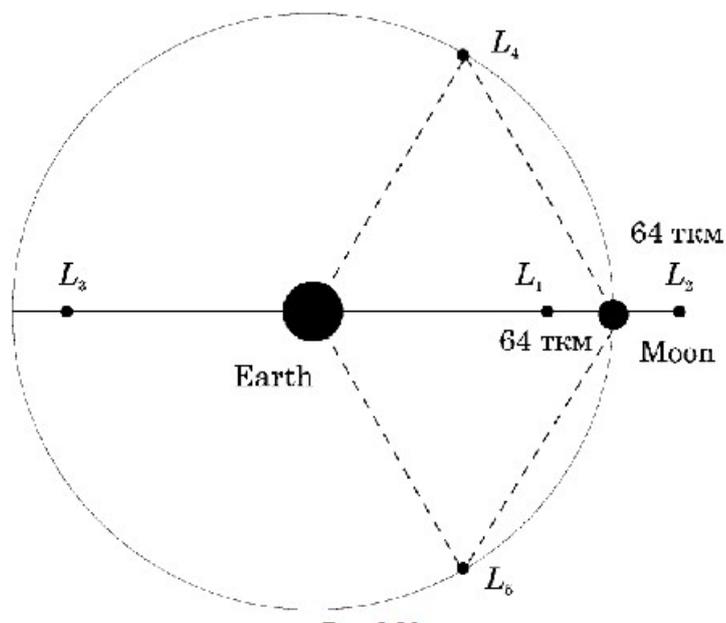


Рисунок 5 – Точки либрации

Точки Лагранжа представляют собой частное решение задачи трех тел, где орбиты всех тел считаются круговыми, а масса третьего тела намного меньше массы двух других. В этом случае считается, что два массивных тела обращаются вокруг их общего центра масс с постоянной угловой скоростью. Решение показывает, что в пространстве вокруг двух тел существуют пять точек, в которых третье тело с малой массой может оставаться неподвижным во вращающейся системе отсчета (СЗЛ). В точках либрации гравитационные силы, действующие на малое тело, уравниваются центробежной силой.

На рисунке 5 показаны пять точек либрации. Важно понимать, что эта система подвижна, и рисунок 5 фиксирует одно из возможных состояний СЗЛ. Три точки либрации находятся на линии, соединяющей Землю и Луну (ЛЗЛ), их называют коллинеарными точками либрации. Первая точка либрации L_1 находится между Землей и Луной, вторая точка либрации L_2 находится за Луной, а третья коллинеарная точка либрации L_3 находится с обратной стороны Земли по отношению к Луне. Четвертая и пятая точки либрации L_4 и L_5 находятся вне линии, их называют треугольными или троянскими точками либрации. Точки L_1 , L_2 и L_3 являются точками неустойчивого равновесия, в то время как точки L_4 и L_5 обладают

устойчивым равновесием. Если малое тело или космический аппарат попадают в одну из этих точек, они остаются там. Однако, если они выходят из этих точек, то в окрестности они могут двигаться по периодическим орбитам.

Если малое тело или КА выходят из этих точек, то в окрестности они могут двигаться по периодическим орбитам (гало-орбитам, рис.6)[5].

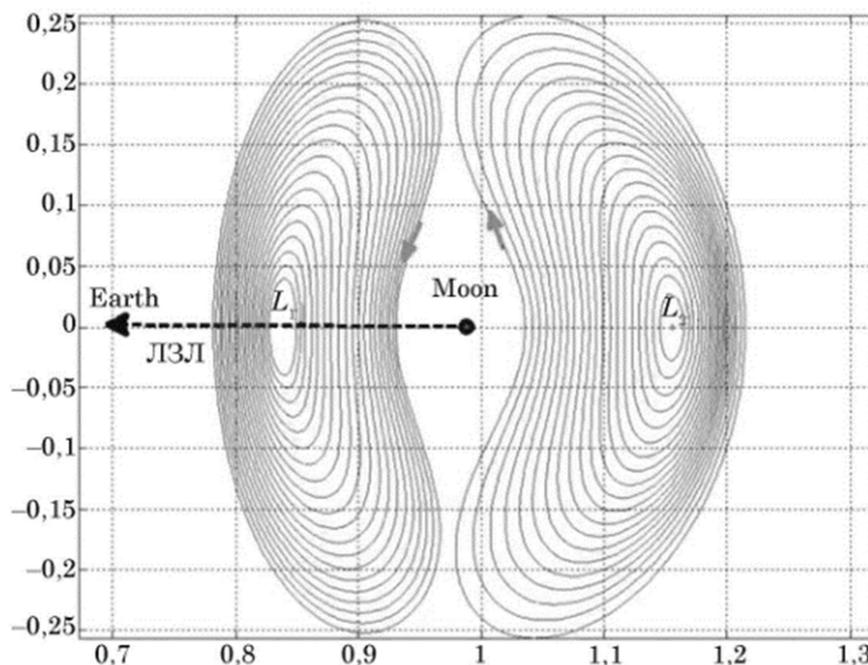


Рисунок 6 – Гало-орбиты СЗЛ

Спутник ретрансляционной связи, находящийся на орбите вокруг точки L_2 , имеет ограниченную скорость передачи данных из-за очень большого расстояния связи между ним и космическим аппаратом на поверхности Луны. Но для космических аппаратов на обратной стороне Луны один спутник ретрансляционной связи на орбите вокруг L_2 может обеспечить непрерывное покрытие ретрансляционной связью, что является весомым плюсом для исследовательских миссий по посадке на обратной стороне Луны. Однако спутник ретрансляционной связи, работающий на орбитах вокруг точек либрации СЗЛ, должен использовать более крупный космический аппарат с усилителем большей мощности и антенной с большей

апертурой для достижения достаточной скорости передачи данных на большем расстоянии от Луны.

Рассмотрев возможные варианты, остановимся на использовании гало-орбиты в окрестности второй точки либрации L_2 в качестве рабочей орбиты проектируемого спутника-ретранслятора.

2.2 Выбор схемы перелёта

Вне зависимости от схемы перелета, КА должен попасть в точку либрации L_2 , из которой будет сделан переход на гало-орбиту с определённой амплитудой. Таким образом, для определения самой энергетически выгодной схемы достаточно будет сравнить схемы перелёта с низкой околоземной орбиты (НОО) в точку L_2 .

2.3.1 Двухимпульсный перелёт в точку либрации L_2 с низкой околоземной орбиты с помощью эллипса Гомана

Рассматривая данную схему, будем считать, что перелёт происходит в плоскости, совпадающей с плоскостью орбиты Луны. Также будем считать, что после отрыва КА от Земли движение КА в сторону Луны целиком в поле тяготения Земли. Иначе говоря, фокус перелётного эллипса находится в центре Земли [6].

$R_z = 6371$ км – радиус Земли;

$h_0 = 200$ км – высота начальной орбиты;

$D = 384400$ км – радиус орбиты Луны;

$h_k = 64400$ км – радиус орбиты точки либрации L_2 относительно Луны.

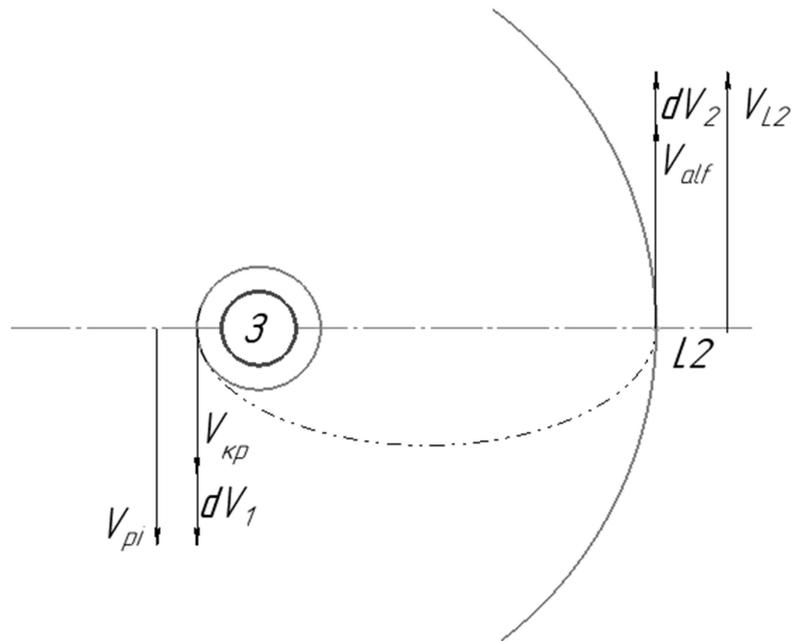


Рисунок 7 – Схема двухимпульсного перелёта в точку либрации L_2 с НОО (пунктирная линия – линия перелёта)

Гомановский перелёт – это двухимпульсный перелет между двумя орбитами с угловой дальностью 180° (рис.7). Данный перелёт считается наиболее энергетически выгодным, поэтому будем рассматривать его в первую очередь.

Радиус перигея перелётной орбиты:

$$r_\pi = R_3 + h_0 = 6,571 \cdot 10^3 \text{ км}, \quad (1)$$

Радиус апогея перелётной орбиты:

$$r_\alpha = D + h_\kappa = 4,488 \cdot 10^5 \text{ км}, \quad (2)$$

Большая полуось перелётной орбиты:

$$a = \frac{r_{\pi} + r_{\alpha}}{2} = 2,277 \cdot 10^5 \text{ км}, \quad (3)$$

Эксцентриситет перелётной орбиты:

$$e = \frac{r_{\alpha} - r_{\pi}}{r_{\alpha} + r_{\pi}} = 0,971 \text{ км}, \quad (4)$$

Продолжительность перелёта:

$$T = \frac{\pi \sqrt{a^3}}{\sqrt{\mu}} = 5,406 \cdot 10^5 \text{ сек} = 150,167 \text{ часов}, \quad (5)$$

Круговая скорость КА на начальной орбите:

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\pi}}} = 7,778 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (6)$$

где μ – гравитационный параметр Земли.

Скорость КА в перигее перелётной орбиты:

$$V_{\pi} = V_{кр} \left(\sqrt{\frac{2r_{\alpha}}{r_{\pi} + r_{\alpha}}} \right) = 3,146 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (7)$$

Тормозной импульс в направлении вектора скорости в перигее перелётной орбиты для достижения V_{π} :

$$dV_1 = V_{\pi} - V_{кр} = -4,642 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (8)$$

Скорость КА в апогее перелётной орбиты:

$$V_{\alpha} = V_{\pi} \frac{r_{\pi}}{r_{\alpha}} = 0,046 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (9)$$

Линейная скорость второй точки либрации L_2 в системе Земля-Луна $V_{L_2} = 1,19 \cdot 10^3 \text{ м/с}$.

Видно, что скорость в импульс в L_2 больше, чем в апогее перелётной орбиты. Таким образом, разгонный импульс в направлении вектора скорости в перигее перелётной орбиты:

$$dV_2 = V_{L_2} - V_{\alpha} = 1,114 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (10)$$

Суммарный импульс скорости:

$$dV_{sum} = |dV_1| + |dV_2| = 5,786 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (11)$$

2.3.2 Четырехимпульсный перелёт в точку либрации L_2 через промежуточную орбиту вокруг Луны с помощью эллипсов Гомана

Данная задача рассмотрена как ограниченная задача трех тел. Используется приближенная методика расчёта, использующая понятие о сфере действия небесного тела(грависфера).

Рассмотрим идеализированную систему Земля-Луна. Будем считать, что:

- оба небесных тела считаем сферическими и их гравитационные поля ньютоновскими,
- Земля и Луна движутся по круговым орбитам вокруг общего центра масс, а последний движется по круговой орбите вокруг Солнца,

- пренебрегаем влияние массы КА на движение системы,
- не учитываем факторы: возмущения от притяжения Солнца и других планет, сопротивление атмосферы Земли, силы давления на КА солнечного излучение и метеорный возмущения.[6]

Так как используем понятие о грависферах ненулевой протяжённости, расчёт будет разделен на две части: расчёт геоцентрического участка и селеноцентрического участка.

Геоцентрический участок:

$R_z = 6371 \text{ км}$ – радиус Земли;

$h_0 = 200 \text{ км}$ – высота начальной орбиты;

D – радиус орбиты Луны

$h_l = 200 \text{ км}$ – высота окололунной орбиты

Для перелёта используем гомановскую орбиту в качестве перелётной, так как перелёт по данной орбите энергетически более выгодный [6].

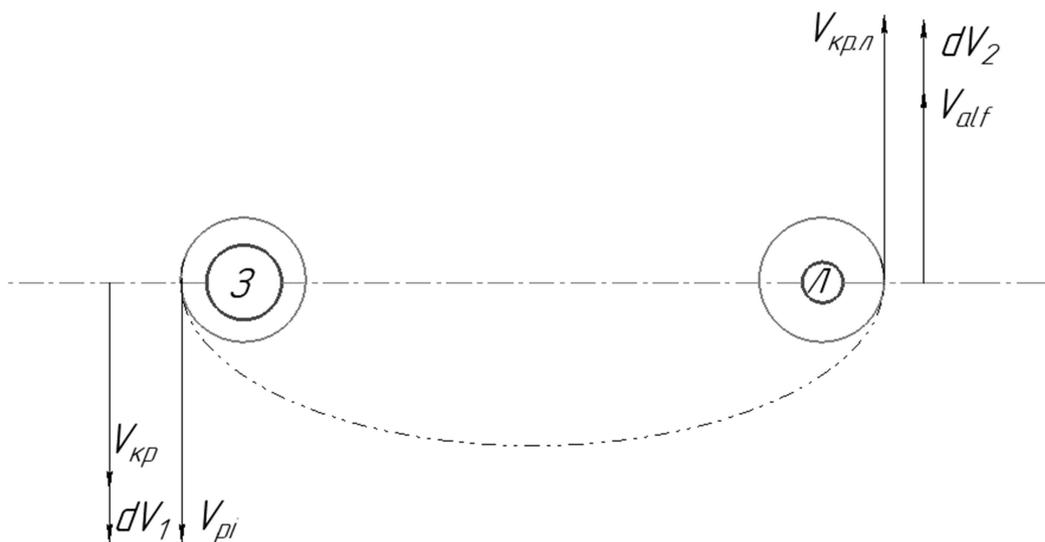


Рисунок 8 – Геоцентрический участок перелёта (пунктирная линия – линия перелёта)

Радиус перигея первой перелётной орбиты:

$$r_{\pi} = R_{\text{з}} + h_0 = 6,571 \cdot 10^3 \text{ км}, \quad (12)$$

Радиус апогея первой перелётной орбиты:

$$r_{\alpha} = D + h_{\text{л}} = 3,846 \cdot 10^5 \text{ км}, \quad (13)$$

Большая полуось первой перелётной орбиты:

$$a = \frac{r_{\pi} + r_{\alpha}}{2} = 1,956 \cdot 10^5 \text{ км}, \quad (14)$$

Эксцентриситет первой перелётной орбиты:

$$e = \frac{r_{\alpha} - r_{\pi}}{r_{\alpha} + r_{\pi}} = 0,966 \text{ км}, \quad (15)$$

Продолжительность первого перелёта:

$$T_1 = \frac{\pi \sqrt{a^3}}{\sqrt{\mu}} = 4,304 \cdot 10^5 \text{ сек} = 119,6 \text{ часов}, \quad (16)$$

Круговая скорость КА на начальной орбите:

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\pi}}} = 7,778 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (17)$$

где μ – гравитационный параметр Земли.

Скорость КА в перигее первой перелётной орбиты:

$$V_{\pi} = V_{кр} \left(\sqrt{\frac{2r_{\alpha}}{r_{\pi} + r_{\alpha}}} \right) = 3,133 \cdot 10^3 \text{ м/с} \quad , \quad (18)$$

Тормозной импульс в направлении вектора скорости в перигее первой перелётной орбиты для достижения V_{π} :

$$dV_1 = V_{\pi} - V_{кр} = -4,655 \cdot 10^3 \text{ м/с} \quad (19)$$

Скорость КА в апогее первой перелётной орбиты:

$$V_{\alpha} = V_{\pi} \frac{r_{\pi}}{r_{\alpha}} = 0,054 \cdot 10^3 \text{ м/с} \quad , \quad (20)$$

Линейная скорость, необходимая КА, чтобы выйти на окололунную орбиту высотой h_l :

$$V_{кр.л} = \sqrt{\frac{\mu_l}{r_{\pi}}} = 0,864 \cdot 10^3 \text{ м/с} \quad , \quad (21)$$

где μ_l – гравитационный параметр Луны.

Как видно, скорость КА в апогее меньше, чем скорость для того, чтобы остаться на окололунной орбите, поэтому нужно дать разгонный импульс в направлении вектора скорости в апогее первой перелётной орбиты:

$$dV_2 = V_{кр.л} - V_{\alpha} = 0,81 \cdot 10^3 \text{ м/с} \quad , \quad (22)$$

Тем самым аппарат покинет гомановскую перелётную орбиту и перейдет на круговую орбиту с радиусом 200 км вокруг Луны.

Так как точка либрации находится в пределах действия грависферы Луны, то дальше будем рассматривать перелет на рабочую орбиту в рамках задачи двух тел.

Селеноцентрический участок:

$r_{\pi 2} = 3,846 \cdot 10^5 \text{ м}$ – радиус перигея второй перелётной орбиты,

$r_{\alpha 2} = 6,44 \cdot 10^4 \text{ км}$ – радиус апогея второй перелётной орбиты;

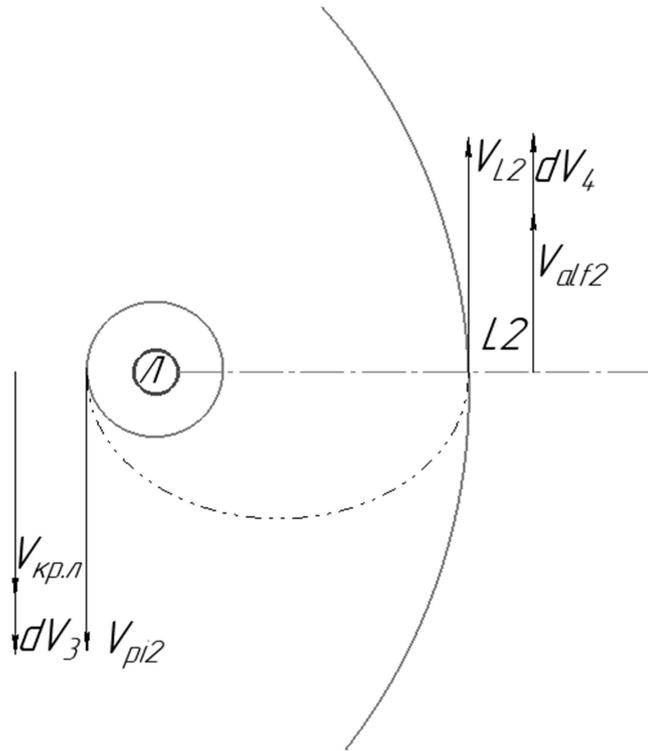


Рисунок 9 – Селеноцентрический участок перелёта (пунктирная линия – линия перелёта)

Большая полуось второй перелётной орбиты:

$$a = \frac{r_{\alpha 2} + r_{\pi 2}}{2} = 3,23 \cdot 10^4 \text{ км}, \tag{23}$$

Продолжительность второго перелёта:

$$T_2 = \frac{\pi \sqrt{a^3}}{\sqrt{\mu}} = 6,946 \cdot 10^5 \text{ сек} = 72,33 \text{ часа}, \tag{24}$$

Скорость в перигее, которую нужно развить для того, чтобы выйти на вторую перелётную орбиту:

$$V_{\pi 2} = \sqrt{\frac{2\mu_l}{r_\pi} - \frac{2\mu_l}{r_\pi + r_\alpha}} = 0,356 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (25)$$

$$dV_3 = V_{\pi 2} - V_{кр.л} = -0,508 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (26)$$

Из (26) понятно, что для выхода на вторую перелётную орбиту, КА нужно дать тормозной импульс $0,508 \text{ м/с}$.

Скорость КА в апогее второй перелётной орбиты:

$$V_{\alpha 2} = \sqrt{\frac{2\mu_l}{r_{L1}} - \frac{2\mu_l}{r_{L1} + r_{L2}}} = 0,022 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (27)$$

Линейная скорость второй точки либрации L_2 в системе Земля-Луна $V_{L2} = 1,19 \cdot 10^3 \text{ м/с}$.

Видно, что скорость КА в апогее меньше, чем скорость для того, чтобы остаться в точке либрации, поэтому нужно дать разгонный импульс в направлении вектора скорости в апогее первой перелётной орбиты:

$$dV_4 = V_{L2} - V_{\alpha 2} = 1,168 \cdot 10^3 \text{ м/с} \quad (28)$$

Суммарный импульс:

$$dV_{sum} = |dV_1| + |dV_2| + |dV_3| + |dV_4| = 7,142 \cdot 10^3 \text{ м/с} \quad (29)$$

2.3.3 Трехимпульсный перелёт с низкой околоземной орбиты в точку либрации L_2

Данная схема перелёта рассмотрена как задача двух тел, поэтому все допущения и условия из пункта 2.3.1 учитываются и в данном расчёте.

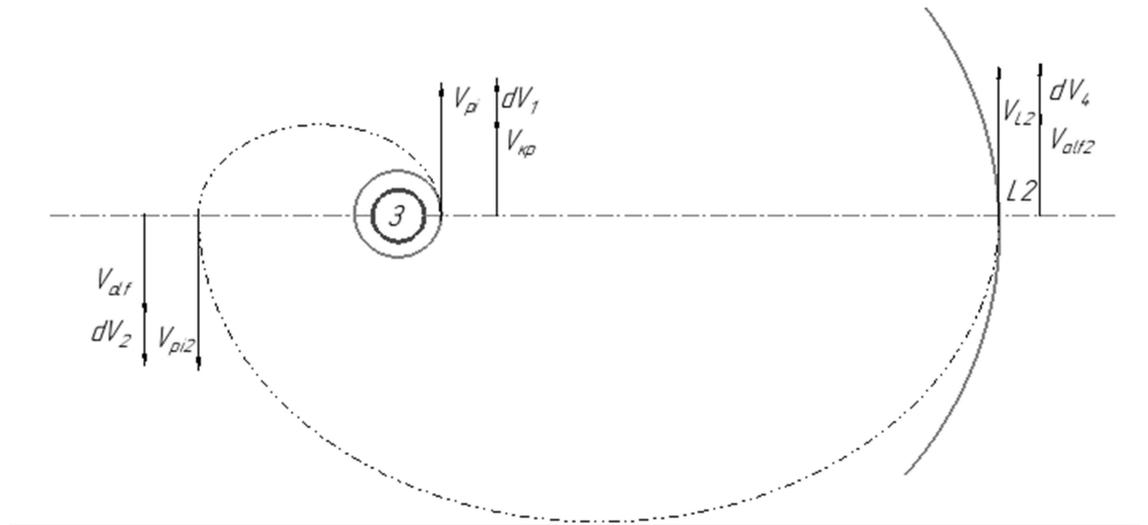


Рисунок 10 – Схема трехимпульсного перелёта в точку либрации L_2 (пунктирные линии – линии перелётных орбит).

Первый участок:

$R_3 = 6371 \text{ км}$ – радиус Земли;

$h_0 = 200 \text{ км}$ – высота начальной орбиты;

$D = 384400 \text{ км}$ – радиус орбиты Луны.

Для перелёта используем гомановскую орбиту в качестве перелётной (рис.10), так как перелёт по данной орбите считается энергетически более выгодным [6].

Радиус перигея первой перелётной орбиты:

$$r_\pi = R_3 + h_0 = 6,571 \cdot 10^3 \text{ км}, \quad (30)$$

Радиус апогея первой перелётной орбиты: $r_\alpha = 10^5 \text{ км}$

Большая полуось первой перелётной орбиты:

$$a = \frac{r_{\pi} + r_{\alpha}}{2} = 5,329 \cdot 10^4 \text{ км}, \quad (31)$$

Эксцентриситет первой перелётной орбиты:

$$e = \frac{r_{\alpha} - r_{\pi}}{r_{\alpha} + r_{\pi}} = 0,877 \text{ км}, \quad (32)$$

Продолжительность первого перелёта:

$$T_1 = \frac{\pi \sqrt{a^3}}{\sqrt{\mu}} = 6,121 \cdot 10^4 \text{ сек} = 17 \text{ часов}, \quad (33)$$

Круговая скорость КА на начальной орбите:

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\pi}}} = 7,778 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (34)$$

где μ – гравитационный параметр Земли.

Скорость КА в перигее первой перелётной орбиты:

$$V_{\pi} = V_{кр} \left(\sqrt{\frac{2r_{\alpha}}{r_{\pi} + r_{\alpha}}} \right) = 2,881 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (35)$$

Тормозной импульс в направлении вектора скорости в перигее первой перелётной орбиты для достижения V_{π} :

$$dV_1 = V_{\pi} - V_{кр} = -4,907 \cdot 10^3 \text{ м/с} \quad (36)$$

Скорость КА в апогее первой перелётной орбиты:

$$V_{\alpha} = V_{\pi} \frac{r_{\pi}}{r_{\alpha}} = 0,189 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (37)$$

Второй участок:

$$r_{\pi 2} = 10^5 \text{ м},$$

$$r_{\alpha 2} = D + 64400 = 4,488 \cdot 10^5 \text{ м}.$$

Большая полуось второй перелётной орбиты:

$$a = \frac{r_{\pi 2} + r_{\alpha 2}}{2} = 2,744 \cdot 10^5 \text{ км}, \quad (38)$$

Продолжительность второго перелёта:

$$T_2 = \frac{\pi \sqrt{a^3}}{\sqrt{\mu}} = 7,152 \cdot 10^5 \text{ сек} = 198,67 \text{ часа}, \quad (39)$$

Скорость в перигее, которую нужно развить для того, чтобы выйти из апогея первой перелётной орбиты на вторую:

$$V_{\pi 2} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{\pi 2}} - \frac{2\mu}{r_{\pi 2} + r_{\alpha 2}}} = 2,553 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (40)$$

$$dV_2 = V_{\pi 2} - V_{\alpha 1} = 2,364 \cdot 10^3 \text{ м/с}, \quad (41)$$

Из (41) понятно, что для выхода на вторую перелётную орбиту, КА нужно дать разгонный импульс 2,364 м/с.

Скорость КА в апогее второй перелётной орбиты:

$$V_{\alpha 2} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{\alpha 2}} - \frac{2\mu}{r_{\alpha 2} + r_{\pi 2}}} = 0,569 \cdot 10^3 \text{ м/с} \quad (42)$$

Линейная скорость второй точки либрации L_2 в системе Земля-Луна $V_{L2} = 1,19 \cdot 10^3 \text{ м/с}$.

Видно, что скорость КА в апогее меньше, чем скорость для того, чтобы остаться в точке либрации, поэтому нужно дать разгонный импульс в направлении вектора скорости в апогее первой перелётной орбиты:

$$dV_3 = V_{L2} - V_{\alpha 2} = 0,621 \cdot 10^3 \text{ м/с} \quad (43)$$

Суммарный импульс:

$$dV_{sum} = |dV_1| + |dV_2| + |dV_3| = 7,892 \cdot 10^3 \text{ м/с} \quad (44)$$

2.4 Анализ полученных расчётов

Таблица 2 – Полученные значения при расчётах схем перелёта

№ схемы	1	2	3
$dV_1, 10^3 \text{ м/с}$	4,642	4,672	4,907
$dV_2, 10^3 \text{ м/с}$	1,144	0,807	2,364
$dV_3, 10^3 \text{ м/с}$	-	0,565	0,621
$dV_4, 10^3 \text{ м/с}$	-	0,94	-
Суммарный импульс скорости $dV_{sum}, 10^3 \text{ м/с}$	5,786	7,142	7,892
Время перелёта, ч	150,17 ($\approx 6,25$ суток)	191,93 (≈ 8 суток)	215,67 (≈ 9 суток)

Рассмотрев три варианта схем перелёта и отобразив результаты расчёта в табл.1, можно сделать выводы:

- Третья схема перелёта наименее оптимальная из всех рассмотренных, так как по всем параметрам имеет наибольшие значения;

· В первой и второй схеме первые импульсы скорости достаточно энергозатратные. Таким образом, чтобы обеспечить КА необходимым импульсом скорости для его вывода на перелётную орбиту, принято решение использовать в обеих схемах разгонный блок.

· Суммарный импульс скорости в первой схеме перелёта меньше, чем во второй, соответственно первая схема наиболее энергетически выгодна.

· Время нахождения КА на перелётной орбите в первой схеме меньше на 41 час. Также стоит учесть то, что во второй схеме перелёта, КА находится некоторое время на окололунной орбите, что также увеличивает время на перелёт.

Таким образом, наиболее оптимальной принята первая схема перелёта, и полученные значения будем использовать в дальнейшем расчёте.

2.5 Выбор разгонного блока для доставки космического аппарата в точку либрации L_2

К настоящему времени в России создано несколько МТА, используемых в составе различных РКН. В табл. 2 представлены данные о первых отечественных аппаратах, для которых в отечественной литературе используется термин «разгонный блок» (РБ).

Таблица 3 – Основные характеристики отечественных РБ

Название	Топливо	Тяга ДУ, кН	Удельный импульс, м/с	РКН
«Д»	Кислород/керасин	85	3538	«Протон»
«Икар»	АТ/НДМГ	19,6	2923	«Союз»
«Бриз-КМ»	АТ/НДМГ	19,6	3193	«Рокот»
«Бриз-М»	АТ/НДМГ	19,6	3217	«Протон-М»
«Фрегат»	АТ/НДМГ	19,6	3208	«Союз-2»
«Волга»	АТ/НДМГ	2,9	3070	Семейство «Союз-2»

Для обеспечения КА необходимым импульсом скорости для перехода на перелётную орбиту выберем РБ «Фрегат», так как данный РБ зарекомендовал себя, как надежный и универсальный блок, используемый в более ста пусков. Данный РБ используется в выведении КА как на разные виды околоземных орбит, так и в выведении межпланетных станций, например – КА «Луна-25» в 2023 году.

У РБ «Фрегат» есть несколько ключевых особенностей, которые являются преимуществами относительно других РБ:

- логика работы РБ учитывает возможные нештатные ситуации и предусматривает стратегии выхода из них;
- длительное время автономного функционирования - до двух суток;
- автономность: разгонный блок способен выводить полезную нагрузку в космос без участия человека в НКУ;
- использование спутниковой навигации в контуре управления для повышения точности выведения КА на целевую орбиту;
- Возможность использования РБ на различных РН на всех космодромах. [10]

Подтвердим выдвинутое предположение с помощью расчёта полезной нагрузки, которую может вывести РБ:

Таблица 4 – Характеристики двигательной установки на РБ «Фрегат»

Тяга P , kH	Удельный импульс $J_{уд}$, m/c^2	Масса, kg
19,6	3208	75

$$n_o = 0,3 \quad a_{T.O.} = 0,09 \quad \gamma_{ДУ} = 0,0323 \quad \mu_{np} = 0,11.$$

Формула для расчёта затрат характеристической скорости:

$$\Delta V_{хар}^0 = \Delta V_{имп} + \Delta V_{грав} + \Delta V_{упр}, \quad (45)$$

Гравитационные скоростные потери на первом участке:

$$\Delta V_{\text{зрав1}} = 0,238 \frac{I_{\text{y0}}^{2/3}}{n_o^2} \cdot \left(\frac{\Delta V_1}{V_{\text{кр}}} \right)^3 = 0,238 \frac{3270^{2/3}}{0,3^2} \cdot \left(\frac{4,642}{7,788} \right)^3$$

$$88,464 \text{ М/с},$$
(46)

Потери на управление для каждого из участков:

$$\Delta V_{\text{упр1}} = 0,01(\Delta V_1 + \Delta V_{\text{зрав1}}) = 0,01(4,642 \cdot 10^3 +$$

$$+88,464) = 47,678 \text{ М/с},$$
(47)

Таким образом можем посчитать затраты характеристической скорости:

$$\Delta V_{\text{хар1}}^0 = \Delta V_{1\text{лими}} + \Delta V_{\text{зрав1}} + \Delta V_{\text{упр1}} = 4,642 \cdot 10^3 +$$

$$+88,464 + 47,678 = 4,8155 \cdot 10^3 \text{ М/с},$$
(48)

Относительная конечная масса в конце активного участка:

$$\mu_{\text{к1}}^0 = e^{\left(-\frac{\Delta V_{\text{хар1}}^0}{I_{\text{y0}}} \right)} = e^{\left(-\frac{4,816 \cdot 10^3}{3270} \right)} = 0,229,$$
(49)

Относительная конечная масса полезного груза:

$$\mu_{\text{н.з.}}^0 = \mu_{\text{к}}^0 (1 + a_{\text{Т.О.}}) - \gamma_{\text{ДВ}} \cdot n_0 - a_{\text{Т.О.}} - \mu_{\text{пр}} =$$

$$= 0,229 \cdot (1 + 0,09) - 0,037 \cdot 0,3 - 0,09 - 0,11 = 0,09,$$
(50)

$$m_{\text{нз}} = \frac{m_0}{\mu_{\text{нз}}} = 1079 \text{ кг}$$
(51)

Так как масса проектируемого КА принята за 450 кг, таким образом, из формулы (51) можем сделать вывод о том, что ресурса РБ «Фрегат» достаточно для выведения КА, а также дополнительных КА для совместной работы в лунных проектах.

2.6 Выбор двигателей спутника-ретранслятора

Спутник-ретранслятор доставляется в точку либрации L_2 с помощью РБ «Фрегат». В дальнейшем двигательная установка проектируемого КА должна обеспечивать его необходимым суммарным импульсом скорости Δv для вывода КА на орбиту миссии – гало-орбиту около точки либрации L_2 с амплитудой 13 000 км – и поддержания его на ней.

Для достижения этого на прототипе используются двигательная установка на гидразине, которая состоит из 16 двигателей малой тяги: четыре двигателя с тягой $P = 20 \text{ Н}$ и двенадцать двигателей с тягой $P = 5 \text{ Н}$. В данной работе прототип адаптирован под отечественные разработки, а именно выбраны в качестве основных два вида двигателя малой тяги ($P = 54 \text{ Н}$) РДМТ50М (рис.11) и 12 двигателей МД5 (рис. 12) с тягой $P = 5 \text{ Н}$.



Рисунок 11 – Экспериментальный двухкомпонентный ракетный двигатель малой тяги РДМТ50М

Таблица 5 – Технические характеристики двигательной установки РДМТ50М

Компоненты, горючее/окислитель	НДМГ/АТ
Соотношение компонентов	1,85
Средняя номинальная тяга, Н	54
Средний уд. Импульс в непрерывном режиме, с	290
Время включения, с	0,03..300
Геометрическая степень расширения сопла	52,4
Максимальная длина, мм	253,1
Максимальный диаметр сопла, мм	70
Максимальная масса, кг	1,3

РДМТ 50М – химический ракетный двигатель, предназначенный для маневрирования космических аппаратов в орбитальном пространстве. Он был разработан в Центральном научно-исследовательском институте машиностроения (ЦНИИМаш) и применяется в составе бортовых двигательных установок космических аппаратов различного назначения. Назначение и характеристики РДМТ-50М предназначен для обеспечения маневрирования космических аппаратов по командам, передаваемым системой управления (СУ). Он может работать в различных режимах, включая кратковременные включения для коррекции орбиты и длительные включения для перевода аппарата на другую орбиту. Двигатель развивает номинальную тягу в 54 Н и способен к многократным включениям продолжительностью от 0,03 до 300 секунд. Удельный импульс двигателя составляет 325 с, а коэффициент полезного действия - более 0,9. Конструкция Двигатель РДМТ-50М имеет двухкомпонентную схему и работает на топливной паре несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и азотный тетраоксид (АТ). Топливо подается в камеру сгорания через электромагнитные клапаны, которые управляются системой управления. Камера сгорания и сопло двигателя выполнены из ниобиевого сплава с жаростойким силицидным покрытием. Конструкция двигателя обеспечивает высокую надежность и длительный срок службы. Основные преимущества Основными преимуществами двигателя РДМТ-50М являются: высокая тяга и удельный импульс, возможность многократных включений, возможность работы в различных режимах, высокая надежность и длительный срок службы Применение: двигатель РДМТ-50М применяется в составе бортовых двигательных установок космических аппаратов различного назначения, включая спутники связи, навигации и дистанционного зондирования Земли. Он также используется в качестве маршевого двигателя на возвращаемых космических аппаратах. Заключение РДМТ-50М - надежный и высокопроизводительный двигатель, который широко используется в

космической отрасли. Он зарекомендовал себя как эффективное средство для маневрирования космических аппаратов и перевода их на различные орбиты.



Рисунок 12 – Серийный газовый ракетный двигатель малой тяги МД5

Таблица 6 – Технические характеристики двигательной установки МД5

Компоненты, горючее/окислитель	воздух/азот
Средняя номинальная тяга, Н	4,9
Средний уд. импульс в непрерывном режиме, с	70
Время включения, с	0,012..3000
Геометрическая степень расширения сопла	74,7
Максимальная длина, мм	91
Максимальный диаметр сопла, мм	20
Максимальная масса, кг	0,35

МД5 – это ракетный двигатель малой тяги, работающий на газообразном азоте или воздухе.

Этот двигатель используется для управления положением и движением аппарата космонавта, а также для точной ориентации космического аппарата в пространстве по командам, подаваемым системой управления. Номинальная тяга данного двигателя 4,7 Н и имеет возможность многократно включать двигатель на промежутки времени длительностью от 0,014 с до 3000 с

В составе двигателя использован электромагнитный клапан типа БРТ.200.00, который был разработан и изготовлен ФГУП "НИИМаш". Этот клапан является двухступенчатым и имеет фторопластовые уплотнения. Он используется для подачи и отсечки газа в форсунку двигателя. Масса клапана составляет 0,16 кг, время срабатывания не превышает 0,025 с, а потребляемый ток не превышает 0,2 А при напряжении 37 В и температуре 23°С.

Когда на контакты электромагнитного клапана подается напряжение по команде от системы управления, клапан открывается. Рабочий газ, в роли которого может выступать воздух или азот, поступает в сопло двигателя и, вытекая из него, создает тягу двигателя. Когда давление в дозвуковой части сопла достигает 0,078...0,17 МПа, срабатывает сигнализатор давления в камере, его контакты замыкают цепь, и в систему управления поступает сигнал на включение двигателя.

Двигатель выключается путем снятия напряжения с контактов клапана, после чего клапан закрывается, прекращая подачу газа в сопло. Давление в дозвуковой части сопла падает, контакты сигнализатора размыкают цепи и подают сигнал в систему управления об окончании работы двигателя. Модификация РДМТ5-01 не имеет сигнализатора давления в камере.

В составе двигателя используют систему управления, которая регулирует продолжительности активной работы ДУ. Этот двигатель не требует настройки или регулировки перед использованием.

Тепловое состояние двигателя обеспечивается контактным теплообменом

через фланец крепления двигателя к космическому аппарату.

2.7 Объемные характеристики спутника-ретранслятора

2.7.1 Объем топливных баков

Суммарную массу топлива на номинальном режиме принимаем в соответствии с прототипом: $m_m = 105 \text{ кг}$.

$$m_{mo} = 1,71 \frac{m_m^1}{\rho_{cp}^{0,5}} = 183,2 \text{ кг}, \quad (52)$$

Рассчитать объем баков можно по формуле (53), в которой кроме объема компонента учитывают и другие составляющие:

$$V_{\bar{o}} = V_{д.з} + V_{г.п} + V_{арм}, \quad (53)$$

где $V_{д.з}$ – объем дозы заправки, $V_{г.п}$ – объем газовой подушки, $V_{арм}$ – объем внутрибаковой арматурой и трубопроводами.

Массу заправляемых компонентов можем посчитать по формуле (54):

$$m_{\Sigma z} = \frac{m_m}{k_m + 1} = \frac{105}{1,85 + 1} = 36 \text{ кг}, \quad (54)$$

$$m_{\Sigma o} = m_{\Sigma z} \cdot k_m = 36 \cdot 1,85 = 66,6 \text{ кг}, \quad (55)$$

где k_m – массовые коэффициенты соотношения компонентов топлива.

Тогда объемы дозы заправки компонентов определяются как:

$$V_{д.з.о} = \frac{m_{\Sigma o}}{\rho_o} = \frac{66,6}{1440} = 0,0463 \text{ м}^3, \quad (56)$$

$$V_{\partial.з.г} = \frac{m_{\Sigma г}}{\rho_{г}} = \frac{36}{790} = 0,0456 \text{ м}^3, \quad (57)$$

Газовая подушка в баке используется для обеспечения стабильного давления внутри бака. Она помогает компенсировать изменения давления, которые могут возникнуть в результате изменения температуры или высоты над уровнем моря. Это позволяет поддерживать оптимальное соотношение топлива и окислителя в двигателе, что важно для его эффективной работы. Кроме того, газовая подушка также служит для отделения топлива от окислителя и предотвращения их перемешивания, что может привести к нежелательным реакциям и снижению производительности двигателя.

На начальном этапе проектирования объем газовой подушки составляет 5% от объема дозы заправки:

$$V_{г.н.г} = 0,05 \cdot V_{\partial.з.г} = 0,0023 \text{ м}^3, \quad (58)$$

$$V_{г.н.о} = 0,05 \cdot V_{\partial.з.о} = 0,0023 \text{ м}^3, \quad (59)$$

Объем внутрибаковой арматуры и трубопроводов, занимаемый место в баке:

$$V_{арм.о} = 0,005 \cdot V_{\partial.з.о} = 0,00001 \text{ м}^3, \quad (60)$$

$$V_{арм.г} = 0,005 \cdot V_{\partial.з.г} = 0,00001 \text{ м}^3, \quad (61)$$

Объемы топливных баков окислителя и горючего:

$$V_{бо} = V_{\partial.з.о} + V_{г.н.о} + V_{арм.о} = 0,0486 \text{ м}^3, \quad (62)$$

$$V_{\bar{\sigma}z} = V_{\bar{\sigma}z.2} + V_{z.n.z} + V_{apm.z} = 0,0479 \text{ м}^3, \quad (63)$$

2.7.2 Геометрические размеры топливных баков

По конструктивным соображениям форму баков примем сферическую.

Зная объемы бака, можем рассчитать их радиусы:

$$R_{\bar{\sigma}o} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot V_{\bar{\sigma}o}}{4\pi}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 0,0486}{4\pi}} = 0,23 \text{ м}, \quad (64)$$

$$R_{\bar{\sigma}z} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot V_{\bar{\sigma}z}}{4\pi}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 0,0479}{4\pi}} = 0,23 \text{ м}. \quad (65)$$

3 СОСТАВ СПУТНИКА-РЕТРАНСЛЯТОРА

3.1 Ретрансляционная система

Ретрансляционная система – является целевой аппаратурой КА, которая передаёт данные на станции на Земле с лунной станции, работающей на обратной стороне Луны. Также может быть использована в дальнейшем для других космических аппаратов, которые будут работать на окололунной орбите или на поверхности Луны.

В качестве рабочей орбиты КА принята гало-орбита амплитудой 13 000 км в окрестности второй точки Лагранжа L_2 системы Земля-Луна (рис.13).

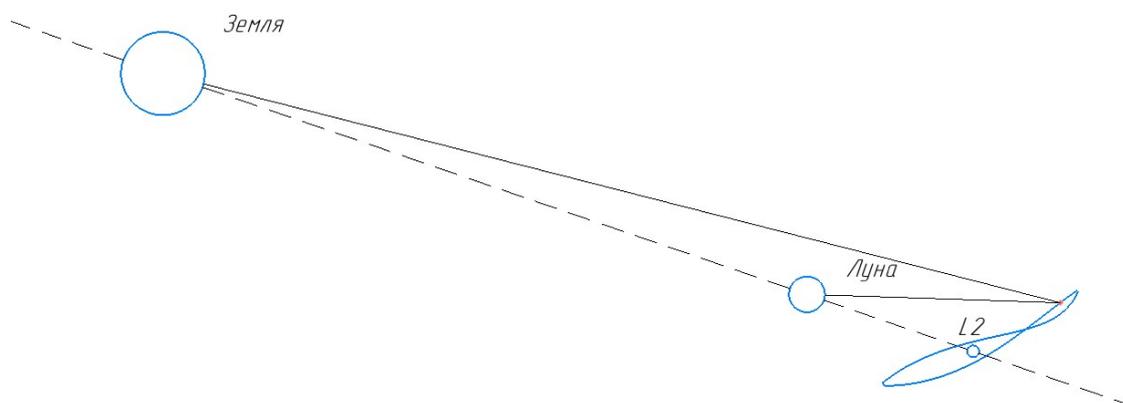


Рисунок 13 – Гало-орбита в окрестности второй точки либрации L_2 в системе Земля-Луна и линии связи.

На данной орбите наибольшее расстояние до Луны 79 000 км, а кратчайшее – 47 000 км.

Чтобы обеспечить передачу данных на таких расстояниях будем использовать следующие диапазоны:

- X-диапазон (7,25 – 8,4 ГГц) – для связи спутника с аппаратом на Луне канал связи в. Данный диапазон обладает такими положительными качествами, как низкая стоимость, высокая скорость передачи данных и широкая зоны покрытия. Для данного диапазона будем использовать параболическую антенну диаметров 4,2 метра (рис.13).

S-диапазон (1,9 – 2,7 ГГц) – для связи спутника с Землей. По сравнению с X-диапазоном, S-диапазон чаще используется на дальних расстояниях. Диапазон поддерживают многие космические системы, например, научные или метеорологические спутники, радары, ракеты-носители, часть межпланетных аппаратов. Для данного диапазона будем использовать спиральную антенну.

В приложении приведена блок-схема ретрансляционной связи. В схеме обозначены каналы связи спутника-ретранслятора со спускаемым на Луну аппаратом, луноходом и станциями на Земле.

Передача данных со спутника-ретранслятора на аппарат на Луне и на луноход осуществляется с помощью блока управления, который подает базовый сигнал на UХВ модулятор. Этот тип модуляторов применяется для того, чтобы передать сигнал на определенной частоте. UХВ модуляторы также имеют дополнительные функции, такие как фильтрация или усиление сигнала, чтобы обеспечить качественную передачу через ретранслятор. Они также могут иметь возможность настройки частоты передачи и других параметров для адаптации к различным условиям связи. После сигнал переключается на X-диапазон, усиливается и через параболическую антенну передается на спускаемый аппарат и луноход.

Передача данных со спускаемого аппарата на Луне и лунохода на спутник-ретранслятор. Сигнал принимается с аппарата с помощью параболической антенны и передается на матрицу радиочастотных переключателей, и, после преобразований, принимается блоком управления.

Описанные четыре линии ретрансляционной связи для спускаемого аппарата и лунохода могут быть обеспечены одновременно благодаря использованию различных частот и радиочастотного матричного переключателя, поэтому каждая из четырех линий ретрансляционной связи может использовать одну и ту же параболическую антенну.

Передача данных со спутника-ретранслятора на станции на Земле и обратно. Как описано выше, эта передача данных происходит в S-диапазоне.

Информация, переданная луноходом и спускаемым аппаратом спутнику-ретранслятору, передается через модулятор на определенной частоте, усиливается, и дальше передается на спиральную антенну через радиочастотный переключатель. Для такого типа передачи также предусмотрен резервный канал связи в X-диапазоне.

Также через ретрансляционную систему передается информация с системы, отвечающей за передачу телеметрических данных, отслеживание положения и управления космическим аппаратом (TT&C). Телеметрические данные представляют собой информацию о состоянии космического аппарата, такую как температура, давление, расход топлива и др. Эти данные передаются в S-диапазоне по схеме, описанной выше.

Данные ретрансляционной связи могут передаваться на разных частотах и скоростях передачи данных при разных режимах работы. На борту спутника также будем использовать блок управления ретрансляционной связью для выполнения, управления и контроля ретрансляционной связи, обработки данных и обеспечения работы с другими бортовыми системами. Кроме того, этот аппарат оснастим накопителем объемом 512 Гб для хранения данных как спускаемого аппарата и лунохода, так и с самого спутника-ретранслятора.[3]

3.2 Система обеспечения теплового режима

Космический аппарат получает тепло от различных источников, включая внутренние (такие как приборы и агрегаты) и внешние (например, солнечное излучение, излучение планеты и трение атмосферы). Он также излучает тепло. Некоторые компоненты космического аппарата нуждаются в определенном температурном режиме, чтобы не перегреваться или переохлаждаться. Система терморегулирования космического аппарата (СОТР) отвечает за поддержание баланса между получаемой и отдаваемой тепловой энергией, перераспределение тепла внутри конструкции космического аппарата и обеспечение необходимой температуры. [13].

СОТР представляется собой совокупность взаимосвязанных элементов конструкции, предназначенных для процесса регулирования теплового режима, с целью создания допустимых условий выполнения космическим аппаратом своей целевой функцией.

Назначение СОТР:

- поддержание температуры элементов конструкции КА в требуемых пределах;
- обеспечение заданного (допустимого) температурного диапазона газовой среды гермоотсека;
- обеспечение теплообмена за счёт перераспределения тепловых потоков внутри КА;
- отвод избыточных внутренних тепловыделений в окружающее космическое пространство [12].

Согласно ГОСТ 53802-2010 СОТР КА в общем случае включает в себя одновременно средства как пассивного терморегулирования (СПТР), так и активного терморегулирования (СТР).

3.3 Система навигации и управления

Система навигации и управления для космического аппарата, разработана для обеспечения заданной точности маневра в космическом пространстве при переходе на перелётную орбиту со второй точки либрации L_2 на рабочую гало-орбиту.

Основные компоненты системы навигации и управления включают:

Инерциальные системы навигации: Данные из гироскопов и акселерометров используются для определения текущего положения и скорости космического аппарата относительно Луны. Эта информация важна для корректного управления и планирования маневров.

Навигационные звездные датчики: Отмеченные звезды на космическом аппарате могут быть использованы для фиксации ориентации и определения угловой скорости на основе сравнения с известными звездами в космическом

пространстве. Это помогает поддерживать правильную ориентацию аппарата.

Солнечные датчики: Датчики, которые измеряют интенсивность света от Солнца, позволяют определить направление на Солнце. Это важно для ориентации космического аппарата, особенно при использовании солнечных панелей для получения энергии.

Двигательная установка: Используемые основные двигатели описана в пункте 2.6

Компьютерная система: Система навигации и управления основана на высокопроизводительном компьютере, который обрабатывает данные от всех сенсоров, выполняет алгоритмы навигации и управления, и предоставляет информацию экипажу или наземному контролю.

Все эти компоненты взаимодействуют для обеспечения точной навигации и управления космическим аппаратом на окололунной орбите. Это позволяет достичь поставленных целей миссии и обеспечить безопасное перемещение аппарата в космосе.

3.4 Система энергоснабжения

Система энергоснабжения отвечает за выработку, хранение и распределение электроэнергии на КА. В периоды нахождения КА в видимости солнечного света система электроснабжения будет использовать солнечные батареи с использованием солнечных элементов GaAs с тройным переходом, которая может обеспечить выходную мощность около 780 Вт для выработки электроэнергии.

Для обеспечения питания в период затенения будет использоваться литий-ионная аккумуляторная батарея емкостью 45 Ач.

Обеспечение электроэнергией других систем КА будет обеспечено с помощью шины источника питания напряжением 28 В.

3.5 Описание конструктивно-компоновочных схем

На данной конструктивно-компоновочной схеме изображены проектируемый КА с подобранным РБ. РБ находится в составе РН «Союз

2.1б» – диаметр головного обтекателя 2,7 м. Основой конструкции РБ "Фрегат" является блок баков маршевых ступеней, состоящий из шести сферических оболочек одинакового диаметра, соединенных друг с другом. Четыре из этих сфер используются в качестве топливных баков, а два - в качестве баков окислителя. Две оставшиеся сферы служат в качестве контейнеров для приборов: один из них герметичный и содержит систему управления, а второй негерметичный. Через топливные баки проходит один силовой стержень, а через приборные контейнеры - два, которые выполняют функцию связующего звена между ракетой-носителем и космическим кораблем. Баки окислителя и топлива разделены металлическими перегородками.

Проектируемый спутник-ретранслятор крепится к выбранному РБ с помощью ферменной конструкции.

Основу самого спутника-ретранслятор составляют два бака – горючего и окислителя – основной системы ДУ, состоящей из двух двигателей РДМТ50М. Также симметрично размещены 12 двигателей МД5, используемых для ориентации и стабилизации. Солнечные батареи и параболическая антенна находятся в сложенном состоянии.

4 БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ

На каждом этапе вывода КА на орбиту мы имеем дело с опасным химическим фактором – ракетное топливо. Гептил и азотный тетраоксид является основным видом топлива в ДУ КА и РБ. Учитывая статус сильнодействующего ядовитого вещества при воздействии на человека, необходимо подробно рассмотреть и строго соблюдать правила техники безопасности при работе с топливом и действия в случае нештатных ситуаций во избежание несчастных случаев.

4.1 Общие сведения о компонентах топлива

Несимметричный диметилгидразин (НДМГ, гептил) – бесцветная/светло-желтая жидкость, имеющая аммиачный, резкий запах.

Характеристики:

- Температура кипения +63 °С;
- Температура кристаллизации -57 °С;
- Плотность 790 кг/м³;
- Гигроскопичен – способен поглощать влагу из атмосферы.

Хорошо смешивается с водой, этанолом, большинством нефтепродуктов и многими органическими растворителями.

По пожароопасности относится к легковоспламеняющимся жидкостям, по токсичности по ГОСТ 12.1.007–76 к 1-му классу.

При горении, взрыве, утечке опасно для жизни человека. Возможны поражения, ожоги, отравления. Нижний порог концентрации, определяемой по запаху, в 300 раз превышает допустимую концентрацию. Пары гептила вызывают раздражение слизистых оболочек и кожи. Также может вызвать кашель, насморк, першение в горле, затрудненное дыхание, одышка. При отравлении через рот - слюнотечение, тошнота, рвота, боли в животе. При попадании на незащищенную кожу - химические ожоги разной степени тяжести.

Хранение:

Гидразинные горючие имеют низкую химическую стойкость при контакте с атмосферой, но почти не вызывают коррозии материалов в паровой и жидкой фазах. НДМГ хранятся под давлением азота в насыщенном состоянии в резервуарах из низкоуглеродистой стали, которые расположены над землей или заглублены.

Азотный тетраоксид (NO₂) – это красно-коричневый газ с резким запахом.

Характеристики:

- Температура кипения +21,15 °С;
- Температура кристаллизации -11 °С;
- Плотность 1440 кг/м³;
- Растворим в воде, этаноле, этере и других органических растворителях.

Хранение:

Азотный тетраоксид хранят в емкостях из легированной стали или алюминия объемом до 100 м³. Емкости оснащены трубопроводами, уровнемерами, предохранительными клапанами и манометрами. Поскольку интервал температур, при котором вещество находится в жидком состоянии – 262-294,3 К. Так как интервал температур очень узок, резервуары размещают в углубленных помещениях, где поддерживается температура 268-288 К под давлением азота в насыщенном состоянии.

4.2 Правила техники безопасности при заправке баков

Все операции при обслуживании системы должны выполняться по команде руководителя работ двумя специалистами, один из которых должен оказать помощь другому при несчастном случае.

К работе допускаются лица старше 18 лет, которые должны:

- пройти в установленном порядке аттестацию по промышленной безопасности “Правил промышленной безопасности опасных производственных объектов, на которых используется оборудование,

работающее под избыточным давлением”, и не нарушать их в процессе работы;

- соответствовать квалификационным требованиям и иметь выданное в установленном порядке удостоверение на право самостоятельной работы по соответствующим видам деятельности и не нарушать требования производственных инструкций;

- знать критерии работоспособности системы, контролировать технологический процесс и приостанавливать работу в случае возникновения угрозы аварийной ситуации, информируя об этом своего непосредственного руководителя;

- не приступать к работе при обнаружении повреждений, которые могут привести к аварийной ситуации или свидетельствуют о неработоспособном состоянии системы до приведения её в работоспособное состояние.

Обслуживающий персонал, допущенный к работе с системой, обязан знать и соблюдать правила безопасности, изложенные в настоящем руководстве по эксплуатации и действующие в эксплуатирующей организации. Соблюдение правил безопасности обязательно во всех случаях.

Срочность выполнения работы, необеспеченность материальными средствами или другие причины не могут служить основанием для нарушения этих правил.

К работе с системой допускаются лица, прошедшие медицинское обследование, обученные безопасным приемам работы, знающие устройство и правила эксплуатации и допущенные к самостоятельной работе в установленном порядке.

Обслуживающий персонал должен быть обучен правильному пользованию индивидуальными средствами защиты и оказанию первой доврачебной помощи пострадавшему при удушье газами, при поражении амилином, электрическим током, травмах, ожогах. Индивидуальными

средствами защиты и средствами оказания первой помощи пострадавшему обеспечивает служба эксплуатации.

Все операции должны проводиться при включенной вентиляции к системе газового контроля, готовности средств пожаротушения и оказания первой доврачебной помощи пострадавшему.

При эксплуатации системы не разрешается:

- включать неисправное оборудование;
- работать со средством измерений, срок поверки которого истек, при отсутствии на нем пломбы в штатном месте;
- эксплуатировать оборудование с истекшими сроками технического освидетельствования;
- изменять объём и порядок выполнения операций, предусмотренные настоящим руководством по эксплуатации;
- выполнять какие – либо операции без команды руководителя работ, давать сигнал на выполнение следующей операции, не дожидаясь отчета о завершении предыдущей.

При работе системы возможны следующие виды опасных воздействий:

- превышение ПДК азота или гелия в помещении, содержание кислорода в воздухе помещения менее 19 %;
- превышение ПДК паров нефраса в рабочей зоне помещения не более 300 мг/м³;
- превышение ПДК паров амилина в производственных помещениях более 2 мг/м³;
- высокое давление сжатого азота или гелия в магистралях системы.[14]

Чтобы избежать нештатных ситуаций, слив компонентов нужно выполнять действия по следующему алгоритму:

- Сброс давления сжатых газов;
- Слив гидразина;
- Слив несимметричного диметилгидразина из коллектора и баков;

– Слив азотного тетраоксида ингибированного.

На космодроме предусмотрена система сбора и нейтрализации паров и промстоков горючего (ССНППГ) (система сбора и нейтрализации паров и промстоков окислителя (ССНППО)) предназначенная для сбора и нейтрализации паров и промстоков горючего (окислителя), образующихся при выполнении работ по заправке (сливе) компонентами ракетного топлива.

Промстоки – случайные проливы вещества, которые образуются при проведении стыковочных работ и смытые водой продуктов компонентов. Нейтрализацию проводят для предотвращения загрязнения атмосферы и почвы окружающей среды.

Для защиты персонала от повреждений кожи при возгорании одежды при взаимодействии с кислородом, на космодроме имеется душирующая установка.

На предприятиях, использующих в эксплуатации НДМГ, в силу своей летучести, способности проникать через кожу и стабильности парообразной фазы продукта в воздушной среде, в опасности находятся кожные покровы и органы дыхания, так как это основные пути попадания этого вещества в организм человека.

Учитывая, что объем вдыхаемого воздуха за рабочую смену длительностью 8 часов зависит от тяжести труда: для взрослого мужчины составляет $9,5 \text{ м}^3$ – при легкой работе и $18,7 \text{ м}^3$ в условиях работы средней тяжести.

При максимально тяжелых условиях труда, количество вдыхаемого НДМГ может достигать до 2,2 мг и более за смену, что может оказать негативное влияние на организм. При выполнении тяжелых работ в производственных условиях, связанных с контактом с НДМГ, необходимо применять строгие ограничения.

Лабораторные опыты показали, что при нанесении на кожу НДМГ в жидком состоянии происходит его быстрое всасывание с максимальным содержанием в крови через 2,5 часа после аппликации. Экспериментальными

исследованиями показано, что при постоянном воздействии НДМГ в газообразном состоянии – опасность отравления через кожу достигает уровня $0,2 \text{ мг/м}^3$.

При выполнении работ в производственной среде, где присутствует НДМГ, необходимо учитывать возможность его комплексного воздействия на организм через органы дыхания или кожу, что может привести к усилению токсических эффектов. Указанные факты явились основанием разработки и практического применения персоналом мер защиты органов дыхания и кожных покровов с организацией контроля содержания НДМГ в воздухе зоны проведения работ и на поверхности кожи сотрудников.

В помещениях, где проходят работы с использованием НДМГ и он может воздействовать на организм, для ограничения количества вещества выносимого за его пределы реализуются планы и требования по обеспечению помещений по типу санитарных пропускников.

При традиционной гигиенической оценке условий труда, даже при наличии дифференцированных нормативов содержания токсичных веществ в воздухе рабочей зоны и допустимого уровня загрязнения кожных покровов, фактическая степень его воздействия на организм работающих, как правило, рассматривается изолированно, что может привести к определенной недооценке влияния вредного фактора. Очевидно, что при работе в условиях несимметричного содержания диметилгидразина в воздушной среде и опасности многократного загрязнения кожных покровов в течение рабочей смены необходимо учитывать возможность суммарного эффекта за счет его комплексного воздействия через органы дыхания и кожу.

Для составления полной картины воздействия НДМГ на организм человека в реальных условиях работы, следует проверить возможность ограничения загрязнений воздуха в помещении и предупреждение попадания вещества на кожу и в органы дыхания. После изучения нужно модифицировать технологический процесс и усовершенствования

вентиляции в промышленном помещении и использование надежных индивидуальных средств защиты.

Что касается окислителя, то тетроксид азота - сильнодействующее вещество с выраженными раздражающими свойствами. Характерное свойство этого вещества – малый диапазон между допустимой и летальной концентрацией.

Таблица 7 – Пороговые раздражающие концентрации

Следствие воздействия	Концентрация, мг/м ³
Пороговое раздражающее действие	25
Раздражение слизистых оболочек глаз и носа	14
Ощущение вещества во рту и глотке	8
Ощущение запаха	2
Опасное воздействие на организм	200-300
Быстрая смерть	400-500

При воздействии азотного тетраоксида возникает комбинированное поражение – ингаляционное отравление, химический ожог. При поражении более 10% поверхности тела развивается ожоговый шок.

Воздействие парами данного вещества может вызвать интоксикацию с последующим летальным исходом. Отравление тетроксидом азота вызывает нарушение функций дыхательной и сердечно-сосудистой систем, острое раздражение верхних дыхательных путей, отек легких, нарушение водно-солевого обмена, образование в крови метгемоглобина, гемолиз эритроцитов, признаки гематической гипоксии и другие нарушения в организме.

Контакт с чистым азотным тетроксидом может иметь серьезные последствия для кожи. Это химическое соединение обладает окислительными свойствами и может вызывать раздражение, ожоги и травмы кожи.

При контакте кожи с азотным тетроксидом могут возникать следующие последствия:

– Покраснение и раздражение кожи. Азотный тетроксид может вызывать покраснение и раздражение кожи, что может сопровождаться зудом и дискомфортом.

– Ожоги. Возможно возникновение ожогов при длительном или интенсивном контакте с азотным тетроксидом. Это связано с его окислительными свойствами.

– Пузыри и язвы. В случае более серьезного контакта, азотный тетроксид может вызвать образование пузырей и язв на коже. Это может потребовать медицинской помощи и лечения.

– Постоянные повреждения. Этот химический соединение может вызвать постоянные повреждения кожи, особенно при длительном контакте или при повторных случаях контакта.

В случае контакта с кожей, необходимо немедленно промыть область большим количеством воды и обратиться к медицинскому специалисту для оценки и лечения повреждений. [11]

Правила при заправке баков топливом:

1. Необходимо обеспечить хорошую вентиляцию рабочего помещения. Вещества являются токсичными и могут представлять опасность при вдыхании его паров. Помещение, где производится заправка, должно быть оборудовано системой вентиляции, чтобы обеспечить свежий воздух и удаление паров гептила.

2. Персонал, занимающийся заправкой гептилом, должен быть обучен и информирован о правилах безопасности при работе с этим веществом. Они должны быть осведомлены об опасностях и знать, как предотвратить возможные аварийные ситуации.

3. Все заправочное оборудование должно быть проверено и обслужено перед заправкой. Это включает в себя проверку наличия утечек, исправность

кранов, наличие пожароустойчивых материалов и других средств предотвращения пожара.

4. При заправке необходимо использовать специальную защитную одежду.

5. Заправка должна проводиться в специально оборудованных помещениях или на открытых площадках с соблюдением всех необходимых мер безопасности. Необходимо предотвращать попадание гептила на открытый огонь или на поверхности, которые могут стать источниками искр.

6. После заправки космического аппарата необходимо провести тщательную проверку заправочного оборудования на предмет утечек или других возможных проблем.

7. Все отходы должны быть утилизированы в соответствии с правилами безопасности и экологическими нормами.

4.3 Действия персонала в нештатных ситуациях при работе с гептилом

Действия общего характера при аварии. Прекратить движение в зоне аварии. Удалить пострадавших и посторонних из опасной зоны радиусом 800 м. Пострадавшим оказать первую помощь. Организовать оцепление опасной зоны. Держаться с наветренной стороны, избегать низких мест. В зону аварии входить только в полной защитной одежде. Соблюдать правила пожарной безопасности. Не курить. Вызвать пожарную команду, скорую медицинскую помощь, специалистов по грузу и ликвидации аварии.

При разливе. Прекратить движение поездов, автотранспорта и маневровую работу в опасной зоне. Устранить источники огня, искрообразования. При разливе внутри вагона без его разгерметизации (без признаков возгорания) отвести вагон в безопасное место и принять меры по устранению аварии под руководством специалистов. При разгерметизации вагона и наличии интенсивной течи из него оградить место разлива земляным валом. Не прикасаться к пролитому веществу. Сообщить в ЦГСЭН. Оповестить об опасности отравления местные органы власти. По

возможности на пути движения облака паров разлитого продукта организовать водяную завесу.

При пожаре. На перегоне прекратить движение состава по возможности в безопасном месте (на хорошо проветриваемой местности). В случае загорания вагонов с грузом или близлежащих объектов на станции рекомендуется вывести состав на прилегающий перегон или в другое безопасное место. При горении не контактирующих с грузом элементов вагона, близлежащих объектов очаги возгорания тушить водой, пеной, углекислотой, порошковыми огнетушителями с максимально возможного расстояния. Прекратить движение в опасной зоне. При воспламенении груза в вагоне или развитии пожара в непосредственной близости от этого вагона немедленно прекратить тушение и покинуть опасную зону. Ликвидацию последствий аварии начинать не ранее, чем через 2 ч после завершения пожара и обследования зоны разброса изделия.

5 ОЦЕНКА СТОИМОСТИ СОЗДАНИЯ ДАННОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Рассчитаем максимальную стоимость изготовления образца проектируемого КА в условных единицах через средние условные стоимости составляющих КА.

Таблица 8 – Массы составляющих компонентов КА

	Масса, кг
Двигатель РДМТ50М (2 шт.)	2,6
Двигатель МД5 (12 шт)	6,8
Целевая аппаратура	до 100
Топливный отсек(сух)	48
Горючее	36
Окислитель	67
Масса конструкции	до 70
Другое (системы КА, целевая аппаратура, магистрали и др.)	190

$$W = \frac{C_{\Sigma}}{m} = \frac{C_{ТО} \cdot m_{ТО} + C_{ДУ} \cdot m_{ДУ} + C_{СУ} \cdot m_{СУ} + C_{пр} \cdot m_{пр}}{m}, \quad (66)$$

где $C_{ТО}$ – удельная стоимость производства 1кг топливного отсека,

$C_{ДУ}$ – удельная стоимость производства 1кг ДУ,

$C_{СУ}$ – удельная стоимость производства 1кг системы управления,

$C_{пр}$ – удельная стоимость производства 1кг прочих систем СМ.

Коэффициенты C_i для различных КА в зависимости конструкции находятся в диапазонах:

$$C_{то} = 30 \div 300 \text{ у.е./кг},$$

$$C_{ду} = 600 \div 1500 \text{ у.е./кг},$$

$$C_{CY} = 5000 \div 12000 \text{ у.е./кг},$$

$$C_{np} = 2000 \div 10000 \text{ у.е./кг}.$$

Для расчета примем максимальные значения коэффициентов:

$$C_{TO} = 300 \text{ у.е./кг},$$

$$C_{ДУ} = 1500 \text{ у.е./кг},$$

$$C_{CY} = 12000 \text{ у.е./кг},$$

$$C_{np} = 4000 \text{ у.е./кг}.$$

Масса КА взята из исходных данных: $m_0 = 176,585 \text{ кг}$.

Масса прочих элементов СМ:

$$m_{np} = m_0 - m_{ДУ} - m_{CY} - m_{TO} = 450 - 2,6 - 10 - 151 = 286 \text{ кг}, \quad (67)$$

$$W = \frac{C_{\Sigma}}{m_0} = \frac{300 \cdot 151 + 2,6 \cdot 1500 + 12000 \cdot 10 + 10000 \cdot 286}{450} = 18\,470 \text{ у.е.} \quad (68)$$

Также стоит учитывать допущения и условия:

- цель изготовления данного КА – решение проблемы связи Земли с обратной стороной Луны. Это перспективное направление в изучении ближайшего к Земле космического объекта. Наличие данного КА позволит ученым проводить более глубокие исследования поверхности Луны, изучать ее структуру, состав, геологические особенности и потенциал для дальнейшего использования в коммерческих и некоммерческих целях.
- данный спутник-ретранслятор не будет производиться массово и не будет иметь широко распространения, но будет служить основой для будущей более обширной системы связи Луны с Землей при увеличении числа исследований и запусков КА на Луну и окололунное пространство.
- у КА отсутствуют отечественные аналоги, поэтому значения затрат на производство, изготовление и запуск максимально приближенные

Создание спутника-ретранслятора для связи обратной стороны Луны с Землей экономически оправдывает свое назначение, связанное с исследованием Луны, научными исследованиями, космической коммуникацией и развитием космической технологии и инфраструктуры. Эти факторы способствуют прогрессу и могут привести к новым возможностям в коммерческой, научной и технологической сферах.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе выполнения выпускной квалификационной работы был спроектирован спутник-ретранслятор для связи аппаратов на обратной стороне Луны со станциями на Земле массой 450 кг, работающий на галло-орбите в окрестности второй точки Лагранжа L_2 в системе Земля-Луна радиусом 13000 км.

В общей части выпускной квалификационной работы был выполнен анализ возможных рабочих орбит – околосолнечных и орбит в окрестности второй точки либрации L_2 . Рассчитаны три схемы перелёта космического аппарата на рабочую орбиту с низкой околоземной орбитой – двух-, трех- и четырехимпульсная. По рассчитанным импульсам скорости, от которых напрямую зависят затраты топлива, сделан вывод, что наиболее оптимальным является двухимпульсный перелёт по эллипсу Гомана – суммарный импульс скорости $dV_{sum} = 5,786 \cdot 10^3 \text{ м/с}$.

Так как первый импульс скорости в любой из рассматриваемых схем является достаточно большим по величине ($dV_1 = -4,77 \pm 0,13 \text{ км/с}$), принято решение использовать разгонный блок «Фрегат» для доставки КА в точку либрации L_2 . Соответственно, для вывода КА с РБ будет использован ракетоноситель «Союз 2.1б» с диаметром головного обтекателя 4,1 м.

Так как КА требуется самостоятельный выход на рабочую орбиту из второй точки либрации, подобраны два ракетных двигателя малой тяги РДМТ50М, работающий на НДМГ и АТ. Для стабилизации и корректировки орбиты подобраны 12 двигателей малой тяги МД5, работающих на воздухе и азоте. Рассчитаны объемные характеристики и габариты баков КА.

В разделе «Состав спутника-ретранслятора» описаны такие системы, как ретрансляционная система, система обеспечения теплового режима, система навигации и управления и система энергоснабжения.

Для ретрансляционной системы выбраны рабочие диапазоны – X-диапазон и S-диапазон. Данная система обеспечивает связь между несколькими аппаратами на поверхности Луны на разных частотах, связь со станциями на Земле и отдельный канал связи для сбора телеметрических данных, отслеживание положения и управления космическим аппаратом.

В разделе «Безопасность жизнедеятельности» описаны сведения об используемом топливе, правила техники безопасности при заправке баков и действия персонала при нештатных ситуациях.

В организационно – экономической части произведён расчет максимальной стоимости изготовления образца КА – 18 470у.е.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Хазан, В.Л. Системы связи специального назначения. Учебное пособие в двух частях. 2 часть / В.Л. Хазан. – Омск: Минобрнауки, Ом. гос. тех. ун-т: издательство ОмГТУ, 2021-2022. – 160 с.
2. Бабин, Н.Н. Средства и комплексы систем спутниковой связи. Учебное пособие. / Н.Н. Бабин, О.В. Воробьев, Г.Г. Павлова. – Санкт-Петербург: Редакционно-издательский отдел СПбГУТ, 2020 – 155с.
3. Лихуа Чжан, Разработка и перспективы китайского лунного спутника ретрансляционной связи [Электронный ресурс] /Лихуа Чжан // Space: Science&Technology. A science partner journal. Режим доступа: <https://spj.science.org/doi/10.34133/2021/3471608> – 22.10.23
4. Capdevila, L. R. A transfer network linking Earth, Moon, and the triangular libration point regions in the Earth-Moon system / L. R. Capdevila, K. C. Howell // Advances in Space Research. — 2018. — Vol. 62, № 7. — P. 1826-1852.
5. Гаруздян, Г.А. Теория межпланетных перелетов / Г.А. Гаруздян. – Ереван: Изд-во академии наук Армении, 1991. – 354 с.
6. Белоконов, В.М. Траектории полётов к Луне и межпланетные траектории / В.М. Белоконов – Самара: ЭОЗ Куйбышевского авиационного института, 1989. – 31 с.
7. Константинов, М.С. Механика космического полёта / М.С. Константинов – М.: Изд-во «Машиностроение», 1989 – 408 с.
8. Сихарулидзе, Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов / Ю.Г. Сихарулидзе – М: Изд-во «БИНОМ. Лаборатория знаний», 2015. – 408 с.
9. Хохулин, В.С. Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД: учебное пособие для курсового и дипломного проектирования / В.С. Хохулин., В.А. Чумаков – М: Изд-во Машиностроение, 2000. – 72 с.

10. Пузин, Ю.Я. Основы устройства и эксплуатации космических комплексов. Учебное пособие / Ю.Я. Пузин, С.Л. Сафронов – Самара: Издательство Самарского университета, 2022. – 234 с.

11. Галеев А.Г. Анализ загрязнения окружающей среды и оценка последствий при возникновении нештатных ситуаций в ходе наземной подготовки РКК «Союз-2». [Электронный ресурс] / А.Г. Галеев, Е.В. Гусев, П.В. Пичужкин // Альтернативная энергетика и экология (ISJAEE). – 2017. – №1-3. <https://www.isjaee.com/jour/article/view/938> – 25.12.23

12. Системы обеспечения тепловых режимов космических аппаратов. / Атамасов В.Д. [и др.] – Белгород: Типография БГТУ, 2017. – 107 с.

13. Довлялло, А.И., Бортовая энергетика: учебное пособие. / А.И. Довлялло, В.Н. Белозерцев, С.О. Некрасова. – Самара: Издательство Самарского университета, 2019. – 143 с.

14. 373ТХ11.01 РЭ1 – Руководство по эксплуатации. Использование по назначению. Часть 2.

15. Перечень двигателей малой тяги – Нижняя Салда: Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-исследовательский институт машиностроения» – 18 с.