

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

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

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Зам. зав. кафедрой

В.В. Соловьев

« 29 » Января 2024 г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

на тему: Разработка антенно-фидерного устройства для космического аппарата
околорунной навигационной системы

Исполнитель
студент группы 8111-ос

Гладков
(подпись, дата)

А.Е. Гладков

Руководитель
доцент, канд. техн. наук

Соловьев
(подпись, дата)

В.В. Соловьев

Консультант по БЖД
доцент, канд. техн. наук

Козырь
(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль
старш. препод. каф. СиТРК

Аревкин
(подпись, дата)

М.А. Аревкин

Рецензент

Свистунов
(подпись, дата)

Д.Ф. Свистунов

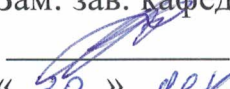
Благовещенск 2024

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

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ

Зам. зав. кафедрой

 В.В. Соловьев
« 30 » декабря 2023 г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Гладкова Артёма Евгеньевича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Разработка антенно-фидерного устройства для космического аппарата окололунной навигационной системы

(утверждена приказом от 19.12.2023 №3381-уч)

2. Срок сдачи студентом законченной работы 01 февраля 2024 года.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: начальная орбита – околоземная круговая высотой 200 км; целевая орбита – окололунная круговая высотой 6000 км; радиочастотный диапазон передачи 1000 – 1600 МГц.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: выбор прототипа космического аппарата, баллистический расчет прототипа, выбор целевых и служебных систем, проектирование антенно-фидерной системы, технологическая часть, безопасность и экологичность производства, экономическая часть.

5. Перечень материалов приложения: титульный лист, общий вид космического аппарата, космический аппарат в космической головной части, двигательная установка и баки космического аппарата, структурно-функциональная схема антенно-фидерного устройства, антенно-фидерная система с антеннами цилиндрической формы, блок-схема создания модели антенны, графики диаграммы направленности антенны, коническая антенна, конус антенны,

антенна связи, экран антенны антенно-фидерной системы, стержень антенны, членение космического аппарата, схема помещения, заключение.

6. Консультанты по выпускной квалификационной работе: консультант по БЖД Козырь А.В., доцент, канд. техн. наук.

7. Дата выдачи задания 30 декабря 2023 года.

Руководитель выпускной квалификационной работы: Соловьев В.В., доцент, канд. техн. наук.

Задание принял к исполнению (30.12.2023): 

РЕФЕРАТ

Отчет по дипломной работе содержит 77 страниц, 32 рисунка, 23 таблицы, 16 источников.

АНТЕННО-ФИДЕРНАЯ СИСТЕМА, КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, НАВИГАЦИЯ, 3D-ПЕЧАТЬ, ЦЕЛЕВАЯ АППАРАТУРА, ОКОЛОЛУННАЯ ОРБИТА, КОЭФФИЦИЕНТ УСИЛЕНИЯ, СПИРАЛЬНАЯ АНТЕННА, ЧЛЕНЕНИЕ, ВЕНТИЛЯЦИЯ

В работе описываются предложения по построению окололунной навигационной спутниковой системы, производится расчет орбиты базирования системы, расчет антенн для антенно-фидерного устройства спутника.

Цель работы – разработать антенну для антенно-фидерной системы космического аппарата навигационной системы Луны.

Задачи работы:

- Рассчитать перелет на целевую орбиту окололунного базирования;
- Спроектировать конструкцию космического аппарата окололунной навигации на базе существующих спутников навигации;
- Рассчитать антенны-излучатели для антенно-фидерного устройства;
- Разработать мероприятия по безопасному изготовлению антенн-излучателей;
- Рассчитать экономические затраты, связанные с производством антенн.

СОДЕРЖАНИЕ

РЕФЕРАТ	4
ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ	7
ВВЕДЕНИЕ	9
1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	10
1.1 Концепции построения навигационной системы вблизи Луны	10
1.2 Группировки спутников окололунной навигационной системы	11
1.3 Подбор и анализ прототипа	14
1.4 Баллистический расчет	16
1.4.1 Способы перелёта	19
1.4.2 Определение энергетических затрат	21
1.5 Итоги главы	29
2 КОНСТРУКТОРСКАЯ ЧАСТЬ	30
2.1 Конструкция КА	30
2.2 Целевая аппаратура	33
2.2.1 Бортовой источник радионавигационного сигнала	33
2.2.2 Антенно-фидерная система	33
2.2.3 Бортовое синхронизирующее устройство	34
2.3 Бортовой комплекс управления	35
2.4 Система управления движением спутника	37
2.4.1 Двигательная установка	38
2.4.2 Система ориентации и стабилизации	40
2.5 Система обеспечения теплового режима	42
2.6 Система электроснабжения	43
2.6.1 Аккумуляторный блок	44
2.6.2 Блок солнечных батарей	45
3 СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ	46
3.1 Выбор излучателя	46
3.2 Выбор материалов для антенн	48

3.3 Расчет характеристик антенн	50
3.4 Итоги главы	56
4 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ	57
4.1 Схема членения	57
4.2 Выбор материалов конструкции	59
4.3 Межагрегатные стыковые соединения	61
4.4 Изготовление антенн	62
4.5 Итоги главы	64
5 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ ПРОИЗВОДСТВА	65
5.1 Требования к производственному помещению	66
5.2 Расчет системы вентиляции производственного помещения	67
5.2.1 Расчет приточно-вытяжной вентиляции	68
5.2.2 Расчет аэродинамического качества системы вентиляции	68
6 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ	71
6.1 Расчет по статьям калькуляции	71
6.2 Итоги главы	73
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	74
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	76

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

- АБ – аккумуляторная батарея;
- АТ – азотный тетраоксид;
- АУ – активный участок;
- АФС – антенно-фидерная система;
- БА КИС – бортовая аппаратура командно-измерительной системы;
- БАТС – бортовая аппаратура телесигнализации;
- БД – блок делитель;
- БИ БКУ – блок интерфейсный бортового комплекса управления;
- БИУС – блок измерения угловых скоростей;
- БКУ – бортовой комплекс управления;
- БУ БКУ – блок управления бортового комплекса управления;
- БЦВК – бортовой цифровой вычислительный комплекс;
- ВЧ – высокие частоты;
- ГБ – головной обтекатель;
- ГНСС – глобальные навигационные спутниковые системы;
- ДНС – датчики направления на Солнце;
- ДУ – двигательная установка;
- ДУК – двигательная установка коррекции;
- ДУО – двигательная установка ориентации;
- КА – космический аппарат;
- КГЧ – космическая головная часть;
- КЛТР – коэффициент линейного температурного расширения;
- КПД – коэффициент полезного действия;
- МДУ – маршевая двигательная установка;
- МЛНСС – межспутниковая лазерная навигационно-связная система;
- МТА – межорбитальный транспортный аппарат;
- НДМГ – несимметричный диметилгидразин;
- НКУ – наземный комплекс управления;

НС – навигационная система;

НЧ – низкие частоты;

ПЗВ – прибор звездный визирующий;

ПОС – прибор ориентации на Солнце;

ППСБ – привод панели солнечных батарей;

ПШМ – плазово-шаблонный метод;

РБ – разгонный блок;

РН – ракета-носитель;

РФ – режекторный фильтр;

САС – срок активного существования;

СБ – солнечная батарея;

СОТР – система обеспечения теплового режима;

СП – спутниковая платформа;

СУД – система управления движением;

СЭС – система электроснабжения;

ТМС – телеметрическая система;

ТРП – терморегулирующее покрытие;

УМ – усилитель мощности;

ФНЧ – фильтр низких частот;

ФП – фотопреобразователь;

ЦА – целевая аппаратура;

ЭМИО – электромеханический исполнительный орган;

CDMA (Code Division Multiple Access) – множественный доступ с кодовым разделением;

FDM – метод послойного наплавления;

FDMA (Frequency Division Multiple Access) – Множественный доступ с частотным разделением;

SLS – метод селективного лазерного спекания.

ВВЕДЕНИЕ

Навигационные спутники предназначены для определения местоположения подвижных и неподвижных объектов как на поверхности планеты, так и за её пределами. Спутники такого типа оснащены оборудованием, позволяющим излучать радиосигнал для локализации объекта.

Для дальнейшего развития человечества необходимо осваивать другие планеты и для начала необходимо обосноваться на естественном спутнике Земли.

Луна является одним из самых изученных тел в нашей Солнечной системе, и с каждым годом интерес к ее исследованию только растет. В свете этого, создание надежной спутниковой навигационной системы для Луны становится актуальным и важным шагом для дальнейшего освоения космического пространства.

Целью данной работы является разработка и анализ спутниковой группировки, способной обеспечить навигацию на Луне. Для достижения этой цели будут рассмотрены и изучены различные аспекты спутниковой навигации на окололунном орбитальном пространстве, а также их конструкции и оборудования.

1 ОБЩАЯ ЧАСТЬ

1.1 Концепции построения навигационной системы вблизи Луны

Согласно документу «Основные положения основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу» [1], в котором в качестве одного из приоритетных направлений является накопление и совершенствование научных знаний о космическом пространстве и Луне в частности. Исследование Луны ведет к необходимости навигации в окололунном пространстве и на Луне в целом. На сегодняшний день навигация на Луне осуществляется посредством радиоизмерений с Земли с помощью измерительных станций, оптических систем и звездных датчиков космических аппаратов (КА).

Также для навигации используются звездные датчики. Но с учётом дальнейшего развития человечества в исследовании Луны, необходимо развивать более точную систему навигации на Луне.

В настоящее время для обеспечения лунных полетов рассматриваются варианты создания окололунных орбитальных навигационных спутниковых систем по типу ГЛОНАСС и GPS. Также, рассматриваются варианты создания группировки спутников на околоземных орбитах ГЛОНАСС в трех плоскостях и создание группировок спутников, выводимых на околокруговые четырехдневные околоземные орбиты радиусом 106 000 км [11].

В состав современных глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) таких, как ГЛОНАСС, GPS и других входят орбитальные группировки, средства выведения, наземные комплексы управления [9]. Сами же спутники состоял из целевой аппаратуры, бортовой вычислительной аппаратуры, бортового радиокомплекса, телеметрической системы, антенно-фидерной системы, двигательной установки, системы ориентации и стабилизации, системы электропитания, системы терморегулирования, системы управления бортовой аппаратурой, бортовой кабельной сети, конструкции [10].

В состав целевой аппаратуры входит комплекс антенн и оборудования весом 250 кг. Обработкой целевой информации занимается бортовой компьютер, а для поддержания работоспособности системы используется первичный и основной источники питания.

В настоящее время для навигации лунных объектов осуществляется по радиоизмерительным комплексам с Земли, расположенным в различных регионах планеты. Такая система позволяет определять положение КА с погрешностью 50 – 100 метров [6]. Но у этой системы есть существенный недостаток, а именно задержка сигнала по первому решению 10 часов, а также нужно планировать навигационные измерения заранее.

Для решение этой проблемы разрабатывается несколько концепций навигационных спутников, размещенных на окололунной орбите. Рассмотрим их подробнее.

1.2 Группировки спутников окололунной навигационной системы

Реализация окололунной спутниковой навигации в большей мере зависит от устойчивости окололунных орбитальных группировок. Гравитационная сфера Луны в отличии от Земной, имеет менее устойчивую структура, что связано с влиянием Земной гравитации.

Исследования эволюции окололунных орбит Луны показали, что круговые и наклонные к большой оси орбиты больше подходят для навигации и связи на лунной поверхности. Эти орбиты находятся в диапазоне высот от 260 до 18 260 км. от поверхности Луны. Для группировки из нескольких спутников на окололунной орбите ограничивается дальность окололунной орбиты от 1000 до 6000 км и наклонением орбиты $58^\circ - 60^\circ$ с целью снижения затрат на коррекцию. На таких высотах орбитальная группировка стабильна в течение 50 – 200 дней при условии правильного выбора начальных параметров орбиты. При длительной эксплуатации обязательно необходима корректировка параметров орбиты. Затраты на поддержание стабильности орбитальной группы не превышают 1,2 м/с в каждый период коррекции и не превышают 30 м/с в течение 10 лет при нахождении КА на нулевом наклонении и высоте ниже 4260 км [15].

Но нахождение на таких высотах приводит к ухудшению качества навигационной системы.

Было разработано два варианта размещения таких орбитальных группировок. Первый, обязательно включает в себя станции налунного сегмента и порядка 15 спутников, расположенных на высоте орбит 1000 км и наклонении 58° в трех плоскостях. Также было просчитано, что достаточно разместить 8 спутников на высоте 1500 км, или 6 спутников на высоте 4260 км. При этом, последние два размещались бы в двух плоскостях.

В случае наклонения не 58° , а 90° количество спутников будет соответственно 18, 10 и 8 [7]. Общая схема размещения 18 спутников приведена на рисунке 1.1.

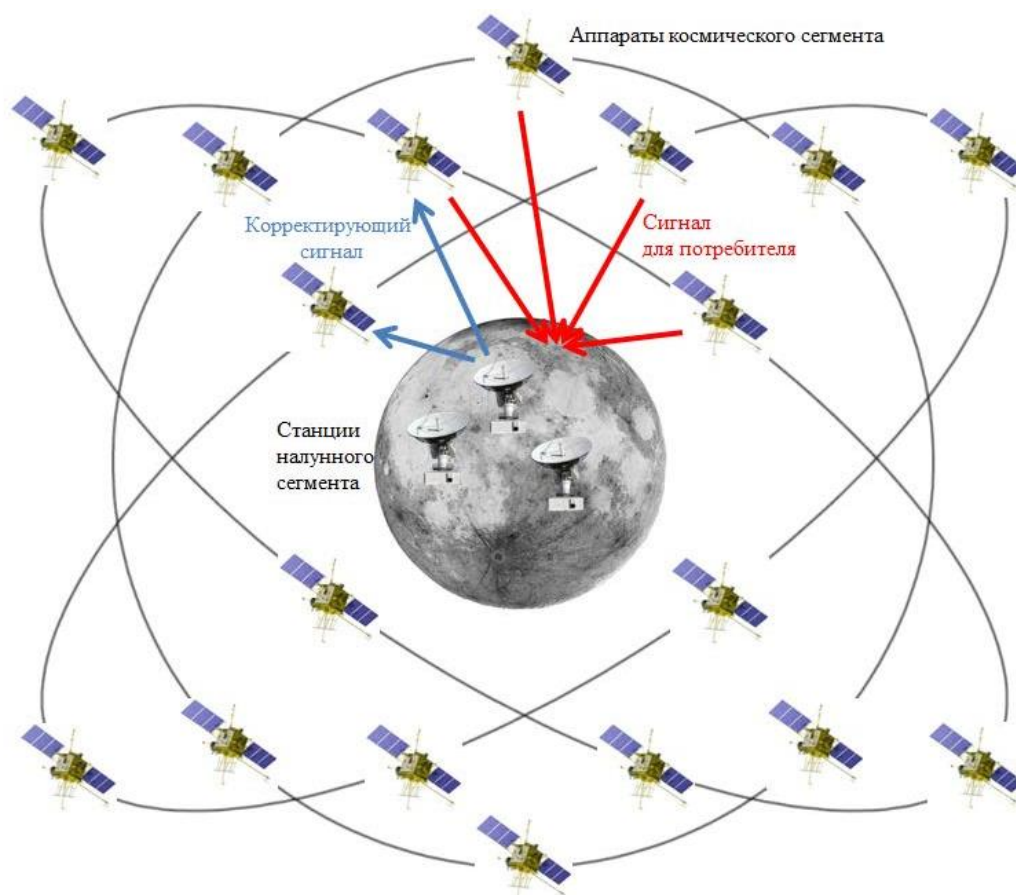


Рисунок 1.1 – Общая схема радионавигационной системы из 18 спутников

Во втором случае, размещение навигационной системы (НС) основано на использовании 6 орбитальных спутников и межспутниковой лазерной

навигационно-связной системы (МЛНСС). Но такая система очень сложна. В таком случае нет необходимости размещения систем на Луне для поддержания спутников, но при этом необходима высокоточное определение положения спутников. Схема размещения 6 спутников представлена на рисунке 1.2.

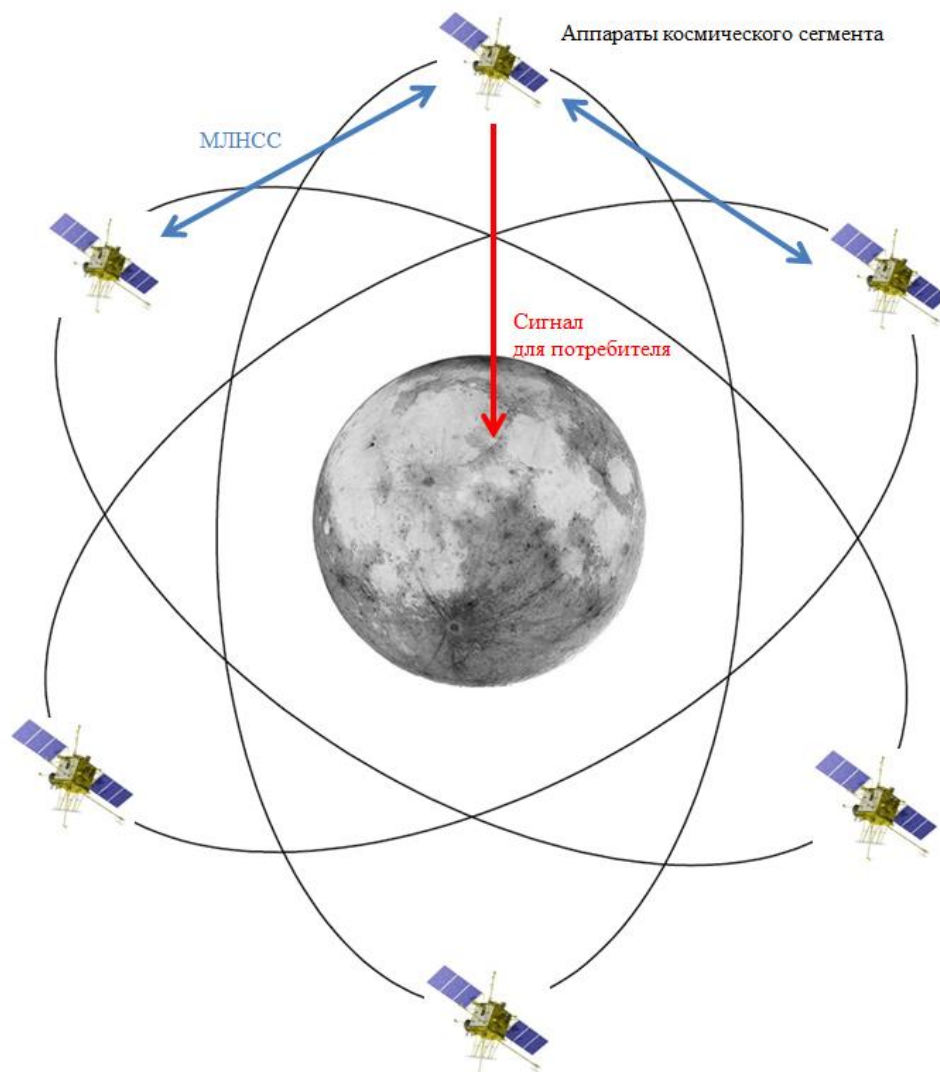


Рисунок 1.2 – Схема автономной радионавигационной системы из 6 спутников

В работе будет рассматриваться случай размещения шести КА на высоте 6000 км с наклоном орбиты 60° для сохранения точности навигационной системы. Для дальнейшей перспективы размещение КА будет осуществляется по первой схеме размещения, так как это уменьшает требование к точности размещения НС.

1.3 Подбор и анализ прототипа

В работе за прототип взят спутник группировки, входящей в состав глобальной навигационной спутниковой системы Российской Федерации.

Спутниковая система была в планах ещё с конца 1960-х годов, но формальные требования были определены лишь к 1970-м. Разработкой же занялись лишь в 1976-м году, а запуск произошел спустя шесть лет в 1982-м году с космодрома Байконур.

На данный момент в состав системы входит 24 космических аппарата, расположенных в трех плоскостях на высоте порядка 19100 км от поверхности Земли с наклоном к экватору под углом $64,8^\circ$ и периодом обращения 11 ч 15 мин 44 с. Такой выбор орбитальной структуры позволяет обеспечить устойчивость орбит с малыми корректировками, а также реализует движение аппаратов по одним трассам на поверхности Земли с периодичностью в 8 суток.

Головной организацией по разработке космического комплекса навигации ГЛОНАСС является акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва».

Основные параметры известных спутников ГЛОНАСС приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Характеристики космических аппаратов ГЛОНАСС

Характеристика	ГЛОНАСС	ГЛОНАСС-М	ГЛОНАСС-К	ГЛОНАСС-К2
Годы развития	1982 – 2005 гг.	2003 – 2016 гг.	2011 – 2018 гг.	с 2017 по н.в.
Срок активного существования, лет	3,5	7	10	10
Масса КА, кг	1500	1415	935	1600
Габариты КА, м	–	2,71×3,05×2,71	2,53×3,01×1,43	2,53×6,01×1,43
Тип исполнения КА	герметизированный	герметизированный	негерметизированный	негерметизированный

В качестве прототипа выбран ГЛОНАСС-К (рисунок 1.3).

Отличительные особенности ГЛОНАСС-К является:

– гарантированный срок активного существования в 10 лет;

- уменьшенная масса, по сравнению с другими поколениями;
- негерметичное исполнение и другие усовершенствования.

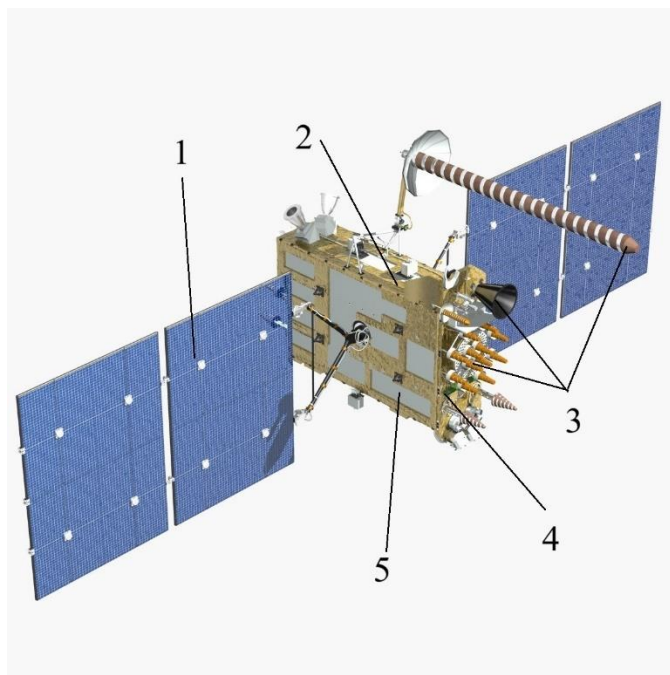


Рисунок 1.3 – Навигационный КА «ГЛОНАСС-К»: 1 – панель солнечной батареи; 2 – модуль служебной системы; 3 – антенны целевой системы; 4 – модуль полезной нагрузки; 5 – радиационная поверхность системы терморегулирования

Первый спутник был успешно запущен 26 февраля 2011 года с космодрома Плесецк. Спутники ГЛОНАСС-К строятся на базе негерметичной платформы «Экспресс-1000К». Отсутствие гермоконтейнера позволило уменьшить массу спутника до 935 кг. Мощность системы электропитания увеличена почти до 1,5 кВт. Также стоит отметить, что на спутники добавлены новые навигационные сигналы в формате CDMA (множественный доступ кодовым разделением), совместимые по формату с системами GPS (Соединённые Штаты Америки), Galileo (Европейское космическое агентство) и Compass (Китайская Народная Республика), которые значительно облегчат разработку мультисистемных навигационных приборов. За счёт добавления CDMA сигнала в диапазоне L3, точность навигационных определений в формате ГЛОНАСС повысится вдвое по

сравнению со спутниками ГЛОНАСС-М. Диапазон L3 использует кодовое разделение сигнала с центральной частотой 1202,025 МГц.

Спутниковая платформа (СП) «Экспресс-1000К» используется для создания космических аппаратов навигации, ретрансляции и связи. СП рассчитана на отдельное выведение КА или на верхнее расположение КА при парном выведении, при котором механические нагрузки на конструкцию СП существенно ниже [14].

ГЛОНАСС-К уже на протяжении двенадцати лет состоит в системе спутниковой навигации России. Способы создания, выведения и реализации работы на орбите были отработаны годами. Это говорит о том, что данный космический аппарат с наибольшей степенью подходит для модернизации до сегмента группировки окололунной и налунной навигационной системы Луны.

1.4 Баллистический расчет

В баллистической части выпускной квалификационной работы выбирается схема и ракета-носитель (РН) для выведения КА, а также определяются затраченная масса топлива для выведения на рабочую орбиту.

Космический лунный орбитальный аппарата предназначен для создания окололунной навигационной группировки. Каждый КА выводится на околоземную опорную орбиту ракета-носителем «Союз-2» этапа 1б с разгонным блоком «Фрегат». Отличительной особенностью этапа 1б от этапа 1а является использование в качестве горючего нафтила, а не керосина.

После выведения на перелетную орбиту КА отделяется от РБ и продолжается самостоятельный перелёт. Выход на целевую орбиту, который проводится торможение на подлете к Луне, осуществляется импульсом от двигателя, установленного на навигационном спутнике. После выхода на целевую орбиту, для её поддержания необходимо проделывать корректировку орбиты с определенной периодичностью.

Параметры орбиты назначения приведены в таблице 1.2.

Таблица 1.2 – Характеристики орбиты назначения ГЛОНАСС

№	Параметр орбиты	Значение
1	Высота конечной орбиты H , км	19100
2	Наклонение конечной орбиты i , °	64,8
3	Период обращения T , ч	11,262
4	Радиус Земли R_3 , км	6371
5	Гравитационный параметр Земли μ_3 , км ³ /с ²	398600

За основу для разработки аппарата взят ГЛОНАСС-К, что позволит минимизировать затраты на разработки и отработку.

В таблицах 1.3 приведены параметры ГЛОНАСС-К.

Таблица 1.3 – Характеристики ГЛОНАСС-К

№	Параметр	Значение
1	Масса КА $m_{КА}$, кг	935
2	Мощность системы энергоснабжения, Вт	1460
3	Срок активного существования (САС), лет	10
4	Средства выведения	РН «Союз-2» с РБ «Фрегат»
5	Космодром	Плесецк

На первом этапе выведения КА будет являться полезной нагрузкой для РН, который будет стартовать с площадки на космодроме. Данный КА будет выводиться с космодрома «Восточный» на РН «Союз-2.1б».

Ракета-носитель «Союз-2.1» (рисунок 1.4) состоит из трех ступеней, собранных по схеме «пакет». Данная схема представляет собой соединение первой и второй ступени ракеты таким образом, что при старте РН, эти ступени работают вместе.

Основные тактико-технические РН «Союз-2.1б» приведены в таблице 1.4.

Таблица 1.4 – Характеристики РН «Союз-2.1б»

№	Параметр	Значение
1	Стартовая масса, т	306 – 313
2	Масса полезного груза на НОО, т	8,7
3	Масса полезного груза на ССО, т	5,0
4	Масса полезного груза на ГПО, т	2,0

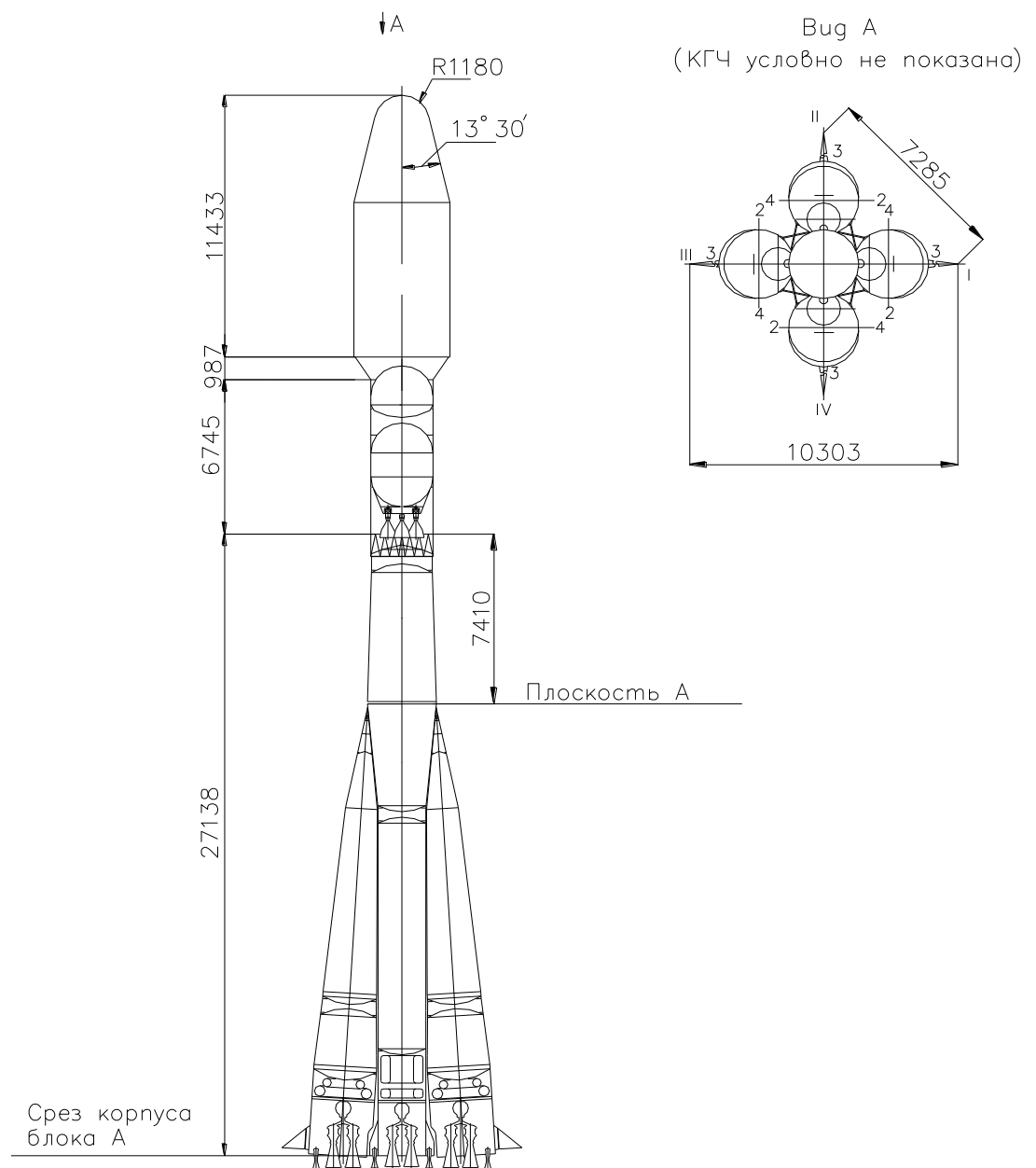


Рисунок 1.4 – Общий вид РН «Союз-2.1»

Схема перелета на окололунную орбиту приведена на рисунке 1.5.

Выведение КА происходит следующим образом:

- 1) Выведение ракета-носителем головного блока (ГБ);
- 2) Отделение ГБ от РН и включение двигательной установки на первом активном участке (АУ) на маршевой двигательной установке (МДУ) разгонного блока (РБ);
- 3) Выход на опорную орбиту и включение МДУ на втором активном участке;

- 4) Отделение космического аппарата от разгонного блока и вывод РБ на орбиту увода;
- 5) Включение ДУ КА и вывод аппарата на целевую орбиту.

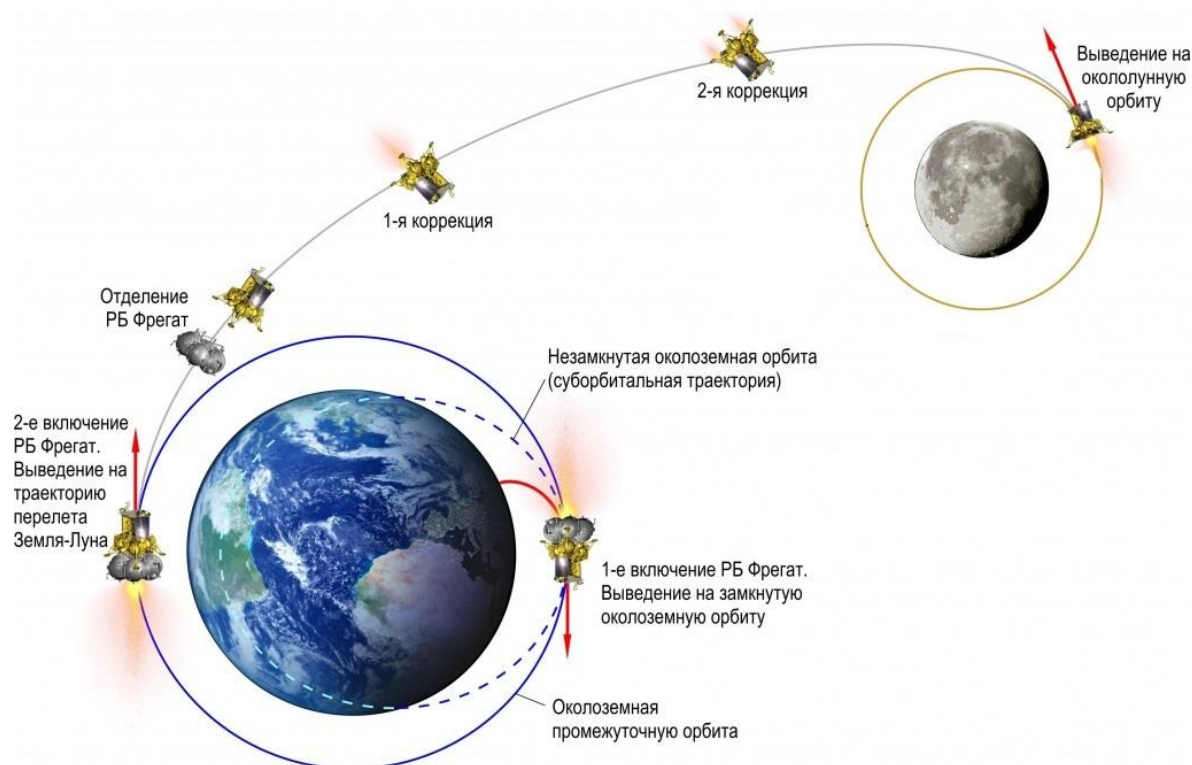


Рисунок 1.5 – Схема выведения спутников на окололунную орбиту

1.4.1 Способы перелёта

Перелёты по пространственной классификации делятся на: компланарные и некомпланарные.

Компланарный переход – это переход КА между орбитами, расположенными в одной плоскости.

Некомпланарный переход – это переход КА между орбитами, расположенными в разных плоскостях.

Также перелеты можно поделить на одноимпульсные и многоимпульсные.

В свою очередь, одноимпульсный перелёт возможен только в том случае, если начальная орбита и конечная имеют общую точку (рисунок 1.6). В таком случае, он будет осуществляться за счет создания управляющего импульса в области этой точки.

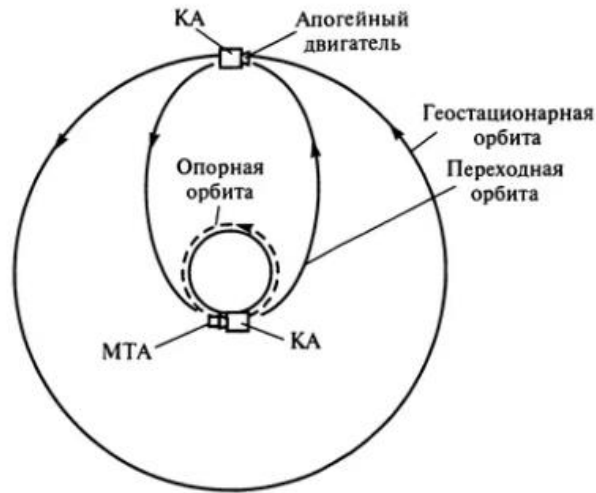


Рисунок 1.6 – Схема одноимпульсного компланарного перехода

Компланарные многоимпульсные переходы (рисунок 1.7) используются для перелёта между орбитами, не имеющими общих точек и находящимися в одной плоскости. Для такого перелета необходимо создать два и более импульса.

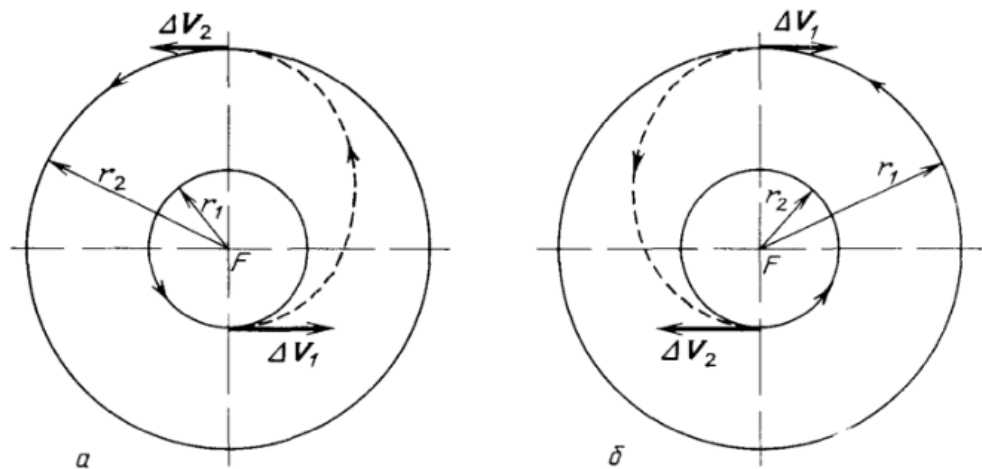


Рисунок 1.7 – Схемы компланарного двухимпульсного перелета типа Гоманна: а – с меньшей орбиты на большую; б – с большей на меньшую

Схема некомпланарного перелета (рисунок 1.8) от компланарного отличается лишь тем, что она осуществляется в пространстве, а не в плоскости. Таки образом, конечная орбита отличается от начальной не только высотой, но и наклонением орбиты.



Рисунок 1.8 – Схема некомпланарного двухимпульсного перелета

1.4.2 Определение энергетических затрат

Для анализа массы КА необходимо вычислить массу заправляемого топлива для выхода на целевую орбиту и маневрирования в течении срока активного существования. Предварительно составим таблицу (таблица 1.5) с исходными данными для перелета.

Таблица 1.5 – Исходные данные

№	Параметр	Значение
1	Высота НОО, h , км	200
2	Высота конечной орбиты, H , км	6000
3	Масса КА, $m_{КА}$, кг	1500
4	Радиус Земли, R_3 , км	6371
5	Гравитационный параметр Земли, $\mu_3, \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$	398600,4
6	Радиус Луны, R_L , км	1737
7	Гравитационный параметр Луны, $\mu_L, \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$	4902,8
8	Средний радиус орбиты Луны, r_L , км	384467
9	Перигей орбиты Луны, км	364397
10	Апогей орбиты Луны, км	406748
11	Масса РБ «Фрегат», $m_{РБ}$, кг	6235
12	Тяга ДУ РБ «Фрегат», $P_{РБ}$, кН	19,9
13	Удельный импульс ДУ РБ «Фрегат», $J_{РБ}$, с	333,2
14	Максимальное время разового включения РБ, с	874

15	Ускорение свободного падения на Земле, $g_0, \frac{м}{с^2}$	9.81
16	Удельный импульс ДУ КА, $J_{ДУКА}, \frac{м}{с}$	3012
17	Тяга ДУ КА, $P_{ДУКА}, Н$	245,2
18	Максимальное время огневой работы ДУ КА, с	20000
19	Максимальное количество включений	50000

Проведем баллистический расчет для среднего радиуса орбиты Луны.

Определяем параметры переходной траектории и суммарные затраты характеристической скорости. За начальную орбиту примем высоту $h = 200 км$.

Скорость КА на орбите для перелета на старте:

$$V_{ст.3} = \sqrt{\frac{2\mu_3}{R_3 + h}} \sqrt{\frac{r_{Л}}{R_3 + h + r_{Л}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 398600}{6371 + 200}} \sqrt{\frac{384467}{3671 + 200 + 384467}} = 10,922 \frac{км}{с}. \quad (1.1)$$

Скорость КА на орбите для перелета на подходе к Луне относительно Земли:

$$V_{под.З} = \sqrt{\frac{2\mu_3}{r_{Л}}} \cdot \sqrt{\frac{R_3 + h}{R_3 + h + r_{Л}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 398600}{384467}} \cdot \sqrt{\frac{6371 + 200}{3671 + 200 + 384467}} = 0,187 \frac{км}{с}. \quad (1.2)$$

Скорость движения КА на начальной орбите и средняя скорость движения Луны по своей орбите вокруг Земли:

$$V_{Опорн} = \sqrt{\frac{\mu_3}{R_3 + h}} = \sqrt{\frac{398600}{6371 + 200}} = 7,788 \frac{км}{с}; \quad (1.3)$$

$$V_{Луны} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_{Л}}} = \sqrt{\frac{398600}{384467}} = 1,018 \frac{км}{с}. \quad (1.4)$$

Местная круговая скорость аппарата на орбите Луны $H = 6000$ км :

$$V_{\text{Л.КА.}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{Л}}}{R_{\text{Л}} + H}} = \sqrt{\frac{4902,8}{1737 + 6000}} = 0,796 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (1.5)$$

Скалярный гиперболический избыток скорости подлета к Луне:

$$V_{\text{подл.}\infty} = V_{\text{Луны}} - V_{\text{подл.З}} = 1,018 - 0,187 = 0,832 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (1.6)$$

Планетоцентрическая скорость подлета к Луне:

$$V_{\text{подл.}} = \sqrt{V_{\text{подл.}\infty}^2 + \frac{2\mu_{\text{Л}}}{R_{\text{Л}} + H}} = \sqrt{0,832^2 + \frac{2 \cdot 4902,8}{1737 + 6000}} = 1,4 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (1.7)$$

Энергетические затраты разгонного блока на первом активном участке перелёта:

$$\Delta V_{\text{ст.}} = V_{\text{ст.З}} - V_{\text{Опорн.}} = 10,922 - 7,788 = 3,133 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (1.8)$$

Энергетические затраты космического аппарата на втором активном участке перелёта:

$$\Delta V_{\text{Кон.}} = V_{\text{Л.КА.}} - V_{\text{подл.}} = 0,796 - 1,4 = -0,604 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (1.9)$$

Суммарная масса КА и РБ в начальный момент создания первого импульса:

$$m_{\text{Сум.}} = m_{\text{КА}} + m_{\text{РБ}} = 1500 + 6235 = 7735 \text{ кг}. \quad (1.10)$$

Удельный импульс РБ:

$$J_{РБ1} = J_{РБ} \cdot g_0 = 333,2 \cdot 9,81 = 3268 \frac{\text{М}}{\text{с}}. \quad (1.11)$$

Масса топлива, необходимая для создания первого импульса, находим по формуле Циолковского:

$$m_{\text{Топл.1}} = m_{\text{Сум.}} \cdot (1 - e^{\frac{-|\Delta V_{\text{ст.}}|}{J_{РБ1}}}) = 7735 \cdot (1 - e^{\frac{-|3133|}{3268}}) = 4770 \text{ кг}. \quad (1.12)$$

По удельному импульсу и тяге разгонного блока определим массовый расход «Фрегата»:

$$m_{\text{расх.}} = \frac{P_{РБ}}{J_{РБ1}} = \frac{19900}{3268} = 6,09 \frac{\text{кг}}{\text{с}}. \quad (1.13)$$

Посчитаем время первого импульса:

$$t_1 = \frac{m_{\text{Топл.1}}}{m_{\text{расх.}}} = \frac{4770}{6,09} = 783,3 \text{ с}. \quad (1.14)$$

Заметим, что первый активный участок реализуется разгонным блоком, а второй космическим аппаратом.

Характеристики разгонного блока позволяют реализовать активный участок такой продолжительности. Напомним, что максимальное время разового включения РБ при большой тяге составляет 874 с, что больше необходимого.

В разгонный блок для первого импульса необходимо заправить 4770 кг топлива, что входит в допустимое значение. Также в РБ необходимо заправить

топливо для выхода на околоземную опорную орбиту. Максимально допустимая масса топлива в РБ «Фрегат» 5307 кг.

Масса топлива, необходимая для создания второго импульса, находим по формуле Циолковского:

$$m_{\text{Топл.2}} = m_{\text{КА}} \cdot (1 - e^{\frac{-|\Delta V_{\text{Кон.}}|}{J_{\text{ДУКА}}}}) = 1500 \cdot (1 - e^{\frac{-|604|}{3012}}) = 272,4 \text{ кг.} \quad (1.15)$$

Согласно [4], время активного существования спутников в составе навигационной системы, построенной на окололунных орбитах, может составлять 10 и более лет при условии поддержания формы орбиты с помощью малых коррекций. Но прежде необходимо минимизировать массу топлива на торможение КА.

Проведем расчет для перелета на окололунную орбиту высотой $H = 6000$ км и диапазоне расстояния от Земли до Луны: от 364397 до 406748 км, что соответственно является перигеем и апогеем.

На рисунке 1.9 изображён график изменения затраченной энергии первого и второго активных участков от расстояния до Луны. Энергетика во втором импульсе $\Delta V_{\text{Кон.}}$ представлена по модулю.

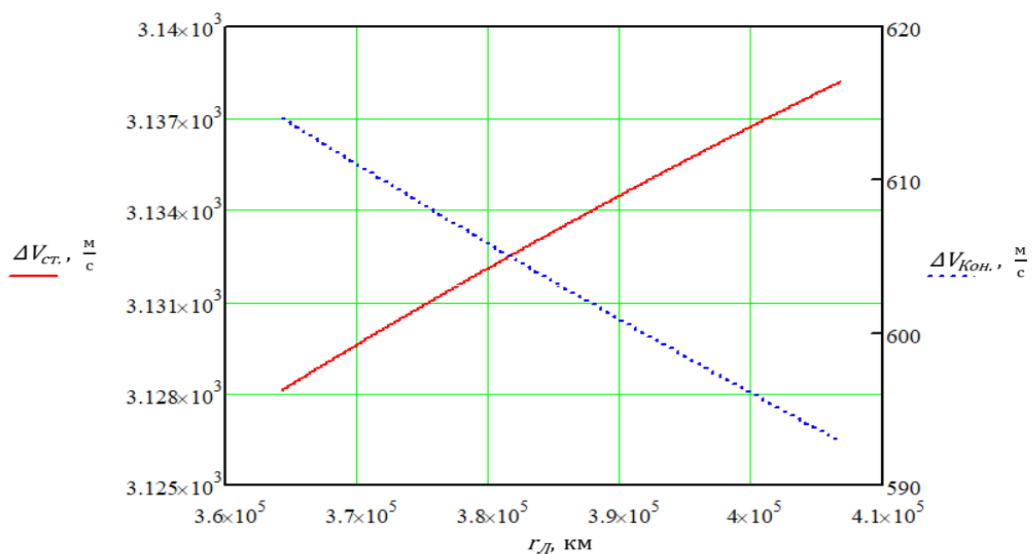


Рисунок 1.9 – Зависимость энергетик от расстояния до Луны в момент второго импульса

Из графика на рисунке 1.9 видно, что наименее энергозатратный импульс для космического аппарата является момент нахождения Луны в апогее, но при этом для разгонного блока энергетика является наибольшей. Значения соответственно равны: $592,8 \frac{\text{М}}{\text{с}}$ и $3138 \frac{\text{М}}{\text{с}}$.

На рисунке 1.10 представлена зависимость массы топлива на первом активном участке и на втором активном участке от расстояния до Луны. Необходимо стремиться к уменьшению массы топлива для второго активного участка, так как есть возможность заполнить массу топлива в РБ до 5307 кг.

Наименьшая масса топлива для создания тормозного импульса составляет 268 кг.

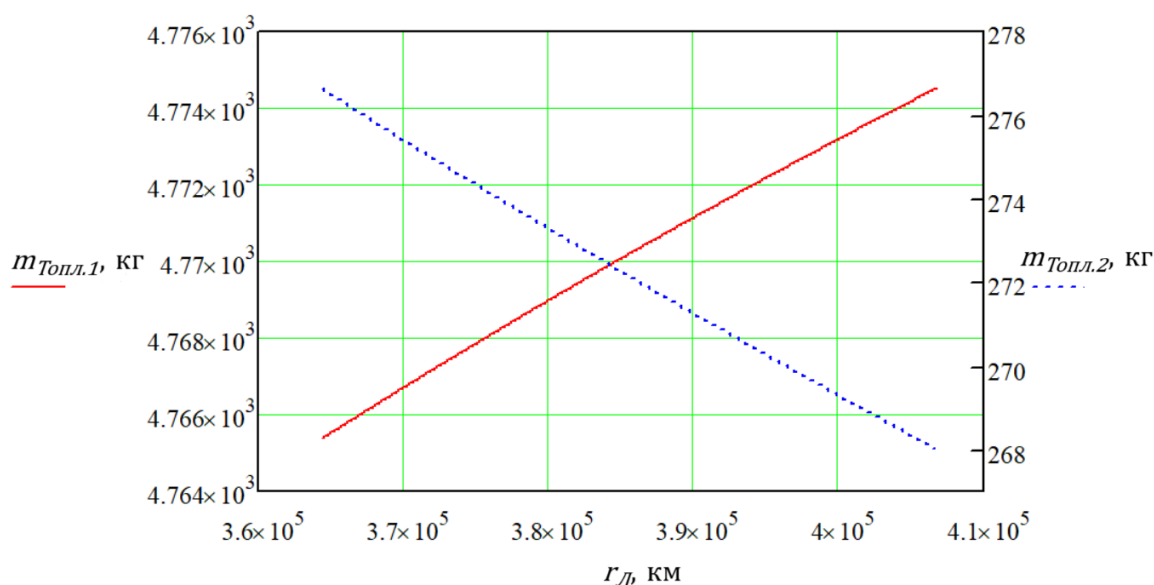


Рисунок 1.10 – Зависимость массы топлива от расстояния до Луны в момент второго импульса

Из рисунка 1.10 следует вывод, что наименьшее количество топлива для КА будет в случае, когда Луна будет находится в дальней точке от Земли.

Дальнейшие расчеты проводятся с учетом того, что Луна находится на расстоянии 406748 км от Земли.

Согласно исследованиям [12], система навигационных спутников с высотой орбиты от 5000 до 6000 км, и наклоном порядка 60 градусов

обеспечит возможность определения параметров низких орбит окололунных КА и подвижных объектов на поверхности Луны. Из-за гравитационного воздействия Земли будут сильно меняться параметры таких орбит. На рисунке 1.11 представлены графики изменения параметров окололунных орбит высотой 6000 км. И наклонением 60 градусов на интервале времени в 20 лет.

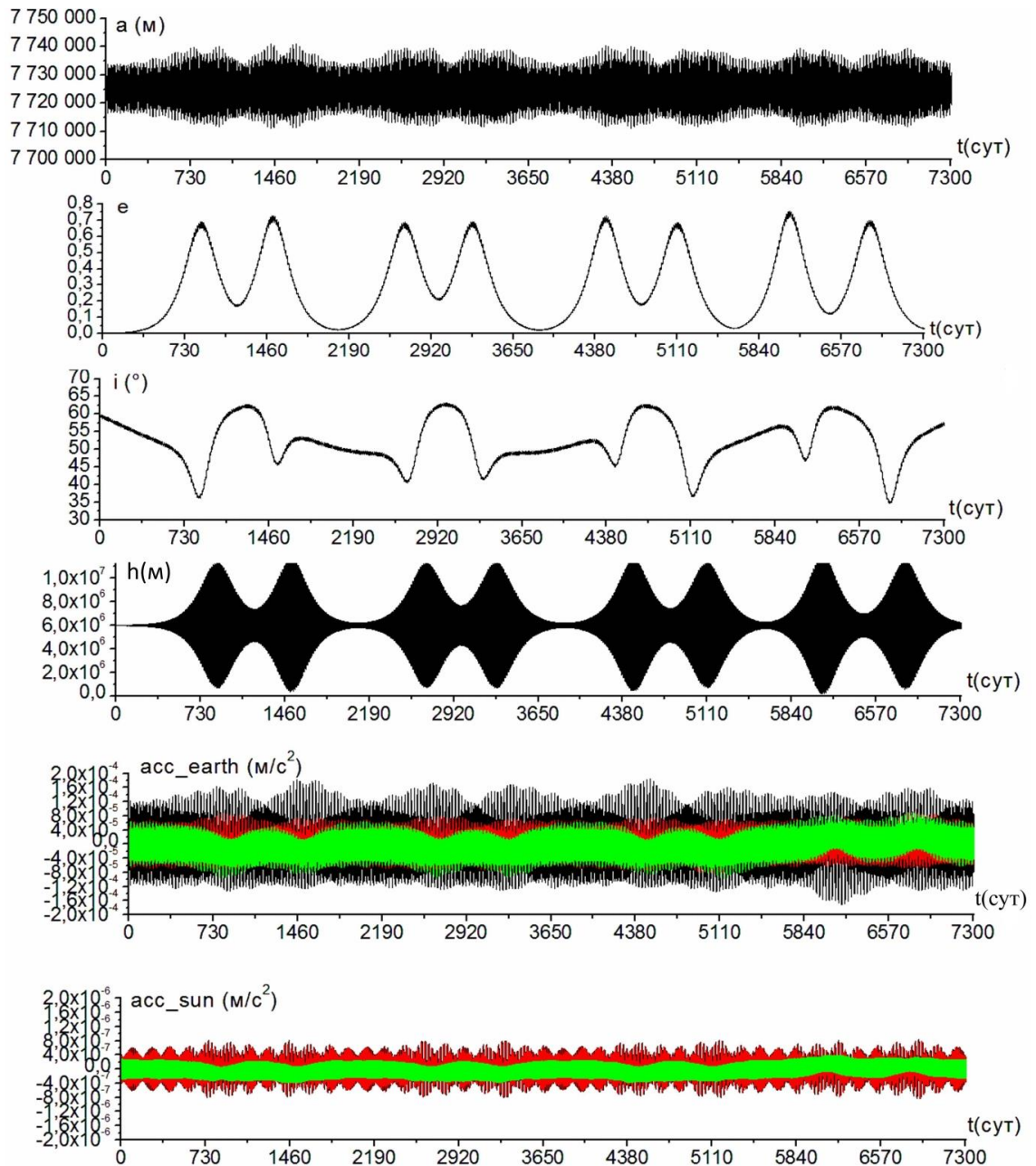


Рисунок 1.11 – Графики изменения параметров окололунной орбиты высотой 6000 км и наклонением 60° на интервале 20 лет: a – большая полуось; e – эксцентриситет; i – наклонение; h – высота; acc_earth – ускорение от Земли; acc_sun – ускорение от Солнца в системе координат Луны

Согласно [12], коррекции могут выполняться с интервалом 50 – 100 суток. Поддержание рассматриваемой лунной орбиты делится на независимое поддержание формы орбиты и наклона. Суммарный импульс в первом случае (для нулевого эксцентриситета) составляет 4 м/с за год, а во втором (для постоянного наклона) – 80 м/с за год.

Определим количество топлива, необходимое на корректировку орбиты в первый год существования:

$$m_{\text{Топл.кор}} = (m_{\text{КА}} - m_{\text{Топл.2}}) \cdot \left(1 - e^{\frac{-|\Delta V_{\text{кор.}}|}{J_{\text{ДУ КА}}}}\right) = (1500 - 268) \cdot \left(1 - e^{\frac{-|84|}{3012}}\right) = 33,9 \text{ кг}, \quad (1.16)$$

где $\Delta V_{\text{кор.}} = 84 \text{ м/с}$ – суммарный импульс для постоянного наклона и для нулевого эксцентриситета.

Так, для поддержания КА на орбите Луны с начальными параметрами в течении 10 лет необходимо порядка 299,9 кг топлива и суммарное время работы ДУ на коррекцию составит 3683 с. На рисунке 1.12 представлен график зависимости массы топлива и времени на коррекцию в год от количества пройденных лет (для наглядности график представлен в логарифмическом масштабе по оси пройденного времени).

Суммарная масса топлива для КА составляет 567,9 кг, а суммарное время коррекции и торможения КА 6975 с.

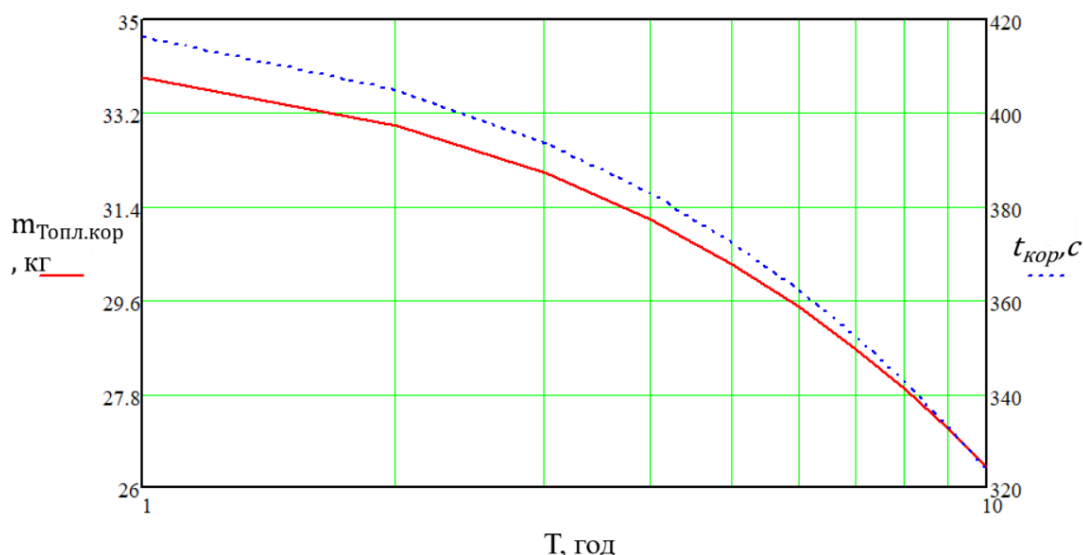


Рисунок 1.12 – График зависимости массы топлива и времени активного участка на коррекцию орбиты за каждый год

1.5 Итоги главы

В этой главе были рассмотрены существующие спутники ГЛОНАСС и определены параметры окололунной орбиты для размещения спутников навигации.

Таким образом, для вывода космического аппарата на перелетную орбиту к Луне с целью образования окололунной навигационной системы, необходимо разгонным блоком создать импульс равный 3138 м/с. Тормозной импульс, созданный самим космическим аппаратом и необходимый для вывода на окололунную орбиту равен 592,8 м/с, что, соответственной, создает необходимость заправить КА топливом на 268 кг. Эта масса топлива без учета коррекции орбиты.

Также, в КА необходимо заправить топливо для коррекции орбиты на протяжении срока активного существования. Для коррекции орбиты КА в течении 10 лет необходимо заправить дополнительно 299,9 кг.

2 КОНСТРУКТОРСКАЯ ЧАСТЬ

2.1 Конструкция КА

Конструкция – это комплекс частей аппарата взаимно расположенных в определенном порядке с учётом всех преимуществ и недостатков каждой его части.

Задачей любого конструктора является нахождение наиболее выгодной конструкции как в экономическом плане, так и в любом другом понимании. Важной частью процесса конструирования, является нахождение баланса между всеми частями, включенными в аппарат.

Силовой частью конструкции любого аппарата является корпус. Корпус – это связующий элемент всех агрегатов, отсеков и частей, входящих в состав космического аппарата. К нему крепятся все части КА, а также через него передается силовая нагрузка.

Расположение оборудования космического аппарата осуществляется в приборном отсеке. Исполнение приборного отсека может быть как негерметичное, так и герметичное.

Негерметичный приборный отсек – это приборный отсек, расположенные приборы в котором контактируют с внешней средой вокруг аппарата.

Герметичный приборный отсек – это отсек с пространством, закрытым совокупностью элементов конструкции, образующее проектную границу, предусмотренную для препятствования распространения радиации и изменения радиационного фона в установленных пределах нормирования.

Основными системами и агрегатами аппарата являются:

- целевая аппаратура (ЦА);
- бортовой комплекс управления (БКУ);
- бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БА КИС);
- телеметрическая система (ТМС);
- антенно-фидерная система (АФС);
- двигательная установка (ДУ);

- система ориентации и стабилизации;
- система электроснабжения (СЭС);
- система обеспечения теплового режима (СОТР);
- система управления бортовой аппаратурой;
- бортовая кабельная сеть;
- прочие механизмы и конструкции.

При проектировании любого аппарата всегда необходимо создать математическую модель существования, в которой включены основные системы. Предварительная сухая масса КА 900 кг.

В таблице 2.1 представлена предварительная сводка масс бортовых систем и элементов.

Таблица 2.1 – Статистические коэффициенты относительных масс бортовых систем и элементов космических аппаратов

Наименование	Определение коэффициента	Диапазон	Значение	Масса, кг
Относительная масса конструкции КА	$\mu_{\text{кон}} = \frac{M_{\text{кон}}}{M_{\text{КА}}}$	0,12...0,25	0,23	207
Относительная масса бортового комплекса управления	$\mu_{\text{БКУ}} = \frac{M_{\text{БКУ}}}{M_{\text{КА}}}$	0,05...0,1	0,1	90
Относительная масса системы электропитания	$\mu_{\text{СЭП}} = \frac{M_{\text{СЭП}}}{M_{\text{КА}}}$	0,08...0,25	0,20	180
Относительная масса системы ориентации и стабилизации	$\mu_{\text{СОС}} = \frac{M_{\text{СОС}}}{M_{\text{КА}}}$	0,08...0,15	0,12	108
Относительная масса системы терморегулирования	$\mu_{\text{СТР}} = \frac{M_{\text{СТР}}}{M_{\text{КА}}}$	0,012...0,035	0,032	28,8
Относительная масса командно–телеметрической системы	$\mu_{\text{КТС}} = \frac{M_{\text{КТС}}}{M_{\text{КА}}}$	0,008...0,025	0,025	22,5
Относительная масса бортовой кабельной сети	$\mu_{\text{БКС}} = \frac{M_{\text{БКС}}}{M_{\text{КА}}}$	0,06...0,1	0,08	72

На рисунке 2.1 приведена 3D-модель КА.

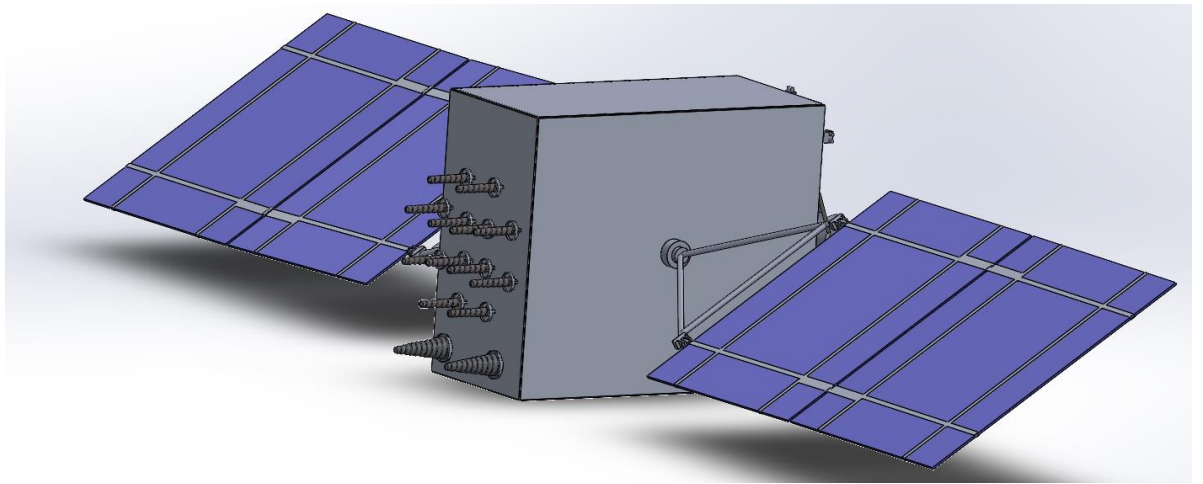


Рисунок 2.1 – 3D-модель КА

Выше в пункте 1.4 было решено, что КА будет запускаться на РН «Союз-2.1б». Размещение КА в космической головной части (КГЧ) представлено на рисунке 2.2.

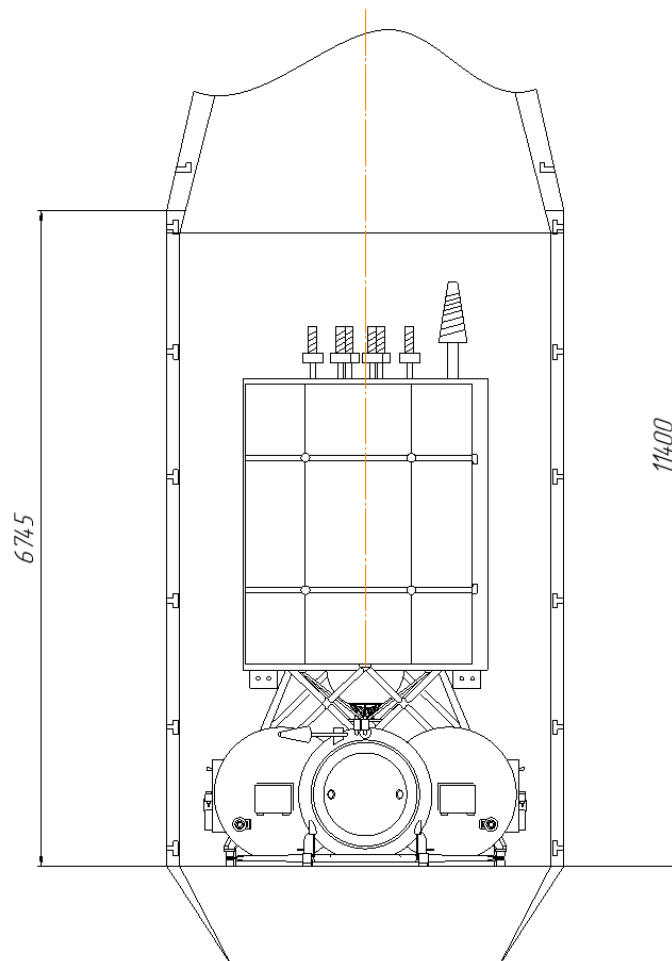


Рисунок 2.2 – КА в КГЧ

2.2 Целевая аппаратура

Бортовая целевая аппаратура представляет собой: бортовой источник навигационных радиосигналов, антенно-фидерную систему, бортовое синхронизирующее устройство. Навигационные системы работают в L-диапазоне.

L-диапазон – диапазон частот дециметровых диапазона волн с частотами порядка 1000 – 2000 МГц и длиной волны от 300 до 150 см.

Согласно [14], максимальная масса полезной нагрузки для платформы «Экспресс-1000К» составляет 250 кг.

2.2.1 Бортовой источник радионавигационного сигнала

Бортовой источник навигационных радиосигналов обеспечивает излучение высокостабильного навигационного радиосигнала на различных частотах, передачу навигационной информации и оцифрованной шкалы времени в структуре навигационного кадра [16].

Сам источник радионавигационного сигнала состоит из формирователя навигационного сигнала и усилителей мощности.

2.2.2 Антенно-фидерная система

Антенно-фидерная система (АФС) предназначена для передачи навигационного радиосигнала на частотах L1 и L2 в заданном направлении и состоит из: 12 излучателей, четырех блоков делителей и кабелей.

Антенно-фидерная система представляет собой питающую фидерную линию и решетку, состоящую из двух групп спиральных излучателей (центральной из четырех излучателей и кольцевой из восьми излучателей), что и позволяет работать одновременно на двух частотах: L1 и L2.

Спиральные антенны – антенны из металлической спирали, питаемой коаксиальной линией. Могут быть как проволочные, так и ленточные спирали. По форме: плоские, цилиндрические и конические.

Навигационные спутники оснащены группой антенн (рисунок 2.3), поддерживающих передачу навигационных сигналов в FDMA и CDMA типах сигнала.

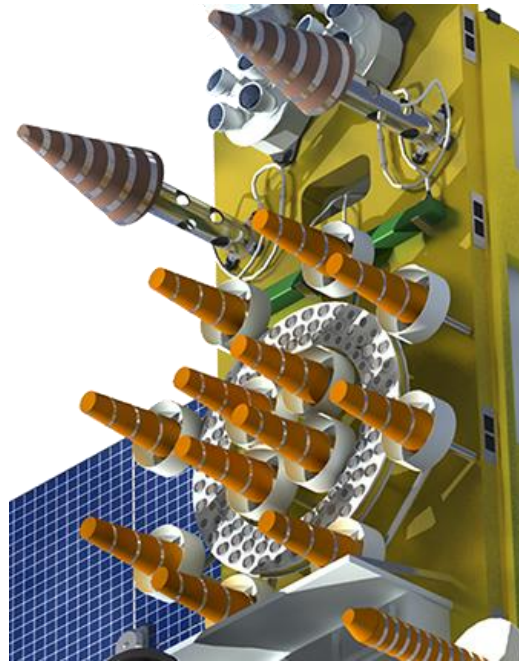


Рисунок 2.3 – Антенно-фидерная система

FDMA (Множественный доступ с частотным разделением) – протокол передачи данных, в котором полоса пропускания разделена на различные частотные диапазоны.

CDMA (Множественный доступ с кодовым разделением) – протокол передачи данных, при котором станции могут передавать данные одновременно на всех частотах. Несколько передач разделяются уникальной кодовой последовательностью.

В разрабатываемой системе будет использоваться только протокол с частотным разделением.

2.2.3 Бортовое синхронизирующее устройство

Бортовое синхронизирующее устройство из себя представляет хранилище бортового времени и высокостабильных частот, синхронных с наземной шкалой времени и частот.

Используется кварцевые генераторы частот, основанные на собственной частоте кварцевых резонаторов, или атомные стандарты частот на основе атомно-лучевой трубки.

В таблице 2.2 приведены основные характеристики стандартов частоты для кварцевого и атомного генераторов частот.

Таблица 2.2 – Основные характеристики бортовых стандартов частоты [16]

Характеристика	Кварцевый стандарт частот	Атомные стандарты частот		
		Рубидиевые	Цезиевые	Водородные
Масса, кг	1,35	2,25	13,5	33,75
Потребление, Вт	2	13	25	30
Объем, дм ³	1,13	1,13	11,3	28
Относительная нестабильность частоты за сутки	$1 \cdot 10^{-10}$	$1 \cdot 10^{-13}$	$5 \cdot 10^{-14}$	$1 \cdot 10^{-14}$
Факторы, ограничивающие срок службы	Старение кварца	Ухудшение характеристик лампы	Уровень шумов в атомно-лучевой трубке	Запас водорода

Исходя из таблицы 2.2, наиболее предпочтительным являются атомные стандарты частот на основе квантовых дискриминаторов с рубидиевой газовой ячейкой.

2.3 Бортовой комплекс управления

Бортовой комплекс управления – совокупность бортовых средств, предназначенных для централизованного управления работой бортового оборудования космического аппарата и для обмена информацией с наземным комплексом управления (НКУ).

БКУ спутниковой платформы выполняет множество важных функций, среди которых:

- 1) автономное управление (БКУ способен самостоятельно управлять всеми системами спутника, основываясь на внутренних алгоритмах);
- 2) управление с наземного комплекса управления (БКУ также может контролироваться с НКУ, что обеспечивает гибкость и возможность управления работой спутника);
- 3) диагностика и восстановление (БКУ мониторит состояние бортового оборудования и при необходимости может восстановить его работоспособность, активировав резервные компоненты или изменяя режим работы);

4) сигнализация аварий (в случае аварийной ситуации БКУ активирует сигнал аварии, отправляя его на НКУ, и формирует информационный массив, раскрывающий причины возникновения аварии);

5) сбор и передача телеметрической информации (БКУ собирает, обрабатывает и передает на НКУ телеметрическую информацию о текущем состоянии бортового оборудования);

6) предоставление вычислительных ресурсов (БКУ обеспечивает бортовые системы необходимыми для выполнения функциональных и вычислительных алгоритмов ресурсами);

7) синхронизация времени (БКУ поддерживает синхронизацию времени на борту спутника с НКУ);

8) определение орбитального положения (БКУ принимает и ретранслирует сигналы измерения расстояния, позволяя НКУ определить орбитальное положение спутника).

Состав БКУ:

- блок интерфейсный бортового комплекса управления (БИ БКУ);
- блок управления бортового комплекса управления (БУ БКУ);
- бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) С-32М;
- БА КИС;
- бортовая аппаратура телесигнализации (БАТС).

Основные энергомассовые характеристики бортового комплекса управления приведены в таблице 2.3.

Таблица 2.3 – Энергомассовые характеристики БКУ [14]

Аппаратура	Масса, кг	Энергопотребление, Вт
БИ БКУ	17,6	35
БУ БКУ	27,2	25
БЦВК С-32М	13,4	30
БА КИС	20	60
БАТС	6,5	15
Итого	84,7	163

Для связи со станциями налунного сегмента используются дополнительные спиральные антенны на передней панели КА.

2.4 Система управления движением спутника

Система управления движением (СУД) спутника предназначена для управления движением центра масса и управлением углового положения КА.

Задачи СУД:

- удержание требуемого углового положения КА;
- поддержание заданных параметров орбиты КА;
- коррекция орбиты КА;
- увод КА с рабочей орбиты и дальнейшее захоронение.

На рисунке 2.4 представлена схема состава СУД КА.

Состав чувствительных элементов СУД КА [14]:

- приборы ориентации на Солнце (ПОС);
- приборы звездные визирующие (ПЗВ);
- датчики направления на Солнце (ДНС);
- блок измерения угловых скоростей (БИУС).

Состав исполнительных органов СУД КА:

- электромеханический исполнительный орган (ЭМИО);
- привода панелей солнечных батарей (ППСБ);
- двигательная установка ориентации (ДУО);
- двигательная установка коррекции (ДУК).

Логическим устройством является БЦВК.

Характеристики системы [14]:

- точность ориентации КА по трем осям – $0,1^\circ$;
- точность ориентации панелей солнечных батарей (СБ) – 6° ;
- суммарный импульс тяги ДУО – 1680...2110 м/с;
- суммарный импульс тяги ДУК – 3012 м/с.

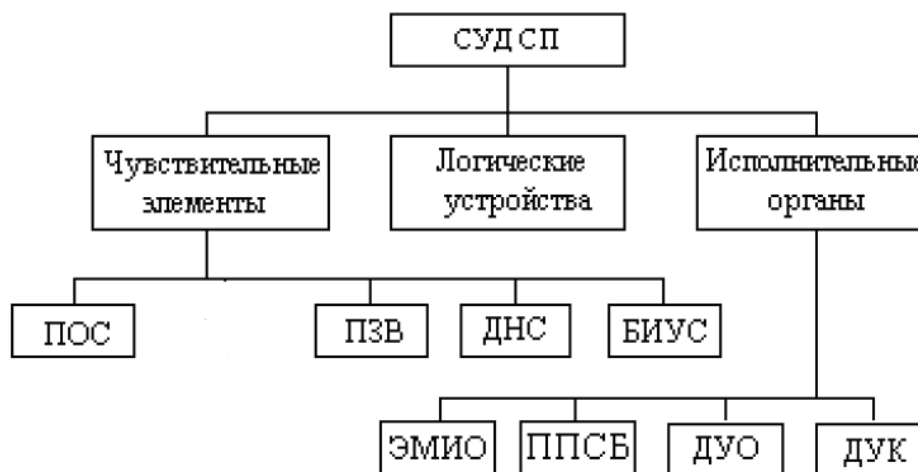


Рисунок 2.4 – Состав СУД КА

В таблице 2.4 приведены массовые и энергетические характеристики приборов и агрегатов СУД.

Таблица 2.4 – Массовые и энергетические характеристики приборов и агрегатов СУД [14]

Наименование оборудования	Обозначение	Энергопотребление, Вт	Количество, шт.	Масса, кг	
				Единичная	Суммарная
Звездный датчик	SED-26	12,8	3	3,5	10,5
Прибор ориентации на Солнце	333К	4,5	2	2,1	4,2
Датчик направления на Солнце	334К		1	0,85	0,85
Блок измерения угловых скоростей	КИНД34-040	58	1	5,7	5,7
Электромеханический исполнительный орган:	Агат-15М	90			
– двигатель-маховик			4	8,3	33,2
– блок автоматики			1	6,3	6,3
ДУО			6	1,9	11,4
ДУК	МВСК02		1	6,3	2,3
ППСБ		30	2	6,5	13
Итого		295			87,45

2.4.1 Двигательная установка

Двигательная установка предназначена для создания реактивного импульса для создания тяги при активных маневрах.

Двигательная установка состоит из:

- двухкомпонентного двигателя малой тяги;
- бака окислителя и бака горючего;
- баков с газом наддува;
- различной арматуры, клапанов и датчиков.

Для проектируемого аппарата, двигательная установка предназначена для создания тормозного импульса и выхода на окололунную орбиту естественного спутника Земли, а также для дальнейшего поддержания орбиты.

В качестве топлива используется несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и азотный тетраоксид (АТ).

Основная ДУ КА является МВСК02 (рисунок 2.5). Это комбинированная ДУ пилотируемого транспортного корабля «Орёл». Сопло ДУ состоит из жаропрочного ниобиевого сплава с жаростойким покрытием.

Характеристики ДУ приведены в таблице 2.5.

Таблица 2.5 – Основные характеристики МВСК02 [8]

Наименование	Значение
Компоненты топлива, горючее/окислитель	НДМГ/АТ
Номинальная тяга, Н	245,2
Номинальный удельный импульс тяги, м/с	3012
Номинальное давление на входе, МПа	1,77
Рабочее давление на входе, МПа	1,27...2,06
Максимальное время огневой работы, с	20000
Максимальное количество включений	50000
Геометрическая степень расширения сопла	160
Рабочее напряжение, В	27
Масса, кг	2,3
Стехиометрическое соотношение	1,8



Рисунок 2.5 – МВСК02

2.4.2 Система ориентации и стабилизации

Система ориентации космического аппарата – одна из бортовых систем космического аппарата, обеспечивающая определённое положение осей аппарата относительно некоторых заданных направлений. Необходимость данной системы обусловлена следующими задачами:

- ориентирование солнечных батарей на Солнце;
- навигационные измерения;
- проведение различных исследований;
- при передаче информации с помощью остронаправленной антенны;
- перед включением тормозного или разгонного двигателя с целью изменения траектории полёта.

Системы ориентации, не требующие энергии для ориентации, называются пассивными, к ним относятся: гравитационные, инерционные, аэродинамические и т.д.

Системы ориентации, требующие затрат энергии для ориентации, называются активными, к ним относятся: реактивные двигатели ориентации, гиродины, маховики, соленоиды, магнитные исполнительные органы и т.д.

На разрабатываемом КА стоит активная система с реактивными двигателями ориентации и двигателями маховиками.

На рисунке 2.6 представлен двигательный блок ориентации ДУО. Основные характеристики двигательного блока ориентации ДУО в таблице 2.6.

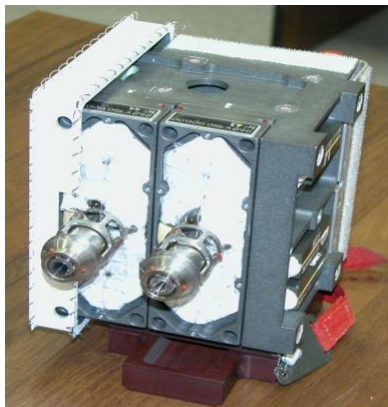


Рисунок 2.6 – Двигательный блок ориентации

Таблица 2.6 – Основные характеристики двигательного блока ориентации ДУО

Наименование	Значение
Тяга двигателей, мН	96...548
Удельный импульс двигателей, м/с	1680...2110
Ресурс включений	130000
Масса, кг	1,9

Электромеханический исполнительный орган «Агат-15М» предназначен для создания управляющего момента относительно трех осей системы координат КА. Орган состоит из четырех двигателей-маховиков и блока автоматики (рисунок 2.7 – 2.8).



Рисунок 2.7 – Двигатель-маховик системы «Агат-15М»



Рисунок 2.8 – Блок автоматики системы «Агат-15М»

Основные характеристики «Агат-15М» приведены в таблице 2.7.

Таблица 2.7 – Основные характеристики «Агат-15М»

Наименование	Значение
Кинетический момент, Н · м · с	15
Максимальный управляющий момент, Н · м	0,15
Максимальная потребляемая мощность одним двигателем–маховиком, Вт	145
Ресурс, ч	150000
Масса одного двигателя–маховика, кг	8,3
Масса блока автоматики, кг	6,3
Масса «Агат–15М»	39,5

2.5 Система обеспечения теплового режима

Система обеспечения теплового режима спутника предназначена для создания и поддержания необходимой рабочей температуры. Эта система состоит из [14]:

- системы терморегулирования модуля служебных систем;
- системы терморегулирования модуля полезной нагрузки;
- электрообогревателей модуля служебных систем;
- электрообогревателей модуля полезной нагрузки;
- средств пассивного терморегулирования.

Также отдельно для двигательной установки есть своя СОТР.

В свою очередь система терморегулирования состоит из аксиальных тепловых трубок, встроенных в панели служебных систем, и радиационных поверхностей этих панелей. Эта совокупность обеспечивает теплоотвод от систем при нагреве.

Электрообогреватели обеспечивают теплоподвод в необходимые области спутниковой платформы при отключении бортового оборудования и на теневых участках орбиты.

Аксиальные тепловые трубки – тепловые трубки с капиллярной структурой, встроенной в корпус.

На рисунке 2.9 представлена упрощённая схема работы тепловых трубок.

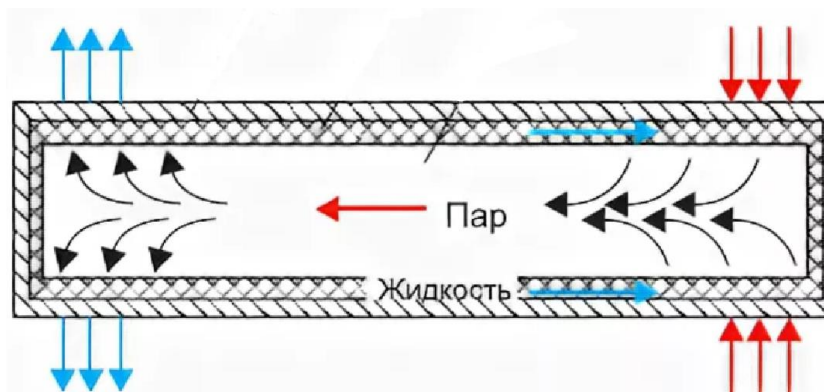


Рисунок 2.9 – Упрощённая схема работы тепловых трубок

На поверхность корпуса КА нанесено терморегулирующее покрытие (ТРП) ОСО-С, представляющее собой кварцевые стекла толщиной 170 мкм, на внутренней стороне которых нанесено серебро. Такое покрытие уменьшает нагрев корпуса.

Покрытие ОСО-С в начале САС имеет коэффициент поглощения не выше 0,1, а в конце САС не выше 0,28. Степень черноты в начале САС не ниже 0,85.

Такая система обеспечения теплового режима обеспечивает теплоотвод потока от бортового оборудования на 4500 Вт и при этом потребляет электроэнергию на 68 Вт.

2.6 Система электроснабжения

Система электроснабжения в космическом аппарате предназначена для генерирования, хранения, преобразования и передачи электроэнергии оборудованию аппарата [14].

На рисунке 2.10 представлен состав СЭС КА.

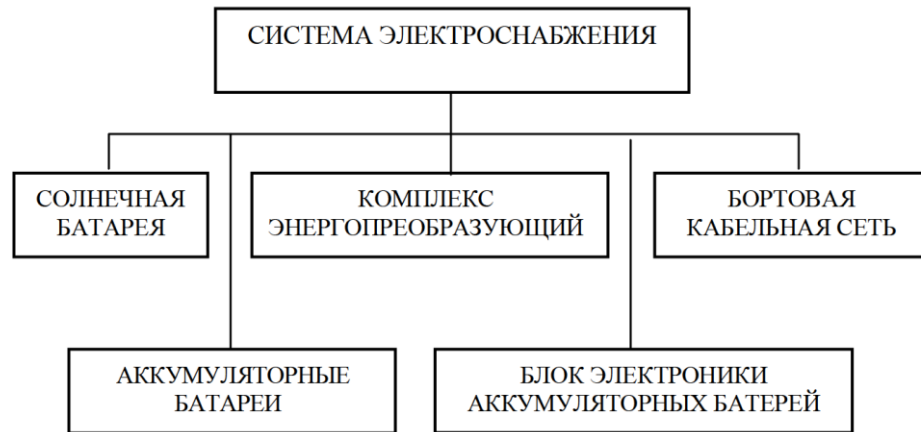


Рисунок 2.10 – Состав СЭС

Солнечные батареи предназначены для генерации электроэнергии на освещенных участках. СБ соединены с КА приводами для наведения на Солнце.

Комплекс энергопреобразующий предназначен для стабилизации выходного напряжения из СЭС, защиты аккумуляторных батарей и управления системой по сигналам от БКУ.

Бортовая кабельная сеть предназначена для передачи электроэнергии к системам КА.

2.6.1 Аккумуляторный блок

Аккумуляторный блок состоит из: двух измерительно-преобразовательных блока для каждого АБ и одного блока управления.

Аккумуляторные батареи (АБ) предназначены для накопления, хранения и высвобождения электроэнергии, когда этого требует система. На освещенных участках происходит накопление, а на затемненных отдача энергии.

Блок электроники аккумуляторных батарей предназначен для измерения напряжений и температур АБ, коммутации балансирующих резисторов для выравнивания степени заряженности аккумуляторов и управления байпасными переключателями, предназначенными для исключения из цепи отказавших аккумуляторов [14].

На платформе будет использоваться две литий-ионные аккумуляторные батареи 2P20S [14]. Каждая батарея состоит из двадцати последовательно

соединенных пакетов аккумуляторов, в которых по два параллельно соединенных аккумулятора.

Характеристики этих батарей приведены в таблице 2.8.

Таблица 2.8 – Характеристики аккумуляторной батареи 2P20S

Наименование характеристики	Значение
Энергия в начале срока службы / глубина циклирования, (Вт · ч)/%	6596/67
Энергия в конце срока службы / глубина циклирования, (Вт · ч)/%	6266/70
Диапазон рабочих напряжений, В	54 – 82
Масса, кг	60
Габариты, мм	641 × 400 × 265

2.6.2 Блок солнечных батарей

Блоки солнечных батарей конструктивно представляют структуру из углепластиковых труб с расположенными на них фотопреобразователями (ФП). Блок соленых батарей состоит из четырех панелей размером 2900 × 2340 мм и общей площадью 27,15м².

Панели СБ соединены с корпусом через привод, благодаря которому проводится поворот панелей вокруг оси, перпендикулярной боковой стенке КА.

ФП СБ состоят из трехкаскадных фотоэлементов на германиевой подложке. Каскад ФП обладают высоким коэффициентом полезного действия (КПД), который на начальном этапе существования не ниже 27 %.

ФП защищены от ионизирующего излучения космического пространства благодаря стеклянным пластинам толщиной 200 мкм с лицевой стороны и 10 мкм – с тыловой. Благодаря всему вышесказанному снижение мощности таких панелей к концу срока активного существования составляет всего 19%.

Мощность панелей в начале САС составляет около 7400 Вт.

Таким образом, была подобрана принципиальная компоновка КА на базе существующей платформы «Экспресс-1000» и выбран состав агрегатов аппарата. Наибольшим отличием создаваемой платформы от стандартной компоновки «Экспресс-1000» является наличие двухкомпонентной ДУ.

3 СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ

Для излучения навигационного сигнала спутникам ГНСС необходимо иметь АФС из нескольких антенн с различными частотами. Необходимо выбрать тип излучателя антенны, форму, размер и структуру для наилучшего соответствия требуемым параметрам сигнала.

Расчеты антенн для целевой аппаратуры на направленность сигнала были проведены в программе Altair FEKO 2022.

3.1 Выбор излучателя

Заметим, что антенна состоит из излучателя и диаграммообразующей схемы, которая обеспечивает согласование между формирователем сигнала и излучателем, и создает фазовый сдвиг и распределение энергии сигнала на излучателе.

Антенна-излучатель осуществляет преобразования сигнала в электромагнитную волну и передает её в пространство.

Виды основных антенн, используемых в космической отрасли представлены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Виды антенн

Вид	Подвид и описание
Проволочные	Спиральные – металлические спирали, питаемые коаксиальной линией. Выделяют: плоские, конические, цилиндрические.
	Вибрационные – прямолинейные провода с источником в середине.
Акустические	Волноводы – антенны в виде труб, стержней, в которых распространяется радиосигнал.
	Рупорные антенны – волноводы с расширяющимся концом.
Оптические	Зеркальные антенны – антенны из рефлектора и облучателя.
Фазированные антенные решетки	Антенная решётка, направление излучения или форма соответствующей диаграммы направленности которой регулируются изменением амплитудно-фазового распределения токов или полей возбуждения на излучающих элементах.

Исходя из того, что необходимо обеспечить фазовую стабильность сигналов и при этом минимизировать габариты антенны, выберем спиральные антенны.

На рисунке 3.1 представлена структурно-функциональная схема антенно-фидерного устройства.

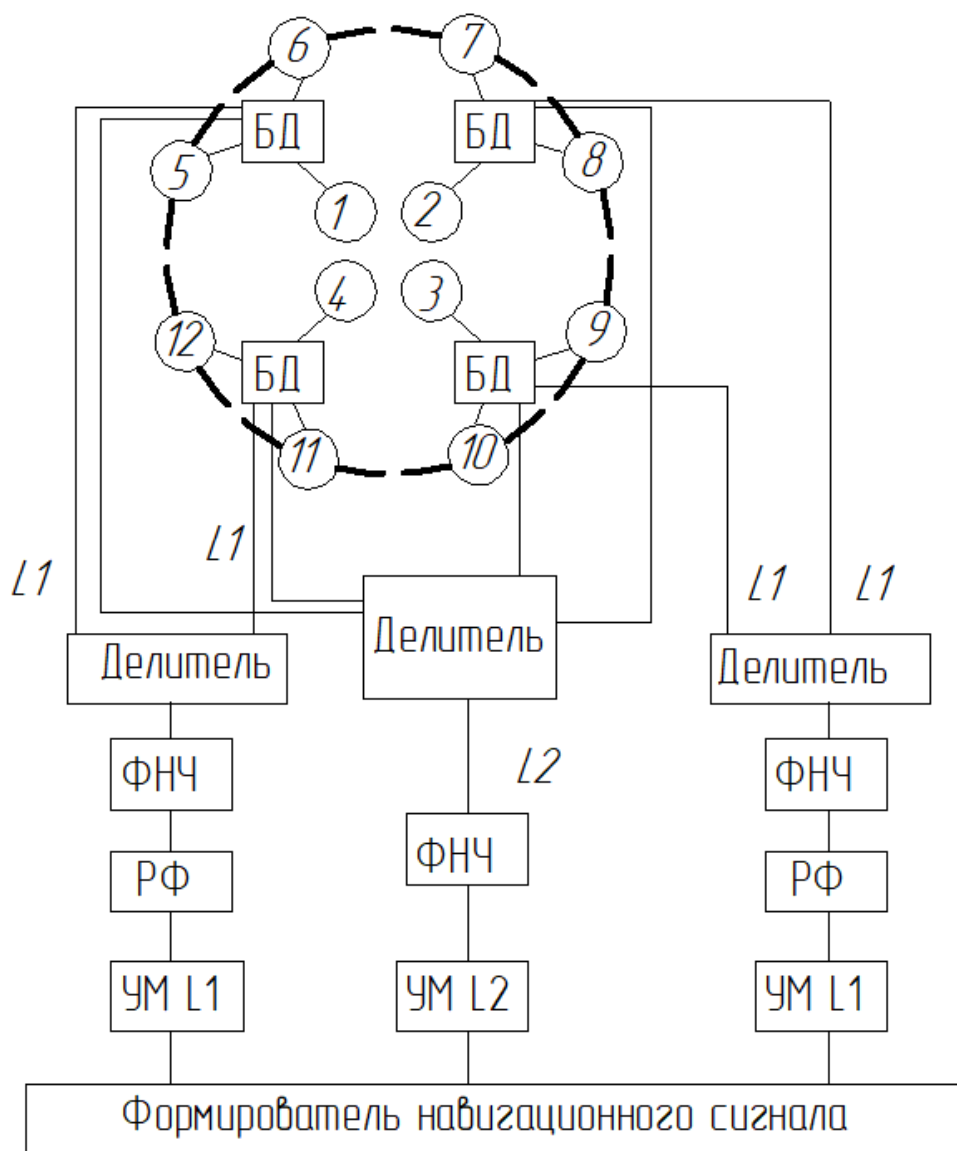


Рисунок 3.1 – Структурно-функциональная схема антенно-фидерного устройства

Антенно-фидерное устройство представляет фазированную решетку из 12 антенн-излучателей. Такая схема антенн формирует диаграмму направленности наиболее оптимальной формы. Сформированный сигнал на частотах L1 и L2 проходит через фидерную линию, состоящую из: усилителя мощности (УМ), режекторного фильтра (РФ), фильтра низких частот (ФНЧ) и делителя.

РФ и ФНЧ необходимы для снижения помех от излучаемого сигнала.

Делители осуществляют распределение сигналов L1 и L2 по четырем блокам делителям (БД), которые распределяют энергию на свою группу излучателей.

3.2 Выбор материалов для антенн

Основные требования, предъявляемые к конструкции антенн:

- простота сборки и разборки конструкции;
- жесткость, малый объем и масса конструкции;
- обеспечение стабильности;
- высокий уровень технологичности конструкции.

К факторам влияния на стабильность формы конструкции, что очень важно для антенн, относятся:

- коэффициент линейного температурного расширения (КЛТР);
- удельная прочность;
- удельная жесткость;
- теплопроводность;
- особенности технологического процесса при изготовлении;
- минимальные массовые характеристики;
- повышенная формостабильность.

В таблице 3.2 приведен перечень основных характеристик некоторых композиционных материалов, используемых в создании антенн.

Таблица 3.2 – Характеристики композиционных материалов

Марка материала	Разрушающее напряжение при растяжении, МПа	Модуль упругости при растяжении, ГПа	Плотность, г/см ³	КЛТР, $\alpha \cdot 10^{-6} \text{ 1 / } ^\circ\text{C}$
Стеклопластик	745	22	1,72	6,7
Органопластик	2060	78	1,35	-6,5
Углепластик	1056	138	1,45	0,8

Из таблицы 3.2 видно, что наиболее подходящим материалом является органопластик или углепластик, но углепластик имеет более высокий модуль упругости и обладает минимальным КЛТР. Исходя из этого, можно сделать

вывод о целесообразности применения композиционных материалов на основе углеродных волокон для изготовления антенн.

В дальнейшем, после изготовления антенн из углепластика необходимо провести металлизацию алюминием внешней части антенн. После чего проводить установку спиральной части.

Выберем радиочастотный кабель для антенны.

Радиочастотные кабели предназначены для передачи и приема радиосигнала.

Разделяют несколько типов радиочастотных кабелей:

- РК (радиочастотные коаксиальные);
- РД (радиочастотные симметричные, двухжильные или состоящие из двух коаксиальных пар);
- РС (радиочастотные со спиральными проводниками коаксиальные и симметричные).

Все основные кабели выпускаются в соответствии с ГОСТ 11326.0-78 «кабели радиочастотные».

Согласно ГОСТ 11326.0-78, кабели по конструктивному выполнению изоляции разделяются на три группы [5]:

- кабели со сплошной изоляцией, у которых все пространство между внутренним и внешним проводниками (коаксиальные кабели) или между токопроводящими жилами и их экраном (симметричные кабели) заполнено сплошной изоляцией или обмоткой из изоляционных лент;
- кабели с воздушной изоляцией, у которых на внутреннем проводнике (коаксиальные кабели или симметричные кабели из двух коаксиальных пар) или на жилах (симметричные кабели) через определенный интервал имеются выполненные из изоляционного материала шайбы, колпачки или кордель, наложенный по винтовой спирали, образующие изоляционный каркас между внутренним и внешним проводниками или между жилами и их экраном;
- кабели с полувоздушной изоляцией, у которых трубка из изоляционного материала, выполненная сплошной или в виде обмотки из лент, расположена

поверх или под изоляционным каркасом, помещенным между внутренним и внешним проводниками (коаксиальные кабели или симметричные кабели из двух коаксиальных пар) или на каждой из двух жил (симметричные кабели).

В качестве кабеля был выбран РК50-11-13, со следующими характеристиками:

- материал внутреннего проводника – медная проволока;
- диаметр проволоки 1,18 мм;
- материал внешнего проводника – оплетка медными проволоками;
- диаметр внешних проволок 0,2 мм;
- оболочка из поливинилхлоридного пластика;
- диаметр оболочки 14,5 мм;
- масса кабеля 305 кг/км.

3.3 Расчет характеристик антенн

На рисунок 3.2 изображен общий вид спиральной антенны и ее основные параметры: l – длина спирали; S – шаг намотки; α – угол намотки; d – диаметр витка; L – длина витка.

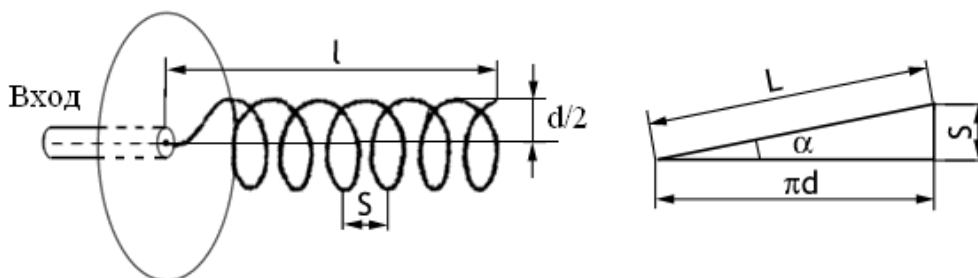


Рисунок 3.2 – Цилиндрическая спиральная антенна

На частотах от 1 ГГц до 1,6 ГГц, длина волны для низких частот (НЧ):

$$\lambda_{\text{НЧ}} = \frac{c}{\nu} = \frac{2,998 \cdot 10^8}{1 \cdot 10^9} = 299,8 \text{ мм}, \quad (3.1)$$

где $c = 2,998 \cdot 10^8$ м/с – скорость света.

Для высоких частот (ВЧ):

$$\lambda_{\text{ВЧ}} = \frac{c}{\nu} = \frac{2,998 \cdot 10^8}{1,6 \cdot 10^9} = 187,4 \text{ мм.} \quad (3.2)$$

Определяем длину витка спирали. Длину витка принимаем равную средней длине волны диапазона:

$$L = \frac{\lambda_{\text{НЧ}} + \lambda_{\text{ВЧ}}}{2} = 0,244 \text{ м.} \quad (3.3)$$

Значения угла подъема спирали α задается в пределах от 12 до 16 градусов. Примем это значение равное 13 градусам.

Рассчитаем шаг спирали:

$$S = L \cdot \sin \alpha = 0,055 \text{ м.} \quad (3.4)$$

Рассчитаем радиус спирали:

$$r = \frac{\sqrt{L^2 + S^2}}{2 \cdot \pi} \cdot \cos \alpha = 0,038 \text{ м.} \quad (3.5)$$

Длина спирали обычно выбирается в диапазоне от 1,5 до 2,5 от средней длины волны. Получим:

$$l = (1,5 \dots 2,5) \lambda_{\text{СР}} = 1,5 \cdot 0,244 = 0,366 \text{ м,} \quad (3.6)$$

где $\lambda_{\text{СР}} \approx L$ – средняя длина волны.

Число витков спирали:

$$n' = l / S = 366 / 55 = 6,65. \quad (3.7)$$

Округляем число витков до большего целого. Получим $n = 7$.

Длина спирали антенны тогда равна:

$$l = S \cdot n = 55 \cdot 7 = 385 \text{ мм}. \quad (3.8)$$

Таким образом, сформируем таблицу с основными характеристиками антенны (таблица 3.3).

Таблица 3.3 – Основные характеристики антенн

Показатель	Значение
Частотный диапазон антенн, МГц	1000 – 1600
Диаметр цилиндра, мм	76
Количество витков, шт.	7
Высота антенны, мм	385

Также, в нижней части антенны необходимо установить металлический экран, для отражения сигнала, направленного к КА. Диаметр такого экрана:

$$D_{\text{э}} = (0,5 \div 0,7) \lambda_{\text{ср}} = 0,7 \lambda_{\text{ср}} = 0,171 \text{ м}, \quad (3.9)$$

где $\lambda_{\text{ср}} \approx L$.

Исходя из полученных данных с помощью программы Altair FEKO построим график коэффициента усиления от угла к оси антенны для четырех частот (Рисунок 3.3).

Программным обеспечением было определено, что для частот после 1,4 ГГц и до 1,6 ГГц наилучший по усилению сигнал. При значении выше 1,6 ГГц происходит резкое уменьшение коэффициента усиления, что было просчитано в программе.

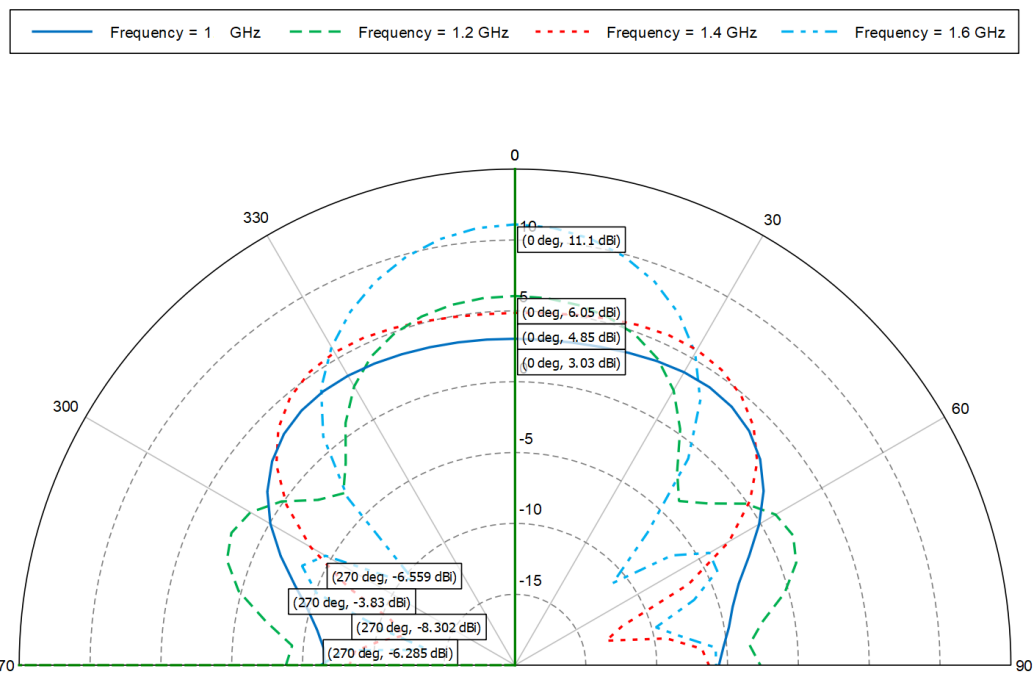


Рисунок 3.3 – Диаграмма направленности коэффициента усиления в децибелах от угла от оси антенны для частот: 1 ГГц, 1,2 ГГц, 1,4 ГГц, 1,6 ГГц

На рисунок 3.4 представлена диаграмма направленности электромагнитного сигнала на трех частотах. Из рисунка видно, что на этих частотах сигнал, посылаемый в направлении оси антенны, наиболее сильный при 1,5 ГГц.

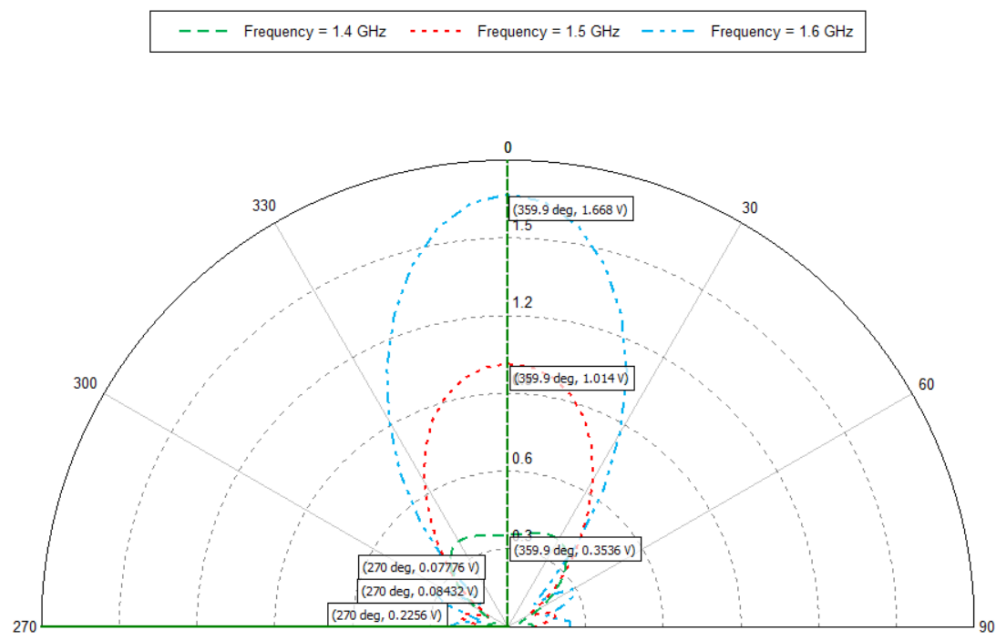


Рисунок 3.4 – Диаграмма направленности электромагнитных волн

Для сравнения нанесем на рисунок 3.3 диаграмму для 1,5 ГГц (рисунок 3.5). Так наибольший коэффициент усиления антенны составляет 11,1 дБ. Это значение нельзя использовать для проектирования антенн, так как коэффициент усиления определяется только в сравнении с реальной антенной, но можно подвести, что на такой частоте с наибольшей вероятностью будет мощный сигнал антенны.

Диапазон, в пределах которого антенна обеспечивает передачу сигнала – это ширина главного лепестка направленности. В программе было определено, что ширина главного лепестка по уровню минус 3 дБ при 1,2 ГГц, 1,4 ГГц, 1,5 ГГц и 1,6 ГГц соответственно равны: 56,53°, 96,7°, 53,75° и 45,23°.

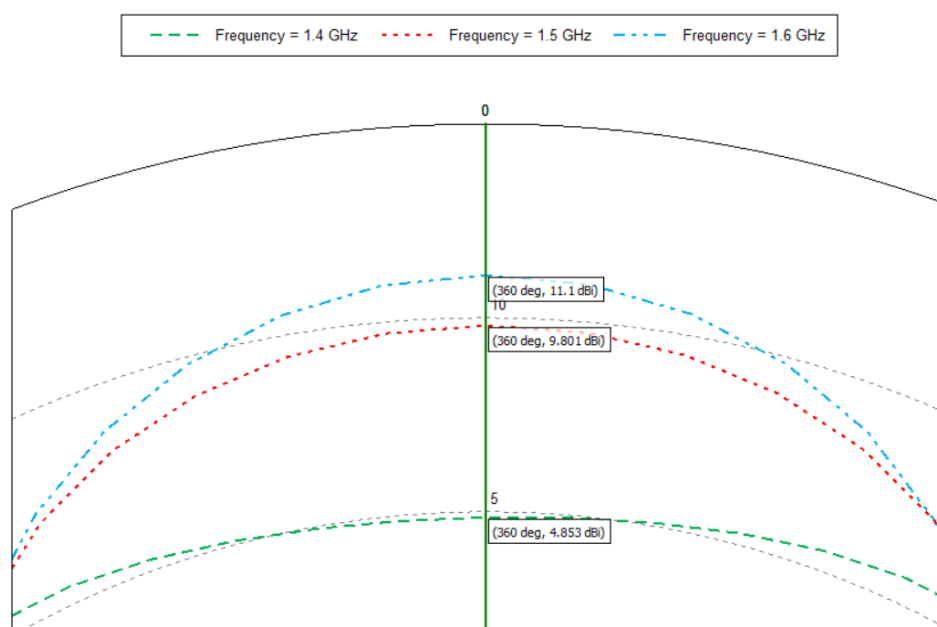


Рисунок 3.5 – Диаграмма направленности коэффициента усиления в децибелах для частот: 1,4 ГГц, 1,5 ГГц, 1,6 ГГц

Изменим форму антенн, доведя её до усеченного конуса. Поварьируем угол конусности при вершине конуса и построим график.

На рисунке 3.6 представлен график зависимости коэффициента усиления от угла конусности спиральной антенны.

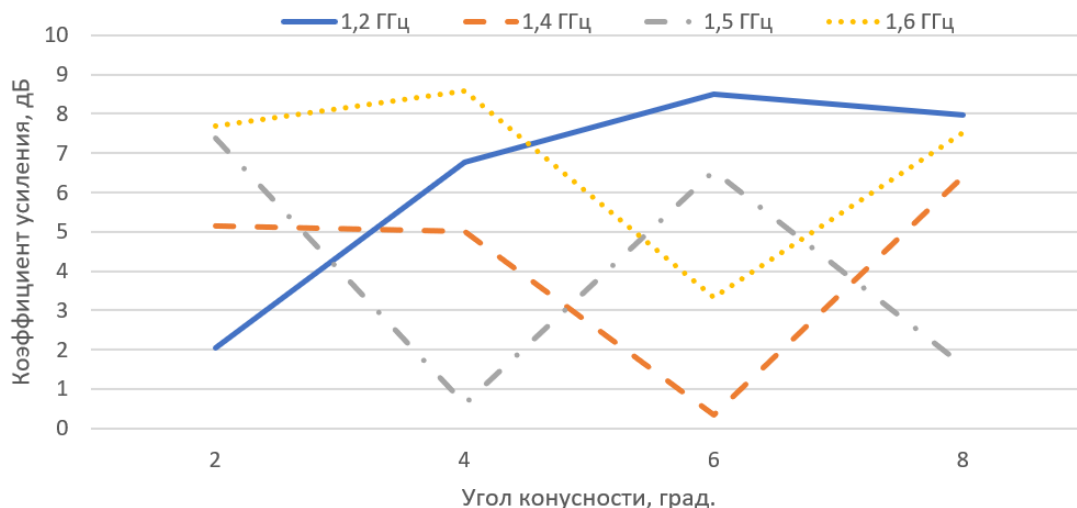


Рисунок 3.6 – График коэффициента усиления от угла конусности спиральной антенны

Из графика на рисунке 3.6 видно, что для каждого угла конусности разное значение коэффициента усиления неподчиненное строгой закономерности. При исследовании каждого значения в программе было выявлено, что наилучший вариант диаграммы направленности при угле 2° .

На рисунке 3.7 представлена диаграмма направленности для угла 2° .

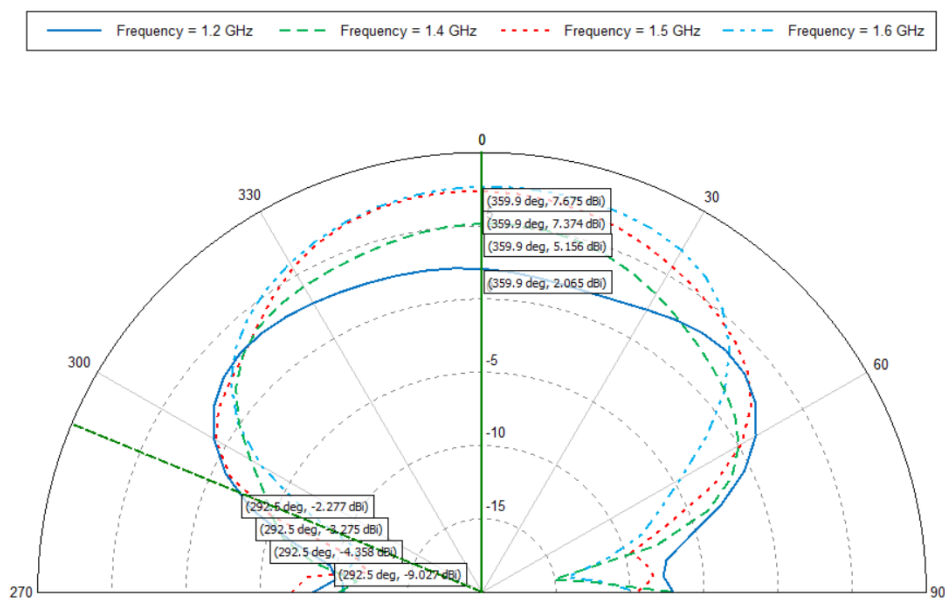


Рисунок 3.7 – Диаграмма направленности коэффициента усиления в децибелах для частот: 1,2 ГГц, 1,4 ГГц, 1,5 ГГц, 1,6 ГГц

Было определено, что значения ширины главного лепестка по уровню минус 3 дБ для конического типа спиральной антенны при 1,2 ГГц, 1,4 ГГц, 1,5 ГГц и 1,6 ГГц соответственно равны: 124,7°, 90,17°, 79,49°, 80,65°.

3.4 Итоги главы

В этой главе работы был подобран тип антенны для антенно-фидерной системы навигационного оборудования, также проанализирован тип материала антенны и рассчитаны основные параметры. Так было решено, что антенна будет усеченного конуса с углом при вершине конуса 2°. Материал антенны – углепластик с металлизацией внешнего слоя, а геометрические параметры: длина 285 мм, диаметр нижнего основания 76 мм и верхнего – 62 мм.

В программе Altair FEKO исходя из расчетов была создана модель и проведен расчет для частот от 1 ГГц до 1,6 ГГц. Такой диапазон частот был взят в связи с тем, что современные ГНСС используют L2 в пределах 1,2 ГГц, а L1 в пределах 1,5 – 1,6 ГГц. Были построены графики с четырьмя наглядными частотами.

4 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Технологичность конструкции изделия – совокупность свойств конструкции изделия, определяющих её приспособленность к достижению оптимальных затрат при производстве, технологическом обслуживании и ремонте для заданных показателей качества, объема выпуска и условий выполнения работ [6].

По области применения выделяют:

- производственную (проявляется в экономии затрат на конструкторскую и технологическую подготовку и на изготовление изделия);
- эксплуатационную (проявляется в экономии на техническое обслуживание);
- ремонтную (проявляется в экономии на ремонте).

При оценке технологичности анализируют следующие показатели: трудоемкость, себестоимость, затраты на оснастку, коэффициент использования материалов.

4.1 Схема членения

Членение – это разбиение конструкции изделия на агрегаты, отсеки, панели и узлы, вызванное требованиями и решениями по производству, транспортировки и сборки аппарата.

Все связи между члененными частями осуществляется через разъёмные соединения. Неверный выбор связи в дальнейшем может вызвать осложнения в процессе создания и доведения до рабочего состояния КА.

При выборе схемы членения стоит соблюдать следующие правила:

- должна быть возможность транспортировки всего изделия или его агрегатов по железнодорожным или воздушным путям страны, с учетом возможностей региона запуска КА;
- простая форма стыковых поверхностей;
- удобство выполнения монтажных работ;
- отсутствие соединения агрегатов через агрегаты посредники;
- наличие разъемов ботовой кабельной сети в местах стыковки агрегатов.

На рисунке 4.1 представлена общая схема членения КА, где:

- 1 – панель солнечных батарей;
- 2 – верхняя панель корпуса;
- 3 – ДУ стабилизации и ориентации;
- 4 – бак горючего;
- 5 – ДУ коррекции;
- 6 – бак окислителя;
- 7 – нижняя панель корпуса;
- 8 – каркас;
- 9 – АФУ целевой аппаратуры.

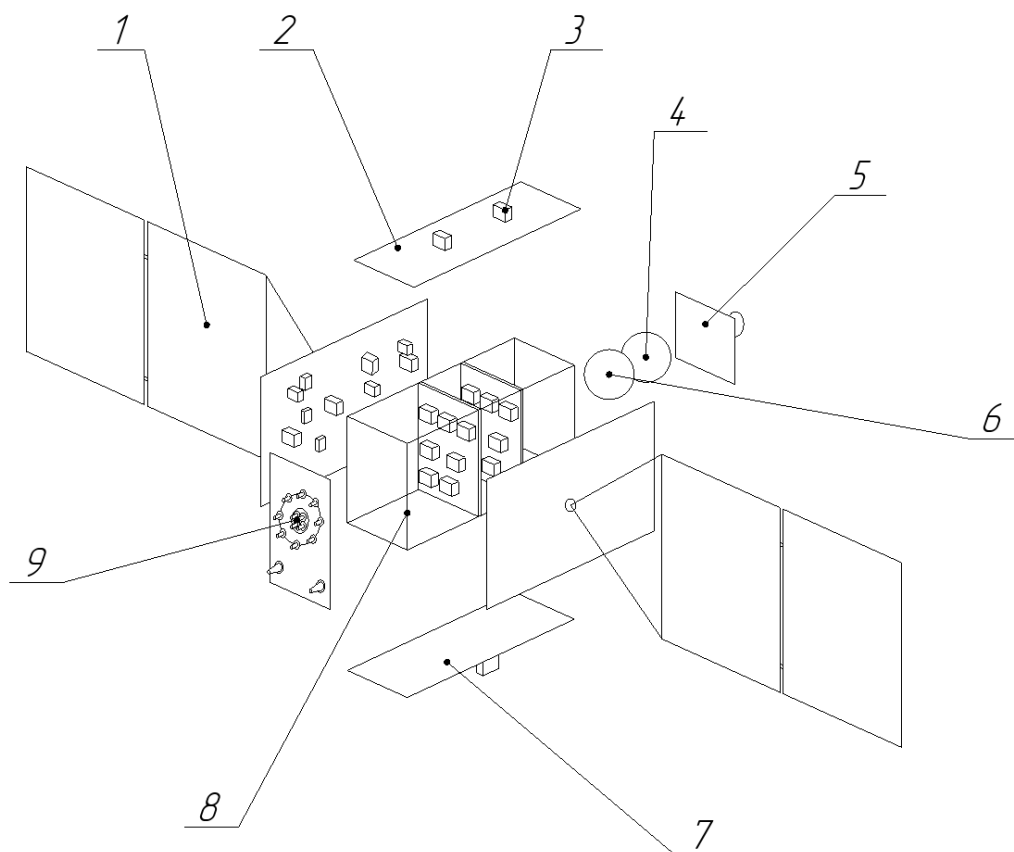


Рисунок 4.1 – Схема членения КА

Составная сборка КА осуществляется по схеме на рисунке 4.2.

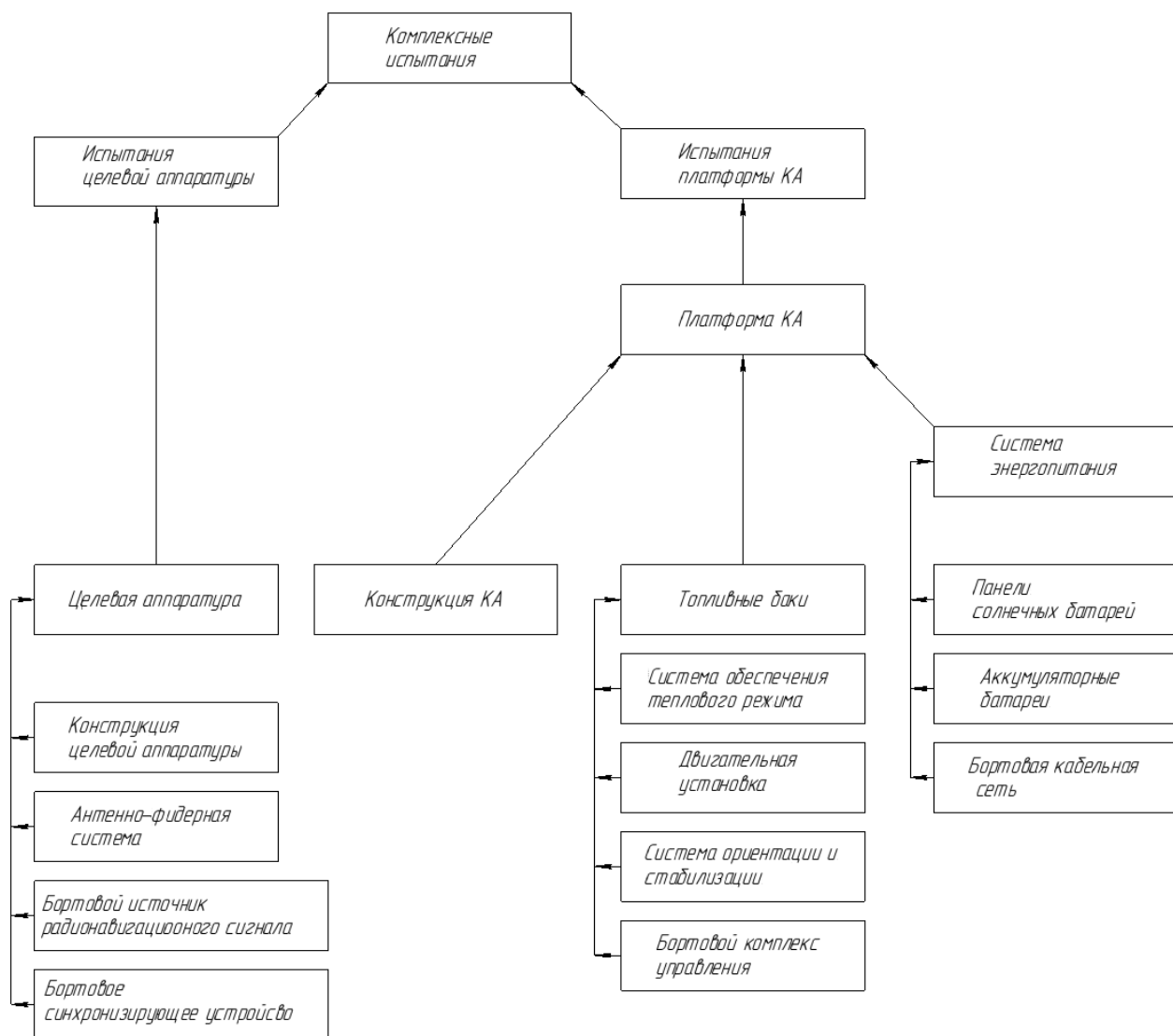


Рисунок 4.2 – Схема сборки КА

4.2 Выбор материалов конструкции

От выбора материала конструкции зависят массовые, технологические, эксплуатационные и другие свойства КА. При выборе материалов следует учитывать все характеристики материала, которые могут как положительно влиять на аппарат в целом, так и отрицательно.

Для материалов КА следует выделить основные требования:

- минимальная масса конструкции;
- широкий диапазон рабочих температур;
- высокая удельная прочность;
- свариваемость;

- пластичность;
- ударная вязкость;
- неизменность механических свойств при длительной эксплуатации в условиях космоса.

В таблицах 4.1 и 4.2 приведены основные характеристики сплавов алюминия и титана.

Таблица 4.1 – Характеристики алюминиевых сплавов

Характеристика	Значение
Плотность, кг/м ³	2700 – 2900
Предел прочности σ_{σ} , МПа	320
Предел текучести (напряжение при остаточном удлинении 0,2%) $\sigma_{0,2}$, МПа	160
Модуль нормальной упругости E , ГПа	70
Относительное удлинение после разрыва δ , %	20

Таблица 4.2 – Характеристики титановых сплавов

Характеристика	Значение
Плотность, кг/м ³	4400 – 4800
Предел прочности σ_{σ} , МПа	108
Предел текучести (напряжение при остаточном удлинении 0,2%) $\sigma_{0,2}$, МПа	99
Модуль нормальной упругости E , ГПа	115 – 120
Относительное удлинение после разрыва δ , %	12

Выделим достоинства и недостатки этих материалов.

Алюминиевые сплавы имеют высокую свариваемость, прочность и коррозионную стойкость. Диапазон температур от минус 196 до 150 °С.

Титановые сплавы имеют высокую механическую прочность, термостойкость, низкую теплопроводность, высокие коррозионные свойства.

К недостаткам титановых сплавов можно отнести: плохая свариваемость и дороговизна.

Также очень востребованным материалом для создания КА является углепластики. Характеристики углепластика приведены в таблице 4.3.

Таблица 4.3 – Характеристики углепластика

Характеристика	Значение
Плотность, кг/м ³	1450 – 1600
Предел прочности σ_g , МПа	53 – 112
Модуль нормальной упругости E , ГПа	120 – 130

4.3 Межагрегатные стыковые соединения

При проектировании узлов и агрегатов важную роль занимает взаимозаменяемость. Взаимозаменяемость – способность изделия быть замененным на аналогичное без подгонки и доработки с сохранением всего функционала и характеристик. Важно, чтобы агрегаты КА отвечали принципам взаимозаменяемости.

Взаимозаменяемость по степени охвата детали делится на два типа:

- полная – способ конструирования, при котором любую деталь можно поместить на место без какой-либо подгонки и подборки;
- неполная – после изготовления, детали подвергаются селективному отбору и после устанавливаются на места согласно группам.

Также у понятия взаимозаменяемость есть ещё большое количество видов, помимо представленных выше.

Помимо типов, в взаимозаменяемости выделяют системы увязки:

- зависимая (плазово-шаблонный метод (ПШМ));
- независимая (стандартные детали).

Сущность ПШМ состоит в особом построении процесса получения размеров деталей, требующих точной увязки. Получение определенной точности деталей реализуется при изготовлении плазов и шаблонов, а не при изготовлении самой детали. Метод ПШМ в основном направлен на изготовление и увязку конструктивных элементов сложной формы.

Метод независимой увязки направлен на реализацию отверстий под установку приборов и прочее оборудование.

Увязка межагрегатных соединений должна обеспечить:

- реализацию стыковки соединений агрегатов и элементов КА;

– точное взаимное расположение агрегатов и элементов КА.

4.4 Изготовление антенн

На сегодняшний день используется большое количество методов по изготовлению спиральных антенн.

Рассмотрим вариант изготовления спиральных антенн по аддитивным технологиям с помощью 3D-печати.

Аддитивные технологии печати – это технологии нанесения слоёв будущей детали и скрепления их путем тепловой, лазерной и других методов.

Аддитивные технологии позволяют:

- повысить процент используемого материала;
- изготавливать сложные детали;
- повысить гибкость производства и снизить трудоемкость.

Как было выше сказано, для антенн наиболее перспективным является применение углепластика. На сегодняшний день для изготовления углепластиковых деталей используются как влажная укладка, предварительное ламинирования, литье с переносом смолы, так и 3D-печать рубленым углеродным волокном. Такой тип порошка шифруется как PA – CF.

Рубленые волокна придают прочность композиту, который может использоваться для изготовления как методом послойного наплавления (FDM), так и селективным лазерным спеканием (SLS).

Воспользуемся методом SLS для изготовления АФС КА на 3D-принтере (рисунок 4.3).

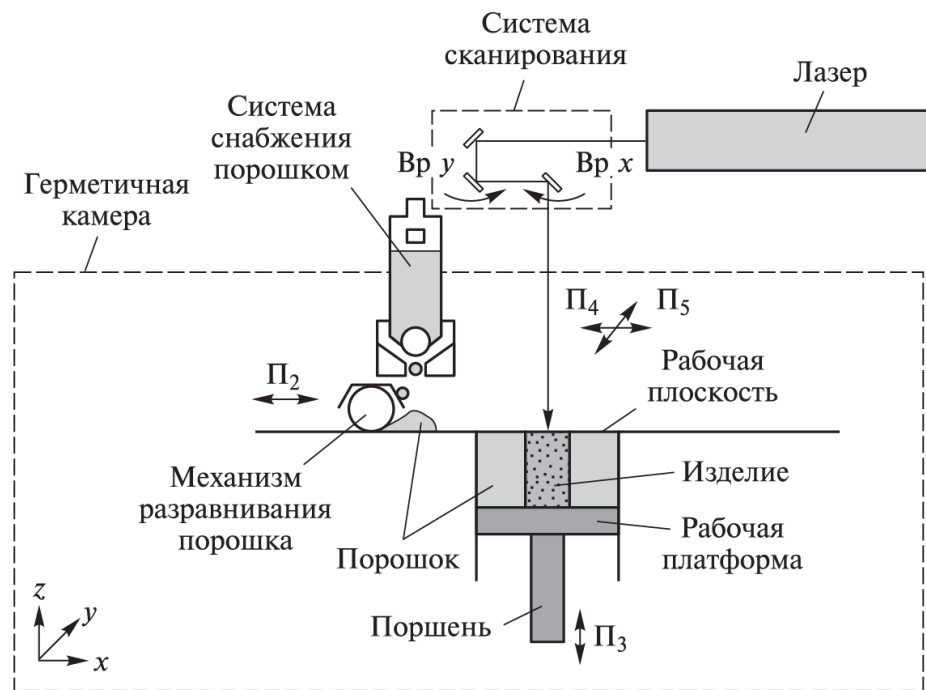


Рисунок 4.3 – Схема установки SLS [3]

Метод SLS заключается в спекании мелкодисперсного порошка с помощью лазера. Предварительно порошок подается на рабочую платформу, расположенную на поршне, и разравнивается. После спекания порошка лазером, платформа опускается и процесс повторяется.

При изготовлении селективным лазерным спеканием минимизируется создание деталей по отдельности и практически вся антенна изготавливается цельной.

Процесс печати SLS методом проходит в защитной среде инертных газов (аргон или азот), предотвращающих окисление порошка. Установка работает в следующем порядке:

- формируется 3D-модель детали на вычислительной машине;
- анализируется и режется на слои (20 – 100 мкм) в специальной программе;
- камера герметизируется, заполняется азотом и нагревается до температуры немного ниже температуры плавления порошка;
- прибор для равномерно распределяет по поверхности порошок;

– лазерный луч выпекает необходимый контур, путем сканирования поперечных сечений;

– опускается поршень и процесс повторяется.

4.5 Итоги главы

В этой главе разобраны основные материалы для КА и взаимозаменяемость межагрегатных соединений. Было принято решение по изготовлению антенн для АФС.

Так, антенна будет изготавливаться на 3D-принтере лазерным спеканием порошка из углеродных волокон.

5 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ ПРОИЗВОДСТВА

Объем производственного помещения на одного работника должен быть не менее 15 м^3 , а площадь не менее $4,5 \text{ м}^2$, помимо площади на оборудование и проходы. Минимальная ширина проходов между оборудованием $1,5 \text{ м}$.

Так площадь, с учетом установки принтера, дополнительного оборудования, емкости для порошка, вычислительной техники и прочего, составляет 15 м^2 , а объем, с учетом объема для человека и проходы, 70 м^3 .

Если в одном помещении будет стоять три 3D-принтера то, общий объем помещения составляет 210 м^3 .

Процесс печати антенн методом селективного лазерного сплавления состоит из следующих этапов:

- подготовка 3D-модели на вычислительной машине;
- подготовка установки к работе (проверка всех механизмов);
- заправка системы снабжения порошком;
- герметизация камеры и заполнение её азотом;
- откачка инертного газа;
- разгерметизация и извлечение заготовки;
- дальнейшая доработка заготовки до изделия.

Исходя из процесса подготовки к печати оборудования, самой печати заготовки и завершающего процесса изготовления изделия выделим следующие факторы, воздействующие на работников:

- микроклимат;
- освещение;
- электрический ток;
- вероятность возгорания и взрыва;
- наличие в воздухе вредных веществ.

5.1 Требования к производственному помещению

Выделим требования к основным факторам, воздействующим на организм работника.

Оптимальные и допустимые нормы температуры, относительно влажности и скорости движения воздуха согласно «ГОСТ 12.1.005-88. Межгосударственный стандарт. Система стандартов безопасности труда. Общие санитарно-гигиенические требования к воздуху рабочей зоны» приведены в таблице 5.1.

Таблица 5.1 – Оптимальные и допустимые нормы по микроклимату

Период года	Температура рабочих мест			Относительная влажность, %		Скорость движения, м/с	
	Оптимальная	Допустимая		Оптимальная	Допустимая	Оптимальная	Допустимая
		Верхняя граница	Нижняя граница				
Холодный	21 – 23	24	20	40 – 60	75	0,1	Не более 0,2
Теплый	22 – 24	28	21	40 – 60	60	0,2	0,1 – 0,3

В таблице 5.2 приведены нормы производственного освещения согласно СНиП 23-05-95 «Естественное и искусственное освещение». Значения приведены при условии малого и среднего контраста, а также средней и темной обстановки фона.

Таблице 5.2 – Нормы производственного освещения

Характеристика зрительной работы	Наименьший размер объекта, мм	При комбинированном освещении, лк		При общем освещении, лк	Показатель ослепленности	Коэффициент пульсации, %
		Всего	В том числе от общего			
Средняя точность	Св 0,5 до 1,0	500	200	200	40	20

Согласно статье 27 Федерального закона от 22.07.2008 N 123-ФЗ «Технический регламент о требованиях пожарной безопасности», выделяют следующие категории по пожарной безопасности [2]:

- повышенная взрывопожароопасность (А);
- взрывопожароопасность (Б);
- пожароопасность (В1 – В4);

- умеренная пожароопасность (Г);
- пониженная пожароопасность (Д).

Помещение для изготовления заготовок на принтере относится к категории «Г», так как, согласно вышеуказанной статье, в данном помещении обращаются негорючие материалы в горячем или расплавленном состоянии, а именно процесс плавления порошка для его выпекания в необходимую форму.

Для предотвращения ситуаций возникновения пожара необходимо, помимо стандартных мероприятий по пожарной безопасности, организовать систему по контролю и защите микросреды в гермокамере принтера, а также пространства около него.

Для электрической безопасности необходимо провести ряд операций её повышению, так как работа с лазером проводится при высокой энергетике. Необходимо, чтобы работники, настраивающие принтер и проводящие работы на нем, находились на прорезиненных поверхностях. Всё оборудование обязательно должно быть подсоединено к заземлению.

При заправке порошка в принтер возникает смесь углеродной стружки с воздухом, которая может попасть в дыхательные пути человека. Наиболее опасным фактором воздействия на организм работника является содержание примесей порошка углерода в воздухе, так как этот фактор возникает при каждой заправке принтера, а также при работах, связанных с обслуживанием системы подачи порошка.

По этой причине считаю необходимым провести расчет вентиляции для помещения под установку оборудования для печати антенн в целях предотвращения воздействия на работника химического фактора в виде смеси углеродных соединений.

5.2 Расчет системы вентиляции производственного помещения

Выделяют три типа вентиляционной системы:

- приточная (воздух нагнетается в помещение);
- вытяжная (воздух удаляется из помещения);
- приточно-вытяжная.

Проведем расчет приточно-вытяжной системы вентиляции для пыли углерода из волокнистых материалов.

5.2.1 Расчет приточно-вытяжной вентиляции.

Согласно пособию 1,91 к СНиП 2.04.05-91 «Расчет и распределение приточного воздуха», проведем расчет расхода приточного воздуха.

Расход приточного воздуха L_n определим по нормируемой кратности воздуха:

$$L_n = V_p n, \quad (5.1)$$

где V_p – объем помещения, $\text{м}^3/\text{ч}$;

n – нормируемая кратность воздухообмена, ч^{-1} ;

Объем помещения для принтеров 210 м^3 . Помещение достаточно циркулировать два раза в час.

Расход приточного воздуха L_n по формуле (5.1):

$$L_n = 210 \cdot 1 = 210 \text{ м}^3/\text{ч}.$$

Забор наружного воздуха осуществляется через пристеночные короба, оборудованные диффузором. Скорость всасывания воздуха составляет $1 - 3 \text{ м/с}$.

Выброс воздуха осуществляется через шахту со скоростью $8 - 10 \text{ м/с}$.

5.2.2 Расчет аэродинамического качества системы вентиляции

Для правильной очистки помещения от загрязненного воздуха и подачи чистого необходимо разработать воздуховоды.

Пусть воздуховоды имеют следующие характеристики:

– диаметр $d = 0,25 \text{ м}$;

– длина воздуховода $l = 10 \text{ м}$;

Скорость вытяжного потока составляет:

$$v = \frac{L_n}{\pi \cdot \left(\frac{d}{2}\right)^2} = \frac{210}{60 \cdot 60 \cdot \pi \cdot \left(\frac{0,25}{2}\right)^2} = 1,19 \text{ м/с}. \quad (5.2)$$

Примем скорость вытяжки равной 2,6 м/с.

Суммарная потеря давления находится по формуле:

$$P = \sum_{i=1}^4 P_{mpi} + \sum_{i=1}^8 P_{mj}, \quad (5.3)$$

где P_{mpi} – потери давления на прямых участках;

P_{mj} – потери давления на местное сопротивление.

Число Рейнольдса Re :

$$Re = \frac{vd}{\nu_r} = \frac{1,19 \cdot 0,25}{15,6 \cdot 10^{-6}} = 19070,5, \quad (5.4)$$

где $\nu_r = 15,6 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}$ – коэффициент кинематической вязкости.

Коэффициент сопротивления трению λ :

$$\lambda_i = \frac{1,01}{(\lg Re)^{2,5}} = \frac{1,01}{(\lg 19070,5)^{2,5}} = 0,027. \quad (5.5)$$

Потери давления на трение:

$$P_{mpi} = \lambda_i \frac{l_i \rho v^2}{2d} = 0,027 \cdot \frac{10 \cdot 1,2 \cdot 1,19^2}{2 \cdot 0,25} = 33,99 \text{ Па}, \quad (5.6)$$

где $\rho = 1,2 \text{ кг/м}^3$ – плотность воздушной смеси.

Потери на местное сопротивление:

$$P_{mj} = \xi_j \frac{\rho v^2}{2} = (1,05 \cdot 3 + 1,3 + 0,39 \cdot 4) \frac{1,2 \cdot 1,19^2}{2} = 5,1 \text{ Па}, \quad (5.7)$$

где ξ_j – коэффициент местного сопротивления j -го элемента:

- для вытяжной шахты 1,05;
- для фильтра 1,3;
- для составного колена 0,39.

Таким образом согласно (5.3) суммарная потеря давления:

$$P = 3,25 + 5,1 = 8,35 \text{ Па}.$$

Потребная мощность вентилятора составляет:

$$N_{\text{Вент}} = L_n \cdot P = \frac{210 \cdot 8,35}{3600} = 0,5 \text{ кВт}. \quad (5.8)$$

Таким образом для очистки воздуха от порошка в воздухе достаточно двухступенчатой установки по типу циклон ЦН-11. Определено, что система вентиляция будет приточно-вытяжного типа с диаметром 0,25 м и суммарной длиной прямых участков воздуховодов 10 м, а также необходимо установить вентилятор с потребной мощностью более 0,5 кВт.

6 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

В экономической части проекта проведем оценку стоимости изготовления антенн для АФС. Воспользуемся расчетом себестоимости изделия по статьям калькуляции.

6.1 Расчет по статьям калькуляции

Калькуляция по статьям представляет собой группу затрат на производство и реализацию продукта. Выделяют следующие типы затрат:

- сырье и материалы;
- топливо и энергия;
- основная и дополнительная заработная плата рабочих;
- социальные отчисления;
- общепроизводственные расходы;
- общехозяйственные расходы;
- коммерческие расходы.

Проведем расчет по некоторым из них.

Статья 1 включает в себя затраты на материалы, расходуемые для изготовления антенн и затраты, необходимые для проектирования антенн в программном обеспечении. Эти затраты приведены в таблице 6.1.

Таблица 6.1 – Затраты на материалы, программное обеспечение и изделия

Вид материалов	Количество	Цена единицы, у.е.	Цена общая, у.е.
Программное обеспечение	3	30 000	90 000
Вычислительная машина	3	60 000	180 000
3D-принтер	3	1 200 000	3 600 000
Канцелярские товары	120	1 500	180 000
Порошок углепластик	24	10 000	240 000
Материал медь	10	1 400	14 000

Статья 2 учитывает затраты на закупку готового комплектующего у поставщиков. Комплектующие и цена приведены в таблице 6.2.

Таблица 6.2 – Затраты на покупные изделия

Наименование	Стоимость, у.е.
Кабель РК50–11–13	20 000
Прочие готовые изделия	200 000

Статья 3 включает в себя основные заработные платы рабочих.

Фонд оплаты труда рассчитывается для каждого исполнителя в связи с расчетом трудоемкости:

$$P = P_{\text{мес}} \cdot N_{\text{работ}} / n_{\text{мес}}, \quad (6.1)$$

где P – заработная плата специалиста за весь срок работ;

$P_{\text{мес}}$ – заработная плата за месяц;

$N_{\text{работ}}$ – общая продолжительность работ;

$n_{\text{мес}}$ – количество месяцев (примерно 22 рабочих дня в месяце).

Заработная плата в месяц у ведущего специалиста 80 000 у.е., а у инженера-программиста 60 000 у.е.

В год для штата из ведущего специалиста и шести инженеров выплата составит 6 240 000 у.е.

Статья 4 учитывает социальные выплаты, страховые взносы и пр.

Страховые взносы высчитываются по ставке на 2023 год составляет 30%, согласно статья 425 «Налогового кодекса Российской Федерации».

Страховые взносы в год составляют 1 872 000 у.е.

Статья 5 включает в себя затраты на содержание и эксплуатацию оборудования.

Вычисляя расходы на эксплуатационные циклы оборудования используется линейный способ расчета амортизации. Для первого этапа работа по формуле амортизации основных средств определяется норма амортизации:

$$H = \frac{1}{E_{\text{мес}}} \cdot 100\% , \quad (6.2)$$

где $E_{\text{мес}}$ – срок эксплуатации в месяцах.

Стоимостное выражение годового значения амортизации:

$$C_{\text{ам}} = C_{\text{об}} \cdot H / 100\% , \quad (6.3)$$

где $C_{\text{об}}$ – первоначальная стоимость оборудования.

Так, первичная стоимость оборудования составляет 3 600 000 у.е.

Средний срок эксплуатации такого оборудования 15 лет. Ежегодная амортизация 237 600 у.е., а ежемесячная амортизация 19 800 у.е.

Статья 6 включает в себя затраты на накладные расходы. Накладные расходы – затраты, не связанные напрямую с производственной деятельностью компании, но оказывает влияние на конечный результат. Обычно эта цифра варьируется от 90 до 130 %.

Таким образом затраты на создание антенн для АФУ при учете, нахождения производства в течении года составляют 17 619 840 у.е.

6.2 Итоги главы

В данной главе проведены расчеты необходимых затрат на производство антенн АФУ для КА. Была посчитана годовая заработная плата для отдела в составе из 7 работников. Общие затраты на производство антенн в первый год составляют 17 619 840 у.е. Данная стоимость может варьироваться в сравнении с реальной стоимостью.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В общей части были рассмотрены существующие спутники ГЛОНАСС и определены параметры окололунной орбиты для размещения спутников навигации. Были рассчитаны энергетические характеристики для выхода на целевую орбиту.

Таким образом, для вывода космического аппарата на перелетную орбиту к Луне с целью образования окололунной навигационной системы, необходимо разгонным блоком создать импульс равный 3138 м/с. Тормозной импульс, созданный самим космическим аппаратом и необходимый для вывода на окололунную орбиту равен 592,8 м/с, что, соответственно, создает необходимость заправить КА топливом на 268 кг. Эта масса топлива без учета коррекции орбиты.

Также, в КА необходимо заправить топливо для коррекции орбиты на протяжении срока активного существования. Для коррекции орбиты КА в течении 10 лет необходимо заправить дополнительно 299,9 кг.

В конструкторской части была подобрана принципиальная компоновка КА на базе существующей платформы «Экспресс-1000» и выбран состав агрегатов аппарата. Наибольшим отличием создаваемой платформы от стандартной компоновки «Экспресс-1000» является наличие двухкомпонентной ДУ.

В специальной части был подобран тип антенны для антенно-фидерной системы навигационного оборудования, также проанализирован тип материала антенны и рассчитаны основные параметры. Так было решено, что антенна будет усеченного конуса с углом при вершине конуса 2° . Материал антенны – углепластик, а геометрические параметры: длина 285 мм, диаметр нижнего основания 76 мм и верхнего – 62 мм.

В программе Altair FEKO исходя из расчетов была создана модель и проведен расчет для частот от 1 ГГц до 1,6 ГГц. Такой диапазон частот был взят в связи с тем, что современные ГНСС используют L2 в пределах 1,2 ГГц, а L1 в

пределах 1,5 – 1,6 ГГц. Были построены графики с четырьмя наглядными частотами.

В технологической части разобраны основные материалы для КА и взаимозаменяемость межагрегатных соединений. Было принято решение по изготовлению антенн для АФС.

Так, антенна будет изготавливаться на 3D-принтере лазерным спеканием порошка из углеродных волокон.

В разделе безопасность и экологичность производства рассмотрены основные факторы, воздействующие на работников в помещении. Приведены требования по некоторым из них. Определено, что наибольший и постоянный вред возникает от примесей порошка для печати в воздушной среде. По этой причине были посчитаны основные параметры вентиляции для рабочего помещения. Определено, что вентиляция будет приточно-вытяжного типа с диаметром 0,25 м и суммарной длиной прямых участков воздуховодов 10 м, а также необходимо установить вентилятор с потребной мощностью более 3,03 кВт.

В разделе экономической части проведены расчеты необходимых затрат на производство антенн АФУ для КА. Была посчитана годовая заработная плата для отдела в составе из 7 работников. Общие затраты на производство антенн в первый год составляют 17 619 840 у.е. Данная стоимость может варьироваться в сравнении с реальной стоимостью.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1 Основные положения Основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу (утв. Президентом РФ от 19.04.2013 г. № Пр – 906). – 2013.

2 Федеральный закон от 22.07.2008 N 123–ФЗ (ред. от 14.07.2022) "Технический регламент о требованиях пожарной безопасности". – 2008.

3 Борщев, Ю.П. Применение метода 3D-печати при изготовлении элементов антенно-фидерных устройств космических аппаратов. / Ю.П. Борщев, А.И. Ананьев, И.В. Камышанов, Е.Н. Телелев // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2020. – Вып. 9. – 14 с.

4 Гордиенко, Е.С. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной навигационной спутниковой системы / Е.С. Гордиенко, В.В. Ивашкин, А.В. Симонов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2016. – № 4 (34). – С. 40 – 54.

5 ГОСТ 11326.0–78 Издания. Кабели радиочастотные. Общие технические условия. введ. 1978–08–09. – Министерством электротехнической промышленности СССР; М. Изд-во стандартов, 1978. – 36 с.

6 ГОСТ 14.205–83. Издания. Технологичность конструкции изделий. Термины и определения. введ. 1983–02–09. – Государственным комитетом СССР по стандартам; М. Изд-во стандартов, 1983. – 22 с.

7 Дмитриев, А.О. Анализ вариантов навигационных систем для Луны / А.О. Дмитриев, И.В. Москатиньев, И.М. Нестерин, В.К. Сысоев // Труды МАИ. – 2021. – Вып. 118. – 38 с.

8 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; АО «НИИ Машиностроения». – 2019. – 69 с.

9 Куприянов, А.О. Глобальные навигационные спутниковые системы: Учебное пособие. / А.О. Куприянов – М.: МИИГАиК, 2017 – 76 с.

10 Ламзин, В.В. Основы устройства и функционирования бортовых систем космических аппаратов: Учебное пособие / В.В. Ламзин – Москва: МАИ, 2020. – 95 с.

11 Микрин, Е.А. Спутниковая навигация космических аппаратов на лунной орбите / Е.А. Микрин, М.В. Михайлов, И.В. Орловский, С.Н. Рожков, И.А. Краснопольский // Космическая техника и технологии №2(21)/2018. С. 63 – 70.

12 Микрин, Е.А. Спутниковая навигация окололунных космических аппаратов и объектов на поверхности луны / Е.А. Микрин, М.В. Михайлов, И.В. Орловский, С.Н. Рожков, И.А. Краснопольский // Гироскопия и навигация. Том 27, № 1(104), 2019. – С. 22–32.

13 Микрин, Е.А. Назначение, принципы построения, характеристики и результаты летных испытаний многофункциональной аппаратуры спутниковой навигации АСН–К кораблей «Союз МС» и «Прогресс МС» / Е.А. Микрин, М.В. Михайлов, И.В. Орловский, С.Н. Рожков, А.С. Семенов, И.И. Ларьков // Материалы пленарных заседаний 9-й Российской конференции по проблемам управления, 4 – 6 октября 2016 г; ЦНИИ «Электроприбор». – Санкт-Петербург, 2016. – С. 5–17.

14 Ермолаев, В.И. Спутниковая платформа «Экспресс-1000»: учебное пособие / В.И. Ермолаев [и др.]; под ред. В.А. Бабука, Н.А. Тестоедова; Балт. гос. техн. ун–т. – СПб., 2015. – 67 с.

15 Чеботарев, В.Е. Концепция окололунной навигации / В.Е. Чеботарев, В.И. Кудымов, В.Д. Звонарь, А.А. Внуков, А.В. Владимиров // Исследования наукограда. – 2014. – № 4(10). – С. 14–20.

16 Чеботарев, В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. Пособие / В.Е. Чеботарев, В.Е. Косенко; Сиб. Гос. аэрокосм. Ун-т. – Красноярск, 2011. – 488 с.