


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: Проектирование и разработка системы электропитания посадочного
модуля на спутник Марса Деймос


Исполнитель
студент группы 8111-ос



(подпись, дата)

И.А. Петлин

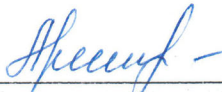
Руководитель
доцент, канд. техн. наук



(подпись, дата)

В.В. Соловьев

Консультант
по БЖД
доцент, канд. техн. наук



(подпись, дата)

А.В. Козырь


Нормоконтроль



(подпись, дата)

М.А. Аревков

Рецензент



(подпись, дата)

Е.В. Обуховский

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 Петлина Ильи Александровича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Проектирование и разработка системы электропитания посадочного модуля на спутник Марса Деймос

(утверждена приказом от 19.12.2023 №3381-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта 01.02.2024 г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: научные статьи, справочная литература, межпланетные космические программы, нормативные документы.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: общие сведения, проектная часть, расчёт системы электропитания посадочного модуля, экономическая часть, безопасность и экологичность производства.

5. Перечень материалов приложения: титульный лист, чертёж ДУ, общий вид КА, результаты теплового анализа, результаты статического анализа, схема системы электропитания, чертежи АБ, заключение.

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

7. Дата выдачи задания 30.12.2023 г.

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

Задание принял к исполнению (дата): 30.12.2023 г.

РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 90 страниц, 51 рисунок, 35 таблиц, 14 источников.

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, СОЛНЕЧНЫЕ ПАНЕЛИ, АККУМУЛЯТОРНАЯ БАТАРЕЯ, СИСТЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ, ПОСАДОЧНЫЙ АППАРАТ, ДЕЙМОС, ИЗУЧЕНИЕ СПУТНИКА, СЛУЖЕБНАЯ АППАРАТУРА, ЦЕЛЕВАЯ АППАРАТУРА

Цель работы – расчёт системы электропитания посадочного модуля на спутник Марса Деймос, создание трёхмерной модели аккумуляторной батареи, с её последующим термическим и прочностным анализом.

Задачи дипломной работы:

- произвести выбор состава целевой и служебной аппаратуры;
- определить необходимые требования к системе электропитания КА;
- рассчитать систему электропитания космического аппарата и подобрать её компоненты;
- произвести экономическую оценку разработки и производства КА;
- определить требования техники безопасности при работе с аккумуляторными батареями.

СОДЕРЖАНИЕ

Определения, обозначения, сокращения	6
Введение	7
1 Общие сведения	8
1.1 Актуальность исследования Деймоса	9
1.2 Обзор основных систем выработки электроэнергии для функционирования космических аппаратов	11
2 Проектная часть	15
2.1 Техническое задание на проектирование	15
2.2 Прототип космического аппарата	15
2.3 Приборный состав бортового комплекса управления	17
2.3.1 Бортовая вычислительная система	17
2.3.2 Телевизионная система навигации и наблюдения	18
2.3.3 Лазерный высотомер-вертикант	20
2.3.4 Блок определения координат звёзд	20
2.3.5 Оптический солнечный датчик	21
2.3.6 Бесплатформенный инерциальный блок	22
2.3.7 Электромеханический исполнительный орган	23
2.4 Целевая аппаратура	24
2.4.1 Гамма-спектрометр ФОГС	24
2.4.2 Газоаналитический комплекс	26
2.4.3 Термодетектор ТЕРМОФ ОБ	27
2.4.4 Сейсмометр СЕЙСМО-1	28
2.4.5 Нейтронный спектрометр ХЕНД	29
2.4.6 Масс-спектрометр ЛАЗМА	29
2.4.7 Масс-спектрометр МАНАГА-Ф	30
2.4.8 Длинноволновой планетарный радар ДПР	31
2.4.9 ЛИБРАЦИЯ	32

2.4.10 Детектор космической пыли Метеор-Ф	33
2.4.11 Сейсмогравиметр ГРАС-Ф	33
2.4.12 Система информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры	34
2.5 Двигательная установка	36
2.5.1 Блок двигателей коррекции	36
2.5.2 Блок двигателей малой тяги	38
2.6 Антенно-фидерная система	39
3 Баллистический расчёт	41
3.1 Определение потребной характеристической скорости КА при выполнении манёвров в окрестностях Марса.	41
3.2 Определение потребной характеристической скорости РБ, для перелёта Земля – Марс	48
3.2.1 Гелиоцентрический участок перелёта	50
3.2.2 Геоцентрический участок перелёта	51
3.2.3 Марсоцентрический участок перелёта	52
4 Расчёт системы электропитания	55
4.1 Выбор солнечной батареи	61
4.2 Проектирование аккумуляторной батареи	63
4.2.1 Термический анализ аккумуляторной батареи	69
4.2.2 Прочностной расчёт аккумуляторной батареи	75
5 Безопасность и экологичность производства	79
5.1 Требования электрической безопасности при работе с аккумуляторными батареями	79
5.2 Требования химической безопасности при работе с аккумуляторными батареями	81
6 Экономический расчёт	84
Заключение	87
Библиографический список	89

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

- АБ – аккумуляторная батарея;
- АМС – автоматическая межпланетная станция;
- АС – адаптер связи;
- АФС – Антенно-фидерная система;
- БАКУР – блок автоматики контроля и управления;
- БИБ – блок инерционный бесплатформенный;
- БКУ – бортовой комплекс управления;
- БОКЗ – блок определения координат звёзд;
- БРК – бортовой радиокomплекс;
- БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина;
- ВА – возвращаемый аппарат;
- ГДА – гермический дифференциальный анализатор;
- ДМ – двигатель маховик;
- ИСМ – искусственный спутник Марса;
- КА – космический аппарат;
- КПД – коэффициент полезного действия;
- МКУ – модуль контроля и управления;
- НОО – низкая околоземная орбита;
- ОСД – оптический солнечный датчик;
- ПМ – перелётный модуль;
- СОС – система ориентации и стабилизации;
- СОТР – система обеспечения терморегулирования;
- СТЗ – система технического зрения;
- ТСНН – телевизионная система навигации и наблюдения;
- УТК – узкоугольная телевизионная камера;
- ЦВМ – цифровая вычислительная машина;
- ШТК – широкоугольная телевизионная камера;
- ЭМИО – электромеханический исполнительный орган.

ВВЕДЕНИЕ

Исследование космических объектов вне Земли остается одной из самых сложных задач современной астрономии и космонавтики. Развитие космических технологий позволяет нам все ближе подходить к пониманию природы и происхождения других объектов в Солнечной системе. Данная практика обрела огромное значение в контексте научных исследований и помогла расширить наше понимание природы и состава различных космических тел.

Но с развитием космических технологий и растущим числом миссий в глубокий космос возрастает необходимость в эффективных системах электропитания для обеспечения надежной работы космических аппаратов. Эти системы играют ключевую роль в поддержании жизнеспособности и функциональности космических аппаратов на протяжении всей миссии.

Цель работы – расчёт системы электропитания посадочного модуля на спутник Марса Деймос, создание трёхмерной модели аккумуляторной батареи, с её последующим термическим и прочностным анализом.

Задачи дипломной работы:

- произвести выбор состава целевой и служебной аппаратуры;
- определить необходимые требования к системе электропитания КА;
- рассчитать систему электропитания космического аппарата и подобрать её компоненты;
- произвести экономическую оценку разработки и производства КА;
- определить требования техники безопасности при работе с аккумуляторными батареями.

1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Изучение других космических объектов с помощью посадочных модулей, представляющих собой автономные лаборатории, имеют большую важность в современных космических исследованиях и будущих космических миссиях, так как позволяют получить достаточно обширные знания об объекте, без доставки образцов на Землю, что экономит большое количество времени и денег на миссию. Данные исследования необходимы для:

- понимания происхождения и эволюции Солнечной системы. Грунт с других космических объектов представляет ценный материал, который может содержать информацию о процессах, произошедших в нашей Солнечной системе и за её пределами. Изучение этого материала может помочь ученым лучше понять, как формировались планеты, астероиды и кометы;

- понимания происхождения жизни. Существует теория, согласно которой жизнь на Земле могла начаться из органических молекул, доставленных на нашу планету через космические объекты, такие как метеориты. Изучение грунта с других космических тел может помочь нам ответить на вопросы о возможности жизни на других планетах;

- изучения ресурсов для будущих космических миссий. Добыча и анализ грунта с других космических объектов может предоставить ценные ресурсы для будущих космических миссий. Например, на Марсе могут находиться полезные ресурсы, такие как вода и драгоценные металлы, которые можно использовать для поддержания будущей космической станции и колонизации планеты.

- отработки средств и методов посадки и забора образцов грунта, наработки которых могут использоваться в будущих миссиях;

- понимания поведения разных металлов и минералов в условиях постоянного вакуума, высокого радиационного излучения и микрогравитации. Это важно для разработки технологий и материалов будущих миссий;

– защиты от потенциальных угроз. Изучение астероидов и комет может помочь нам лучше понять их траектории и потенциальные угрозы для Земли. В случае обнаружения астероида, движущегося в направлении Земли, изучение этих объектов может дать нам информацию о способах их отклонения или предотвращения столкновения с нашей планетой.

За относительно недолгий период нашей космической эры, человечество детально изучило довольно малое количество космических объектов.

1.1 Актуальность исследования Деймоса

Деймос – один из двух спутников Марса, второй по удалённости от планеты, после Фобоса. Представляет собой каменистый трёхосный эллипсоид, состоящий из каменистых пород со значительным слоем реголита на поверхности. Основные характеристики Деймоса представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Характеристики Деймоса

Характеристика	Значение
Большая полуось орбиты, км	23458
Эксцентриситет орбиты	0,0002
Период обращения, земных дня	1,26244
Наклонение орбиты, град.	0,93 (к экватору Марса) 27,58 (относительно эклиптики)
Размеры, км	10,4 x 12,2 x 15
Средний диаметр, км	12,4
Масса, кг	$1,48 \cdot 10^{15}$
Плотность, г/см ³	$1,1 \cdot 10^{19}$
Альбедо	0,068
Температура поверхности, К	~ 233

Исследование Деймоса в первую очередь важно для фундаментальной науки. Его исследование позволит получить данные о его происхождении и его эволюции в солнечной системе.

Если он был захвачен из пояса астероидов, то его изучение может помочь в понимании формирования и эволюции спутников, а также других тел

солнечной системы. Если же он был осколком от столкновения с Марсом, то мы сможем получить образцы марсианского грунта, выброшенные во время образования Деймоса. Сравнение состава и свойств Деймоса с другими телами солнечной системы, позволит выявить общие черты в их развитии.

В не зависимости от происхождения Деймоса, на его поверхности могут находиться частицы пыли, выброшенные с поверхности Марса, от его соударения с метеоритами, изучение которой покажет эволюцию Марса с течением времени в разные промежутки его существования.

Так же исследование Деймоса актуально для его дальнейшего использования в экспансии солнечной системы. Одним из способов является строительство на его поверхности колоний, которые будут являться первым шагом к колониям на Марсе, что позволит снизить расходы на транспортировку груза к колонии, так же предполагается возможность управления исследовательскими миссиями на Марсе с поверхности его спутников. Помимо этого, предполагается строительство ретрансляторов для передачи сигналов Земля – Марс. Кроме этого, обсуждаются идеи строительства хранилищ и запращиков на поверхностях спутников, что позволит обслуживать космические корабли, без значительных энергетических затрат на взлёты и посадки на Марс.

Единственной проблемой для строительства на спутниках Марса, является возможное высокое содержание заряженных пылевых частиц в окрестностях спутников Марса, похожие на найденные нами частицы в окрестностях Луны.[6]

Данные частицы могут оказать негативное влияние на электронику, но не способны причинить вред человеку. Но для дальнейших выводов, а также уточнения их количества и опасности, которую они представляют, необходимы исследования на поверхности спутников.[7]

На сегодняшний день существует только 2 миссии, по изучению спутников Марса в ближайшее время (остальные представляет из себя лишь проекты):

1. российская миссия «Фобос-Грунт – 2» (она же Бумеранг/Экспедиция-М), основной целью которой является забор образцов с Фобоса и доставка их на

Землю, а так же изучение грунта на поверхности самого спутника с помощью посадочного модуля. Планируемая дата запуска после 2025 года;[9]

2. японская миссия «Martian Moons eXploration» (MMX), основной целью которой является наблюдение за Деймосом и Фобосом, а так же взятие образцов грунта с Фобоса с их последующей доставкой на Землю. Планируемая дата запуска 2024 год.[8]

1.2 Обзор основных систем выработки электроэнергии для функционирования космических аппаратов

Система электропитания представляет собой одну из ключевых систем КА, так как без этой системы невозможно функционирование любого КА. Поэтому каждый космический аппарат должен обладать достаточным количеством электрической энергии для функционирования КА в пределах срока эксплуатации.

В качестве первичной энергии для выработки электроэнергии на борту космического аппарата может быть использована только: световая, ядерная и химическая (рисунок 1). Преимуществом солнечной энергии является то, что она поступает во время полёта КА, в отличие от ядерной и химической, носители которых необходимо брать с Земли и хранить на КА.



Рисунок 1 – Методы получения электрической энергии на КА

Так же выбор системы электропитания зависит от мощности и срока эксплуатации КА (рисунок 2).

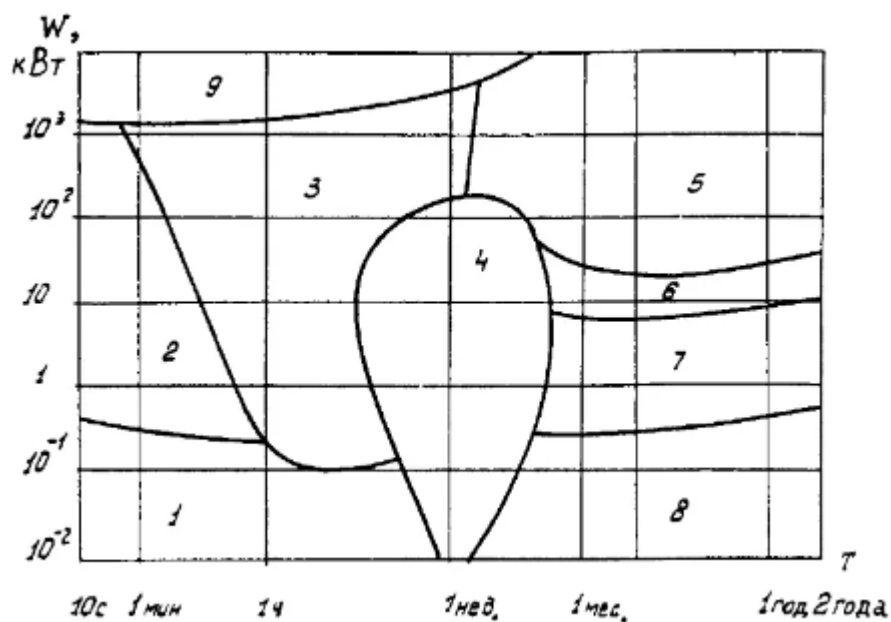


Рисунок 2 – Области рационального применения различных СЭП

На рисунке 2 приняты следующие обозначения: 1 – аккумуляторы; 2 – химические динамические системы; 3 – криогенные динамические системы; 4 – топливные элементы; 5 – ядерная динамическая система; 6 – солнечная динамическая система; 7 – солнечная термоэлектрическая или термоионная системы; 8 – фотоэлектрические системы; 9 – радиоизотопные источники.

Для химических источников энергии актуально использование прямых способов получения электроэнергии, а именно использование гальванических элементов, аккумуляторов или топливных элементов. Это связано с тем, что КПД прямых способов достигает до 70%, в то время как КПД от использования непрямых методов достигает лишь 10%, в связи с этим они являются узконаправленными источниками электроэнергии. К прямым способам относятся:

- гальванические элементы, представляют из себя запас реагентов, которые при взаимодействии способны единожды выработать электроэнергию в

следствии необратимой химической реакции. Следует применять только при очень малом времени активного существования КА, порядка нескольких дней;

– аккумуляторы, очень похожи на гальванические элементы, но имеют одно существенное преимущество, химическая реакция в них обратима, а значит они допускают многократный цикл заряд-разряд. Имеет смысл применять только как способ запasti, а потом использовать электроэнергию, вырабатываемую другим источником;

– топливные элементы, основываются на химической реакции, для функционирования которой необходимо подводить новые порции реагентов и отводить образующиеся продукты реакций. Являются сложным в обслуживании и дорогим способом выработки энергии. Применяются в редких случаях, когда другие способы менее привлекательны.

Ядерная энергетика основана на распаде ядер радиоактивных веществ, вследствие этого происходит нагрев рабочей поверхности или рабочего тела, тепло которого в последствии преобразуется в электричество. Преимуществом данного способа является длительный срок функционирования, от нескольких лет, до нескольких десятков лет, так же вырабатываемое тепло может быть использовано для обогрева КА. Существенным минусом является низкий КПД порядка 7%. Применяют, когда они выгоднее с энергетической точки зрения, к примеру по длительности миссии, или по недоступности или недостаточности других источников энергии, к примеру солнца.

Световая энергетика является самым распространённым способом получения электроэнергии в ближних частях солнечной системы, основана на преобразовании энергии фотонов в электричество с помощью фотоэлектрических преобразователей. Имеют КПД, достигающий до 42% в экспериментальных установках и до 28% в условиях реальной эксплуатации. Недостатками этого метода является относительно небольшой срок жизни из-за попадания микрочастиц на поверхность панелей, зависимость от положения КА, относительно солнца, а также существенное увеличение габаритов КА.

Из рациональных соображений, для миссий на орбите Марса целесообразно применять фотоэлектрические преобразователи для выработки электрической энергии, и аккумуляторные батареи для её накопления, если условия миссии не противоречат этому.

2 ПРОЕКТНАЯ ЧАСТЬ

2.1 Техническое задание на проектирование

Целью работы является проектирование системы электропитания КА для посадки и дальнейшего изучения состава и свойств грунта на спутнике Марса, Деймосе. Для выполнения задач, необходимо:

1. Спроектировать КА, на основе прототипа, способный функционировать на орбите Марса, а также на поверхности Деймоса;
2. Рассчитать массо-габаритные характеристики системы электропитания КА;
3. Спроектировать аккумуляторную батарею, необходимую для штатного функционирования КА;
4. КА должен иметь срок активного существования 3 года.

Основные задачи, решаемые КА:

- исследование физико-химических характеристик вещества Деймоса;
- исследование особенностей орбитального и собственного вращения Деймоса (уточнение эфемерид);
- исследование пространства спутника, окружающего посадочный модуль;
- исследование физических условий околоспутниковой среды Деймоса, в том числе наличие пылевого гало;
- исследование происхождения Деймоса;

2.2 Прототип космического аппарата

В качестве прототипа стоит рассматривать актуальные космические аппараты со схожими задачами. Такими аппаратами являются АМС «Фобос-Грунт» (рисунок 4) и «Луна-25» (рисунок 3), имеющие посадочные модули с научной аппаратурой, для добычи и изучения образцов без возвращения на Землю. Основные характеристики посадочных модулей приведены в таблице 2.

Таблица 2 – Сравнение посадочных модулей

Характеристика	«Луна-25»	«Фобос-Грунт»
Масса заправленного аппарата, кг	1750	1590
Масса научной аппаратуры, кг	31	50
Максимальная дальность радиосвязи	410 000	360 000 000
Срок активного существования	1	3

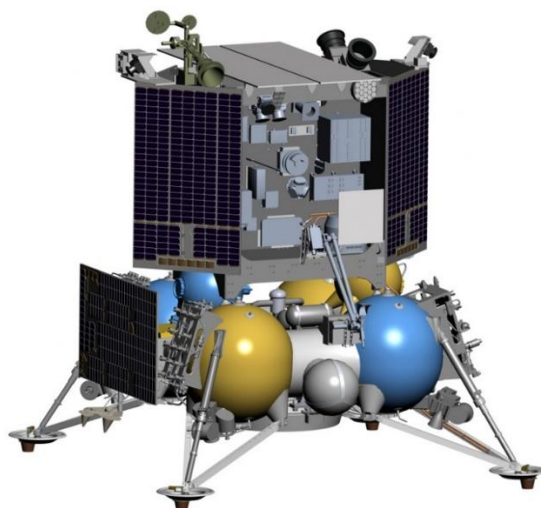


Рисунок 3 – Посадочный модуль АМС «Луна-25»

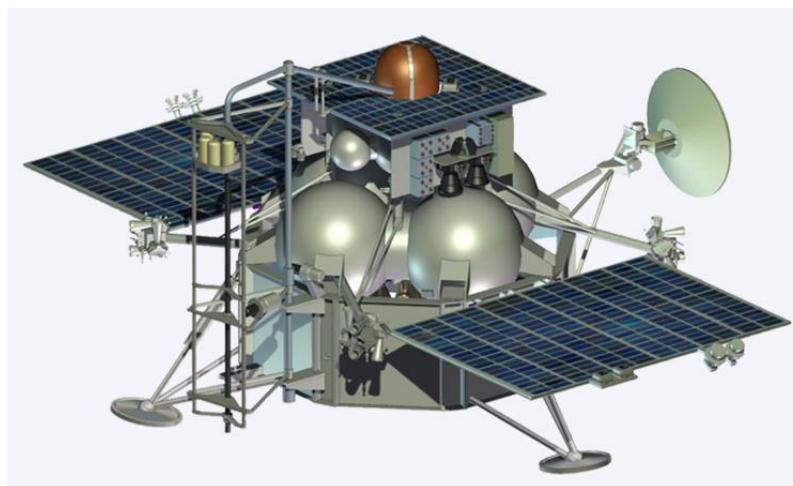


Рисунок 4 – Перелётный модуль и возвращаемый аппарат АМС «Фобос-Грунт»

В качестве прототипа был выбран перелётный модуль КА «Фобос-Грунт», так как его конструкция предполагает работу в условиях, аналогичных условиям работы проектируемого корабля. На сегодняшний день единственным аппаратом

с 1988 года, который был спроектирован и запущен с целью изучения спутника Марса, является КА «Фобос-Грунт». Целью данной миссии была доставка образцов грунта Фобоса на Землю с помощью ВА, а также изучение грунта и физических свойств спутника, на его поверхности с помощью ПМ, являющимся автономной лабораторией.

К сожалению, в ходе неблагоприятного стечения обстоятельств космический аппарат вышел из строя, находясь на НОО и не смог включить маршевую двигательную установку для продолжения миссии.

2.3 Приборный состав бортового комплекса управления

2.3.1 Бортовая вычислительная система

В качестве бортовой вычислительной системы посадочного модуля был выбран ЦВМ22 (рисунок 5) производства АНО «НТИЦ «ТЕХКОМ», для обеспечения резервирования была выбрана схема из трёх ЦВМ включённых по схеме мажоритарного резервирования, которая обеспечивает повышение надёжности и безотказности системы, путём использования выборки «2 из 3». Характеристики системы представлены в таблице 3, общий вид ЦВМ представлен на рисунке 4.

Таблица 3 – Характеристики ЦВМ

Наименование параметра	Характеристики
Быстродействие, МГц	60
Средняя производительность, МГц	30,5
Производительность, Mflops	30,5
Ёмкость ОЗУ, Кб	2048
Ёмкость ПЗУ, Кб	4096
Срок активного существования, лет	12,5
Температурный диапазон работы, С°	-40 – +50
Напряжение питания, В	18 – 36
Наименование параметра	Характеристики
Потребляемая мощность, Вт	8
Габариты, мм	122 x 121 x 121
Масса, кг	1,9



Рисунок 5 – ЦВМ 22

2.3.2 Телевизионная система навигации и наблюдения

Система телевизионной навигации и наблюдения разработана с целью решения навигационных и научных задач, предполагаемых в рамках миссии «Фобос-Грунт». Данная система предназначена для:

- припланетной навигации (с расстояния ~ 500 км)
- фотографирования поверхности спутника, для создания карты поверхности в высоком разрешении и выбора предварительного места посадки (с расстояния ~ 50 км);
- выбора места посадки во время снижения КА, по данным ТСНН и прочей аппаратуры.

Эта система включает в себя две широкоугольные и две узкоугольные телевизионные камеры на основе ПЗС-структуры. Для проведения стереосъёмки, камеры расположены парами, на противоположных сторонах конструкции КА. Основные характеристики ТСНН указаны в таблице 4, а внешний вид приведён на рисунках 6 и 7.

Таблица 4 – Характеристики ТСНН

Характеристики	УТК	ШТК
Относительное отверстие	1:7	1:2
Фокусное расстояние, мм	500	18
Тип фотоприёмников	ПЗС – матрица	

Характеристики	УТК	ШТК
Количество активных элементов	1000 x 1000	
Размер элемента, мкм	7,4 x 7,4	
Разрешение, угл.сек	3,04	84,8
Поле зрения, град	0,85	23,3
Радиометрическое разрешение, бит	10	
Масса, кг	2,7	1,7
Энергопотребление, Вт	8	



Рисунок 6 – Общий вид узкоугольной камеры ТСНН – УТК



Рисунок 7 – Общий вид широкоугольной камеры ТСНН – ШТК

2.3.3 Лазерный высотомер-вертикант

Лазерный высотомер-вертикант (рисунок 8) предназначен для определения расстояния вдоль продольной оси бортовой системы космического аппарата и четырёх фиксированным направлениям, относительно этой оси. Основные характеристики представлены в таблице 5.

Таблица 5 – Характеристики ЛВВ

Характеристика	Значение
Дальность измерения, при угле отклонения луча от нормали в точке встречи луча с подстилающей поверхностью не более 40 град., м	1000 – 60 000
Погрешность измерения дальности менее, м	3
Период обновления информации, с	1
Время непрерывной работы не более, ч	2
Масса, кг	1
Энергопотребление, Вт	25



Рисунок 8 – Лазерный высотомер-вертикант

2.3.4 Блок определения координат звёзд

Два комплекта блоков определения координат звёзд предназначены для точного определения параметров трехосной ориентации по изображениям произвольных областей звездного неба в реальном времени. Характеристики БОКЗ-МФ представлены в таблице 6. Общий вид БОКЗ представлен на рисунке 9.

Таблица 6 – Характеристики блока определения координат звёзд

Наименование параметра	Характеристики
Масса, кг	1,65
Энергопотребление, Вт	11
Габариты, мм	247 x 179 x 180
Допустимая угловая скорость измерения ориентации град/с	1 – 2
Частота обновления информации об ориентации, Гц	1
Время (макс) распознавания зарегистрированных звёзд без априорной информации об ориентации, с	8
Выходные данные	Матрица направляющих косинусов
Точность $\sigma_{x,y} / \sigma_z$, угл.с.	5/12

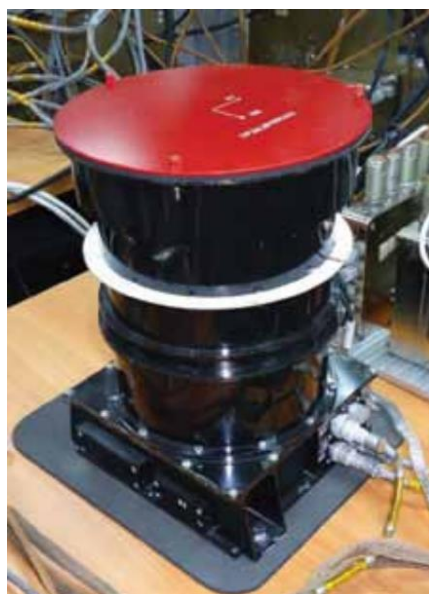


Рисунок 9 – Общий вид прибора БОКЗ-МФ

2.3.5 Оптический солнечный датчик

Оптический солнечный датчик предназначен для получения информации о направлении на Солнце продольной оси КА, в количестве двух комплектов. Это необходимо, в первую очередь, для наведения солнечных панелей на солнце, для максимальной выработки энергии. Характеристики ОСД представлены в таблице 7, а общий вид на рисунке 10.

Таблица 7 – Характеристики оптического солнечного датчика

Наименование параметра	Характеристики
Масса, кг	0,67
Энергопотребление, Вт	3
Габариты, мм	120 x 112 x 72,5
Период обновления данных, мс	250
Выходная информация	Координаты вектора направления на солнце в виде направляющих косинусов
Точность (3σ) при угловой скорости до 0,1 град/с, угл. мин	3
Точность (3σ) при угловой скорости до 1 град/с, угл. мин	5



Рисунок 10 – Общий вид ОСД

2.3.6 Бесплатформенный инерциальный блок

Бесплатформенный инерциальный блок состоит из трех волоконно-оптических гироскопов и трех кварцевых акселерометров, установлен в двух экземплярах. Основные характеристики БИБ представлены в таблице 8, а внешний вид на рисунке 11.

Таблица 8 – Характеристики БИБ

Наименование параметра	Характеристики
Масса, кг	1
Энергопотребление, Вт	10
Шумовая составляющая в выходной информации (3σ), угл. с	Не более 3

Наименование параметра	Характеристики
Стабильность «нулевого» сигнала на любом временном интервале длительностью до 2 ч после проведения калибровки углоизмерительных каналов, град/х по каждому каналу	Не более 0,2
Номинальная цена импульса выходной информации акселерометров, м/с ²	0,005 – 0,01
Допустимое отклонение цены импульса	± 0,05%
Шумовая составляющая в выходной информации	не превышает двух младших разрядов выходной информации акселерометра



Рисунок 11 – Общий вид БИБ

2.3.7 Электромеханический исполнительный орган

ЭМИО в данном космическом аппарате представлен моделью «Агат-15М» (рисунок 12), задачей которой является создание управляющих моментов вокруг трех осей связанной системы координат. В свою очередь, данная система состоит из блока автоматики и четырех двигателей маховиков. Управляющие моменты формируются путем создания угловых ускорений маховиков с использованием электродвигателей, расположенных по схеме «Несимметричная пирамида». Такая конфигурация обеспечивает поддержание трехосной ориентации

космического аппарата при выходе из строя одного из двигателей маховиков. Основные характеристики указаны в таблице 9.

Таблица 9 – Характеристики ЭМИО «Агат-15М»

Наименование параметра	Характеристики
Кинетический момент, Н·м·с	15
Максимальный управляющий момент Н·м	0,15
Максимальная потребляемая мощность одним ДМ, Вт	145
Постоянная составляющая потребляемой мощности одним ДМ, Вт	6
Ресурс, ч	150000
Масса одного ДМ, кг	8,3
Масса блока автоматики, кг	6,3
Масса ЭМИО, кг	39,5



Рисунок 12 – Блок автоматики и ДМ ЭМИО «Агат-15М»

2.4 Целевая аппаратура

В качестве целевой аппаратуры был выбран набор научных приборов, позволяющий изучить физико-химические характеристики грунта и подповерхностного слоя, а также получить данные о сейсмоактивности поверхности и распределении гравитационного поля. Анализ этих данных поможет в понимании природы и эволюции Деймоса.

2.4.1 Гамма-спектрометр ФОГС

Гамма-спектрометр ФОГС (рисунок 13) является прибором, служащим для бесконтактного определения содержания в грунте места посадки, глубиной до 2-

х метров, таких породообразующих элементов, как кислород, магний; алюминий; кремний; калий; кальций; титан и железо. Кроме этого, данный прибор способен определить содержание таких радиоактивных веществ, как уран, торий и изотоп калий-40. По взаимному содержанию данных элементов в породе, можно судить о типе породы в месте посадки.

Прибор представляет собой 2 блока: БД-ГС (блок детектирования гамма-спектрометр) – сам гамма-спектрометр и АМА (амплитудный многоканальный анализатор импульсов) – блок обработки сигналов с БД-ГС. Основные характеристики представлены в таблице 10



Рисунок 13 – Гамма-спектрометр ФОГС

Таблица 10 – Характеристики ФОГС

Характеристика	Значение
Параметры измерений	Потоки тепловых нейтронов, Энергия гамма-квантов
Диапазон производимых измерений, эВ	Нейтроны до 0,4 Гамма-кванты: $0,3 \cdot 10^6 - 9,0 \cdot 10^6$
Масса, кг	4,5
Энергопотребление, Вт	8
Информативность, байт/час	4105

2.4.2 Газоаналитический комплекс

Газоаналитический комплекс (рисунок 14) необходим для определения летучих компонентов, выделяемых образцами грунта, при их пиролизе. Состоит из гермического дифференциального анализатора ТДА (таблица 11), газового хроматографа ХМС-1Ф (таблица 12) и масс-спектрометра МАЛ-1Ф (таблица 13).

Таблица 11 – Основные характеристики ТДА

Характеристика	Значение
Масса, кг	4,45
Габариты, мм	216 x 266 x 208
Диапазон рабочих температур, °С	До 1000
Интервал скоростей нагрева, °С/мин	10 – 100
Время анализа, мин	~ 10 – 20
Объем исследуемого образца, мл	~ 0,05
Потребляемая мощность, Вт	30

Таблица 12 – Основные характеристики ХМС-1Ф

Характеристика	Значение
Масса, кг	3,8
Потребная мощность (переменная), Вт	15 – 70
Напряжение питания, В	± 27
Размеры, мм	270 x 170 x 130
Чувствительность по микрокатарометру, нг	≤ 1

Таблица 13 – Основные характеристики МАЛ-1Ф

Характеристика	Значение
Масса, кг	3,5
Потребляемая мощность, Вт	32
Габариты, мм	256 x 188 x 193
Диапазон анализируемых масс, а.е.м.	2 – 200
Динамический диапазон	10 ⁴
Разрешающая способность, а.е.м.	1

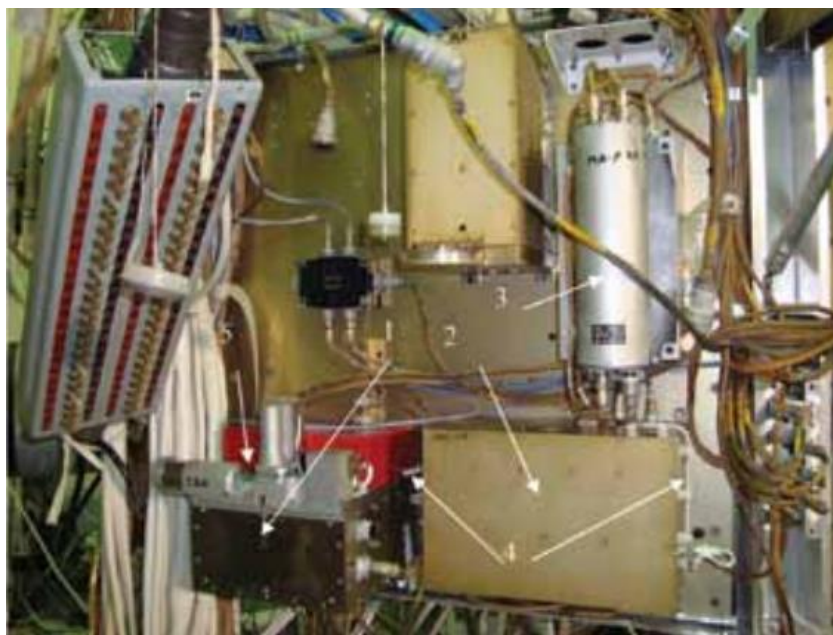


Рисунок 14 – Газоаналитический комплекс: 1 – ТДА; 2 – ХМС-1Ф; 3 – МАЛ-1Ф; 4 – соединители приборов; 5 – место загрузки образцов

2.4.3 Термодетектор ТЕРМОФОБ

Термодетектор ТЕРМОФОБ (рисунок 15) необходим для измерения температуры и теплофизических свойств поверхностного грунта, путём контактного нагрева и регистрации обратных тепловых потоков. Состоит из блока электроники и 3-х датчиков. Основные характеристики представлены в таблице 14.

Таблица 14 – Основные характеристики термодетектора ТЕРМОФОБ

Характеристика	Значение
Масса, кг	0,3
Габариты блока электроники, мм	100 x 80 x 60
Габариты датчика, мм	ø41 x 43
Средняя потребляемая мощность, Вт	2
Диапазон измеряемых температур, К	160 – 380
Длительность измерения, с	3000
Количество сеансов измерения	10
Разрешающая способность, К	0,1



Рисунок 15 – Термодетектор ТЕРМОФОБ

2.4.4 Сейсмометр СЕЙСМО-1

Сейсмометр СЕЙСМО-1 (рисунок 16) служит для изучения внутренней структуры Деймоса. Принцип работы основан на регистрации сейсмоколебаний Деймоса, под действием ударов метеоритов. Характеристики представлены в таблице 15.

Таблица 15 – Основные характеристики СЕЙСМО-1

Характеристики	Значение
Диапазон измерений смещений грунта, м	$10^{-7} - 10^{-12}$
Точность измерений	10%
Масса прибора, кг	0,955
Энергопотребление, Вт	0,5



Рисунок 16 – Сейсмометр СЕЙСМО-1

2.4.5 Нейтронный спектрометр ХЕНД

Нейтронный спектрометр ХЕНД (рисунок 17) предназначен для среднего элементного состава спутника в точке посадки с слое толщиной до нескольких десятков сантиметров. Что позволит получить данные о внутреннем составе и распределении веществ. Характеристики представлены в таблице 16.

Таблица 16 – Основные характеристики нейтронного спектрометра ХЕНД

Характеристики	Значение
Масса, кг	3,8
Размеры, мм	274 x 140 x 140
Энергопотребление, Вт	5,7



Рисунок 17 – Нейтронный спектрометр ХЕНД

2.4.6 Масс-спектрометр ЛАЗМА

Лазерный времяпролётный масс-спектрометр ЛАЗМА (рисунок 18) предназначен для измерения отношений элементов, входящих в состав реголита и измерения изотопного состава, что в свою очередь важно для понимания состава и истории Деймоса. Основные характеристики представлены в таблице 17.

Таблица 17 – Основные характеристики ЛАЗМА

Характеристики	Значение
Масса, кг	2,6
Точность, %	10
Массовый диапазон, а.е.м.	1250
Абсолютный предел обнаружения по массе в одном анализе, г	$5 \cdot 10^{-14}$
Средняя мощность потребления, Вт	5



Рисунок 18 – Масс-спектрометр ЛАЗМА

2.4.7 Масс-спектрометр МАНАГА-Ф

Масс-спектрометр вторичных ионов МАНАГА-Ф (рисунок 19) предназначен для определения элементного и изотопного состава вторичных ионов, которые выделяются из грунта Деймоса, под действием первичных ионов, приносимых солнечным ветром. Характеристики представлены в таблице 18.

Таблица 18 – Основные характеристики МАНАГА-Ф

Характеристики	Значение
Массовый диапазон, а.е.м.	1 – 1000
Количество получаемых спектров за 1 с	10^4
Массовый диапазон, а.е.м.	1250
Абсолютный предел обнаружения по массе в одном анализе, г	$5 \cdot 10^{-14}$
Средняя мощность потребления, Вт	5
Масса, кг	2,5

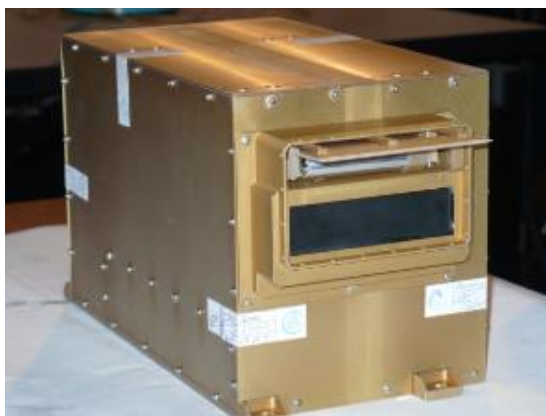


Рисунок 19 – Масс-спектрометр МАНАГА-Ф

2.4.8 Длинноволновой планетарный радар ДПР

Длинноволновой планетарный радар ДПР (рисунок 20) предназначен для анализа структуры грунта как на поверхности, так и под ней. Этот радар испускает специальные сигналы на поверхность, а затем, анализируя отраженные сигналы, позволяет сделать выводы о координатах объекта и его физических характеристиках, таких как структура, электрические свойства и т.д. Характеристики представлены в таблице 19.

Таблица 19 – Основные характеристики ДПР

Характеристики	Значение
Потребляемая мощность, Вт	7
Точность измерений, нс	13
Диапазон высот, км	0 – 100
Глубина зондирования, м	1 – 100
Диапазон частот, МГц	150 ± 25
Габариты антенны не более, мм	1350 x 500 x 550
Общая масса прибора, кг	4

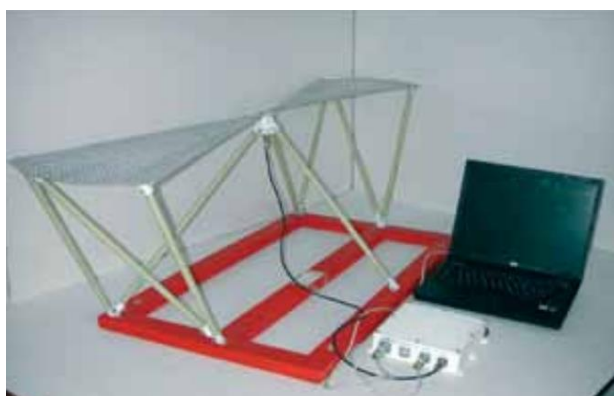


Рисунок 20 – Общий вид ДПР

2.4.9 ЛИБРАЦИЯ

Прибор ЛИБРАЦИЯ (рисунок 21) предназначен для непрерывного измерения угловых колебаний, по измерениям которых, можно судить о инерционных характеристиках Деймоса, для уточнения его эфемерид. Прибор состоит из солнечного и звёздного датчиков. Основные характеристики представлены в таблице 20.

Таблица 20 – Основные характеристики прибора ЛИБРАЦИЯ

Характеристики	Значение
Потребляемая мощность, Вт	3,5
Напряжение питания, В	$28,5 \pm 1,35$
Температурный режим, °С	-50 – +40
Поле зрения солнечного датчика	Полусфера
Поле зрения звёздного датчика	Конус 40°
Общая масса прибора, кг	0,5



Рисунок 21 – Солнечный и звёздный датчик прибора ЛИБРАЦИЯ

2.4.10 Детектор космической пыли Метеор-Ф

Детектор космической пыли Метеор-Ф (рисунок 22) разработан для регистрации физико-динамических характеристик метеорных частиц, которые попадают на поверхность детектора аппаратуры. Основные характеристики представлены в таблице 21.

Таблица 21 – Основные характеристики Метеор-Ф

Характеристики	Значение
Потребляемая мощность, Вт	4,5
Общая масса прибора, кг	3
Диапазон измерений скорости, км/с	3 – 35
Диапазон измерений масс, г	$10^{-14} - 10^{-5}$
Точность измерений, %	30



Рисунок 22 – Внешний вид Метеор-Ф

2.4.11 Сейсмогравиметр ГРАС-Ф

Сейсмогравиметр ГРАС-Ф предназначен для измерения не только сейсмических сигналов, но и тонких гравитационных эффектов, которые могут быть обусловлены либрацией Деймоса. Прибор состоит из четырёх чувствительных элементов из бериллиевой бронзы (рисунок 23). Основные характеристики ГРАС-Ф представлены в таблице 22.

Таблица 22 – Основные характеристики ГРАС-Ф

Характеристики	Значение
Потребляемая мощность, Вт	4,5
Общая масса прибора, кг	0,3
Размер корпуса, мм	55 x 55x 55
Измеряемые колебания частот, Гц	$10^{-5} - 10$
Предельная чувствительность, m/c^2	10^{-8}

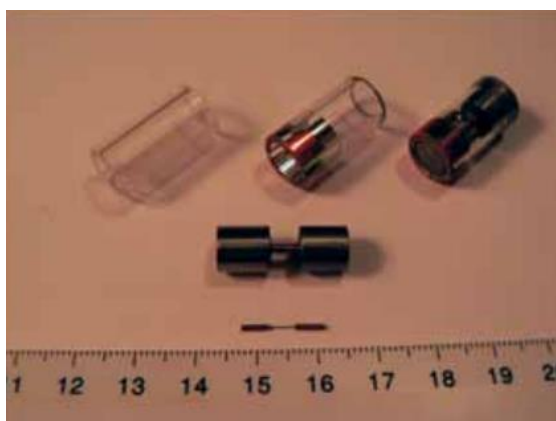


Рисунок 23 – Чувствительный прибор ГРАС-Ф

2.4.12 Система информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры

Система информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры (СИОК), представляет собой дублированный компьютер, управляющий всеми научными приборами, и передающий обработанную информацию в БКУ КА. Внешний вид СИОК представлен на рисунке 24.

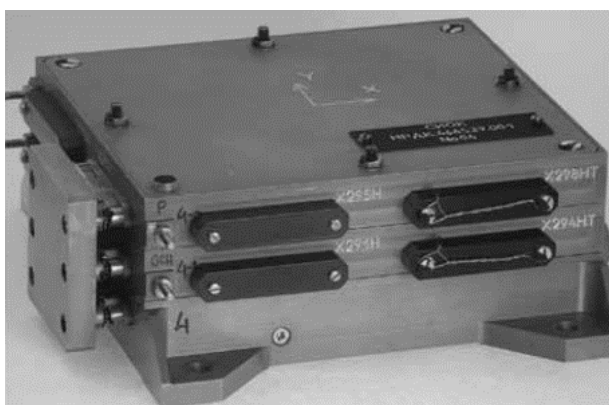


Рисунок 24 – Внешний вид СИОК

2.4.13 Грунтозаборное устройство

В качестве грунтозаборного устройства был выбран ГЗК «Фобос-Грунт» (рисунок 25). Предназначенный для добычи образцов грунта с помощью грунтозаборных устройств, установленных на манипуляторном комплексе и их доставки к научным приборам.



Рисунок 25 – Схема грунтозаборного комплекса

Манипуляторный комплекс (рисунок 26) – располагается на стойке модуля, между ТПК, с возможностью добычи и перегрузки образцов в научные приборы. Состоит из самого манипулятора, грунтозаборного устройства, скребка и панорамной камеры.



Рисунок 26 – Манипуляторный комплекс

Грунтозаборное устройство (рисунок 27) представляет собой разрезанную вдоль тонкостенную трубу, длиной 21 мм, с наружным диаметром 16 мм и толщиной стенки в 1,5 мм. ГЗУ способен захватывать как камни диаметром до 10 мм, так и мелкодисперсного реголита.

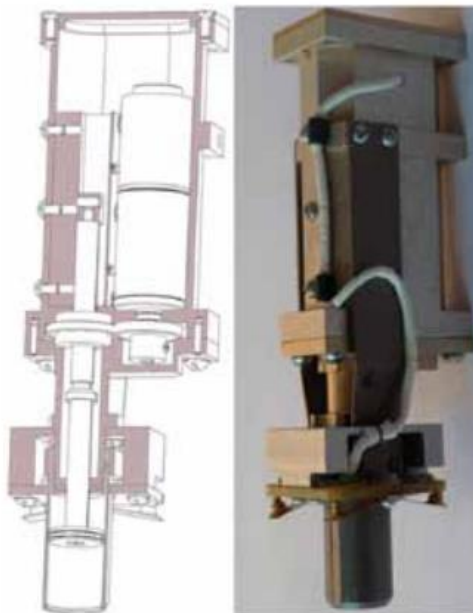


Рисунок 27 – Грунтозаборное устройство

2.5 Двигательная установка

Двигательная установка аппарата состоит из блока двигателей коррекции, а также 4-х блоков двигателей малой тяги, вынесенных на штанге, каждый блок состоит из 5 двигателей малой тяги.

2.5.1 Блок двигателей коррекции

Блок двигателей коррекции состоит из 4-х двигателей ЖРД-11Д458Ф (рисунок 28) и предназначен для выдачи импульсов тяги на коррекцию орбиты КА. Характеристики двигателей приведены в таблице 23.

Таблица 23 – Характеристики двигателя ЖРД-11Д458Ф

Характеристики	Значение
Компоненты топлива	НДМГ / АТИН
Номинальная тяга в непрерывном режиме, Н (кгс)	382,4 (39)
Удельный импульс тяги в непрерывном режиме, не менее, м/с (кгс·с/кг)	2982 (304)

Характеристики	Значение
Массовое соотношение компонентов топлива: при номинальных условиях	$1,85 \pm 0,05$
во всех условиях эксплуатации	$1,85 \pm 0,15$
Предельное отклонение тяги в непрерывном режиме во всех условиях эксплуатации, %	± 10
Импульс последствия в непрерывном режиме во всех условиях эксплуатации, Н·с (кгс·с), не более	9,41 (0,96)
Минимальная длительность включения, с	0,05
Максимальная длительность непрерывного включения, с	2000
Максимальная частота включений, Гц	8
Ресурс по числу включений, не менее	10 000
Ресурс по топливу каждого двигателя, не менее, кг	350
Количество двигателей	4



Рисунок 28 – Блок из 4-х ЖРД-11Д458Ф

2.5.2 Блок двигателей малой тяги

Блок двигателей малой тяги предназначен для создания импульсов на изменение ориентации космического корабля, разгрузки двигателей маховиков, а также для прижатия КА к поверхности Деймоса при посадке. Каждый блок состоит из 4-х ЖРД-11Д457Ф и 1-го ЖРД-17Д58ЭФ (рисунок 29). Схема размещения ЖРД на двигательном блоке показана на рисунке 28. Характеристики двигателей приведены в таблице 24.

Таблица 24 – Характеристики двигателя ЖРД-11Д457Ф и ЖРД-17Д58ЭФ

Характеристики	Значение	
	ЖРД-11Д457Ф	ЖРД-17Д58ЭФ
Двигатель	ЖРД-11Д457Ф	ЖРД-17Д58ЭФ
Компоненты топлива	НДМГ / АТИН	
Номинальная тяга в непрерывном режиме, Н/кгс	53,9 (5,5)	12,45 (1,27)
Удельный импульс тяги в непрерывном режиме, не менее, м/с (кгс·с/кг)	2845 (290)	2551 (260)
Массовое соотношение компонентов топлива: при номинальных условиях во всех условиях эксплуатации	1,85 ± 0,05 1,85 ± 0,15	1,85 ± 0,15 1,85 ± 0,2
Предельное отклонение тяги в непрерывном режиме во всех условиях эксплуатации, %	± 6,5	± 10
Импульс последствия в непрерывном режиме во всех условиях эксплуатации, Н·с (кгс·с), не более	2,45 (0,25)	0,314 (0,032)
Минимальная длительность включения, с	0,03	0,03
Максимальная длительность непрерывного включения, с	2000	2000
Максимальная частота включений, Гц	8	8
Ресурс по числу включений, не менее	10 000	10 000
Ресурс по топливу каждого двигателя, не менее, кг	100	100
Количество двигателей	16	4



Рисунок 29 – Размещение ЖРД на блоке двигателей малой тяги

2.6 Антенно-фидерная система

Антенно-фидерная система КА предназначена для обеспечения связи с Землёй. Включает в себя Остронаправленную антенну (рисунок 30), работающую в режиме приёма-передачи, а также 3 малонаправленные антенны (рисунок 31), работающих в режиме приёма. Характеристики АФС сведены в таблицу 25.

Таблица 25 – Основные характеристики АФС

Характеристики	Значение
Мощность, Вт	40
Диаметр остронаправленной антенны, мм	800
Фокусное расстояние, мм	350
Размеры малонаправленной антенны, мм	Ø76 x 149
Масса АФС, кг	2,4



Рисунок 30 – Остронаправленная антенна



Рисунок 31 – Малонаправленная антенна

3 БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ

3.1 Определение потребной характеристической скорости КА при выполнении манёвров в окрестностях Марса.

КА начинает своё самостоятельное маневрирование на орбите вокруг Марса, после занятия им круговой орбиты с высотой $r_{ho} = 30000 \text{ км}$ и отстыковки разгонного блока (рисунок 32). Выбор высоты обусловлен относительной близостью к орбите наблюдения, при этом достаточно большое расстояние от орбиты необходимо, чтобы перекрыть погрешности попадания в перицентр прилётной параболы.

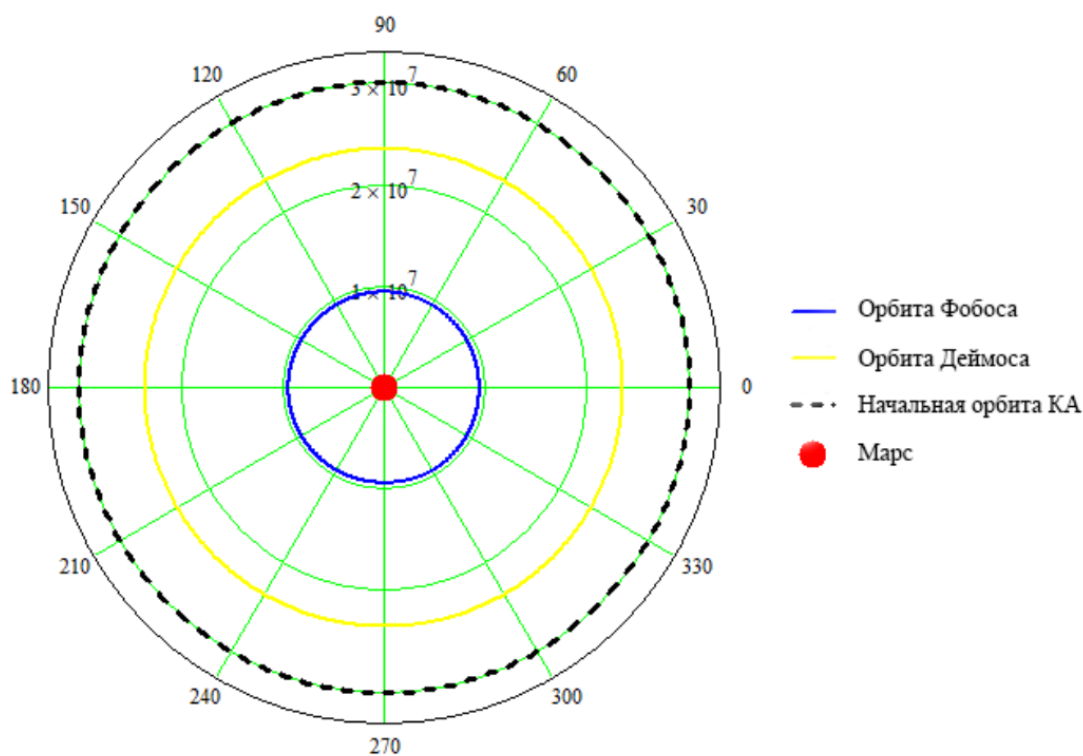


Рисунок 32 – Начальное положение КА

Далее космическому аппарату необходимо перейти на орбиту наблюдения (рисунок 33), которая выше орбиты Деймоса на 500 км, что позволит пронаблюдать за спутником и уточнить его эфемериды, для дальнейшего сближения.

Первым шагом совмещаются плоскости орбит КА и Деймоса. Рассчитаем худший сценарий, при котором начальная орбита КА наклонена относительно орбиты Деймоса на $i = 25,9^\circ$, что связано с наклоном орбиты межпланетного перелёта, а также с наклоном оси Марса.

Рассчитаем приращение скорости для поворота начальной орбиты:

$$\begin{aligned} \Delta V_1 &= \sqrt{2 \cdot \left(\sqrt{\frac{\mu_{\text{марса}}}{r_{\text{но}}}}\right)^2 - 2 \cdot \left(\sqrt{\frac{\mu_{\text{марса}}}{r_{\text{но}}}}\right)^2 \cdot \cos(i)} = \\ &= \sqrt{2 \cdot \left(\sqrt{\frac{4,291 \cdot 10^{13}}{3 \cdot 10^7}}\right)^2 - 2 \cdot \left(\sqrt{\frac{4,291 \cdot 10^{13}}{3 \cdot 10^7}}\right)^2 \cdot \cos(25,9^\circ)} = 536,5 \frac{\text{м}}{\text{с}}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $\mu_{\text{марса}}$ – гравитационный параметр Марса, $\mu_{\text{марса}} = 4,291 \cdot 10^{13} \frac{\text{м}^3}{\text{с}^2}$.

После этого рассчитаем приращение скорости, чтобы опустить перигеум орбиты, до орбиты наблюдения:

$$\begin{aligned} \Delta V_2 &= \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_{\text{марса}}}{r_{\text{но}}} - \frac{2 \cdot \mu_{\text{марса}}}{r_{\text{но}} + r_{\text{он}}}} - \sqrt{\frac{\mu_{\text{марса}}}{r_{\text{но}}}} = \\ &= \sqrt{\frac{2 \cdot 4,291 \cdot 10^{13}}{3 \cdot 10^7} - \frac{2 \cdot 4,291 \cdot 10^{13}}{3 \cdot 10^7 + 2,396 \cdot 10^7}} - \sqrt{\frac{4,291 \cdot 10^{13}}{3 \cdot 10^7}} = -68,947 \frac{\text{м}}{\text{с}}, \end{aligned} \quad (2)$$

где $r_{\text{он}}$ – радиус орбиты наблюдения, $r_{\text{он}} = 2,396 \cdot 10^7 \text{ м}$.

Найдём приращение скорости, чтобы опустить апоцентр орбиты до круговой.

$$\begin{aligned} \Delta V_3 &= \sqrt{\frac{\mu_{\text{марса}}}{r_{\text{он}}}} - \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_{\text{марса}}}{r_{\text{он}}} - \frac{2 \cdot \mu_{\text{марса}}}{r_{\text{но}} + r_{\text{он}}}} = \\ &= \sqrt{\frac{4,291 \cdot 10^{13}}{2,396 \cdot 10^7}} - \sqrt{\frac{2 \cdot 4,291 \cdot 10^{13}}{2,396 \cdot 10^7} - \frac{2 \cdot 4,291 \cdot 10^{13}}{3 \cdot 10^7 + 2,396 \cdot 10^7}} = -58,754 \frac{\text{м}}{\text{с}}. \end{aligned} \quad (3)$$

На орбите наблюдения КА необходимо произвести автономные наблюдения Деймоса, для уточнения эфемерид, перед дальнейшим сближением. Для этого КА должен пронаблюдать спутник, не менее 3-х раз. Для определения времени периода наблюдения за Деймосом, необходимо определить сидерический период КА и объекта наблюдения.

Определим сидерический период КА:

$$T_{КА}^{сд} = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{(r_{он})^3}{\mu_{марса}}} = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{(2,396 \cdot 10^7)^3}{4,291 \cdot 10^{13}}} = 31,24 \text{ ч.} \quad (4)$$

Определим сидерический период Деймоса:

$$T_{Д}^{сд} = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{(r_{Д})^3}{\mu_{марса}}} = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{(2,346 \cdot 10^7)^3}{4,291 \cdot 10^{13}}} = 30,27 \text{ ч,} \quad (5)$$

где $r_{Д}$ – радиус орбиты Деймоса, $r_{Д} = 2,346 \cdot 10^7 \text{ м}$.

Теперь мы можем определить синодический период, при котором КА и Деймос будут находиться на минимальном расстоянии друг от друга:

$$T^{сн} = \frac{T_{КА}^{сд} \cdot T_{Д}^{сд}}{|T_{КА}^{сд} - T_{Д}^{сд}|} = \frac{31,24 \cdot 30,27}{|31,24 - 30,27|} = 40,5 \text{ дней.} \quad (6)$$

Таким образом, для совершения 3-х наблюдений за Деймосом, КА должен будет провести на орбите наблюдения от 121,5 до 162 дней

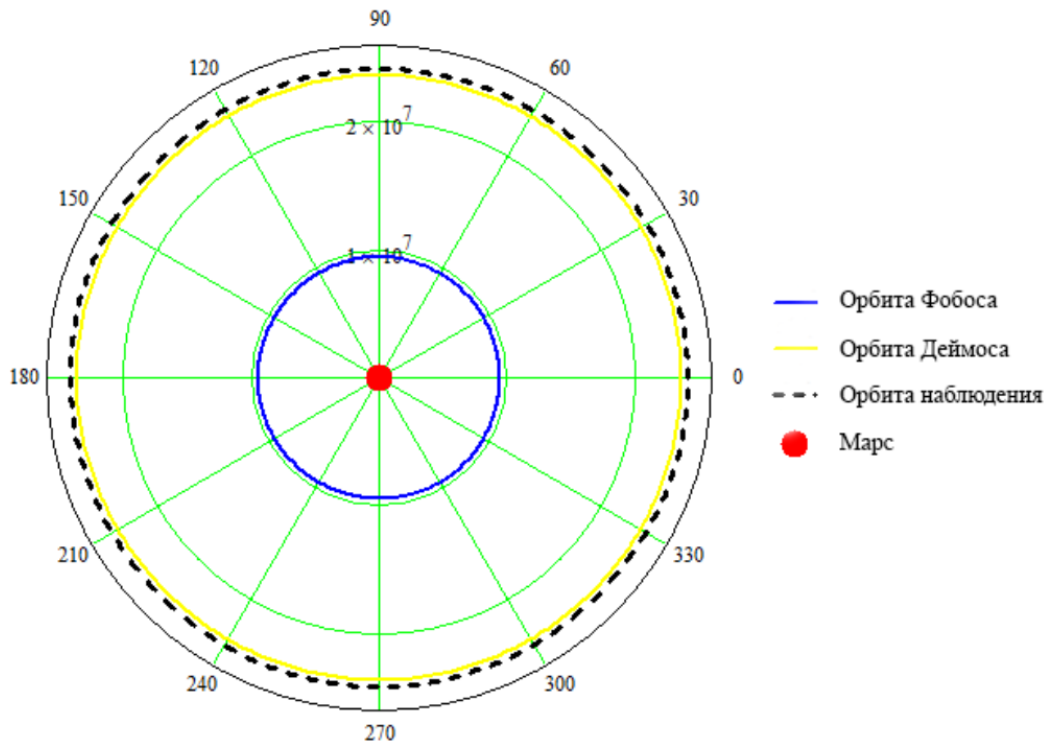


Рисунок 33 – Орбита наблюдения

После проведения необходимых наблюдений, КА выходит на предпосадочную, квазиспутниковую орбиту с периодом обращения равным Деймосу, но отличающейся от неё высотой в ± 50 км в перицентре и апоцентре, с помощью 2-х импульсов.

Первый импульс приращения скорости равен:

$$\begin{aligned} \Delta V_4 &= \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_{\text{марса}}}{r_{\text{он}}} - \frac{2 \cdot \mu_{\text{марса}}}{r_{\text{кс}}^\alpha + r_{\text{он}}}} - \sqrt{\frac{\mu_{\text{марса}}}{r_{\text{он}}}} = \\ &= \sqrt{\frac{2 \cdot 4,291 \cdot 10^{13}}{2,396 \cdot 10^7} - \frac{2 \cdot 4,291 \cdot 10^{13}}{2,351 \cdot 10^7 + 2,396 \cdot 10^7}} - \sqrt{\frac{4,291 \cdot 10^{13}}{2,396 \cdot 10^7}} = -6,36 \frac{m}{c}, \end{aligned} \quad (7)$$

где $r_{\text{кс}}^\alpha$ – радиус апоцентра квазиспутниковой орбиты, $r_{\text{кс}}^\alpha = 2,341 \cdot 10^7$ м.

Второй импульс приращения скорости:

$$\begin{aligned}
\Delta V_5 &= \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_{\text{марса}}}{r_{\text{кс}}^\alpha} - \frac{2 \cdot \mu_{\text{марса}}}{r_{\text{кс}}^\alpha + r_{\text{кс}}^\pi}} - \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_{\text{марса}}}{r_{\text{кс}}^\alpha} - \frac{2 \cdot \mu_{\text{марса}}}{r_{\text{кс}}^\alpha + r_{\text{он}}}} = \\
&= \sqrt{\frac{2 \cdot 4,291 \cdot 10^{13}}{2,341 \cdot 10^7} - \frac{2 \cdot 4,291 \cdot 10^{13}}{2,341 \cdot 10^7 + 2,351 \cdot 10^7}} - \\
&\quad - \sqrt{\frac{2 \cdot 4,291 \cdot 10^{13}}{2,341 \cdot 10^7} - \frac{2 \cdot 4,291 \cdot 10^{13}}{2,341 \cdot 10^7 + 2,396 \cdot 10^7}} = -7,83 \frac{\text{М}}{\text{с}}.
\end{aligned} \tag{8}$$

Характерную скорость на совершение сближения и посадки, примем равной $\Delta V_6 = 130 \frac{\text{М}}{\text{с}}$ [1].

Зная приращения скоростей, можно определить необходимые запасы топлива на проведения манёвров. В качестве первого приближения массы КА, примем массу незаправленного КА «Фобос-Грунт», $m_{\text{КА}} = 1250 \text{ кг}$. Удельный импульс КДУ КА $W = 2982 \frac{\text{М}}{\text{с}}$.

Определим массу топлива необходимую на совершение посадки:

$$m_6^m = m_{\text{КА}} \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-|\Delta V_6|}{W}\right)\right) = 1250 \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-|130|}{2982}\right)\right) = 53,3 \text{ кг}. \tag{9}$$

Масса топлива необходимая на 5-й импульс:

$$\begin{aligned}
m_5^m &= (m_{\text{КА}} + m_6^m) \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-|\Delta V_5|}{W}\right)\right) = \\
&= (1250 + 53,3) \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-|-7,83|}{2982}\right)\right) = 3,42 \text{ кг}.
\end{aligned} \tag{10}$$

Масса топлива необходимая на 4-й импульс:

$$\begin{aligned}
 m_4^m &= (m_{KA} + m_6^m + m_5^m) \cdot (1 - \exp(\frac{-|\Delta V_4|}{W})) = \\
 &= (1250 + 53,3 + 3,42) \cdot (1 - \exp(\frac{-|-6,36|}{2982})) = 2,78 \text{ кг}.
 \end{aligned}
 \tag{11}$$

Масса топлива на 3-й импульс:

$$\begin{aligned}
 m_3^m &= (m_{KA} + m_6^m + m_5^m + m_4^m) \cdot (1 - \exp(\frac{-|\Delta V_3|}{W})) = \\
 &= (1250 + 53,3 + 3,42 + 2,78) \cdot (1 - \exp(\frac{-|-58,75|}{2982})) = 25,55 \text{ кг}.
 \end{aligned}
 \tag{12}$$

Масса топлива на 2-й импульс:

$$\begin{aligned}
 m_2^m &= (m_{KA} + m_6^m + m_5^m + m_4^m + m_3^m) \cdot (1 - \exp(\frac{-|\Delta V_2|}{W})) = \\
 &= (1250 + 53,3 + 3,42 + 2,78 + 25,55) \cdot (1 - \exp(\frac{-|-68,95|}{2982})) = 30,51 \text{ кг}.
 \end{aligned}
 \tag{13}$$

Масса топлива на 1-й импульс:

$$\begin{aligned}
 m_1^m &= (m_{KA} + m_6^m + m_5^m + m_4^m + m_3^m + m_2^m) \cdot (1 - \exp(\frac{-|\Delta V_1|}{W})) = \\
 &= (1250 + 53,3 + 3,42 + 2,78 + 25,55 + 30,51) \cdot (1 - \exp(\frac{-|-536,5|}{2982})) = 224,85 \text{ кг}.
 \end{aligned}
 \tag{14}$$

Определим суммарную массу топлива:

$$m_m = k_m \cdot k_{кор} \cdot \sum_1^6 m_i^m = 1,05 \cdot 1,5 \cdot 340,44 = 536,2 \text{ кг},
 \tag{15}$$

где k_m – коэффициент учитывающий остатки топлива, $k_m = 1,05$;

$k_{кор}$ – коэффициент затрат топлива на коррекции орбиты и разгрузку ДМ, $k_{кор} = 1,5$.

Зная массу топлива, можно определить количество компонентов топлива, а также размер баков. В качестве горючего в КДУ используется несимметричный диметилгидразин, а в качестве окислителя используется тетраоксид диазота. Массовое отношение компонентов топлива $K = 1,85$.

Масса окислителя:

$$m_{ок} = \frac{K}{K+1} \cdot m_m = \frac{1,85}{1,85+1} \cdot 536,2 = 348,1 \text{ кг.} \quad (16)$$

Масса горючего:

$$m_{гор} = \frac{1}{K+1} \cdot m_m = \frac{1}{1,85+1} \cdot 536,2 = 188,1 \text{ кг.} \quad (17)$$

Найдём объём баков окислителя:

$$V_{ок} = k_{нез} \cdot \frac{m_{ок}}{\rho_{ок}} = 1,2 \cdot \frac{348,1}{1443} = 0,289 \text{ м}^3, \quad (18)$$

где $\rho_{ок}$ – плотность окислителя, $\rho_{ок} = 1443 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$;

$k_{нез}$ – коэффициент учитывающий не полное заполнение баков, $k_{нез} = 1,2$.

Найдём объём баков горючего:

$$V_{гор} = k_{нез} \cdot \frac{m_{гор}}{\rho_{гор}} = 1,2 \cdot \frac{188,1}{793} = 0,285 \text{ м}^3, \quad (19)$$

где $\rho_{гор}$ – плотность окислителя, $\rho_{гор} = 793 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$.

Найдём радиусы баков окислителя и горючего, учитывая, что каждый компонент хранится в 2-х баках.

Радиус баков окислителя:

$$R_{ок} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot V_{ок}}{2 \cdot 4 \cdot \pi}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 0,289}{2 \cdot 4 \cdot 3,14}} = 0,326 \text{ м}. \quad (20)$$

Радиус баков горючего:

$$R_{гор} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot V_{гор}}{2 \cdot 4 \cdot \pi}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 0,285}{2 \cdot 4 \cdot 3,14}} = 0,324 \text{ м}. \quad (21)$$

Примем радиусы баков равными 330 мм.

Масса заправленного КА:

$$m_{запр.КА} = m_{КА} + m_m = 1250 + 536,2 = 1786,2 \text{ кг}. \quad (22)$$

3.2 Определение потребной характеристической скорости РБ, для перелёта Земля – Марс

В качестве разгонного блока был выбран РБ Фрегат (рисунок 33), с подключением системы СОТР РБ к энергосети КА, для возможности использования РБ для функционирования во время перелёта Земля – Марс и в окрестностях Марса. Характеристики РБ Фрегат представлены в таблице 26.

Таблица 26 – Основные характеристики РБ Фрегат

Характеристики	Значение
Начальная масса с максимальной заправкой, кг	6235
Конечная масса, кг	945
Высота, мм	1875
Диаметр, мм	3440
Максимальный рабочий запас топлива, кг	5235
Тяга МДУ, кгс	2030 ± 100
Удельный импульс, с	333,2



Рисунок 33 – Разгонный блок Фрегат

Масса космического аппарата и разгонного блока перед разделением, на круговой орбите вокруг Марса:

$$m_{КА+РБ}^k = m_{запр.КА} + m_{пуст.РБ} = 1786,2 + 945 = 2731,2 \text{ кг.} \quad (23)$$

Для оценки суммарной характеристической скорости воспользуемся методом «Грависфер нулевой протяжённости» и примем ряд допущений:

1. Земля и Марс движутся по круговым гелиоцентрическим орбитам;
2. Орбиты Земли и Марса лежат в одной плоскости;
3. В качестве радиусов орбит планет примем большую полуось орбит.

Для определения необходимого приращения скорости рассмотрим 3 участка:

1. Гелиоцентрический
2. Геоцентрический
3. Марсоцентрический

3.2.1 Гелиоцентрический участок перелёта

Для минимизации массы топлива, в качестве перелётной орбиты, примем эллипс Гомана (рисунок 34), с угловой дальностью перелёта 180° .

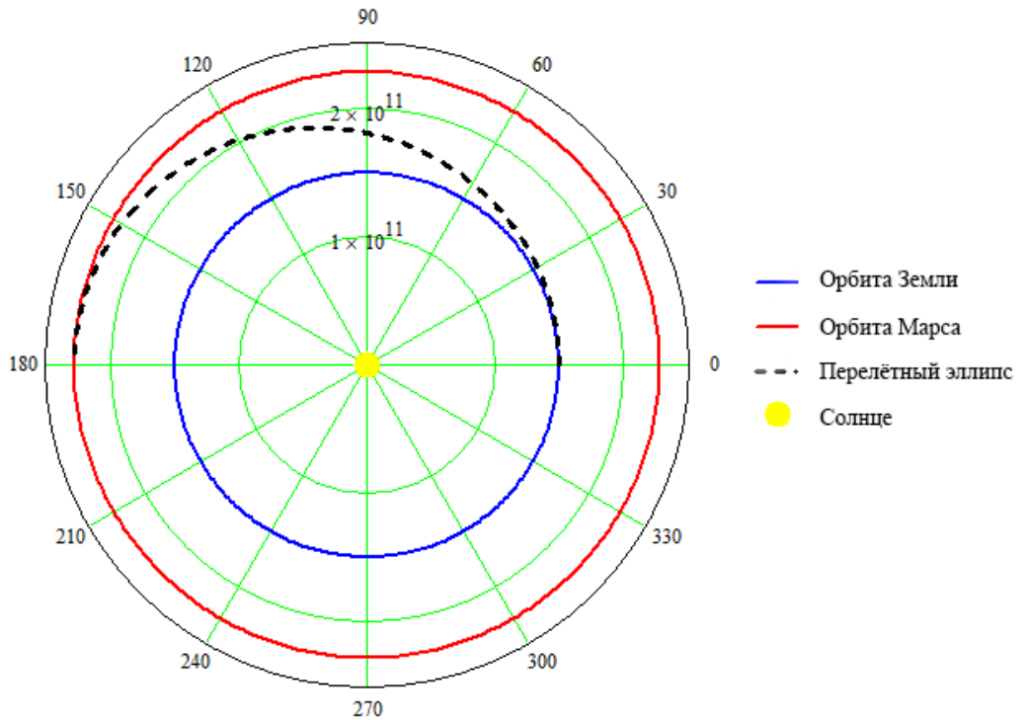


Рисунок 34 – Гелиоцентрический участок

Определим скорость Земли на круговой орбите вокруг Солнца:

$$V_{земл} = \sqrt{\frac{\mu_{солн}}{r_{земл}}} = \sqrt{\frac{1,325 \cdot 10^{20}}{1,496 \cdot 10^{11}}} = 29,761 \frac{км}{с}, \quad (24)$$

где $\mu_{солн}$ – гравитационный параметр Солнца, $\mu_{солн} = 1,325 \cdot 10^{20} \frac{М^3}{с^2}$;

$r_{земл}$ – средний радиус Земли, $r_{земл} = 1,496 \cdot 10^{11} м$.

Найдём скорость Марса на круговой орбите вокруг Солнца:

$$V_{\text{марс}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{солн}}}{r_{\text{марс}}}} = \sqrt{\frac{1,325 \cdot 10^{20}}{2,28 \cdot 10^{11}}} = 24,107 \frac{\text{км}}{\text{с}}, \quad (25)$$

где $r_{\text{марс}}$ – средний радиус Марса, $r_{\text{марс}} = 2,28 \cdot 10^{11} \text{ м}$.

Определим необходимую скорость в начальной точке перелётного эллипса:

$$\begin{aligned} V_{\text{пер1}} &= \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_{\text{солн}}}{r_{\text{земл}}} - \frac{2 \cdot \mu_{\text{солн}}}{r_{\text{земл}} + r_{\text{марс}}}} = \\ &= \sqrt{\frac{2 \cdot 1,325 \cdot 10^{20}}{1,496 \cdot 10^{11}} - \frac{2 \cdot 1,325 \cdot 10^{20}}{1,496 \cdot 10^{11} + 2,28 \cdot 10^{11}}} = 32,705 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \end{aligned} \quad (26)$$

Определим необходимую скорость в конечной точке перелётного эллипса:

$$\begin{aligned} V_{\text{пер2}} &= \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_{\text{солн}}}{r_{\text{марс}}} - \frac{2 \cdot \mu_{\text{солн}}}{r_{\text{земл}} + r_{\text{марс}}}} = \\ &= \sqrt{\frac{2 \cdot 1,325 \cdot 10^{20}}{2,28 \cdot 10^{11}} - \frac{2 \cdot 1,325 \cdot 10^{20}}{1,496 \cdot 10^{11} + 2,28 \cdot 10^{11}}} = 21,459 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \end{aligned} \quad (27)$$

Определим необходимый гиперболический избыток скорости в начальной точке перелётного эллипса:

$$V_{\text{земл}}^{\infty} = V_{\text{пер1}} - V_{\text{земл}} = 32,705 - 29,761 = 2,944 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (28)$$

3.2.2 Геоцентрический участок перелёта

Определим скорость КА в начале разгона с НОО:

$$V_{н.з} = \sqrt{(V_{земл}^{\infty})^2 + \frac{2 \cdot \mu_{земл}}{r_{земл} + h_{НОО}}} = \sqrt{(2944)^2 + \frac{2 \cdot 3,986 \cdot 10^{14}}{6371 \cdot 10^3 + 200 \cdot 10^3}} = 11,4 \frac{км}{с}, \quad (29)$$

где $\mu_{земл}$ – гравитационный параметр Земли, $\mu_{земл} = 3,986 \cdot 10^{14} \frac{м^3}{с^2}$.

Рассчитаем необходимое приращение скорости, при старте с НОО:

$$\Delta V_1 = V_{н.з} - \sqrt{\frac{\mu_{земл}}{r_{земл} + h_{НОО}}} = 11401 - \sqrt{\frac{3,986 \cdot 10^{14}}{6371 \cdot 10^3 + 200 \cdot 10^3}} = 3,613 \frac{км}{с}. \quad (30)$$

3.2.3 Марсоцентрический участок перелёта

Определим гиперболический избыток скорости на конечной точке гелиоцентрической орбиты:

$$V_{марс}^{\infty} = V_{пер2} - V_{марс} = 21,46 - 24,11 = -2,648 \frac{км}{с}. \quad (31)$$

Знак «-» у гиперболического избытка, означает, что скорость Марса выше скорости КА в конечной точке перелётного эллипса гелиоцентрического участка, но так как в этой точке, космический аппарат попадает в грависферу Марса, то его гиперболический избыток не может быть меньше 0, поэтому он принимается равным 0.

Определим необходимую скорость для заданной орбиты вокруг Марса:

$$V_{кр.марс} = \sqrt{\frac{\mu_{марс}}{r_{кр.марс}}} = \sqrt{\frac{4,291 \cdot 10^{13}}{40 \cdot 10^6}} = 1,036 \frac{км}{с}. \quad (32)$$

Рассчитаем скорость в перицентре гиперболы на заданной высоте орбиты:

$$V_{\pi} = \sqrt{V_{\text{марс}}^{\infty} + \frac{2 \cdot \mu_{\text{марс}}}{r_{\text{кр.марс}}}} = \sqrt{0 + \frac{2 \cdot 4,291 \cdot 10^{13}}{40 \cdot 10^6}} = 1,465 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (33)$$

Определим необходимый импульс для перехода на круговую орбиту вокруг Марса:

$$\Delta V_2 = V_{\text{кр.марс}} - V_{\pi} = 1,036 - 1,465 = -0,429 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (34)$$

Рассчитаем суммарный импульс скорости для выполнения межпланетного перелёта:

$$\Delta V_{3-M} = |\Delta V_1| + |\Delta V_2| = |3,613| + |-0,429| = 4,042 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (35)$$

Определим минимальный необходимый запас топлива в РБ для совершения данного перелёта.

Определим необходимый запас топлива на отлётный импульс скорости:

$$m_2^m = m_{KA+PB}^K \cdot (1 - \exp(\frac{-|\Delta V_2|}{W_{PB}})) = 2731 \cdot (1 - \exp(\frac{-|-429|}{3268})) = 336,1 \text{ кг}, \quad (36)$$

где W_{PB} – удельный импульс РБ Фрегат, $W_{PB} = 3268 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

Найдём необходимый запас топлива конечном участке:

$$\begin{aligned} m_1^m &= (m_{KA+PB}^K + m_2^m) \cdot (1 - \exp(\frac{-|\Delta V_1|}{W_{PB}})) = \\ &= (2731,2 + 336,1) \cdot (1 - \exp(\frac{-|-3267,6|}{3268})) = 2052 \text{ кг}. \end{aligned} \quad (37)$$

Тогда минимально необходимый запас топлива в РБ:

$$m_m^{PB} = k_m \cdot k_{кор} \cdot (m_1^m + m_2^m) = 1,05 \cdot 1,5 \cdot (2050 + 336,1) = 3761,2 \text{ кг}, \quad (38)$$

где k_m – коэффициент учитывающий остатки топлива, $k_m = 1,05$;

$k_{кор}$ – коэффициент затрат топлива на коррекции траектории во время перелёта и на изменение угла НОО, $k_{кор} = 1,5$.

Суммарная стартовая масса космического аппарата вместе с разгонным блоком:

$$m_{КА+РБ}^c = m_{запр.РБ} + m_{запр.КА} = 6235 + 1786,2 = 8021,2 \text{ кг}. \quad (39)$$

РБ Фрегат обладает рабочим запасом топлива в 5235 кг, что превышает теоретический расчёт, из чего следует, что топлива РБ хватит на межпланетный перелёт, корректировку орбиты и на возможные нештатные ситуации.

В качестве ракеты-носителя была выбрана РН Союз-2.1б (рисунок 35), способная вывести на НОО 8,7 т полезного груза с космодрома Восточный.



Рисунок 35 – Ракета-носитель Союз-2.1б

4 РАСЧЁТ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Для расчёта солнечных батарей, прежде всего необходимо знать потребление электроэнергии различными приборами космического аппарата в определённые промежутки времени. Это связано с тем, что в период выработки электроэнергии энергии, солнечная панель должна не только обеспечивать работающую в данный момент аппаратуру, но также и запасать энергию в аккумуляторные батареи, для функционирования КА во время теневого участка. Для оценки системы электропитания, необходимо знать потребление электричества системами КА (таблицы 27 и 28).

Таблица 27 – Энергетическая сводка научной аппаратуры

Аппаратура	Режим работы	Энергопотребление, Вт
ФОГС	Деймос	8
ТДА	Деймос	30
ХМС-1Ф	Деймос	45
МАЛ-1Ф	Деймос	32
ТЕРМОФОБ	Деймос	2
СЕЙСМО-1	Деймос	0,5
ХЕНД	Деймос	5,7
ЛАЗМА	Деймос	5
МАНАГА-Ф	Деймос	5
ДПР	Полёт	7
ЛИБРАЦИЯ	Деймос	3,5
МЕТЕОР-Ф	Деймос + Полёт	4,5
ГРАС-Ф	Деймос + Полёт	4,5
Во время полёта	-	16
На Деймосе	-	145,7
Всего	-	152,7

Таблица 28 – Энергетическая сводка служебной служебной аппаратуры

Аппаратура	Режим работы	Энергопотребление, Вт
ЦВМ, 3шт.	Деймос + Полёт	8
БОКЗ, 2шт.	Деймос + Полёт	11
ТСНН, 4шт.	Полёт	8
ОСД, 2шт.	Деймос + Полёт	3
БИБ, 2шт.	Деймос + Полёт	10
ДМ	Полёт	24
Антенны	Деймос + Полёт	40
Вертиконт	Полёт	25
Всего	-	193
На орбите	-	193
На Деймосе	-	112

Потребление СОТР КА составляет 230 W, а СОТР РБ 280 W.[1]

Всего есть 3 возможных случая:

1. Если КА находится на подлёте к Марсу. В этом случае должно поддерживаться функционирование всей служебной аппаратуры, работы СОТР КА и СОТР РБ а так же части научной аппаратуры, предназначенной для измерений, во время полёта. Так же на этом участке не функционируют ДМ, СОС функционирует только за счёт двигателей малой тяги. Средняя мощность, потребляемая КА в данном случае – $P_{ЗМ} = 678W$;

2. Если КА находится на орбите ИСМ. В этом случае должно поддерживаться функционирование всей служебной аппаратуры, работы СОТР, а также части научной аппаратуры, предназначенной для проведения исследований на орбите. Средняя мощность, потребляемая КА в данном случае – $P_{ИСМ} = 439W$;

3. Когда космический аппарат находится на поверхности Деймоса, его функционирование делится на 2 этапа. Световой этап, когда солнечные панели вырабатывают энергию, и КА может проводить исследования. А также теневой этап, когда КА необходимо функционировать только на энергии аккумуляторной батареи. Во время светового функционирования активны служебные системы,

СОТР, а также научная аппаратура. Средняя мощность, потребляемая КА в данном случае – $P_{\text{день}} = 487,7W$ Во время теневого участка, функционирует только служебная аппаратура и СОТР. Средняя мощность, потребляемая КА в данном случае – $P_{\text{ночь}} = 342W$.

Расчёт АБ

Суммарное энергопотребление КА за сутки на Деймосе, где одни сутки делятся 30,3 часов, можно найти:

$$P_{\text{sum}} = P_{\text{день}} \cdot t_{\text{день}} + P_{\text{ночь}} \cdot t_{\text{ночь}} = 487,7 \cdot 15,15 + 342 \cdot 15,15 = 12569,9 \text{ Вт}, \quad (40)$$

где $t_{\text{день}} = t_{\text{ночь}} = 15,15 \text{ ч}$, время светового и теневого участков соответственно.

Находим необходимую ёмкость аккумуляторных батарей [10]:

$$C_{\text{АБ}} = \frac{P_{\text{ночь}} \cdot t_{\text{ночь}} \cdot k_3}{U_{\text{cp}} \cdot (1 - k_{\text{АБ}}^{\text{год}})^T} = \frac{342 \cdot 15,15 \cdot 1,3}{28 \cdot (1 - 0,05)^3} = 330 \text{ А} \cdot \text{ч}, \quad (41)$$

где k_3 – коэффициент запаса ёмкости АБ, $k_3 = 1,3$;

U_{cp} – среднее разрядное напряжение, $U_{\text{cp}} = 28В$;

$k_{\text{АБ}}^{\text{год}}$ – коэффициент снижения энергии в год, для Li-Ion $k_{\text{АБ}}^{\text{год}} = 0,05$;

T – время активного существования КА, $T = 3 \text{ года}$.

Найдём массу элементов аккумуляторных батарей:

$$m_{\text{АБ}}^{\text{колб}} = \frac{C_{\text{АБ}} \cdot U_{\text{cp}}}{k_3^{\text{уд}}} = \frac{330 \cdot 28}{130} = 71,1 \text{ кг}, \quad (42)$$

где $k_3^{\text{уд}}$ – удельная энергия в элементах АБ (для Li-Ion $k_3^{\text{уд}} = 85 \dots 150 \frac{\text{Вт} \cdot \text{ч}}{\text{кг}}$) [4].

Найдем массу МКУ АБ, необходимого в первую очередь для балансировки напряжения ячеек аккумулятора при их зарядке и разрядке:

$$m_{MKY} = k_{MKY} \cdot m_{AB}^{колб} = 0,2 \cdot 71,1 = 14,2 \text{ кг}, \quad (43)$$

где k_{MKY} – доля массы МКУ, от массы элементов АБ.

Найдём совместную массу элементов АБ с МКУ:

$$m_{AB+MKY}^{колб} = m_{AB}^{колб} + m_{MKY} = 71,1 + 14,2 = 85,3 \text{ кг}. \quad (44)$$

Определим массу корпуса АБ, включающую массу элементов крепления:

$$m_{КАБ} = k_{КАБ} \cdot m_{AB+MKY}^{колб} = 0,2 \cdot 85,3 = 17,1 \text{ кг}, \quad (45)$$

где $k_{КАБ}$ – доля массы корпуса АБ, относительно суммарной массы АБ и МКУ, $k_{КАБ} = 0,2$ [4]

Определим полную массу АБ, включая массы корпуса АБ и МКУ:

$$m_{AB} = m_{AB+MKY}^{колб} + m_{КАБ} = 85,3 + 17,1 = 102,4 \text{ кг}. \quad (46)$$

Зная необходимую мощность солнечных батарей, можем рассчитать их площадь.

Найдём среднесуточную мощность СЭП:

$$P_{ср.сут} = \frac{P_{день} + P_{ночь}}{2} = \frac{487,7 + 342}{2} = 414,9 \text{ Вт}. \quad (47)$$

Определим среднесуточную мощность СЭП, с учётом собственного потребления:

$$P_{СЭП} = \frac{P_{cp.cym}}{1 - k_{ЭП}^{cob}} = \frac{414,9}{1 - 0,07} = 446,1 \text{ Вт}, \quad (48)$$

где $k_{ЭП}^{cob}$ – доля собственного потребления СЭП, от среднесуточной мощности, $k_{ЭП}^{cob} = 0,07$. [4]

Найдём мощность собственного потребления СЭП:

$$P_{ЭП}^{cob} = P_{СЭП} - P_{СМН} = 446,1 - 414,9 = 31,2 \text{ Вт}. \quad (49)$$

Определим мощность ФЭП на конец срока активного существования:

$$P_{ФЭП} = \frac{P_{СЭП}}{\eta_{БАКУР} \cdot \eta_{АБ} \cdot \overline{\cos \alpha}} = \frac{446,1}{0,85 \cdot 0,95 \cdot 0,282} = 1958,9 \text{ Вт}, \quad (50)$$

где $\eta_{БАКУР}$ – КПД блока автоматики контроля и управления СЭП, примем $\eta_{БАКУР} = 0,85$;

$\eta_{АБ}$ – КПД АБ, примем $\eta_{АБ} = 0,95$;

$\overline{\cos \alpha}$ – средний за виток косинус угла между нормалью к поверхности СБ и вектору направления на солнце. Для функционирования на поверхности Деймоса в широтах $\pm 5^\circ$, примем $\overline{\cos \alpha} = 0,282$. [5]

Определим коэффициент снижения мощности СЭП за время срока активного существования:

$$k_{АС} = (1 - k_{ФЭП})^T = (1 - 0,05)^3 = 0,857, \quad (51)$$

где $k_{ФЭП}$ – коэффициент ежегодного снижения мощности ФЭП, $k_{ФЭП} = 0,05$.

Определим удельную мощность фотоэлектрического преобразователя, в конце срока активного существования:

$$P_{y\delta} = k_{AC} \cdot k_{\text{ФЭП}}^{\text{КПД}} \cdot q_{\text{солн}} = 0,857 \cdot 0,28 \cdot 598 = 143,6 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}, \quad (52)$$

где $k_{\text{ФЭП}}^{\text{КПД}}$ – КПД ФЭП, для СБ на основе арсенид галлия $k_{\text{ФЭП}}^{\text{КПД}} = 0,28$;

$q_{\text{солн}}$ – удельный солнечный поток энергии, для орбиты Марса

$$q_{\text{солн}} = 598 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}.$$

Рассчитаем необходимую площадь ФЭП, используя удельную мощность на конец срока активного существования КА:

$$S_{\text{ФЭП}} = \frac{P_{\text{ФЭП}}}{P_{y\delta}} = \frac{2958,9}{143,6} = 13,64 \text{ м}^2. \quad (53)$$

Определим массу ФЭП:

$$m_{\text{ФЭП}} = \gamma_{\text{ФЭП}} \cdot S_{\text{ФЭП}} = 4 \cdot 13,64 = 54,6 \text{ кг}, \quad (54)$$

где $\gamma_{\text{ФЭП}}$ – удельная масса ФЭП, по статистики для GaAs ФЭП

$$\gamma_{\text{ФЭП}} = 3,5 \dots 4,5 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}. [4]$$

Рассчитаем площадь конструкции панелей СБ:

$$S_{\text{СБ}} = \frac{S_{\text{ФЭП}}}{k_{\text{зан}}} = \frac{13,64}{0,93} = 14,67 \text{ м}^2, \quad (55)$$

где $k_{\text{зан}}$ – коэффициент заполнения площади панелей СБ фотоэлектрическими преобразователями, $k_{\text{зан}} \approx 0,93$.

Найдём массу конструкции панели СБ:

$$m_{КСБ} = m_{СБ}^{y\delta} \cdot S_{СБ} = 1,6 \cdot 14,67 = 23,5 \text{ кг}, \quad (56)$$

где $m_{СБ}^{y\delta}$ – удельная масса конструкции панели СБ, $m_{СБ}^{y\delta} = 1,6 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$.

Найдём массу панелей СБ, учтя массу ФЭП:

$$m_{СБ} = m_{ФЭП} + m_{КСБ} = 54,6 + 23,5 = 78,1 \text{ кг}, \quad (57)$$

Определим массу блока автоматики контроля и управления системой электропитания:

$$m_{БАКУР} = \frac{P_{нагр}}{P_{БАКУР}^{y\delta}} = \frac{1958,9}{50} = 39,2 \text{ кг}, \quad (58)$$

где $P_{БАКУР}^{y\delta}$ – удельная мощность БАКУР, $P_{БАКУР}^{y\delta} = 50 \frac{\text{Вт}}{\text{кг}}$. [4]

Рассчитаем суммарную массу системы электропитания КА:

$$m_{СЭП} = m_{СБ} + m_{АБ} + m_{БАКУР} = 78,1 + 71,1 + 39,2 = 188,3 \text{ кг}. \quad (59)$$

4.1 Выбор солнечной батареи

В качестве элементов ФЭП для космического аппарата, были выбраны ФЭП AZUR на основе арсенид галлия. В качестве каркаса для ФЭП используется конструкция из углепластиковых труб (рисунок 36), что позволяет снизить массу конструкции СБ и уменьшить нагрузки на узлы креплений СБ. Размеры солнечных панелей были приняты равными 3670 x 2000 мм, что позволяет получить площадь СБ, равную 14,68 м², общий вид КА с РБ, под головным обтекателем тип С с внешним диаметром 3,7 м и длиной 7,7 м, представлен на рисунке 37. Основные характеристики ФЭП представлены в таблице 29.

Таблица 29 – Основные характеристики СБ на основе GaAs ФЭП AZUR

Характеристика	Значение
КПД ФЭП, %	29,1
Удельная масса ФЭП, кг/м ²	0,732
Удельная мощность на начало САС по ФЭП, Вт/м ²	360
Удельная мощность на 15 лет САС по ФЭП, Вт/м ²	272
Удельная масса каркаса, кг/м ²	0,7
Удельная масса СБ, кг/м ²	2,2 – 2,3
Удельная масса СБ, кг/кВт	7,58 – 7,93



Рисунок 36 – Общий вид СБ на трубчатой конструкции

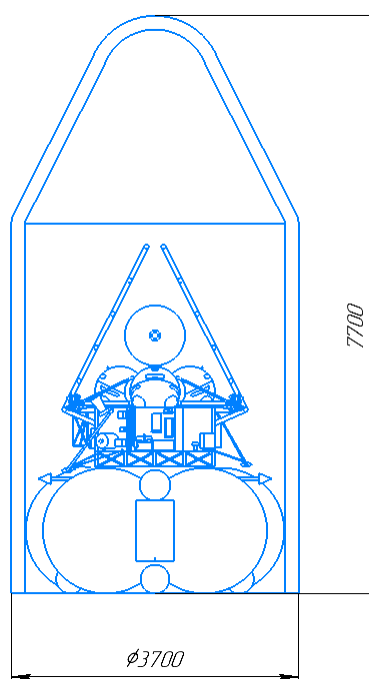


Рисунок 37 – Общий вид КА под головным обтекателем

4.2 Проектирование аккумуляторной батареи

Для работоспособности КА на теневых участках, необходимо разработать АБ, удовлетворяющую заданным требованиям, а именно $C_{\Sigma AB} = 330 \text{ А} \cdot \text{ч}$. В связи с большой массой АБ, целесообразно разделить её на 4 отдельных АБ, с ёмкостью каждого АБ, не менее:

$$C_{AB} = \frac{C_{\Sigma AB}}{4} = \frac{330}{4} = 82,5 \text{ А} \cdot \text{ч}. \quad (60)$$

В качестве химического источника электропитания на КА прототипе, использовались никель-водородные аккумуляторные батареи, суммарной ёмкостью $50 \text{ А} \cdot \text{ч}$, обладающие значительным саморазрядом, и удельной энергией около $k_{\text{Э, NiH}}^{y\delta} = 55 \text{ Вт} \cdot \text{ч} / \text{кг}$. В проектируемом КА предлагается использовать современные литий-ионные аккумуляторы, для снижения веса АБ. Из-за широкого и массового применения Li-ion аккумуляторов, их характеристики становятся более выгодными, по сравнению с другими типами аккумуляторов, во многих сферах.

Рассмотрим сравнение современных Li-Ion АБ (ЛИАБ) для применения на космических аппаратах (рисунок 38).






Аккумуляторная батарея					
	8 × 2ЛН-40	VNIEM Li-ion Battery	8S6P VES16	30 В/40 А·ч	30 В/60 А·ч
Изготовитель	ПАО «Сатурн»	Фирма ABSL	Фирма SAFT	АО «Корпорация «ВНИИЭМ»	
Напряжение, В	24,0 – 32,0	24,0 – 33,6	25,0 – 32,8	24 – 32,4 (33,6)	
Ёмкость, А·ч	75	86	27	42 (51)	65 (79)
Конфигурация	2P8S	8S60P	8S6P	16P8S	2S24P4S
Ir ном/макс, А	15/25	9/25	15/15	8/20	10/25
Масса, кг	23,3	25	8,7	8,4	12,6
Д × Ш × В, мм	385 × 257 × 195	382 × 325 × 180	340 × 162 × 166	290 × 195 × 150	380 × 170 × 156
Удельная энергия, Вт·ч / кг	118	98	84	142 (173)	148 (181)
Аппаратное выравнивание	Есть	Не требуется	Есть	Не требуется	Не требуется

Рисунок 38 – Сравнительная таблица Li-Ion АБ

Из имеющихся АБ, ближе всего к необходимым параметрам находится ЛИАБ от АО «Корпорации «ВНИИЭМ», обладающий ёмкостью в 40 А·ч, высокими показателем удельной энергии, а так же оптимальной схемой подключения, поэтому он был выбран в качестве прототипа для разработки АБ.

В качестве элементов питания следует выбирать аккумуляторы формата 18650 из-за своей распространённости и высокой удельной энергоёмкости, обладающие встроенной защитой. Данный форм-фактор позволяет создавать простые и конкурентноспособные ЛИАБ.[11]



Рисунок 39 – Аккумулятор формата 18650

В качестве аккумулятора для сборки был выбран XTAR 18650-360PCM PROTECTED (рисунок 39) с встроенной многоразовой электронной защитой от токов короткого замыкания, превышения тока нагрузки и переразрядки, а также одноразовой защитой, срабатывающей при превышении давления. Характеристики аккумулятора представлены в таблице 30.

Таблица 30 – Основные характеристики аккумулятора XTAR 18650-360PCM

Характеристика	Значение
Номинальная ёмкость, А·ч	3,6
Номинальное напряжение, В	3,6
Максимальный ток разрядки, А	10
Напряжение зарядки, В	4,25
Высота, мм	69
Диаметр, мм	18,5
Вес, г	51

Определим количество необходимых параллельно подключённых аккумуляторов в 1 АБ для получения необходимой ёмкости:

$$k_{нар} = \frac{C_{AB}}{C_{\sigma}} = \frac{82,5}{3,6} = 22,9, \quad (61)$$

где C_{σ} – номинальная ёмкость аккумулятора, $C_{\sigma} = 3,6 \text{ А} \cdot \text{ч}$.

Для возможности разделения блока АБ на 2 равные части, примем $k_{нар} = 24$

Определим количество параллельно соединённых аккумуляторов в одном блоке АБ:

$$k_{\text{блок.нар}} = \frac{k_{нар}}{2} = \frac{24}{2} = 12. \quad (62)$$

Рассчитаем количество последовательно подключённых аккумуляторов, для достижения требуемого напряжения:

$$k_{\text{посл}} = \frac{U_{\text{ср}}}{U_{\sigma}} = \frac{28}{3,6} = 7,78, \quad (63)$$

где U_{σ} – номинальное напряжение аккумулятора, $U_{\sigma} = 3,6 \text{ В}$.

Примем $k_{\text{посл}} = 8$.

Для возможности балансировки аккумуляторной батареи оптимально будет использовать схему 2P8S12P, состоящую из 2 параллельно соединённых, зеркально собранных, блоков аккумуляторов. В свою очередь каждый блок состоит из 8 последовательно соединённых, сборок из 12 параллельно соединённых аккумуляторов. Внешний вид блока представлен на рисунке 40.

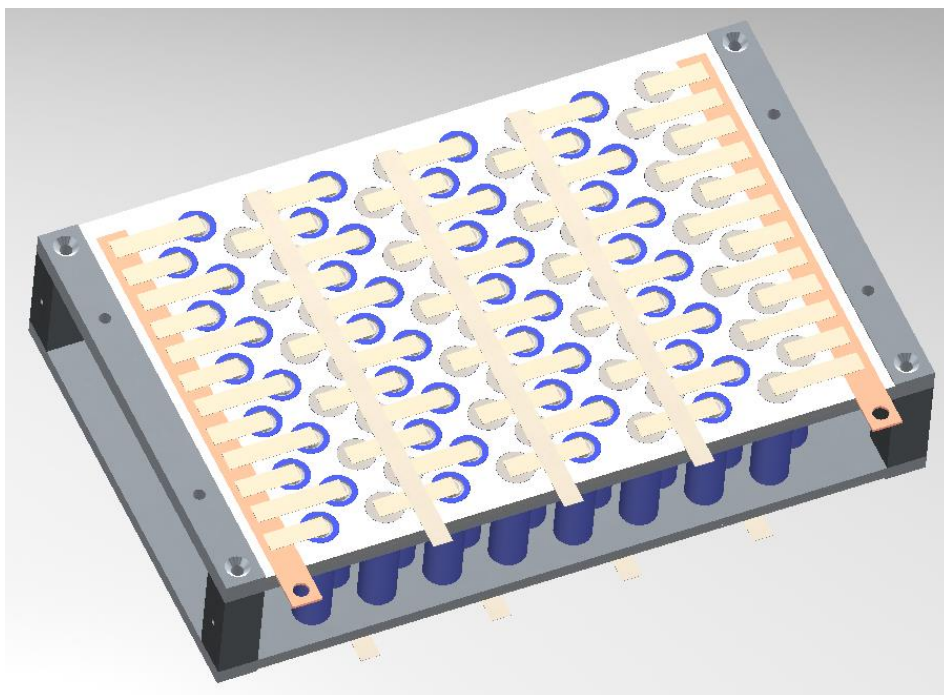


Рисунок 40 – Общий вид блока аккумуляторов

В качестве матрицы для расположения аккумуляторов используем фрезерованную алюминиевую пластину, обладающей достаточной прочностью и теплопроводностью. Общий вид матрицы представлен на рисунке 41.

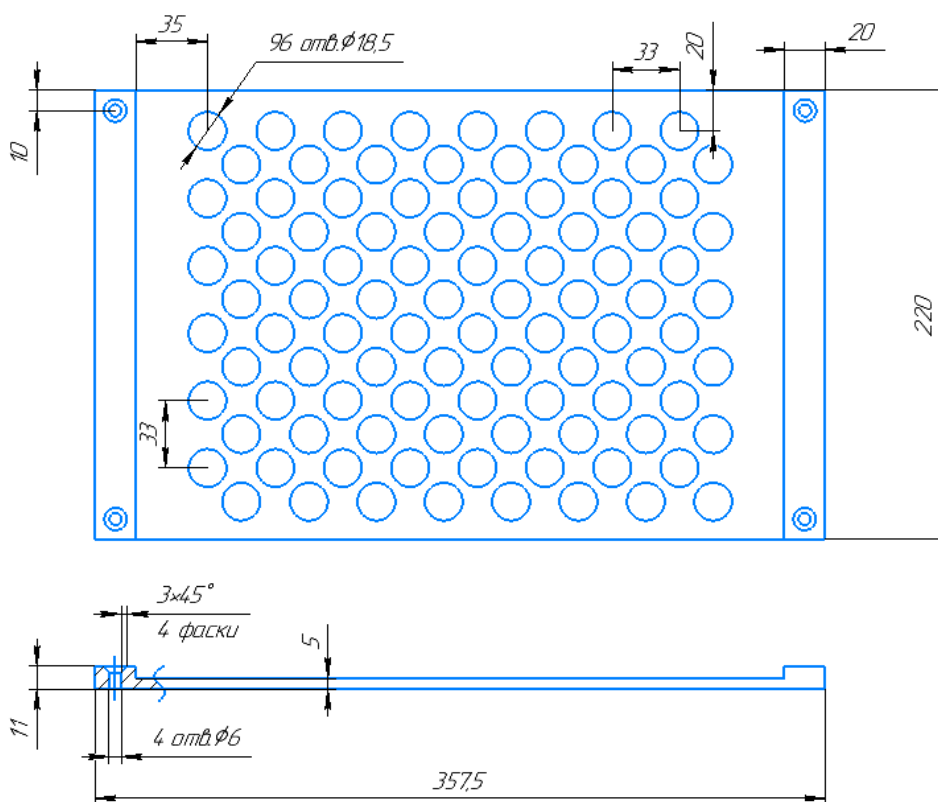


Рисунок 41 – Алюминиевая матрица

В качестве изолятора (рисунок 42) между матрицей и элементами соединения аккумуляторов возьмём стеклонаполненный пластик ABS, обладающий достаточной прочностью, рабочей температурой от -40 до +110 °С, химической стойкостью, а также являющийся диэлектриком.

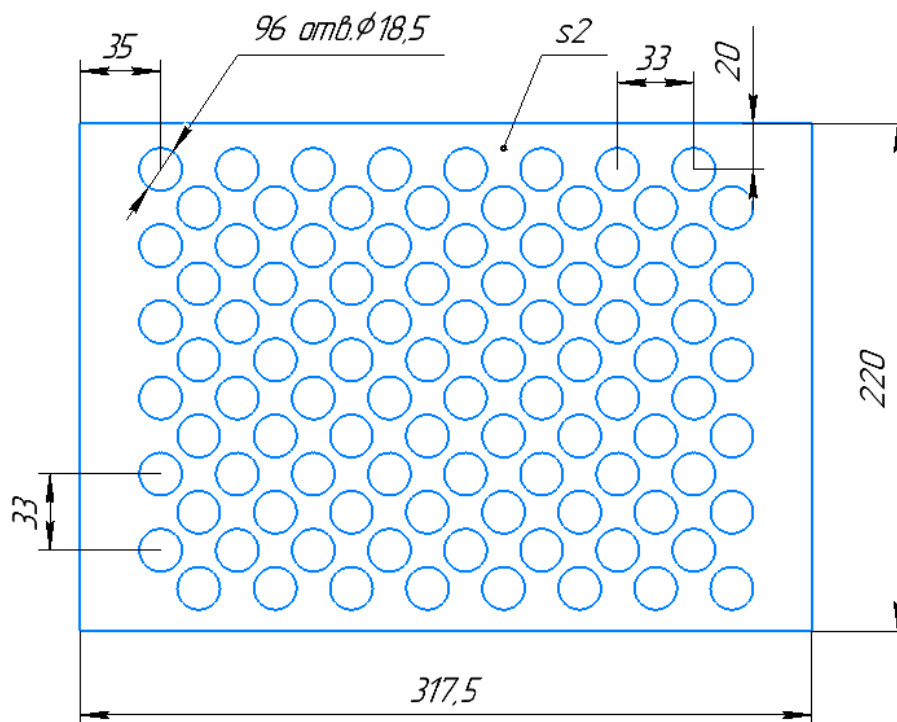


Рисунок 42 – Пластиковый изолятор

Для внешней изоляции контактов соединения аккумуляторов от других элементов, включая корпус АБ примем резиновые пластины, согласно ГОСТ 7338 – 90, марки ТМКЩ и толщиной 2 мм, обладающей химической стойкостью к электролиту и диэлектрическими свойствами. Пластины приклеиваются к блокам АБ с помощью эпоксидного клея Devcon 2-Top Epoxy, способного работать в условиях вакуума без испарения, а также в широком диапазоне рабочих температур.

Для соединения матриц между собой, а также в качестве теплового моста, используем алюминиевую стойку (рисунок 43), изготовленную из прутка 20 x 20 с квадратным профилем.

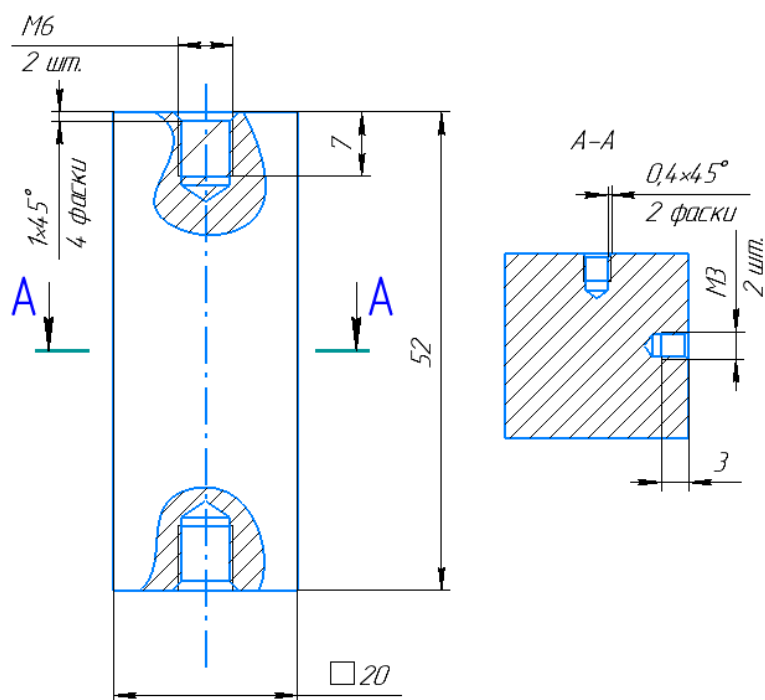


Рисунок 43 – Алюминиевая стойка

Для соединения аккумуляторов, между собой необходимо использовать никелевую полосу. Для максимальной величины тока в 10А, необходима лента с профилем сечения не менее 6 мм х 0,2 мм. Выберем ленту из стандартного сортамента по ГОСТ 2170-2016 с размерами 10 мм х 0,2 мм.

Рассчитаем максимально возможный ток, на общей шине блока аккумуляторов:

$$I_{\text{блок}}^{\text{max}} = I_{\text{акк}}^{\text{max}} \cdot k_{\text{блок.пар}} = 10 \cdot 12 = 120 \text{ А}, \quad (64)$$

где $I_{\text{акк}}^{\text{max}}$ – максимальный ток аккумулятора.

Для снятия напряжения с последовательно соединённых аккумуляторов, используем медную шину. Выберем её согласно ПУЭ-7 п.1.3.24, примем медную шину для постоянного тока с размерами 15 мм х 3 мм.

Два зеркально собранных блока соединяются между собой с помощью диэлектрической прослойки между никелевыми лентами, в виде листа резины

толщиной 2 мм. Такая сборка позволит получить 2 коннектора, «+» и «-» 28,8 В, от всей аккумуляторной сборки. (рисунок 44)

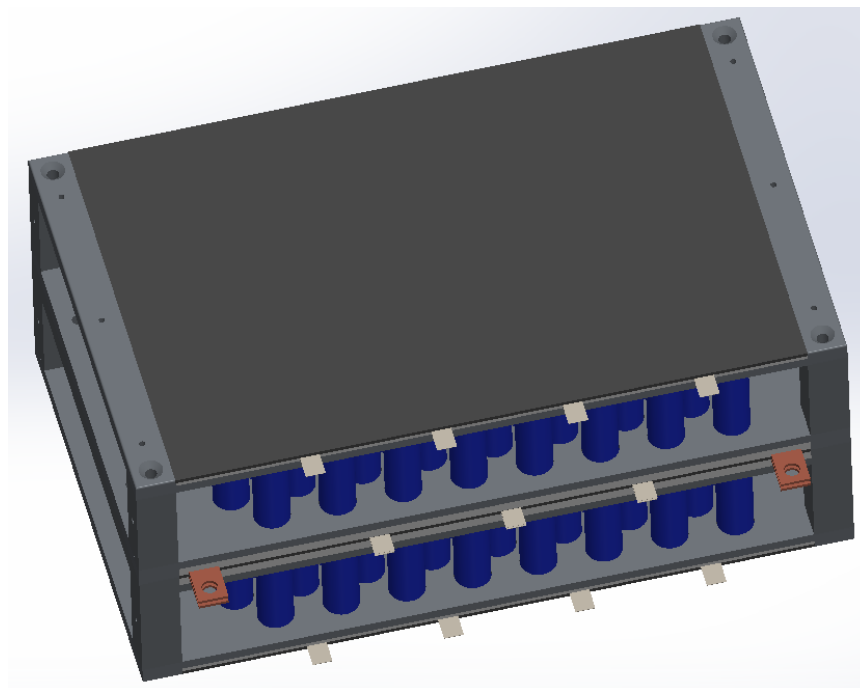


Рисунок 44 – Общий вид аккумуляторной сборки без корпуса

Внешняя часть АБ состоит из тонкостенного корпуса и основания. Корпус аккумуляторной батареи изготавливается из алюминиевого листа, толщиной 0,5 мм, он предназначен для защиты внутренностей АБ от внешних частиц. Основание корпуса выполняется из алюминиевого листа толщиной 5 мм. Сборка корпуса должна производиться с помощью специального герметика, способного работать в условиях вакуума, это необходимо для герметизации корпуса от внешних частиц.

4.2.1 Термический анализ аккумуляторной батареи

Термический анализ проводится с помощью программы SolidWorks. Который позволяет рассчитать распределение температуры в теле, с помощью механизмов теплопередачи (рисунок 45). Для расчётов применяется метод конечных элементов, заключающийся в разбиении области решения на конечное количество элементов простой формы, связанных между собой и внешней средой тепловыми связями.

Расчёт происходит по общему уравнению теплового баланса [14]:

$$C_p \cdot \rho \cdot \frac{\partial T}{\partial t} = -\lambda_s \cdot \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + \sigma \cdot \varepsilon \cdot A \cdot (T_s^4 - T_{окр}^4) + q_{конв} + q_{ист}, \quad (65)$$

где C_p – удельная теплоёмкость материала;

ρ – плотность материала;

T – температура;

t – время;

λ_s – коэффициент теплопроводности материала;

σ – постоянная Стефана-Больцмана;

ε – коэффициент излучения;

A – площадь излучающей поверхности;

T_s – температура поверхности;

$T_{окр}$ – температура окружающей среды;

$q_{конв}$ – тепловой поток конвекции;

$q_{ист}$ – тепловой поток источника тепла.

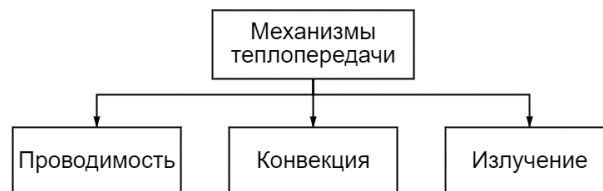


Рисунок 45 – Механизма теплопередачи

Основные механизмы теплопередачи:

– проводимость – заключается в переносе тепла от более горячего участка объекта к более холодному. Так же она отвечает за перенос тепла от более горячего тела к более холодному, при их соприкосновении;

– конвекция – заключается в переносе тепла, путём перемещения нагретого вещества в жидкостях или газах;

– излучение – заключается в переносе энергии с помощью электромагнитных волн.

Источниками теплопередачи в космосе внутри АБ являются проводимость, обусловленная передачей тепла в самих деталях АБ и между ними, а также излучение, обусловленное получаемыми и излучаемыми электромагнитными волнами внешних и внутренних поверхностей АБ.[12]

В качестве основного материала для частей АБ использовался алюминиевый сплав АМг6, обладающий достаточно высокой теплопроводностью среди алюминиевых сплавов. Свойства материала представлены в таблице 31.

Таблица 31 – Основные характеристики алюминиевого АМг6

Характеристика	Значение
Модуль упругости, МПа	6900
Массовая плотность, кг/м ³	2640
Модуль сдвига, МПа	2700
Предел текучести, МПа	27,57
Теплопроводность, Вт/(м·К)	200
Удельная теплоёмкость, Дж/(кг·К)	900
Коэффициент излучения	0,2

В качестве материала изолятора матриц был взят пластик ABS. Характеристики материала представлены в таблице 32.

Таблица 32 – Основные характеристики ABS

Характеристика	Значение
Модуль упругости, МПа	2000
Массовая плотность, кг/м ³	1020
Модуль сдвига, МПа	318,9
Теплопроводность, Вт/(м·К)	0,3
Удельная теплоёмкость, Дж/(кг·К)	1386
Коэффициент излучения	0,8

В качестве материала изолятора между блоками АБ, а также частями корпуса была взята резина марки ТМКЩ. Характеристики материала представлены в таблице 33.

Таблица 33 – Основные характеристики резины

Характеристика	Значение
Модуль упругости, МПа	6,1
Массовая плотность, кг/м ³	1100
Модуль сдвига, МПа	2,9
Теплопроводность, Вт/(м·К)	0,14
Коэффициент излучения	0,95

В качестве материала Li-ion батарей принят материал оболочки аккумуляторов, а именно легированная сталь 38ХМА. Характеристики материала представлены в таблице 34.

Таблица 34 – Основные характеристики легированной стали 38ХМА

Характеристика	Значение
Модуль упругости, ГПа	210
Массовая плотность, кг/м ³	7700
Модуль сдвига, ГПа	79
Теплопроводность, Вт/(м·К)	50
Удельная теплоёмкость, Дж/(кг·К)	460
Коэффициент излучения	0,8

Так же следует учесть, что аккумулятор устанавливается на ТСП, которая поддерживает постоянную температуру в 20 °С на своей поверхности. На эпюрах показано устойчивое состояние распределения тепла в АБ

Рассмотрим вариант максимальной рабочей нагрузки на АБ (рисунок 46), при условии, что вся вырабатываемая СБ энергия идёт на заряд аккумуляторов. В этом случае на каждый АБ будет приходиться порядка 500 Вт. Тогда выделяемое каждым аккумулятором количество тепла будет равно:

$$Q_{\max} = \frac{P_{\text{ФЭП}}}{4 \cdot k_{\text{акк}}} \cdot k_{\text{тепла}}^{\max} = \frac{1959}{4 \cdot 192} \cdot 0,05 = 0,13 \text{ Вт}, \quad (66)$$

где $k_{\text{тепла}}^{\max}$ – коэффициент, показывающий какое количество тепла, от мощности, вырабатывает аккумулятор при данной нагрузке, $k_{\text{тепла}}^{\max} = 0,05$;

$k_{\text{акк}}$ – количество аккумуляторов в одном АБ, $k_{\text{акк}} = 192$.

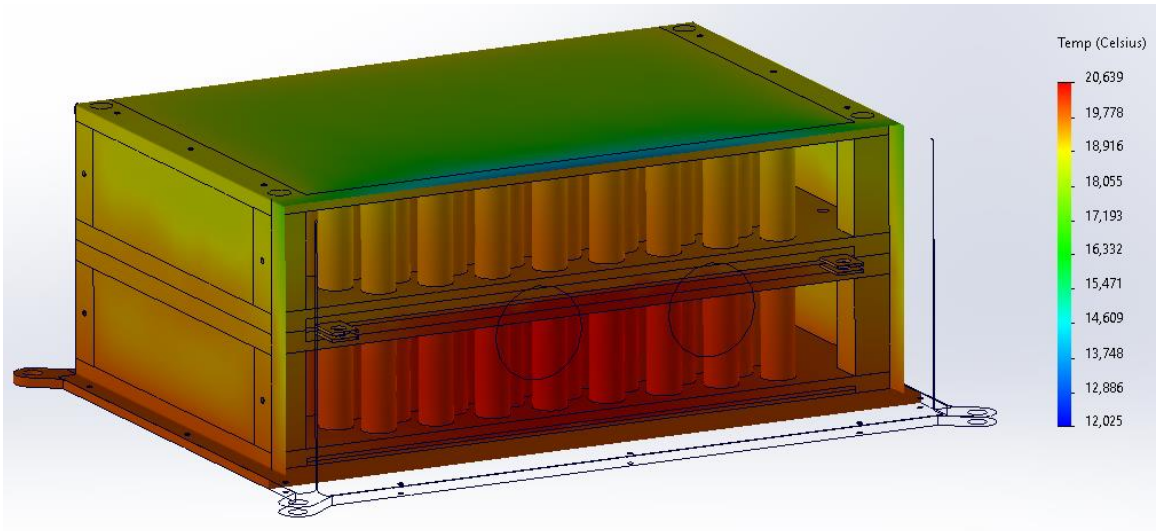


Рисунок 46 – Распределение температур в АБ при максимальной рабочей нагрузке

В качестве минимального режима выработки, при работе аккумуляторов, примем ночное функционирование, при котором аккумуляторы не заряжаются и работает только служебная аппаратура и СОТР КА (рисунок 47). Рассмотрим вариант, при котором аккумуляторы работают в минимальном режиме отдачи:

$$Q_{\max} = \frac{P_{\text{ночь}}}{4 \cdot k_{\text{нар}} \cdot k_{\text{посл}} \cdot k_{\text{КПД}}^{\text{акк}}} \cdot k_{\text{тепла}} = \frac{342}{4 \cdot 24 \cdot 8 \cdot 0,95} \cdot 0,05 = 0,03 \text{ Вт}, \quad (67)$$

где $k_{\text{тепла}}$ – коэффициент, показывающий какое количество тепла, от мощности вырабатывает аккумулятор при данной нагрузке, $k_{\text{тепла}} = 0,05$;

$k_{КПД}^{акк}$ – коэффициент, показывающий КПД аккумулятора при данной нагрузке, $k_{КПД}^{акк} = 0,95$.

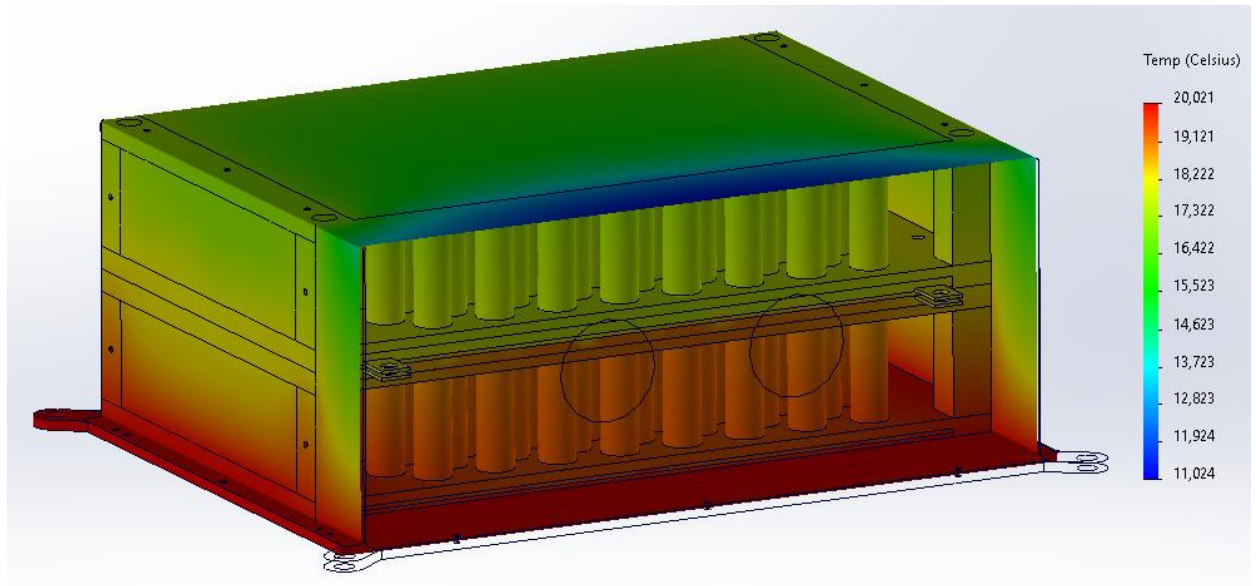


Рисунок 47 – Распределение температур в АБ при минимальной рабочей нагрузке

Для установления возможностей АБ, а также для оценки температуры при нештатных ситуациях, так же рассмотрим вариант, при котором аккумуляторы вырабатывают ток в 1С (рисунок 48). Тогда выделяемое каждым аккумулятором количество тепла равно:

$$Q_{\max} = \frac{I_{акк} \cdot U_{б}}{k_{КПД}^{акк}} \cdot k_{тепла}^{\max} = \frac{3,6 \cdot 3,6}{0,9} \cdot 0,1 = 1,4 \text{ Вт}, \quad (68)$$

где $k_{тепла}$ – коэффициент, показывающий какое количество тепла, от мощности, вырабатывает аккумулятор при данной нагрузке, $k_{тепла} = 0,1$;

$k_{КПД}^{акк}$ – коэффициент, показывающий КПД аккумулятора при данной нагрузке, $k_{КПД}^{акк} = 0,9$.

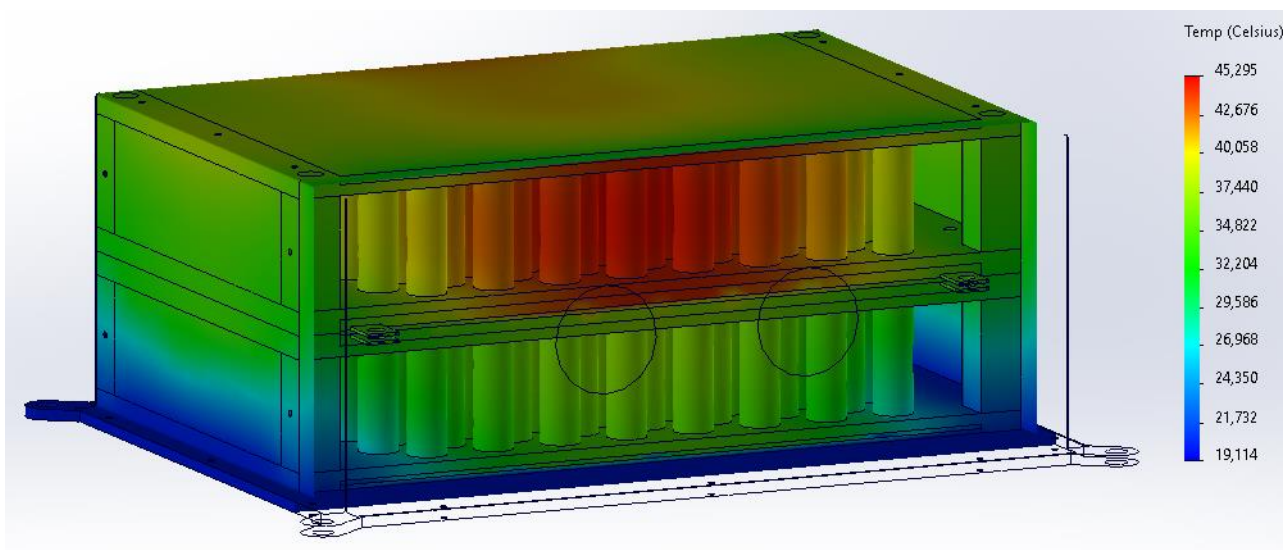


Рисунок 48 – Распределение температур в АБ при нагрузке в 1С

Из полученных данных можно сделать вывод, что рабочая температура проектируемого АБ лежит в диапазоне 11 – 21 °С, так же возможна долговременная работа при токе в 1С с температурой АБ в 45 °С. Допустимая рабочая температура данного типа аккумуляторных элементов лежит в диапазоне от -20 до 60 °С. А рекомендуемая рабочая температура данного типа аккумуляторных элементов лежит в диапазоне от 10 до 50 °С. Таким образом можно сделать вывод, что спроектированная конструкция АБ обеспечивает допустимые температурные режимы функционирования аккумуляторных батарей, а так же имеет температурный запас на возможные нештатные ситуации.

4.2.2 Прочностной расчёт аккумуляторной батареи

Для прочностного расчёта, был проведён статический анализ в программе SolidWorks с помощью метода конечных элементов. Данный численный метод решения заключается в разбиении области решения на конечное количество элементов простой формы, связанных между собой конечным числом узлов.

Проведение расчётов было основано на критерии Мизеса (формоизменения). Теория гласит, пластичный материал начинает повреждаться в месте, в котором напряжение по Мизесу превышает предельное напряжение

материала. Данная теория применяется для расчёта деформации в материалах, имеющих вязкий характер разрушения.

Эквивалентное напряжение по Мизесу находится по следующей формуле:

$$\sigma_{Mиз} = \sqrt{\frac{1}{2}((\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2)}, \quad (69)$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – главные напряжения.

Коэффициент запаса прочности по Мизесу можно найти по формуле:

$$K_{зан} = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{Mиз}}, \quad (70)$$

где σ_{max} – предел текучести или предел прочности материала.

Для ускорения расчётов, не несущие элементы, а именно аккумуляторы, были заменены приложенными силами. Приложенная перегрузка равна $8g$, где $g = 9,81 \text{ м/с}^2$, обусловленная перегрузками во время взлёта РН (рисунки 49-51).



Рисунок 49 – Распределение напряжений в АБ при перегрузке по оси OZ

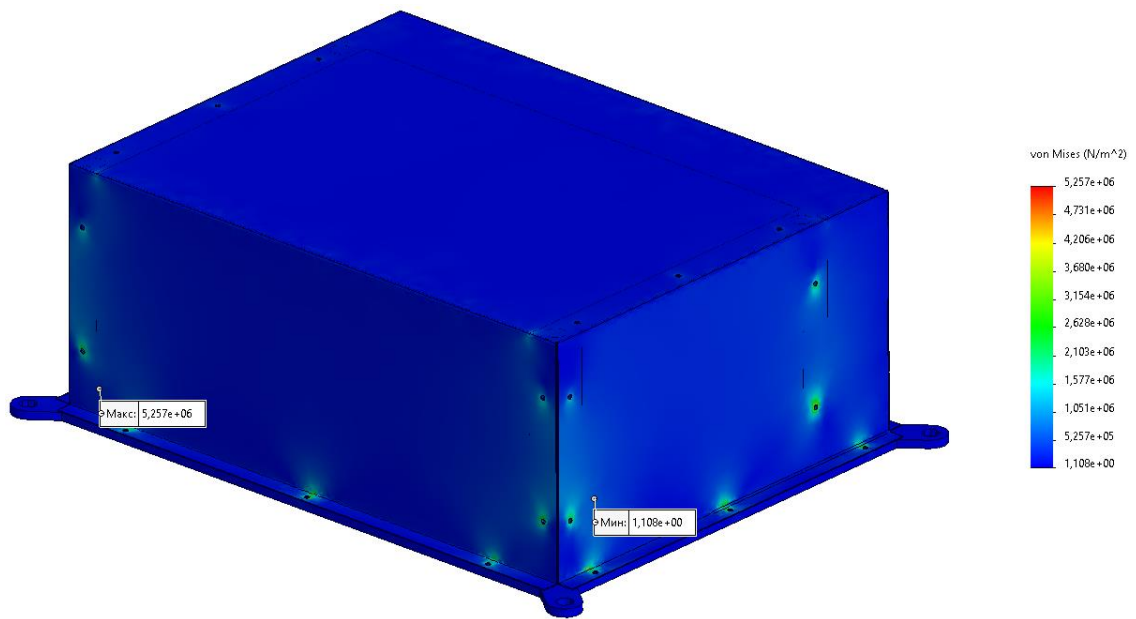


Рисунок 50 – Распределение напряжений в АБ при перегрузке по оси OY

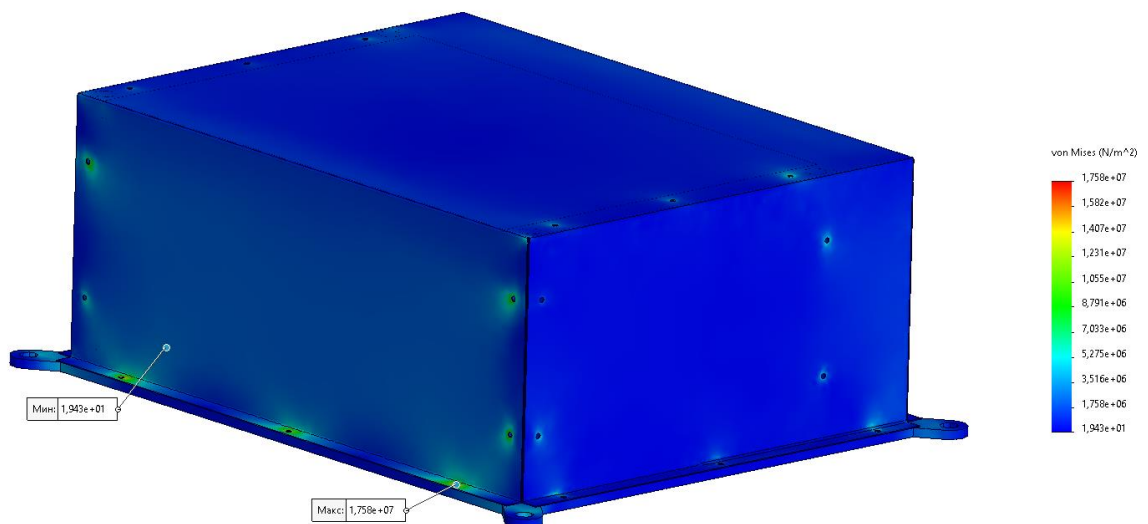


Рисунок 51 – Распределение напряжений в АБ при перегрузке по оси OX

Из полученных результатов видно, что значение максимального напряжения не превышает предел текучести материала и составляет 21,67 МПа, а значит конструкция выдерживает приложенные к ней нагрузки и имеет коэффициент запаса прочности по пределу текучести, равный:

$$K_{зан} = \frac{\sigma_{\tau}}{\sigma_{Миз}} = \frac{27,6 \cdot 10^6}{17,6 \cdot 10^6} = 1,57. \quad (71)$$

В ходе проектирования была получена АБ (таблица 35), обладающая необходимой ёмкостью, при этом выдерживающая приложенные к ней нагрузки и обеспечивающая допустимые температурные режимы функционирования.

Приведём оценку массы АБ данной ёмкости, при использовании никель-водородных элементов прототипа:

$$m_{AB}^{NiH} = \frac{C_{AB} \cdot U_{cp}}{k_{Э, NiH}^{уд}} = \frac{86,4 \cdot 28,8}{55} = 45,2 \text{ кг} \quad (72)$$

Таблице 35 – Сравнение характеристик АБ

Характеристика	Проектируемый АБ	Прототип АБ
Напряжение, В	21,6 – 34	24 – 32,4
Ёмкость, А·ч	86,4	42
Конфигурация	2P8S12P	16P8S
Максимальный ток, А	86,4	20
Масса, кг	17,5	8,4
Размеры, мм	313 x 378,5 x 149,5	290 x 195 x 150
Удельная энергия, Вт·ч/кг	142,2	142
Аппаратное выравнивание	Есть	Не требуется

5 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ ПРОИЗВОДСТВА

Сборка аккумуляторных батарей на литий-ионных элементах сопряжена с определёнными видами опасностей, связанными с воздействием электрического тока, а также воздействием химических веществ, находящихся в составе аккумуляторной батареи, на тело человека. В связи с этим считаю необходимым знать и выполнять требования и меры безопасной работы с аккумуляторными батареями.

5.1 Требования электрической безопасности при работе с аккумуляторными батареями

Максимальное напряжение полностью заряженного АБ может достигать 34 В постоянного тока, что относится к сверхнизкому напряжению, согласно ГОСТ 30331.1-2013 – «Межгосударственный стандарт. Электроустановки низковольтные. Часть 1. Основные положения, оценка общих характеристик, термины и определения.». Поэтому для предотвращения поражения электрическим током, при сборке аккумуляторных батарей, согласно ГОСТ Р 58698.3-2019 – «Защита от поражения электрическим током. Общие положения для электроустановок и электрооборудования.» и СанПиН 2.2.4.548-96. 2.2.4. – «Физические факторы производственной среды. Гигиенические требования к микроклимату производственных помещений. Санитарные правила и нормы.» к помещению для выполнения работ категории Па предъявляют следующие требования:

- относительная влажность воздуха должна быть в диапазоне 40 – 60%;
- наличие климатических систем и систем приточно-вытяжной вентиляции, обеспечивающие вытяжку, приток и фильтрацию воздуха, со скоростью движения не более 0,2 м/с;
- температура воздуха должна лежать в диапазоне 19 – 21 °С для холодного периода года и 20 – 22 °С для тёплого периода года;

– освещённость рабочей зоны не менее 500 лк, согласно ГОСТ 55712 – «Освещение рабочих мест внутри зданий. Нормы и методы измерений.»;

– покрытие пола должно быть выполнено из диэлектрических материалов или на пол рабочего места должен быть положен изолирующий ковёр;

– наличие системы заземления всех токопроводящих поверхностей, которые могут стать токоведущими, с сопротивлением защитного заземления не более 4 Ом;

– наличие системы уравнивания потенциалов для всех токопроводящих поверхностей, до которых может прикоснуться сборщик, во время работы;

– отсутствие технологической пыли на рабочем месте;

– отсутствие химически активных веществ в воздухе;

– рабочий стол должен обладать достаточным диэлектрическим покрытием или состоять из диэлектрического материала;

– на рабочем месте не должно быть посторонних предметов.

Для индивидуальной защиты работника от воздействия электрического тока, согласно ГОСТ 12.4.103-2020 «Система стандартов безопасности труда. Одежда специальная защитная, средства индивидуальной защиты ног и рук. Классификация.», он должен иметь следующие средства индивидуальной защиты, от поражения электрическим током, сертифицированные для работы в сетях до 1000В:

– резиновые перчатки и нарукавники, для защиты рук от удара током

– резиновый фартук;

– диэлектрические ботинки;

– защитные очки, для исключения попадания в глаза искр и пыли.

Весь ручной инструмент должен быть сертифицирован для работы под напряжением до 1500 В постоянного тока и иметь чёткую и нестираемую маркировку с датой изготовления и указанием с максимальным рабочим напряжением, согласно ГОСТ ИЕС 60900 – 2019 – «Работа под напряжением.

Ручные инструменты для работ под напряжением до 1000 В переменного и 1500 В постоянного тока. Общие требования и методы испытаний.».

При наступлении несчастного случая с другим работником, необходимо немедленно оказать первую медицинскую помощь, перед этим, при необходимости, прекратить воздействие электрического тока на пострадавшего. После этого нужно доставить пострадавшего в медицинский пункт, если это невозможно, то необходимо вызвать скорую помощь. Далее необходимо прекратить работу в цехе и сохранив обстановку, сообщить о произошедшем руководству.[13]

При личном травмировании необходимо прекратить работу, сохранив положение вещей на рабочем месте, обратиться в медицинский пункт и сообщить руководству о несчастном случае.

5.2 Требования химической безопасности при работе с аккумуляторными батареями

В связи с тем, что литий-ионные батареи являются химическим источником электричества, то работа с ними связана с опасностью воздействия химических веществ в их составе на человека, а так же с возможностью возникновения экзотермической реакции, которая может привести к возгоранию. При правильной эксплуатации литий-ионные аккумуляторы не выделяют химических веществ, однако нарушение целостности корпуса может привести к утечке электролита. Для минимизации возможности возникновения данных ситуаций, необходимо:

- не превышать зарядный и разрядный ток на аккумуляторной батарее, а также не допускать короткого замыкания;
- не допускать нарушения изоляции или деформации батареи;
- не допускать перегрева и переохлаждения аккумуляторов;
- для безопасного неразборного соединения аккумуляторов использовать только контактную сварку.

Для проведения сборочных работ с литий-ионными аккумуляторами, согласно ГОСТ Р МЭК 62485-1 – 2020 – «Батареи аккумуляторные и установки батарейные. Требования безопасности. Часть 1. Общие требования безопасности.», помещение должно быть оборудовано:

- системой анализа содержания в воздухе паров электролита и концентрации веществ, входящих в него;

- приточно-вытяжной вентиляцией, обеспечивающую очистку воздуха от возможных паров электролита и поддерживающую необходимый микроклимат и чистоту воздуха;

- специально отведённым местом для утилизации неисправных аккумуляторов;

- нейтрализатором, состоящим из раствора 10%-ой соды, а также источников воды, для дальнейшей промывки места химического ожога.

Для защиты работника от химического воздействия, следует применять те же виды средств индивидуальной защиты, что и при электрической защите, но при этом они должны обладать 2-м классом защиты по стойкости воздействия кислоты, согласно ГОСТ 12.4.251-2013 – «Одежда специальная для защиты от растворов кислот. Технические требования.», так как концентрация кислоты в электролите литий-ионных аккумуляторов может достигать до 50%.

В сборочном помещении запрещается пользоваться открытым огнём, а также следует исключить нахождение легковоспламеняющихся предметов.

При возникновении повреждения или разгерметизации, запрещается эксплуатировать аккумулятор и он нуждается в немедленной изоляции, путём перемещения его в ведро с песком.

Пролитый электролит собирается с помощью ветоши или опилок, после этого обработать место нейтрализующим составом и насухо протереть.

При активном газообразовании и задымлении помещения, необходимо покинуть его и вызвать пожарные службы.

При возгорании аккумуляторов, их можно тушить порошковыми огнетушителями, сухим песком, или накрыть плотной термостойкой тканью. Запрещается тушить литий-ионные аккумуляторы водой и углекислотными огнетушителями, так как это приведёт к бурной реакции и усилению пожара.

6 ЭКОНОМИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ

Для оценки стоимости создания КА, необходимо иметь ввиду, что стоимость КА зависит не только от характеристик целевой аппаратуры, но также и от местоположения и типа объекта исследования. В связи с недостаточностью статистических данных для малых космических объектов на орбите Марса, в качестве аналога примем КА «Фобос-Грунт», стоимость которого составляла 1,200 млрд. руб.

Тогда примем расходы на создание опытного образца аналога КА:

$$C_{оп.ан} = 1200 \text{ у.е.}$$

Для дальнейших расчётов примем, что разрабатывается новый КА.

Затраты на создание включают в себя затраты на разработку и штатное производство серийного изделия:

$$C_{созд} = C_{разраб} + C_{штат.пр} \quad (73)$$

На основе стоимости аналога, мы можем найти стоимость изготовления опытного образца:

$$C_{оп.обр} = k_{с.н} \cdot k_{инфл} \cdot C_{оп.ан} = 1,5 \cdot 1,07 \cdot 1200 = 1926 \text{ у.е.}, \quad (74)$$

где $k_{с.н}$ – коэффициент, учитывающий сложность и новизну проектируемого КА, $k_{с.н} = 1,5$;

$k_{инфл}$ – коэффициент инфляции на 15.12.2023 от ЦБ РФ, $k_{инфл} = 1,07$.

Стоимость разработки КА:

$$C_{разр} = C_{ГСЗ} + C_{ГР} + C_{НК}, \quad (75)$$

где $C_{ГСЗ}$ – затраты головного сборочного завода;

$C_{ГР}$ – затраты головного разработчика на проектирование КА и другие виды работ;

$C_{НК}$ – затраты на оборудование и все виды работ по наземному комплексу до момента начала эксплуатации серийного изделия.

Затраты головного сборочного завода определим по следующей формуле:

$$C_{ГСЗ} = N_{ГСЗ} \cdot C_{он.обр} = 2 \cdot 1926 = 3852 \text{ у.е.}, \quad (76)$$

где $N_{ГСЗ}$ – коэффициент, учитывающий увеличение затрат головного сборочного завода на определённые виды работ. Примем $N_{ГСЗ} = 2$.

Затраты головного разработчика найдём по формуле:

$$C_{ГР} = 0,1 \cdot C_{ГСЗ} = 0,1 \cdot 3852 = 385,2 \text{ у.е.} \quad (77)$$

Затраты на оборудование и все виды работ по наземному комплексу (с учётом затрат на создание систем контроля и управления, а так же на задействование и дооборудование сетей VLBI, станции приёма в Уссурийске, Медвежьих Озёрах, Евпатории и DSN), найдём по формуле:

$$C_{НК} = N_{НК} \cdot C_{он.обр} = 0,25 \cdot 1926 = 481,5 \text{ у.е.}, \quad (78)$$

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

Теперь найдём стоимость разработки КА:

$$C_{разр} = C_{ГСЗ} + C_{ГР} + C_{НК} = 3852 + 385,2 + 481,5 = 4718,7 \text{ млн. у.е.} \quad (79)$$

Стоимость изготовления серийного образца:

$$C_{c.o} = K_1 \cdot C_{оп.обр} = 0,85 \cdot 1926 = 1637,1 \text{ млн. у.е.}, \quad (80)$$

где K_1 – коэффициент, учитывающий снижение стоимости производства серийного образца, относительно стоимости производства опытного образца.

Таким образом, стоимость разработки и изготовления КА найдём по формуле:

$$C_{созд} = C_{разр} + C_{c.o} = 4718,7 + 1637,1 = 6355,8 \text{ млн. у.е.} \quad (81)$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе выполнения работы, были выполнены все поставленные задачи и цели. Был спроектирован космический аппарат для посадки на Деймос, обладающий определённым составом целевой и служебной аппаратуры.

Были определены потребления КА в разных режимах функционирования. На основе полученных данных была спроектирована система электроснабжения космического аппарата, состоящая из солнечных и аккумуляторных батарей, обладающая следующими характеристиками:

- Среднесуточная мощность СЭП с учётом собственного потребления 446,1 Вт;
- Площадь СБ 14,67 м²;
- Требуемая ёмкость АБ 330 А·ч;
- Требуемое напряжение АБ 28 В.

Исходя из полученных требований к системе электропитания, была спроектирована АБ, обладающая необходимыми характеристиками по электропитанию:

- Среднее напряжение питания 28,8 В;
- Ёмкость одного АБ составляет 86,4 А·ч, на КА установлено 4 таких АБ, общей ёмкостью 345,6;
- Масса АБ 17,5 кг;
- Удельная энергоёмкость АБ 142,2 Вт·ч/кг, что делает полученный АБ конкурентноспособным;

После этого для спроектированного АБ был произведён анализ на прочность конструкции, в результате которого мы убедились, что АБ выдерживает возможную максимальную нагрузку и обладает коэффициентом запаса прочности равным 1,57.

По проведённому термическому анализу видно, что АБ обладает оптимальными характеристиками теплопроводности и излучательной

способности, что позволяет поддерживать низкую рабочую температуру АБ с помощью ТСП КА, что позволит увеличить срок службы АБ.

В экономической части работы были рассчитаны затраты на разработку и изготовление посадочного модуля, составляющие 1637,1 млн. у.е. и 4718,7 млн. у.е. соответственно.

В разделе безопасности и экологичности были рассмотрены потенциальные риски, связанные с электрической и химической опасностью при сборке аккумуляторных батарей, а также приведены методы защиты от этих рисков.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1 Захаров А.В. Фобос грунт. Проект космической экспедиции. Издательство ФГУП «НПО им С.А. Лавочкина» Роскосмоса, учреждение Российской академии наук институт космических исследований РАН, 2011. 520 с;
- 2 Пылевая плазма в системе Марса. [Электронный ресурс]: офиц. Сайт. – Режим доступа: <https://elibrary.ru/item.asp?id=40692880> – 21.11.2023
- 3 Спутники Марса. Проблема пыли. [Электронный ресурс]: офиц. Сайт. – Режим доступа: <https://elibrary.ru/item.asp?id=23244545> – 21.11.2023
- 4 Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптического наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учебное пособие / Изд-во Самарского университета, 2020. – 461 с.
- 5 Козлов Д. И., Аншаков Г.П., Агарков В.Ф. и др. Конструирование космических аппаратов: Под ред. Козлова Д.И.. – М.: Машиностроение, 1996. 448с.
- 6 Попель С. И. Пылевая плазма в системе Марса / С. И. Попель, А. П. Голубь, Л. М. Зеленый // Распространение радиоволн : Труды XXVI Всероссийской открытой научной конференции. В 2-х томах, Казань, 01–06 июля 2019 года. Том I. – Казань: Казанский (Приволжский) федеральный университет, 2019. – С. 67 – 74.
- 7 Захаров А. В. Спутники Марса. Проблема пыли / А. В. Захаров // Механика, управление и информатика. – 2015. – Т. 7, № 3(56). – С. 229 – 241.
- 8 Миссия «Martian Moons eXploration», японского агентства аэрокосмических исследований. [Электронный ресурс] : Режим доступа: <https://www.mmx.jaxa.jp/en/> - 26.11.2023.
- 9 Автоматическая межпланетная станция «Фобос-Грунт», НПО им. Лавочкина. [Электронный ресурс] : Режим доступа: <https://www.laspace.ru/ru/activities/projects/fobos-grunt/> - 26.11.2023.

10 Волоцуев В.В., Ткаченко И.С. Введение в проектирование космических аппаратов: учеб. пособие / Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. 144 с.

11 Груздев А. И. Опыт эксплуатации и перспективы использования литий-ионных аккумуляторных батарей в ракетно-космической технике / А. И. Груздев // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2019. – Т. 171, № 4. – С. 14-23.

12 Цаплин С.В., Большев С.А., Романов А.Е. Теплообмен в космосе: учеб. Пособие / Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 92 с.

13 Абрамова Н. А. Электробезопасность. Воздействие электрического тока на организм человека и защита от его поражения / Н. А. Абрамова, Е. Г. Берестова // Потенциал современной науки : материалы Международной (заочной) научно-практической конференции, Прага, 27 ноября 2016 года / Научно-издательский центр «Мир науки». – Прага: Vydavatel «Osvícení», 2016. – С. 36 – 39.

14 Справка по SOLIDWORKS. Термический анализ. [Электронный ресурс] : Режим доступа: https://help.solidworks.com/2020/russian/SolidWorks/cworks/c_Thermal_Analysis.htm - 26.11.2023.