

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. Соловьёв

« 29 » Января 2024 г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА


на тему: проектирование малого спутника оперативного радиационного мониторинга в околоземном космическом пространстве

Исполнитель
студент группы 8111–ос



А. Е. Фатнев

Руководитель
доцент, канд.техн.наук



В. В. Соловьёв

Консультант по БЖД
доцент, канд.техн.наук



А. В. Козырь

Нормоконтроль
стар. преп. кафедры СИТРК



М. А. Арёвков

Рецензент



Д. В. Фарафонов

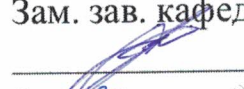
Благовещенск 2024 г.

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. Соловьёв

« 30 » декабря 2023 г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Фатнева Андрея Евгеньевича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Проектирование малого спутника оперативного радиационного мониторинга в околоземном космическом пространстве

(утверждена приказом от 19.12.2023 №3381-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 01.02.2024

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: масса МКА до 100 кг; масса аппаратуры радиационного контроля до 20 кг; потребление аппаратуры радиационного контроля до 20 Вт;

4. Содержание выпускной квалификационной работы: выбор рабочей орбиты, баллистический расчет, выбор аппаратуры, конструктивно-компоновочная схема, безопасность жизнедеятельности, экономическая часть.

5. Перечень материалов приложения: цели и задачи дипломной работы, общий вид, внутренняя компоновка, каркас КА, детали каркаса, солнечная панель, радиатор СОТР, Аккумуляторная батарея, заключение работы.

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

7. Дата выдачи задания: 30.12.2023г

Руководитель выпускного квалификационного проекта: Соловьёв В. В. доцент, канд. техн. наук,

Задание принял к исполнению (дата): 30.12.2023г 

РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит: 75 страниц, 18 рисунков, 1 таблицу, 12 источников.

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, ОРБИТА, РАДИАЦИОННЫЙ МОНИТОРИНГ, СПЕКТРОМЕТР, КОНСТРУКТИВНО–КОМПОНОВОЧНАЯ СХЕМА, ПОТОКИ ЧАСТИЦ, АККУМУЛЯТОРНАЯ БАТАРЕЯ, РАДИАТОР

В дипломной работе представлена проектная разработка малого космического аппарата предназначенного для оперативного радиационного мониторинга в околоземном космическом пространстве

Цель данной работы – проектирование малого спутника оперативного радиационного мониторинга в околоземном космическом пространстве. Для достижения данной цели были поставлены следующие задачи:

1. Провести обзор существующих методов радиационного мониторинга в околоземном космическом пространстве;
2. Выбрать оптимальную орбиту, на которой будет находиться спутник;
3. Выбрать аппаратуру оперативного радиационного мониторинга, используемую в малом спутнике;
4. Выбрать компоновку малого спутника;
5. Определить основные правила по технике безопасности;
6. Провести экономический расчёт себестоимости изготовления одного спутника.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	7
1 Общая часть	9
1.1 Спутник оперативного радиационного мониторинга	9
1.2 Существующие методы радиационного мониторинга	10
1.3 Техническое задание.....	11
1.4 Выбор оптимальной орбиты для радиационного мониторинга.....	13
1.5 Баллистический расчёт	16
2 Выбор аппаратуры малого спутника.....	21
2.1 Выбор параметров аккумуляторных батарей.....	21
2.2 Выбор параметров солнечных батарей.....	29
2.3 Система обеспечения теплового режима	31
2.4 Бортовой комплекс управления.....	36
2.5 Система стабилизации	40
2.6 Антенно–фидерные устройства.....	42
3 Блок радиационного мониторинга	44
3.1 Разработка телескопа–спектрометра	44
3.2 Варианты ориентации целевой аппаратуры.....	47
4 Конструкция космического аппарата.....	50
4.1 Компоновка МКА	50
4.2 Построение конструктивно–компоновочной схемы.....	52
4.2.1 Выбор формы корпуса.....	52
4.2.2 Ориентация продольной оси и расположение приборов на корпусе МКА.....	53
4.3 Внутренняя компоновка МКА.....	57
5 Безопасность и экологичность производства.....	60
5.1 Влияние электролита АКБ на окружающую среду в условиях аварийной ситуации	60

5.2 Мероприятия по предупреждению попадания электролита в окружающую среду	62
6 Экономическая часть	67
6.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца МКА в линейной постановке	67
6.2 Минимальная стоимость изготовления серийного образца КА в нелинейной постановке	68
6.3 Минимальная стоимость пуска.....	69
Заключение	72
Библиографический список	74

ОПРЕДЕДЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

- АФУ – антенно–фидерные устройства;
- БРК – бортовой радиокомплекс;
- БУ – блок управления;
- БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина;
- ГКЛ – галактические солнечные лучи;
- ИСЗ – Искусственный спутник Земли;
- ИУ – измерительные устройства;
- МКА – малый космический аппарат;
- РТМ – радиотелеметрия;
- РЛЦИ – радиолиния передачи целевой информации;
- РПЗ – радиационные пояса Земли;
- РТМ – радиотелеметрия;
- СИО – система исполнительных органов;
- СКЛ – солнечные космические лучи;
- СНН – система навигации и наведения;
- СО – система ориентации;
- СОиС – система ориентации и стабилизации;
- СПЭ – спектрометр протонов и электронов;
- УП – усилитель–преобразователь.

ВВЕДЕНИЕ

Необходимость исследования радиационных условий и ионизирующих излучений на орбитах земли сильно возросла в связи с включением в конструкцию спутника оборудования, высокочувствительного к ионизирующему излучению, а также с продлением сроков эксплуатации спутников.

Экспериментальные методы используются для оценки конкретных радиационных условий на орбитах для построения модели радиационного мониторинга часто бывают недостаточными и неточными. Незначительные долговременные изменения потоков частиц не учитываются стационарными моделями радиационных поясов Земли. Измерения потоков радиации, проводимые в настоящее время на различных научных спутниках, также недостаточно для оперативной оценки текущей радиационной опасности для большого количества орбит.

Не редко наблюдаемые в земной орбите течения электронов и протонов в рамках радиационных поясов Земли могут резко расходиться с теми предположениями, что предлагают текущие научные модели. Непредсказуемость усиливается, когда во внимание берутся другие элементы космического излучения, такие как солнечные космические лучи, характеризующиеся даже большей степенью нерегулярности. Используемые в настоящее время модели часто не дают достаточных данных для оценки на орбитах, используемых спутниками земли реальных радиационных условий. Эти модели лишь описывают усредненные потоки радиации за месяцы и годы, не отражая их вариаций.

Таким образом, для обеспечения в полной мере радиационной безопасности космических полетов чрезвычайно важно постоянно наблюдать за состоянием всех компонентов радиации на различных орбитах в околоземном космическом пространстве.

Разработка недорогого малого искусственного спутника, размещенного на оптимальной для измерений орбите, может стать эффективным решением для мониторинга радиации. Этот подход дает возможность не только отслеживать

изменения в характеристиках радиационных зон, разнообразных по составу и энергетическому спектру частиц на различных уровнях атмосферы, но и в режиме реального времени визуализировать потоки частиц в любой заданной области космоса с помощью трехмерного моделирования.

Центральной задачей новой системы, состоящей из малого спутника и наземной станции для анализа данных, является мониторинг радиационных условий, вызванных в первую очередь потоками протонов и электронов в радиационных поясах Земли и солнечной космических лучей, применимым к различным орбитальным зонам. Кроме того, предполагается испытать, усовершенствовать и разработать новые модели, которые описывают пространственно–энергетические распределения этих частиц. Сбор экспериментальных данных также будет способствовать прогрессу в понимании физических процессов магнитосферы Земли.

Цель данной работы – проектирование малого спутника оперативного радиационного мониторинга в околоземном космическом пространстве. Для достижения данной цели были поставлены следующие задачи:

1. Провести обзор существующих методов радиационного мониторинга в околоземном космическом пространстве;
2. Выбрать оптимальную орбиту, на которой будет находиться спутник;
3. Выбрать аппаратуру оперативного радиационного мониторинга, используемую в малом спутнике;
4. Выбрать компоновку малого спутника;
5. Определить основные правила по технике безопасности;
6. Провести экономический расчёт себестоимости изготовления одного спутника.

1 ОБЩАЯ ЧАСТЬ

1.1 Спутник оперативного радиационного мониторинга

Объектом проектирования в ВКР является малый спутник оперативного радиационного мониторинга на специально подобранных орбите.

Необходимость изучения ионизирующего излучения и радиационной обстановки на околоземной орбите существенно возросла в связи с увеличением времени работы космических аппаратов и внедрением приборов, весьма чувствительных к воздействию ионизирующего излучения.

Существующие модели РПЗ не всегда точно отражают потоки электронов и протонов на околоземной орбите. При этом, солнечные космические лучи и другие компоненты космического излучения могут иметь еще более нерегулярное поведение.

Используемые в настоящее время модели часто не предоставляют достаточно данных для оценки реальных радиационных условий на орбитах, используемых спутниками Земли. Эти модели описывают лишь среднемесячные и годовые потоки радиации, не отражая их изменений.

Одним из способов решения этой проблемы является создание малого спутника и запуск его на определенную орбиту. Это позволит получить информацию о любых изменениях в радиационном излучении, различиях в потоке, энергии и составе частиц на разных высотах, а также трехмерные изображения потока частиц в любой точке пространства во времени.

Главными задачами предлагаемого решения (в составе малого космического аппарата и наземного центра обработки данных) являются быстрая оценка уровней радиации по потокам электронов и протонов различных полей, излучаемых на нескольких орбитах. Это также включает в себя проверку и улучшение существующих моделей пространственного и энергетического распределения потоков электронов и протонов в РПЗ, а также разработку новых моделей.

Функциональные возможности и параметры системы ориентации МКА значительно влияют на то, насколько хорошо он выполняет цели. Исследование космоса с помощью искусственных спутников зачастую сопровождается рядом уникальных технических вызовов. В частности, одним из них является необходимость разработки систем ориентации и стабилизации, которые обеспечивают надежность и точность функционирования космического аппарата (МКА). Однако, не все задачи, стоящие перед спутниками, требуют высокоуровневых систем с комплексной инженерией. В ряде случаев, научных задач точное позиционирование и ориентация не являются критичными. Приоритет имеют: максимальная простота конструкции; снижение затрат на производство; минимизация массы космического аппарата; экономное потребление энергии. Решением, соответствующим всем указанным выше критериям, является магнитогироскопическая система ориентации и стабилизации. Ее использование позволяет сбалансировать необходимую функциональность и ограниченные ресурсы.

1.2 Существующие методы радиационного мониторинга

В современный период, на спутниках моделей Метеор, что осуществляет облёт на низких орбитах, Электро, размещённых на геостационарной орбите, и на системах ГЛОНАСС, применяется техника от НИИЯФ МГУ, предназначенная для фиксации уровней движения заряженных частиц. Исторически, данные действия по научному контролю за космической радиацией берут своё начало ещё с 60-х годов прошлого столетия, когда при участии академика С.Н. Вернова на сериях космических аппаратов Электрон, Прогноз, Молния и Космос проходили соответствующие исследования.

С 1970-х годов космическое радиационное наблюдение активно поддерживается системой спутникового мониторинга NOAA. POES и GOES. Их основные характеристики:

– два типа используются в низких полярных орбитах и на геостационарной орбите, оба предназначены для геофизических исследований;

– у каждого аппарата имеются одинаковые приборы. Они измеряют электроны и протоны с переменными энергиями (от десятков кэВ до сотен МэВ), а также регистрируют магнитные и электрические поля и волны.

Но практически все текущие спутниковые конфигурации имеют ограничения и не могут в полной мере обеспечить своевременное отслеживание радиационных условий в околоземном пространстве. Стоит отметить, что, используемые в настоящее время модели пространственно–энергетических распределений потоков типа AP8 и AE8 созданы на данных, собранных в 60–х годах. На базе недавно полученных экспериментальных измерений разрабатываются усовершенствованные версии AE9 и AP9 [5].

В научно–исследовательском институте ядерной физики Московского Государственного Университета также были созданы модели радиационно–защитной эффективности, ставшие фундаментом для разработки национальных стандартов, которые определяют процедуры для анализа радиационной обстановки при космических полетах спутников.

Всё выше сказанное, ещё раз подчеркивает значимость разработки новых спутниковых систем для повышения эффективности мониторинга космической радиации и проведения дополнительных исследований.

1.3 Техническое задание

Для решения поставленных задач по проектированию малого спутника оперативного радиационного мониторинга были сформулированы следующие требования:

- срок активного существования не менее 5 лет;
- масса МКА до 100 кг;
- масса аппаратуры радиационного контроля до 20 кг;
- потребление аппаратуры радиационного контроля до 20 Вт;
- вывод на орбиту: ракетой легкого класса как попутный груз. Если апогей орбиты превышает 8000км задействуется разгонный блок или же интегрированный компактного ионный двигатель.

– требования, касающиеся орбитальных характеристик и углового расположения для космических аппаратов, на круговых орбитах, отсутствуют. Однако, если космический аппарат, будет находится на эллиптической орбите стабилизация осуществляется параллельно с этапом размещения аппарата на орбите;

– точность ориентации и стабилизации по углу на высотах до 1000 км погрешность 5° , на высотах до 8000 км погрешность 15° ;

– точность ориентации по угловой скорости не хуже $0,01$ град/с;

– информационная производительность аппаратуры спутника не превышает 10 МБ/сут;

– компоненты, задействованные в процессе получения и отправки данных, должны иметь связь с наземными коммуникационными пунктами. Для эффективной трансляции измерительных данных они обязаны поддерживать связь через орбитальные системы, или через спутниковые сети.

Примерный внешний вид спутника для мониторинга радиационной обстановки в околоземном пространстве приведён на рисунке 1.1.

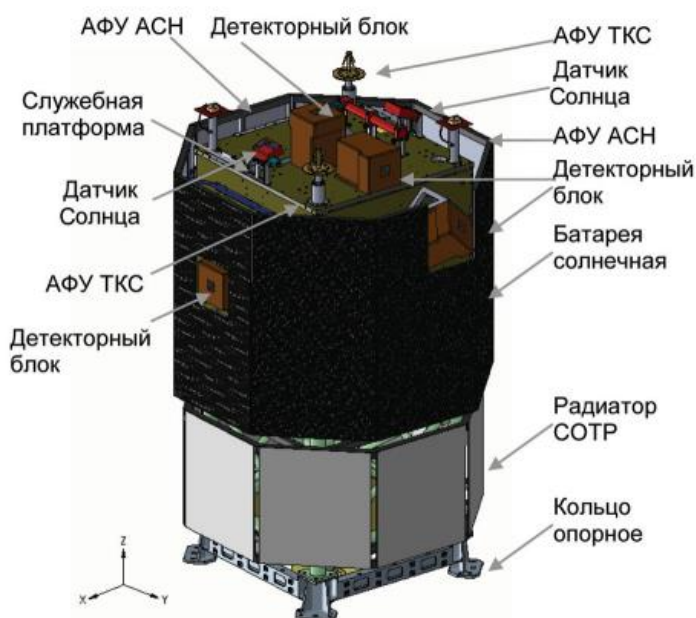


Рисунок 1.1 – Приближённый вид малого космического для мониторинга радиации

1.4 Выбор оптимальной орбиты для радиационного мониторинга

Для изучения распределения частиц в областях радиационных поясов Земли мы вводим две ключевые переменные: L и B , выступающие в роли координат. Параметр L соответствует расстоянию, измеряемому в земных радиусах, от центрального диполя до точки, где магнитная силовая линия пересекает магнитный экватор, оформляя таким образом дрейфующий слой, который участвует в управлении траекторией заряженных частиц. Параметр B – магнитная индукция. Это всё облегчает перевод трехмерного анализа в более простое двумерное представление. Основная задача МКА – это проведение мгновенных измерений потоков радиации в различных точках каждой отдельной L -оболочки. Для точек, где непосредственные данные отсутствуют, применяется метод оценки чисел потоков, который включает интерполяционные и экстраполяционные процедуры, опираясь на изменение параметра B , связанного с высотой. Применение установленных эмпирических и теоретических принципов дает возможность рассчитать потоки для любой заданной орбиты космического аппарата.

Можно добиться практически одновременного преодоления границы L -оболочки, разместив несколько космических аппаратов (МКА) на различных траекториях. Рисунок 1.2а демонстрирует конфигурацию спутников с тремя устройствами, размещенными на круговых орбитах, каждый на своей высоте.

На рисунке 1.3 представлены графики, которые отражает распределение высотных траекторий потоков электронов и протонов, определённые согласно с моделями AE8/AP8. Эти графики также иллюстрируют зоны, где траектории спутников пересекаются с зонами нахождения протонов и электронов, характерными для разных L -оболочек. Для составления этих высотных профилей использовались данные о геомагнитном поле по модели IGRF.

При разработке траекторий космических аппаратов фундаментальным фактором является анализ распределения потоков частиц в радиационных поясах Земли, что изменяется в зависимости от высоты. На высотах около 1000 километров наблюдается убывание интенсивности этих потоков в соответствии с приближенным степенным убыванием по параметру B ; однако на больших

высотах этот тренд меняется на экспоненциальное уменьшение. Интерес представляет специфическая зона на диапазоне от 1500 до 2000 километров, где происходит переходное изменение характеристик потоков. Эти изменения (рисунок 1.3) потоков на различных высотах, через которые проходят орбиты O1, O2 и O3, пересекая L-оболочку, необходимы для точного определения и интерполяции данных о потоках частиц.

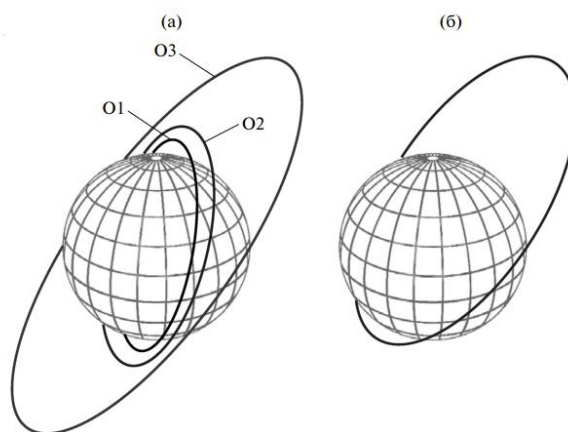


Рисунок 1.2 – Выбор рабочей орбиты: а – три разных круговых орбиты: обозначены как O1, O2 и O3; б – одна эллиптическая орбита

В случае одиночного искусственного спутника, может использоваться эллиптическая орбита. Пример такой орбиты демонстрируется на иллюстрации 1.2б. Её характеристики — аргумент перигея составляет 310° , угол наклона равен $63,435^\circ$, высоты перигея и апогея равны 700 км и 8000 км соответственно, а временной интервал полного витка вокруг Земли занимает 3 часа. На рисунке 1.3 видно, как пересечения данной орбиты с линиями L-оболочек приводят к взаимодействию со слоями заряженных частиц (пунктирная линия), включая электроны и протоны, находящихся в радиационных поясах.

Из рисунка 1.3 видно, что указанная траектория спутника взаимодействует с тремя различными секторами, каждый из которых демонстрирует уникальные высотные профили. При обходе вокруг Земли, космический аппарат будет пересекать каждую из L-оболочек в двух до четырех разных местах. Одной из

особенностей этой орбиты является способность одного спутника обеспечить достаточный уровень контроля за радиационной средой.

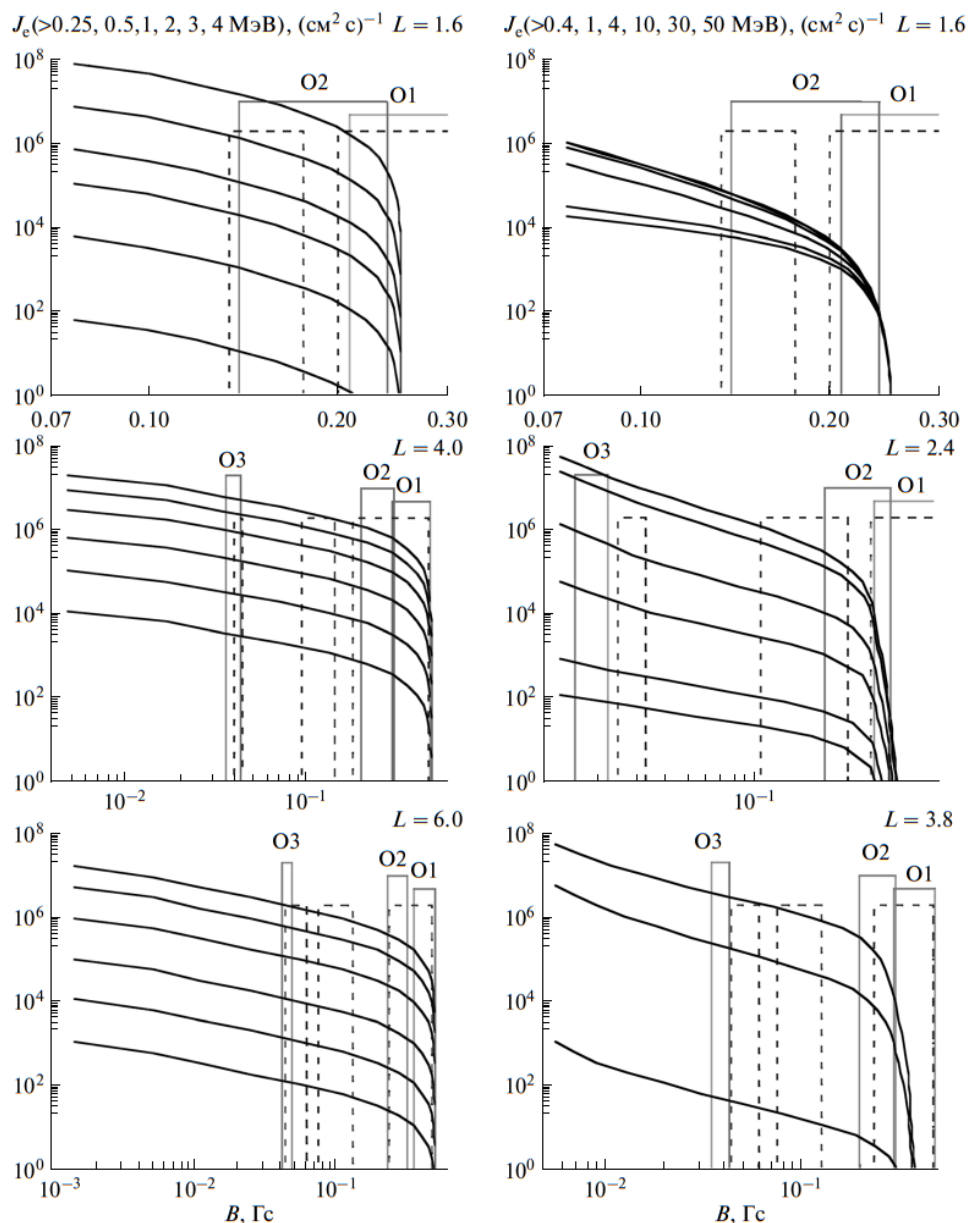


Рисунок 1.3 – Вертикальные профили для распределения электронов (слева) и протонов (справа) на разных высотах. Три круговые орбиты O1, O2, O3, и одна эллиптическая, пересекают эти зоны, обозначается на графике соответственно сплошными и пунктирными линиями

Однако для повышения точности и регулярности получаемых данных предпочтительным может стать запуск двух или трех дополнительных спутников. Эти спутники следует разместить на схожих эллиптических траекториях, но

сменить долготу их восходящих узлов и орбитальные фазы для оптимизации охвата.

Из вышесказанного следует что оптимальной орбитой для системы, состоящей из одного спутника оперативного радиационного мониторинга земли будет являться, эллиптическая орбита, имеющая высоты перигея и апогея 700 и 8000 км соответственно, аргумент перигея 310° , наклонение $63,435^\circ$.

1.5 Баллистический расчёт

Рассчитаем потребные импульсы скорости для выведения космического аппарата с опорной орбиты земли на рабочую.

Элементы начальной орбиты:

Радиус:

$$R_1 = R_E + 210\text{км}, \quad (1.1)$$

где R_E – радиус Земли.

Наклонение $i_0 = 51,2^\circ$.

Элементы конечной орбиты:

Радиусы перигея и апогея:

$$R_\pi = R_E + 700\text{км}; \quad (1.2)$$

$$R_\alpha = R_E + 8000\text{км}. \quad (1.3)$$

Наклонение $i_K = 63,435^\circ$, аргумент перигея: $\omega_K = 310^\circ$.

Осуществим перелёт по трёхимпульсной схеме: первым импульсом изменим наклонение орбиты, затем двухимпульсным перелётом перейдём на конечную рабочую орбиту.

Первый импульс: изменим плоскость движения, но радиус орбиты оставим неизменным. Импульс скорости для поворота плоскости орбиты даётся при

прохождении линии узлов, образованной пересечением начальной и конечной плоскостями движения [7].

Вектор импульса скорости для изменения плоскости орбиты вычислим по формуле:

$$\Delta V_1 = \vec{V}_0 + \vec{V}_{к0}, \quad (1.4)$$

где $V_0, V_{к0}$ — векторы скорости соответственно начальной и конечной орбит в точке их пересечения.

Таким образом величину импульса скорости можно найти, используя теорему косинусов (рисунок 1.4):

$$\Delta V_1 = \sqrt{V_0^2 + V_{к0}^2 - 2V_0 V_{к0} \cos \Delta i}, \quad (1.5)$$

где Δi — разница наклонений начальной и конечной орбит.

По условию:

$$V_0 = V_{к0} = \sqrt{\frac{\mu}{R_0}} = 7,78 \text{ км / с}, \quad (1.6)$$

где $\mu = 398602 \cdot 10^9 \frac{\text{м}^3}{\text{с}^2}$ — гравитационный параметр Земли.

Поэтому из формулы (1.5):

$$\Delta V_1 = 2 \sin \frac{\Delta i}{2} = 0,21 \text{ км / с}. \quad (1.7)$$

Следующие два импульса будут являться компланарными перелётами, то есть в одной плоскости. Их будем совершать по Гомановским траекториям (рисунок 1.5).

Вторым импульсом скорости достигнем перигея конечной орбиты.

Вектор второго импульса скорости можно найти по формуле:

$$\Delta V_2 = \overrightarrow{V_{k0}} + \overrightarrow{V_{k1}}, \quad (1.8)$$

где V_{k0} , V_{k1} — векторы скорости соответственно начальной и конечной орбит в точке их пересечения.

$$V_{k1} = \sqrt{\frac{2\mu}{R_1} - \frac{2\mu}{R_1 + R\pi}} = 7,92 \text{ км/с}. \quad (1.9)$$

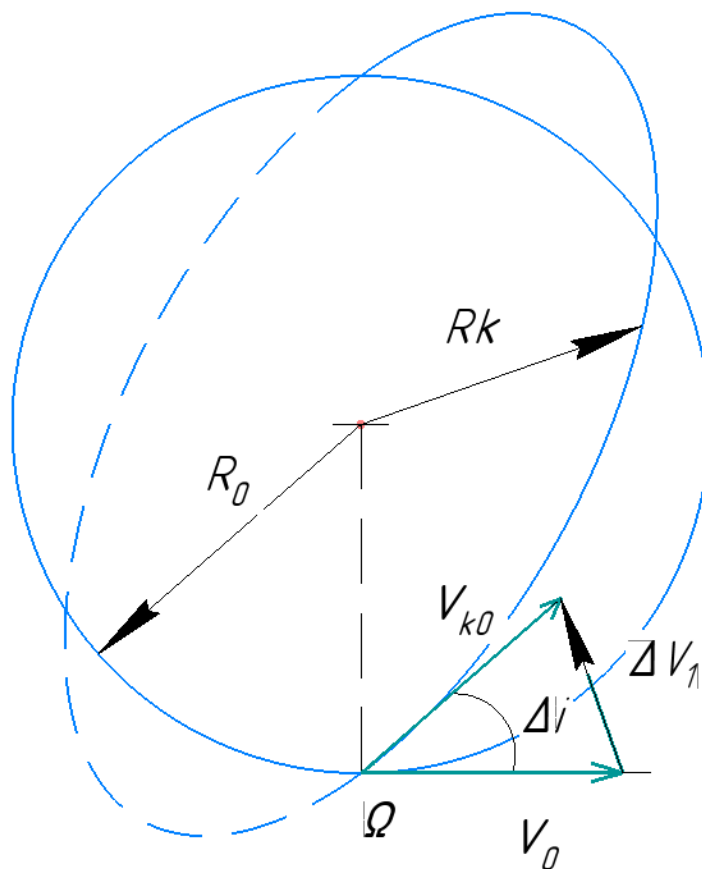


Рисунок 1.4 – Схема первого импульса скорости

Получаем:

$$\Delta V_2 = 0,138 \text{ км / с .}$$

Третьим импульсом скорости достигнем апогея конечной орбиты.

Вектор импульса скорости для осуществления третьего маневра можно вычислить по формуле по формуле:

$$\Delta V_3 = \vec{V}_{\pi 1} + \vec{V}_{\pi 0} , \quad (1.10)$$

где $V_{\pi 1}$, $V_{\pi 0}$ — векторы скорости соответственно начальной и конечной орбит в точке их пересечения:

$$V_{\pi 0} = \sqrt{\frac{2\mu}{R_{\pi}} - \frac{2\mu}{R_0 + R_{\pi}}} = 7,37 \text{ км / с ;} \quad (1.11)$$

$$V_{\pi 1} = \sqrt{\frac{2\mu}{R_{\pi}} - \frac{2\mu}{R_{\alpha} + R_{\pi}}} = 8,7 \text{ км / с .} \quad (1.12)$$

Получаем:

$$\Delta V_3 = 1,185 \text{ км / с .}$$

Суммарный потребный импульс скорости для перелёта на рабочую орбиту спутника радиационного мониторинга земли:

$$\Sigma V = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3 = 1,536 \text{ км / с .} \quad (1.13)$$

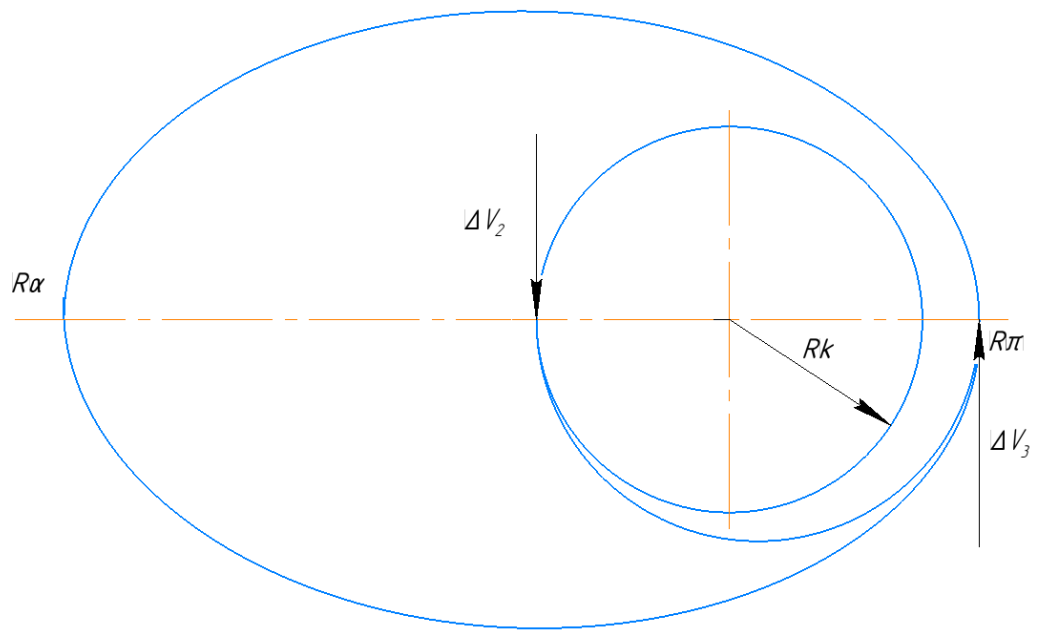


Рисунок 1.5 – Схема перелёта. Второй и третий импульсы скорости

2 ВЫБОР АППАРАТУРЫ МАЛОГО СПУТНИКА

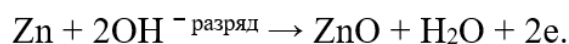
2.1 Выбор параметров аккумуляторных батарей

Чтобы выяснить, как выполнить, аккумуляторную батарею и ее параметры, рассматриваются следующие факторы: ограничения на силу тока заряда и разряда, емкость интегрального заряда, глубина заряда, надежность и режим температуры батареи.

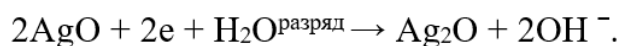
Проведём обзор нескольких типов химических источников тока.

В индустрии космических технологий, особенно в производстве электрического оборудования, аккумуляторы на основе серебра и цинка стали популярными из-за их легкости и компактных размеров, которые приходится сравнивать в емкости, но обладают лучшими характеристиками из-за более низкого внутреннего сопротивления при стандартном напряжении. В этих батареях окись серебра Ag_2O работает как главный компонент в позитивном электроде, тогда как роль активного вещества для отрицательного электрода выполняет металлический цинк. Аккумулятор содержит электролит, который представляет собой водный раствор щелочи с определенной плотностью.

Процесс заряда и разряда батареи включает в себя два этапа. Во время обоих этих этапов, когда батарея разряжается, на аноде происходит химическая реакция, при которой цинк окисляется:



На начальном этапе процесса у положительного анода окись серебра, имеющая валентность два, трансформируется, снижая свою валентность до одной. Этот процесс восстановления серебра является двухэтапным:



В процессе заряда аккумуляторной батареи происходят двухэтапные химические реакции, при этом напряжение и электродвижущая сила (ЭДС) испытывают резкие изменения, особенно заметные, когда уровень заряда приближается к 30%, что сопровождается образованием двухвалентной окиси серебра на

электродах. Аналогичный процесс наблюдается и при разряде: когда аккумулятор переходит от начальной фазы разряда к последующей, его ЭДС падает до диапазона 1,52–1,56 вольт, вызывая заметный выброс на графике зависимости ЭДС от времени. После такого скачка, вплоть до полного разряда батареи, ЭДС стабилизируется и не испытывает значительных изменений.

Когда процесс окисления серебра до двухвалентного состояния охватывает всю толщину электрода и подходит к завершению во время заряда, начинается производство кислорода.

Эффект перезарядки батареи приводит к не только к увеличению напряжения на его выводах на 0,2...0,3 вольта, но и к ускоренному ухудшению полимерных компонентов внутри, выделяющихся из-за активности кислорода. Кроме того, есть риск возникновения внутренних коротких замыканий, что также является следствием неправильного заряда.

В процессе подзарядки, цинковый порошок преобразуется в твердый металл в электродном пространстве, начиная действовать с отрицательной стороны. Плотные наслоенные слои целлофана, выполняющие функцию барьера в сепараторах, имеют риск разрушения из-за произрастающих между ними дендритов цинка. Эти острые металлические формирования склонны к устремлению в направлении анода, угрожая целостности разделяющей пленки и рискуя вызовом короткого замыкания. Вот почему даже короткий период повышенного заряда может спровоцировать необратимые последствия из-за упомянутого роста дендритов, которые уже не получится вернуть в первоначальное состояние.

Литий-ионные аккумуляторы состоят из катода состоящего из производных лития, покрытого фольгой из алюминия. Анод в этом устройстве состоит из графита и покрыт фольгой из меди содержит. Пористый сепаратор, пропитанный электролитом, находится между катодом и анодом. Заряд перемещают ионы лития, которые легко встраиваются в кристаллическую решетку пористого углерода и вызывают нужную химическую реакцию.

Полученная конструкция имеет вид рулоны состоящего из катода, анода и находящегося между ними сепаратора. Такой свёрток помещается оболочку из

стали, алюминия или полимерного материала. Оболочка должна быть герметичной. Форма таких элементов может быть цилиндрической и призматической. Всё зависит от формы сворачивания фольги.

Основные параметры функционирования литий–ионных аккумуляторов включают:

– направляемые с помощью напряжения, ионы лития меняют своё пребывание между анодом и катодом;

– процесс зарядки инициируется окислительной реакцией, когда литиевые ионы интегрируются в структуру анода, сделанного из графита, покидая катод и преодолевая сепаратор;

– при этом углерод содержащая поверхность на основе медной фольги накапливает негативный потенциал, тогда как литиевые производные, связанные с алюминием, приобретают положительный заряд;

– после зарядки аккумулятора происходит обратный перенос литиевых ионов к катоду, что завершает цикл.

Иначе говоря, аккумулятор работает как циклический энергетический мост, где литий играет ключевую роль в передаче зарядов в течение каждого полного цикла заряда и разряда.

Из минусов таких аккумуляторов можно отметить: высокая стоимость; сокращение времени работы при температуре ниже нуля градусов Цельсия; ограниченный срок службы (число перезарядов).

В сфере перезаряжаемых источников энергии весьма распространены кадмиево–никелевые аккумуляторы. Такие аккумуляторы функционируют по принципу окислительно–восстановительных процессов, где главными участниками являются кадмий и гидрат окиси никеля:

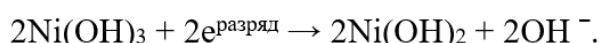


Основой реакции, лежащие в основе работы кадмиево–никелевого аккумулятора является электрохимическая активность, которая начинается на отрицательных электродах, где элементы подвергаются процессу окисления. Здесь происходит следующее:

1. Ионы кадмия встречаются с гидроксильными ионами, образуя гидрат кадмия;

2. Этот процесс является ответственным за производство электрической энергии при разряде батареи.

В сердцевине катода разряженной ячейки проходит процесс восстановления никеля. Форма никеля претерпевает изменение между его трехвалентным и двухвалентным состояниями, что критически важно для функционирования аккумулятора:



Интересно отметить, что соли кадмия и никеля растворяются в воде крайне слабо. В аккумуляторной системе равновесие ионов Cd^{++} , Ni^{++} , а также Ni^{+++} напрямую коррелирует с присутствием гидроксида калия (KOH) – ключевого компонента аккумуляторного электролита. Концентрация этих ионов находится в зависимости от концентрации KOH.

В конструкции малого космического аппарата будем использовать литий–ионные аккумуляторные батареи, так как этот вид батарей самый распространённый и доступный.

Проведём расчет параметров литий–ионных аккумуляторов. Будем использовать следующие характеристики:

- электродвижущая сила равна 3 В;
- сила зарядного тока до 30 А;
- сила разрядного тока 12 – 40А;
- максимальная глубина разряда до 45 А·ч;
- степень разряда батареи – 80%.

Для того чтобы аккумуляторы функционировали эффективно, особенно когда они постоянно подвергаются циклам заряда и разряда с высокими токами, критически важно контролировать их температуру. Работа батарей должна осуществляться в условиях температуры окружающей среды от 0 до 30°C. В связи с этим, представляется необходимым обеспечить герметизацию отсека для

аккумуляторов на космическом аппарате и включить механизмы для охлаждения воздушными потоками.

В процессе анализа работы литий–ионных батарей мы учтем критические параметры, используя ряд последующих формул.

Разница между напряжением, выдаваемым химическими источниками электроэнергии, и ЭДС напряжения обуславливается падением напряжения в связи с общим внутренним сопротивлением и током, который через него протекает:

$$U_p = E - I_p \cdot R ; \quad (2.1)$$

$$U_z = E - I_z \cdot R , \quad (2.2)$$

где U_p – разрядное напряжение;

U_z – зарядное напряжение;

I_p – сила тока разряда;

I_z – сила тока заряда.

Объем электрической энергии Q_R (А · ч), который батарея или аккумулятор может передать в процессе разряда, зависит от множества факторов, включая уровень температуры вещества в нем, давление окружающей среды, интенсивность тока разряда и значение конечного напряжения, при котором происходит разряд.

$$Q_R = I_p \cdot t_p . \quad (2.3)$$

Примем эту величину равной максимальной глубине разряда:

$$Q_R = 45A \cdot ч .$$

Электрическая ёмкость батареи описывается как количество энергии, которое батарея может предоставить при условиях, предусмотренных

техническими спецификациями определенных режимов её работы. В случае аккумуляторных батарей космических аппаратов под разрядной ёмкостью, принимаемой за номинальную, понимается значение, учитывающее предусмотренный запас, величина которого зависит от уровня разряженности батареи:

$$Q_N = \frac{Q_R}{80} \cdot 100\% = 56,25\text{А} \cdot \text{ч} . \quad (2.4)$$

Принимаем:

$$Q_N = 60\text{А} \cdot \text{ч} .$$

Изменение состояния заряда батареи, когда она не используется для питания устройства, известно как самостоятельная потеря энергии (саморазряд). Обычно это явление измеряется количеством энергии, теряемой в течение суток, и представляется в виде процентов:

$$C = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1 \cdot T} \cdot 100\% , \quad (2.5)$$

Где Q_1 – ёмкость батареи до хранения;

Q_2 – ёмкость батареи после хранения;

T – время хранения, сут.

Исходная мощность, извлекаемая из химического источника электроэнергии, а также характеристики и мощность тока, исходящего от него, оказывают существенное влияние на значения таких параметров, как удельная мощность и удельная энергия. Это подтверждает, что между последними существует прямая зависимость.

В начале расчёт стоит определить максимальное и минимальное время разряда батареи:

$$T_{\text{Рмакс}} = \frac{Q}{I_{\text{Рмакс}}} = \frac{45}{40} = 1,125 \approx 67 \text{мин}; \quad (2.6)$$

$$T_{\text{Рмин}} = \frac{Q}{I_{\text{Рмин}}} = \frac{45}{12} = 3,75 \approx 225 \text{мин}. \quad (2.7)$$

Исходя из проведенных расчётов, видно, что предложенный спутник способен поддерживать свою работу от электропитания на протяжении приблизительно 150 минут. Это указывает на то, что, с учётом потребности нашего оборудования в 1 А, потери энергии будут минимальны. Таким образом, становится возможным более эффективное распределение электроэнергии между прочими критически важными системами нашего спутника.

Рассчитаем массу и ёмкость аккумуляторной батареи.

На затенённых участках полёта КА солнечные батареи не могут обеспечить питание системы спутника. Следовательно, аккумуляторы на космическом аппарате являются критически важными. Они поддерживают функциональность систем на протяжении периодов, когда КА погружен в тень, помимо этого, они необходимы для управления повышенным потреблением энергии во время резкого возрастания потребления, а также для обеспечения ресурсов в экстренных ситуациях.

Проведём методику подсчета мощности аккумулятора, необходимого для удовлетворения потребностей в энергии. В периоды, когда аппарат находится в затененной части орбиты, именно батареи выступают источником электричества для его полного функционирования. В эти моменты глубина разряда также должна оставаться в допустимых границах. Получим:

$$E_{\text{АБ}} = N_{\Sigma} \cdot \tau_t \cdot k_{\text{рез}}, \quad (2.8)$$

где $N_{\Sigma} = 40 \text{вт}$ – Энергия потребляемая при штатной работе КА;

τ_t – время работы на затенённом участке, равное 1 часу;

$k_{рез}$ – коэффициент резерва, учитывающий допустимую глубину разряда батареи и её деградацию, равный 1,2.

Проведя расчёты получим:

$$E_{AB} = 48 \text{ Вт} \cdot \text{час}.$$

Определим массу аккумуляторной батареи:

$$m_{AB} = E_{AB} \cdot \gamma_{AB}, \quad (2.9)$$

где γ_{AB} – удельная масса аккумуляторной батареи, в нашем случае:

$$\gamma_{AB} = 1 / 40 \text{ Вт} \cdot \text{ч} / \text{кг}.$$

Тогда, получим:

$$m_{AB} = 1,5 \text{ кг}.$$

По рассчитанным выше параметрам можно собрать необходимую аккумуляторную батарею: батарея будет состоять из 12 элементов типа 21700 ёмкостью 5 А·ч, расположенных в корпусе восьмиугольной формы (рисунок 2.1). Батарея имеет габаритные размеры: ширина 235 мм, высота 150 мм.

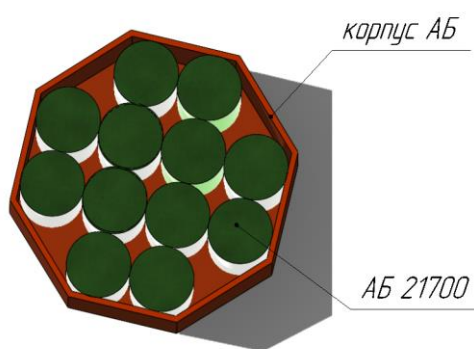


Рисунок 2.1 – Аккумуляторная батарея в разрезе

2.2 Выбор параметров солнечных батарей

Для расчетов основных параметров панелей солнечных батарей необходимых для исправного функционирования КА, и обеспечения заданных технических характеристик применим следующие формулы:

Расчет параметров солнечных панелей состоит из определения ее минимально необходимой площади и массы.

Мощность солнечной батареи можно рассчитать следующим образом:

$$P_{\text{СБ}} \cdot t_{\text{осв}} = \frac{P_{\text{н}}}{\eta_{\text{рим}}} \cdot t_{\text{осв}} + \frac{P_{\text{н}}}{\eta_{\text{р.р}} \cdot \eta_{\text{р.з}} \cdot \eta_{\text{БН}}} \cdot t_{\text{т}}, \quad (2.10)$$

где $P_{\text{СБ}}$ – мощность СБ;

$P_{\text{н}}$ – среднесуточная мощность нагрузки;

$t_{\text{осв}}$ – время ориентации СБ на Солнце за виток;

$t_{\text{т}}$ – время, в течение которого СБ не освещена, $t_{\text{осв}}$ и $t_{\text{т}}$ берутся в долях;

$\eta_{\text{рим}}$ – КПД регулятора избытка мощности СБ, равный 0,85;

$\eta_{\text{р.р}}$ – КПД регулятора разряда БН, равный 0,85;

$\eta_{\text{р.з}}$ – КПД регулятора заряда БН, равный 0,9;

$\eta_{\text{БН}}$ – КПД аккумуляторных батарей БН, равный 0,8.

Для определения базовой площади установки солнечных панелей используется следящая формула:

$$S_{\text{СБ}} = \frac{P_{\text{СБ}} \cdot K_{\text{з}} \cdot K_{\text{п}}}{P_{\text{уд}} \cdot \eta_{\text{СБ}}}, \quad (2.11)$$

где $P_{\text{уд}}$ – удельная мощность СБ;

$K_{\text{з}}$ – коэффициент надежности, учитывающий ухудшение состояния полупроводникового элемента под воздействием ионизирующего излучения,

составляет 1,2 при использовании устройства на протяжении двух или трех лет. Если же эксплуатационный период увеличивается до пяти лет, данный показатель возрастает до 1,4;

K_{Π} – коэффициент заполнения, его можно найти из отношения:

$$K_{\Pi} = \frac{S_{СБ}}{S_{ФЭП}} \approx 1,12; \quad (2.12)$$

$\eta_{СБ}$ – КПД СБ равный 0,97.

Масса солнечных панелей определяется исходя из их удельных параметров. В существующих конструкциях солнечных батарей используются кремниевые и арсенид–галлиевые ФЭП их удельные массы $m_{уд}$ равны 2,77 кг/м² и 4,5 кг/м² соответственно.

Формула для нахождения массы солнечной батареи:

$$m_{СБ} = S_{СБ} \cdot m_{уд}. \quad (2.13)$$

Необходимо произвести выбор типа солнечных батарей, которые будут использоваться в разрабатываемом КА. При проведении анализа различных солнечных батарей, был сделан выбор в пользу организации ОАО «Сатурн» производящих на ФЭП основе арсенид–галлиевые ФЭП с характеристиками, представленными в таблице 2.1.

Чтобы произвести расчёт, в том числе необходимо знать время обращения спутника на орбите; В контексте рассматриваемой ситуации, космический аппарат, оборудованный солнечными батареями, проводит на орбите больше времени под прямыми лучами Солнца по сравнению с временем в затенении; этот интервал активного солнечного освещения занимает примерно 3 часа, что эквивалентно 180 минутам.

Мощность нагрузки $P_{н}$ равна 40 Вт.

Таблица 2.1 – Основные параметры СБ

Параметр СБ	СБ на основе GaAs ФП
Срок активного существования, лет	15
КПД при температуре 28°C, %	28
Удельная мощность, Вт/м ²	170
Максимальная мощность, Вт/м ²	381
Удельная масса, кг/м ²	1.6
Толщина ФЭП, мкм	150

Произведём расчёт мощности солнечных батарей подставив эти значения в формулу (2.10):

$$P_{СБ} = \frac{40}{0,85} \cdot 1 + \frac{40}{0,85 \cdot 0,9 \cdot 0,8} \cdot 0,46 = 77 \text{ Вт}.$$

Принимая характеристики для арсенид–галлиевых ФЭП, при рабочей температуре $t_{\text{раб}} = 60^\circ\text{C}$, работе спутника 5 лет, воспользуемся формулой (2.10) для расчёта площади солнечной батареи:

$$S_{СБ} = \frac{77 \cdot 1,2 \cdot 1,12}{170 \cdot 0,97} = 0,63 \text{ м}^2.$$

По формуле (2.13) произведём расчёт массы солнечной батареи для арсенид–галлиевых ФЭП:

$$m_{СБ} = 0,63 \cdot 1,6 = 1 \text{ кг}.$$

2.3 Система обеспечения теплового режима

Система обеспечения теплового режима (СОТР), состоит из множества различных средств и устройств, предназначенных для контроля теплообмена КА как внешнего, так и внутреннего. Средства пассивного терморегулирования (СПТР) являются основной составляющей СОТР. Конструкционные компоненты, входящие в состав системы, способствуют достижению необходимого уровня излучения и теплопередачи. В отличие от других систем, СПТР функционирует без использования дополнительной энергии, успешно управляя

процессом передачи теплоты космическому аппарату и его элементам, а также распределяя тепловую энергию среди них.

Основные элементы системы пассивного терморегулирования включают изоляционные экраны, терморегулирующие покрытия, теплопроводящие материалы, термические изоляторы и теплообменные трубки. Функциональность и подбор этих компонентов определяют уникальность каждой модели системы пассивного управления теплом космического аппарата. Для изменения оптических характеристик поверхностей КА и отдельных его компонентов наносят терморегулирующие покрытия. Показатели, описывающие оптические свойства, включают в себя меру поглощения солнечного света, а также степень черноты поверхностей. Эти коэффициенты имеют второе название – оптические характеристики. Поглощающая способность элементов КА к прямому и отраженному солнечному излучению определяется коэффициентом поглощения солнечного излучения A_S . Излучательная способность элементов углекислого газа и их поглощательная способность по отношению к собственному тепловому потоку Земли определяются степенью черноты элементов углекислого газа (ϵ).

Благодаря отражению тепла от потоков лучей тепловые экраны часто применяются для снижения уровня теплообмена от лучистого потока КА с окружающей средой. Тепловые экраны используют экрановакуумную теплоизоляцию (ЭВТИ). Изоляционный материал, применяемый для теплозащиты, сочетает в себе множество защитных слоев – их может быть от десяти до сотни. Данные слои состоят из полиэтилентерефталатных полос с алюминиевым напылением или фольги из алюминия. Сплетенные вместе, они образуют щиты, которые в условиях космоса отделяются вакуумом. Эти экраны интегрированы в состав тепловой изоляции (ЭВТИ), исключающей требование дополнительного каркаса благодаря усиливающей наружной ткани, например, типа ТСОН–3. Основываясь на эффективности свойств, такие системы ЭВТИ выделяются двумя ключевыми характеристиками – низким весом и легкостью монтажа на аппараты космического назначения.

Устройства, называемые термопроводниками или термическими мостами, служат для усиления процесса передачи тепла в компонентах космического аппарата. Они чаще всего изготавливаются в форме стержней и пластин, используя материалы с высокой способностью проводить тепло, такие как алюминий и медь.

Используются специальные изоляционные элементы, созданные из веществ, обладающих низкой способностью передавать тепло, чтобы ограничить теплообмен в компонентах космического аппарата. Эти элементы, часто выполненные в форме прокладок, и называются термоизоляторами.

Выполнение функции излучения сгенерированного излишка тепловой энергии в космическую среду ложится на Радиатор, интегрированный в систему терморегулирования космического аппарата.

Температурный режим на поверхности спутника, вращающегося по орбите вблизи Земли, характеризуется колебаниями в пределах от -150° до $+150^{\circ}$ С. В свою очередь Бортовая аппаратура работает при температуре от 0 до 40 градусов Цельсия. А Диапазон температур для объективов ещё меньше по сравнению с бортовой аппаратурой. При обеспечении необходимой температуры СОТР производит подвод недостающей и отвод избыточной теплоты. Для отвода избыточной температуры предназначен тепловой радиатор. К радиатору избыточная теплота от аппаратуры подводится с помощью устройств, регулирующих температурный режим спутников и других космических аппаратов, здесь задействуются специальные элементы, известные как электровакуумные теплоизоляционные технологии (ЭВТИ). Эти технологии позволяют контролировать теплообмен между оборудованием в космосе и самим космическим пространством. В процессе работы используются конструкции вроде тепловых мостов и тепловых трубок, также применяются электрические обогреватели для необходимого теплоснабжения. СОТР может не содержать тепловых труб если тепловой поток не велик.

Исследование системы охлаждения МКА подчеркивает значимость двух ключевых процессов транспортировки тепла: излучения, когда тепло

распространяется от горячих поверхностей посредством электромагнитных волн, и теплопередачи, где тепловая энергия перемещается от областей с высокой температурой к более холодным участкам. Самым сложным вопросом для анализа оказывается задача исследования процессов связанных с переизлучением тепла

При оценке размеров элементов системы отопления, используются определённые исходные условия:

а) Предполагается, что космический аппарат (КА) функционирует в устойчивом термическом состоянии;

б) Ограничим анализ исключительно до главного источника тепла, исходя из предположения, что КА находится в удалённой зоне от любых планет, включая в расчёты лишь влияние прямого солнечного излучения;

в) Исключаем возможность теплопередачи к данному элементу от других компонентов космического аппарата.

Приняв эти допущения, а также приняв за материал радиатора сплав АмГЗ имеем:

Имеющийся тепловой радиатор будет воспринимать такие тепловые потоки как: планетный, отраженный от Земли солнечный, солнечный, атмосферный и аппаратный (от аппаратуры КА).

Тепловой поток, отводимый от КА, можно найти через разность теплового потока поглощения и теплового потока излучения от аппаратуры:

$$Q_0 = Q_s - Q_a, \quad (2.14)$$

где Q_s – тепловой поток, поглощаемый радиатором;

Q_a – отводимый тепловой поток от аппаратуры КА.

Тепловой поток, поглощаемый радиатором, рассчитывается по формуле:

$$Q_s = q_s \cdot A_s \cdot S_{mS}, \quad (2.15)$$

где $q_s = 1396 \text{ Вт} / \text{м}^2$ – удельный поток тепла от солнечного излучения;

$A_s = 0,3$ – коэффициент поглощения солнечной радиации;

S_{mS} – площадь миделя конструкции по направлению солнечного потока.

Проведя расчёты, получим:

$$Q_s = 47 \text{ Вт}.$$

Отводимый тепловой поток от аппаратуры КА рассчитывается по формуле:

$$Q_a = P_n \cdot \eta_a = 34 \text{ Вт}, \quad (2.16)$$

где: $\eta_a = 0,85$ – КПД аппаратуры;

Тепловой поток, уводящийся от спутника:

$$Q_o = 13 \text{ Вт}.$$

Поток тепла, излучаемый радиатором, можно найти по формуле:

$$Q_p = \varepsilon \cdot \sigma_0 \cdot T_p^4, \quad (2.17)$$

где ε – степень черноты материала радиатора, наш радиатор будет изготовлен из сплава АМгЗ, для этого материала будет равен 0,17;

$\sigma_0 = 5,67 \times 10^8 \text{ Вт} / (\text{м}^2 \text{К}^4)$ – постоянная Стефана–Больцмана;

T – температура поверхности излучающее тепло, принимаем равной 120 К.

Тогда площадь радиатора можно рассчитать последующей формуле:

$$S_R = \frac{Q_o}{Q_p} = 1,57 \text{ м}^2. \quad (2.18)$$

2.4 Бортовой комплекс управления

Для задач управления бортовыми системами космического аппарата служит бортовой комплекс управления (БКУ).

Центральный элемент системы управления – это БКУ, задачами которого выступают: обеспечение координации деятельности бортового оборудования, обработка поступающих команд с наземных станций управления. Он активно регулирует движение космического аппарата, поддерживает нормальное функционирование солнечных энергетических систем, системы ориентации и температурного режима, а также контролирует работу различных бортовых устройств.

Когда требуется регулировать как собственное перемещение объекта, так и его положение в пространстве по отношению к центру массы, тогда создается механизм управления движением. Этот процесс предусматривает разработку специального блока управления. Тогда система БКУ будет состоять из:

1. СУБА (система управления бортовой аппаратурой):

1.1. АФУ (антенно–фидерные устройства);

1.2. БРК (бортовой радиокомплекс);

1.3. БУ (блок управления);

1.4. РТМ (радиотелеметрия);

2. СО (система ориентации):

2.1. ИУ (измерительные устройства):

2.1.1. ИУ;

2.1.2. УП (усилитель–преобразователь);

2.1.3. МДУ (маршевая двигательная установка);

2.2. БУ (блок управления);

2.3. СИО (система исполнительных органов):

2.2.1. ИУ;

2.2.2. УП;

2.2.3. СИО;

2.4. РТМ (радиотелеметрия).

Целями системы ориентации и управления движением (СОУД) являются контроль за перемещением космического аппарата, вычисление характеристик его траектории в космосе, прогнозирование и реализация действий для изменения его орбитального пути, в том числе и переход на альтернативную орбиту.

Для того чтобы контролировать угловое перемещение спутника вокруг его центра масс, используются специальные устройства: система управления ориентацией и стабилизацией. Её функции не ограничиваются лишь обеспечением стабильности космического аппарата после его отделения от ракеты–носителя или разгонного блока; она также отвечает за уменьшение угловых скоростей, которые могут возникнуть в этот момент. Важная роль системы заключается в выравнивании связанных с космическим аппаратом осей относительно системы координат, связанной с орбитальным движением; это критично для надлежащего функционирования спутника, особенно во время его свободного полета. Система также гарантирует поддержание спутника в нужной ориентации, соблюдая установленные угловые параметры.

Название устройства, "усилитель–преобразователь", часто служит обобщающим термином. Также оно может функционировать в качестве независимого аппарата. В определенных случаях функционал преобразования возлагается на управляющий блок. При этом, встроенные системы цифровых вычислений, как правило, оборудованные на борту (БЦВМ), обеспечивают обработку и хранение вычислительной логики, необходимой для управления потоками обширных данных.

Работа БКУ может быть представлена в виде замкнутой структурной схемой. Эта схема приведена на рисунке 2.2.

На бортовой комплекс управления поступают команды с наземного комплекса управления (НКУ). Поступающая на АФУ, информация с командами управления, через БРК направляется на блок управления. Затем с блока управления передаются управляющие команды на бортовые системы и исполнительные органы. В свою очередь СИО изменяют положение корпуса КА относительно центра масс. через АФУ на наземные пункты передается информация о

состоянии систем и корпуса спутника. Сбором этой информации занимается система РТМ. Схема, соединяющая блок управления (БУ), инерциальные устройства (ИУ), системы информационного обеспечения (СИО) и корпус, функционирует на принципах негативной обратной связи в качестве циркулярной системы. Эти измерительные инструменты обеспечивают отслеживание расположения космического аппарата, проводят их проверку по предустановленным параметрам и направляют объединенный сигнал к блоку управления.

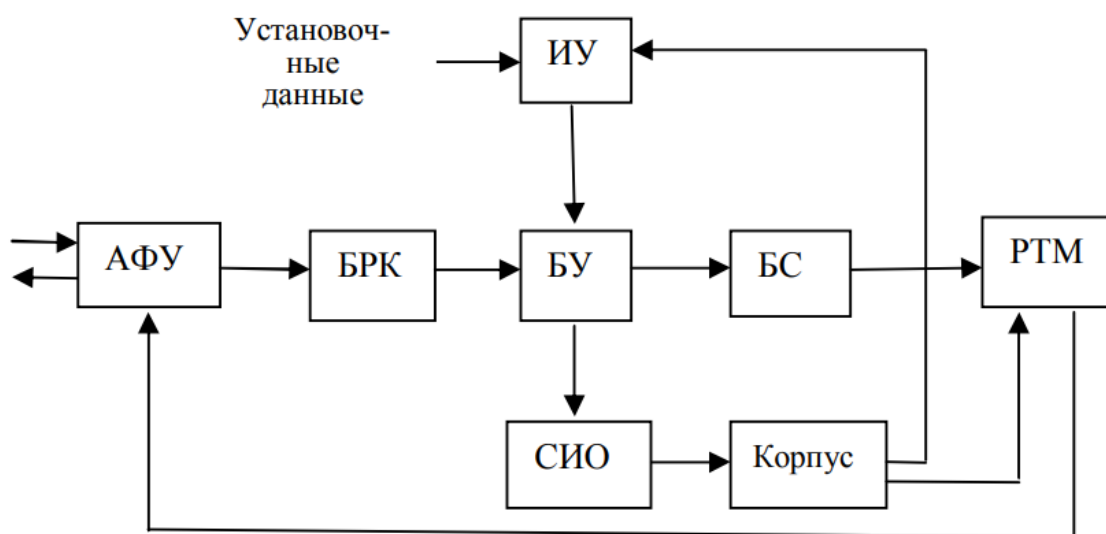


Рисунок 2.2 – Структурная схема работы БКУ

В системе бортового управления работают различные компоненты, включая системы электропитания, терморегуляции и ориентации, все они получают инструкции от основного контрольного блока. Хотя на схеме это не отображено, преобразователи играют ключевую роль в передаче команд между разными элементами системы. Эти элементы занимают большой объём и имеют значительную массу. Впоследствии в показателях основных элементов, представленных в таблицах и схемах, учитываются их массовогабаритные и другие характеристики.

Бортовой стандарт времени на борту (БСВ) обеспечивает строгую синхронизацию времени и команд управления. В его работе ключевую роль играют принципы, интегрированные в систему управления.

При определении общей массы системы бортового контрольно–управляющего оборудования (БКУ) необходимо интегрировать в расчет вес кабелей и всех элементов. Важно отметить, что общее количество каналов управления влияет на итоговый расчет массы. В сценарии с трехканальным управлением для достижения ориентации объекта, как правило, достаточно осуществлять угловую стабилизацию только для двух из них.

Необходимая эффективность управления и общая масса систем управления напрямую влияют на то, какие исполнительные элементы будут выбраны. Для систем управления важно соответствие всем необходимым критериям, в числе которых стоят точность позиционирования, стабильность угловых скоростей и изменение скорости. Снизить общую массу позволят двигатели–маховики. Эти устройства обеспечивают достаточную точность ориентацию. Если высокая точность ориентации не требуется, то целесообразно использовать устройства магнитно–гравитационной стабилизации.

Исполнительные органы определяют тип СОиС. На рисунке 2.3 представлена схема классификации систем ориентации и стабилизации космического аппарата. В то время как активные системы полагаются на использование звездных и солнечных сенсоров, пассивные системы осуществляют удержание ориентации без вмешательства сложных механизмов, опираясь на естественные свойства самобалансировки.



Рисунок 2.3 – Схема классификации СОиС

Название исполнительные органы относится к аппаратам, которые оказывают прямое воздействие на управляемый объект в рамках системы управления. Этими устройствами могут быть как исполнительные двигатели, так и регулирующие органы.

В разрабатываемом малом спутнике оперативного радиационного мониторинга земли будет использоваться простейший бортовой комплекс управления, состоящий из:

1. СУБА (система управления бортовой аппаратурой)

1.1. АФУ (антенно–фидерные устройства);

1.2. БРК (бортовой радиокomплекс);

1.3. БУ (блок управления);

1.4. РТМ (радиотелеметрия);

2. СО (система ориентации):

2.1. ИУ (измерительные устройства);

2.2. БУ (блок управления);

2.3. СИО (система исполнительных органов);

2.4. РТМ (радиотелеметрия);

2.5 Магнитный стабилизатор.

Измерительным устройством будет являться датчик солнца для определения положения спутника относительно вектора движения.

Исполнительных органов по типу двигательная установка в составе БКУ КА не требуется так как вывод на орбиту будет осуществляться посредством блока выведения.

Ориентация и стабилизация будет осуществляться с помощью магнитного стабилизатора и трёхосевая система гироскопов–маховиков.

2.5 Система стабилизации

Система стабилизации будет состоять и магнитометра и трёх гироскопов–маховиков установленных по трём осям.

Устройство магнитного стабилизатора состоит из следующих составляющих: магнитоприводы, магнитометр и периферийный адаптер.

Эффект электромагнитной индукции является основополагающим в устройстве индукционных магнитометров. Когда сердечник периодически подвергается намагничиванию и в конечном итоге достигает насыщения под воздействием помех вспомогательного переменного поля, это вызывает постепенные изменения в его магнитной проницаемости. В таких условиях, протекание магнитного потока через катушку, используемую для замеров, приводит к соответствующим изменениям в магнитном сопротивлении этой катушки за счет взаимосвязи этих двух явлений.

Устройства для обнаружения геомагнитного поля на основе ферромагнитной индукции выполняют функцию ключевых сенсоров в устройствах для измерения магнитных полей. Эти приборы также известны, как иницирующие измерительные узлы. Основная часть такого узла включает в себя три ферритовых зонда, расположенные вдоль трех взаимно перпендикулярных осей спутника или иного космического судна. Рабочий принцип ферритовых зондов базируется на реагировании на магнитную активность ферромагнетика, который подвержен влиянию сочетания двух магнитных полей, каждое из которых характеризуется своей уникальной частотой.

Магнитопривод включает в себя комбинацию электрических компонентов и механизмов, генерирующих магнитные поля для индукции токов. Электромагниты, определяются несколькими ключевыми параметрами: их вес, размеры, генерируемый магнитный момент, и энергетические потребности. Основным материалом, применяемый для создания сердечников в подобных устройствах, представляет собой сталь с маркировкой 10850. Магнитоприводы с магнитным моментом до $400 \text{ А}\cdot\text{м}^2$. способны развивать управляющий момент более $0,01 \text{ Н}\cdot\text{м}$, но для этого требуется правильное расположение относительно вектора магнитной индукции B . Если магнитопривод имеет сердечник длиной $0,7 \text{ м}$ и массой $1,3 \text{ кг}$ то он сможет создавать магнитный момент $100 \text{ А}\cdot\text{м}^2$.

Алгоритмы управления магнитной системой содержатся в периферийном адаптере. Этот элемент интегрирован в комплексную систему ориентации. В нем имеется микроэлектронное устройство, задача которого – анализ данных, взаимодействие посредством обмена информацией, непрерывное мониторинг и проверка функций через испытания. Связь между магнитным датчиком и приводом устроена через специальный узел.

2.6 Антенно–фидерные устройства

На борту космического аппарата используются приёмо–передающие АФУ входящие в состав таких систем:

- телеметрической системы;
- навигационной системы;
- радиолинии передачи целевой информации (РЛЦИ);
- межспутниковая связь;
- специальных систем.

Система радиотелеметрии задействована для сбора сведений об условиях работы космического аппарата и его внутренних систем. Разнообразные характеристики, такие как:

- рабочие режимы;
- уровень напряжения источников энергии;
- температурные показатели;
- давление внутри отсеков;

Также информация, полученная от спутниковой навигационной системы и текущее бортовое время, отражают работу бортовых систем космического аппарата и передаются на землю с помощью этой системы.

Для управления внутренними системами космического аппарата и точного определения его маршрута необходимо собирать различные типы информации. Для этой цели служат наземные приемные пункты с телеметрическими установками, входящие в структуру ИП НКУ, которые распределяются вдоль пути следования космических аппаратов. Получаемая ими информация трансформируется в формат, пригодный для работы центров управления полетом или

навигационно–контрольных узлов. Кроме того, эти телеметрические данные играют важную роль в процессе диагностики состояния космического аппарата перед его отправкой в полет.

Навигация КА в пространстве представляется с помощью таких величин как:

- вектора магнитного поля Земли;
- вектора направления на Солнце;
- вектора направления на определенные звезды;
- вектора по направлению к центру Земли;
- навигационных параметров глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) GPS и ГЛОНАСС;
- навигационных параметров инерциальной навигационной системы (ИНС).

В систему навигации на данный космический аппарат будет установлено два солнечных датчика (ДНС–Т; и две антенны автономной системы навигации (АСН).

РЛЦИ КА предназначена для:

- приёма цифровой информации от целевой аппаратуры;
- формирования цифровых потоков заданной структуры.

Для формирования потока информационной производительности в 10МБ/с достаточно установить две зеркальные антенны сантиметрового диапазона.

3 БЛОК РАДИАЦИОННОГО МОНИТОРИНГА

3.1 Разработка телескопа–спектрометра

Для должного обеспечения радиационного мониторинга на малый спутник должно быть установлено соответствующее научное оборудование. В состав научного оборудования должен быть включён детектор потока частиц. Таким детектором в разрабатываемом целевом оборудовании будет являться спектрометр протонов и электронов.

Разрабатываемое оборудование, будет включать в себя ряд спектрометрических модулей, а также централизованный узел для анализа данных. Каждый спектрометр планируется сконструировать как самостоятельную часть с собственным корпусом.

В основе конструкции спектрометрического блока лежит специальная конфигурация датчиков, упорядоченных в колонну на одной прямой. Палитра датчиков представлена не только полупроводниковыми детекторами разнообразной толщины, но и сцинтилляционными детекторами. Подобные системы получили широкое распространение в комплексах для исследований радиации [5].

Рассмотрим схему такой аппаратуры подробнее.

В основе спектрометрической аппаратуры лежит оптическое устройство, аналогичное телескопу, объединяющее два комплексных полупроводниковых сенсора, каждый из которых разделён на семь отдельных измерительных элементов. Эти два сенсорных массива работают в унисон, проходя одинаковое количество циклов, благодаря чему формируются сорок девять отдельных телескопических каналов с ограниченным полем зрения, что способствует исключительной точности в расчёте траекторий движущихся частиц. Эта высокая степень детализации позволяет с надёжностью устанавливать небольшие отклонения углов прохождения частиц сквозь материал. Это свойство даёт возможность обойтись без использования координатного детектора, который определяет угол, под которым ядро проходит через детектор.

Разумно разместить несколько измерительных приборов с варьируемой толщиной оболочки, так как изредка, но требуется определять потери частиц, которые зависят от размера защитного барьера. [3]. Схема телескопа показана данного устройства приведена на рисунке 3.1.

В некоторые моменты нужно знать движение электронов в диапазоне 2–4 МэВ. Это необходимо из-за возможной электризации аппаратуры. Это происходит из-за появления кратковременных их потоков большой интенсивности, которые, что может привести к внутренним пробоям, и в следствии, к сбоям во всей работе аппаратуры.

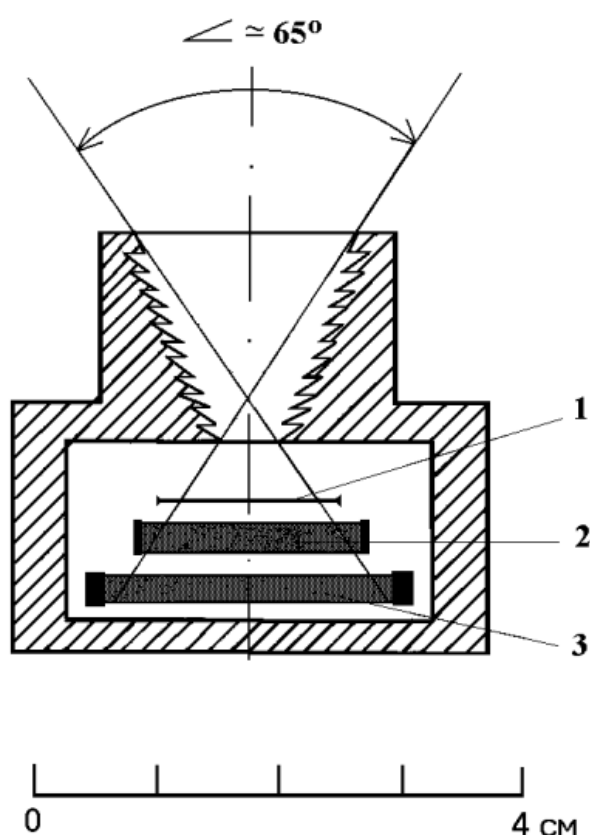


Рисунок 3.1. – Устройство спектрометрического модуля, формирующего сигнал на датчике 2, если частицы на датчики 1 и 3 не попадают

Но такие телескопические детекторы, предназначенные для регистрации электронных потоков, весьма неэффективны в условиях присутствия релятивистских заряженных частиц. Проблема заключается в том, что при фиксации электронов вторым детектором, данные первого и третьего детекторов не

демонстрируют согласованности в результатах. К тому же, этот же детектор фиксирует и частицы средней и высокой энергии, которые достигают его после траектории по боковым маршрутам, минуя обходные экраны телескопа.

Для решения поставленной задачи подойдёт использование телескопа, функционирующего по механизму попаданий и антипопаданий. Для реализации этого механизма необходимо в конструкцию телескопа добавить защитный «стакана», направленного против совпадений вокруг сенсора, приведет к избытку при высокой интенсивности потока частиц, из-за расширенного геометрического охвата. Такая конструкция прибора обладает способностью исключать регистрацию частиц, которые могли проникнуть через боковые участки прибора.

На рисунке 3.2 показана модель, основанная на проведенном анализе. В данной модели телескопа фиксация электронов с энергетическими показателями от 2 до 4 МэВ происходит за счет синхронизации сигналов в спектральных областях D2 и D4, при этом сигналы в детекторах D3 и D5 должны быть ниже установленного предела. Для избирательного обнаружения в диапазоне D2 используется детектор с толщиной в 1 мм, и применяются вероятностные функции для оценки распределения энергии, испускаемой электронами.

Зарегистрированные частицы делятся на электроны и ионы входящей в состав спектрометра системой логической селекции, которая работает по принципу попаданий и антипопаданий электрических импульсов от различных детекторов.

Отбор и обработка данных осуществляется общим блоком управления данных (блок обработки целевой информации).

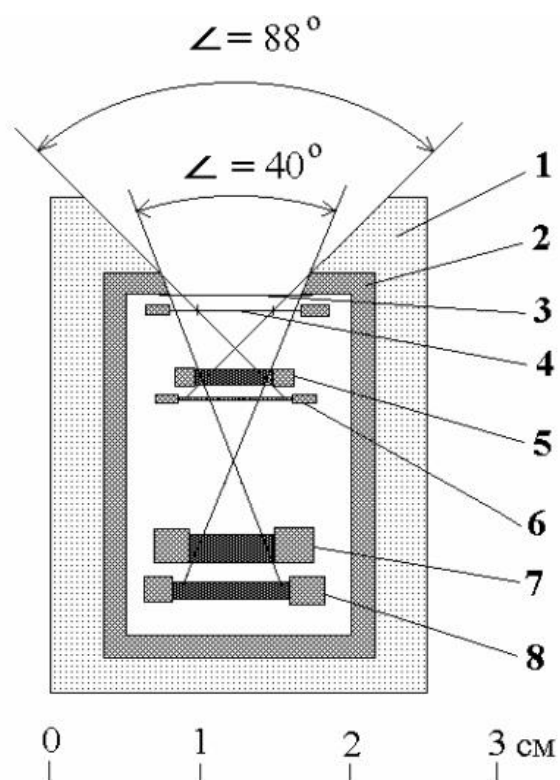


Рисунок 3.2 – Схема блока телескопа–спектрометра основанного на принципе попаданий и антипопаданий: 1 — защита из оргстекла; 2 — алюминиевый корпус; 3 — фольга из алюминия; 4 — детектор толщиной 30 мкм (D1); 5, 8 — детектор толщиной 1 мм (D2, D5); 6 — детектор толщиной 300 мкм (D3); 7 — два детектора с толщиной по 2 мм или один детектор толщиной 4 мм, соединённые параллельно (D4)

3.2 Варианты ориентации целевой аппаратуры

Применив широкоугольный детектор с полем зрения $\Omega = 2\pi$, будет невозможно разделить измеряемые потоки частиц. Поэтому проблема всенаправленности потоков частиц также является критически важной для данной схемы измерений.

Наиболее простое решение этой проблемы это — использовать несколько разнонаправленных спектрометрических блоков. Полученные данные с датчиков нужно аппроксимировать по питч–углам распределения потоков. Это позволит использовать функцию $j \approx \sin^A \alpha$ для обработки полученной информации от их измерений и рассчитать всенаправленный поток.

Наиболее простой схемой установки будет являться четырехкомпонентная детектирующая система, ориентированная таким образом, что поля зрения трех детекторов выстроены вдоль ортогональных осей Декартовой системы координат. В то время как четвертый детектор расположен параллельно главной диагонали куба, сформированной на базе декартовых осей (рисунок 3.3а). Полученный угол между осями первых трёх и четвертого диагонального спектрометров составляет около 55° . Таким образом аппаратуры телескопов почти не заходят друг на друга. Чтобы обеспечить наблюдение за сектором телесного угла, уложившись в его квадрант, нужно разместить один из спектрометров параллельно магнитным линиям.

Точность вычислений всенаправленности потоков зависит от точных данных о положении детекторов, что требует присутствия магнитометра на борту космического аппарата для обеспечения соответствующей информации об ориентации.

На рисунке 3.3 приведены несколько возможных схем установки спектрометрических блоков.

На рисунке 3.3б приведена схема оптимизации установки спектрометров. В этой схеме используется активная трёхосевая ориентация КА.

Ещё один вариант установки приведён на рисунке 3.3в: два – три спектрометра установлены так чтобы сформировать сектор полусферы. С помощью вращения КА получим охват поля зрения до пространственного угла $\Omega = 2\pi$.

В данной работе будем рассматривать первый вариант ориентации телескопов (рисунок 3.3а), как самом эффективном.

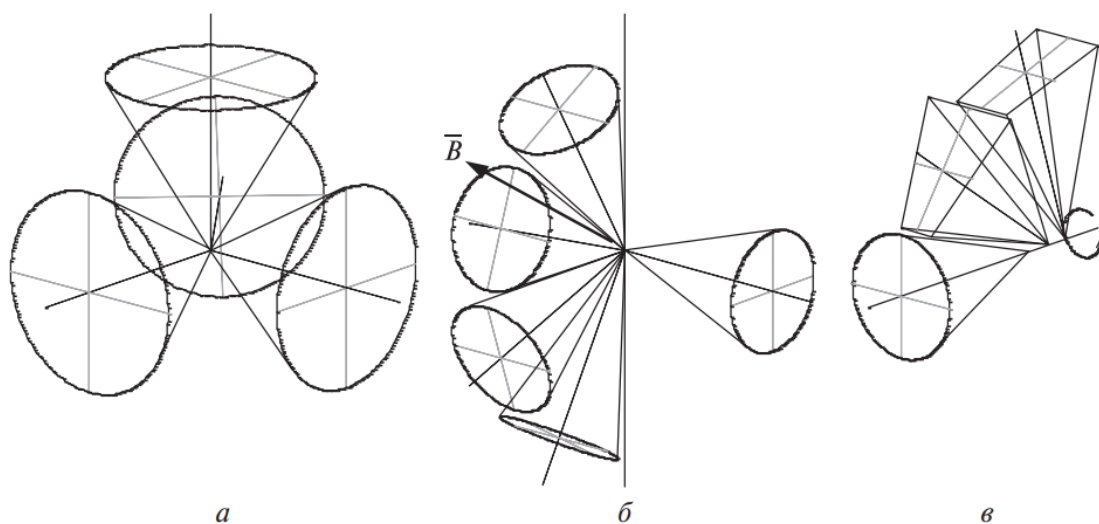


Рисунок 3.3 – Конфигурации расположения приборов: а – три спектрометра расположенных согласно трем осям Декартовой системы координат, в то время как четвертый расположен по направлению основной диагонали куба; б – центральная ось спутника круглой формы, в перпендикулярной ориентации к линии экватора. Ось первого прибора находится под прямым углом к данной плоскости и центральной оси. Дополнительные спектрометры располагаются в плоскости магнитной индукции, обеспечивая угол зондирования в 35 градусов; в – 3 спектрометра для сканирования поля зрения, которое аналогично форме «полусферического сектора», и путём вращения спутника вокруг его оси реализуется возможность всестороннего наблюдения за половиной сферы.

4 КОНСТРУКЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

4.1 Компоновка МКА

Компоновка КА включает в себя размещение составных частей КА в необходимом контуре. Этот контур задаётся располагаемым внутри КА объемом.

Компоновка включает:

- 1) выбор геометрической формы КА и его элементов;
- 2) группирование бортового оборудования;
- 3) распределение элементов бортовых систем на КА;
- 4) выбор несущего комплекса КА;
- 5) расчет инерционно–массовых характеристик;
- 6) определение зоны размещения КА.

При разработке спутника особое внимание уделяется созданию трехмерной модели и схем, отражающих ключевые элементы, структуру и взаимосвязи между основными частями аппарата. Эти схемы и модели являются визуальными инструментами, которые демонстрируют структурное устройство и размещение этих элементов внутри космического аппарата. При этом нет необходимости разрабатывать полную конструктивно–компоновочную схему если уже имеется законченная 3D модель. В процессе разработки удобно делить компоновочные задачи на внутреннюю и внешнюю компоновки: внутренняя размещает все элементы внутри корпуса, внешняя, соответственно, снаружи корпуса.

Важно подчеркнуть, что при проектировании космического аппарата его особенности в разной мере обусловлены размещением элементов. Противоречивость предъявляемых требований также вносит сложности в процесс компоновки. Чаще всего при создании компоновки КА возможно множество различных решений. Качество итогового аппарата сильно зависит от этого выбора компоновочной схемы. Итоговое решение тщательно проверяется на правильность решений, относящихся к компоновке. Используют сложные модели САПР для осуществления такой проверки.

Обеспечение работоспособности целевой аппаратуры является первоочередной задачей при создании компоновочной схемы. Поэтому необходимо заранее знать точные требования по установке целевой аппаратуры. Ещё стоит отметить, что компоновку следует продумывать для различных условий эксплуатации (полёт, выведение, транспортировка и т.д.). Это связано с тем, что при создании компоновки не всегда есть возможность получить всю информацию об эксплуатационных условиях аппаратов.

В процессе разработки компоновки космического аппарата крайне важно уделить внимание ряду ключевых моментов:

1. Регулировка расположения КА: включает управление его ориентацией во время полета по отношению к Земле и направлению движения;

2. Эффективность специальных систем: необходимо гарантировать бесперебойную работу всех установленных систем;

3. Направление и видимость оборудования: обеспечить, чтобы оборудование для мониторинга и наблюдения было нацелено на определенные точки в техническом задании, и чтобы его обзор не перекрывался аппаратурой самого космического аппарата;

4. Защита критических компонентов: необходимо предусмотреть меры защиты для оптического оборудования и солнечных батарей от вредного влияния выбросов топлива;

5. Соответствие размеров: следует убедиться, что размеры КА соответствуют параметрам габаритам аппаратуры, предназначенной для его вывода в космос;

6. Совместимость с транспортировкой: Размеры КА должны быть согласованы с возможностями транспортировки его наземными транспортными средствами;

7. Решение ключевых задач: уменьшение веса и габаритов бортовых систем;

8. Оптимизация космического корабля как системы управления: снижение инерционного момента; сокращение дистанции между центрами тяжести и

давления на протяжении полета; реализовать самостабилизацию в течение неактивных фаз полета;

9. Нормы нагрузок, выдерживаемых на всём периоде существования.

10. Определенный режим температур;

11. Эффективность процессов сборки и разборки во время производства и эксплуатации;

12. Напряженно–деформированное состояние конструкции во время наземных операций не должно превышать эксплуатационные значения;

13. Технологические ограничения и требования;

14. Характеристики корпуса как живучесть, прочность и т.д.

Вычислив массы и размеры компонентов космического аппарата, производится размещение элементов в соответствии с их назначением и параметрами. Внутреннее пространство корабля займут системы жизнеобеспечения, контрольно–вычислительные блоки и прочие устройства, такие как аккумуляторные батареи, электронное оборудование и механизмы управления. В то время как на внешней части корпуса будут размещены: антенны, солнечные датчики, солнечные панели, радиаторы, целевая аппаратура по радиационному мониторингу.

4.2 Построение конструктивно–компоновочной схемы

4.2.1 Выбор формы корпуса

Корпус космического аппарата будет выполнен из сплава алюминия АМгб в форме восьмиугольной призмы. Габаритные размеры корпуса: высота – 865 мм; ширина – 490 мм.

Конструкция корпуса (рисунок 4.1) состоит:

– Из пяти восьмиугольных панелей: две идентичные панели – верхняя и нижняя, две идентичные промежуточные панели для закрепления солнечных батарей и радиаторов СОТР; одна дополнительная панель для крепления солнечных батарей и спектрометров. Спектрометры и аппаратура, размещённая внутри корпуса, будут крепиться к этим панелям. Промежуточные панели имеют

техническое отверстие по центру для проведения коммуникаций. Дополнительная панель имеет внутренние стенки для крепления аппаратуры и коммуникаций;

– Восемью угловых стенок, крепящихся к панелям в углах с помощью болтов М10.

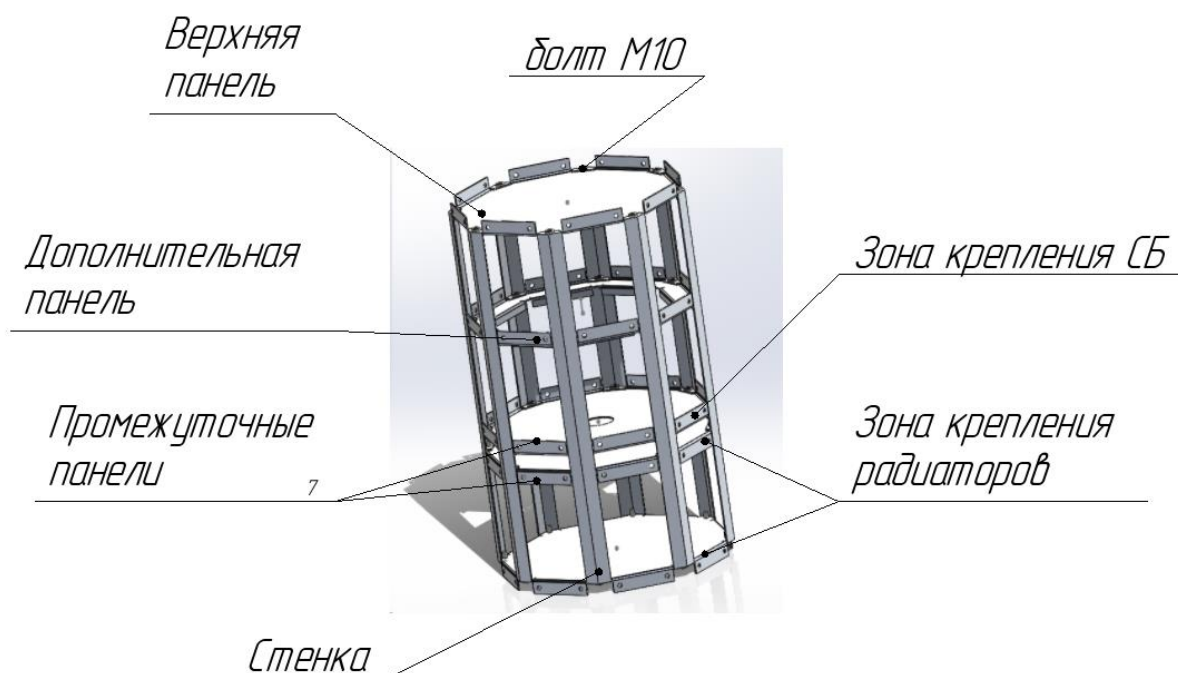


Рисунок 4.1 – Корпус МКА с распределением на зоны крепления СБ и радиаторов СОТР

4.2.2 Ориентация продольной оси и расположение приборов на корпусе МКА

Продольная ось космического аппарата будет направлена по направлению к Земле. В соответствии с такой ориентацией расположение внешней аппаратуры МКА будет следующим:

Солнечные батареи располагаются по периметру корпуса в верхней его части. Солнечные панели имеют габаритные размеры 530 мм и 202 мм. В результате имеем общую площадь всех восьми панелей равную 0,8 м², при расчётной площади солнечной батареи $S_{СБ}=0,63$ м², это обеспечивает запас получаемой электроэнергии от солнечных батарей.

Солнечная панель крепится к корпусу с помощью шести винтов М10. В трёх панелях имеются специальные отверстия для крепления спектрометров (рисунок 4.2).

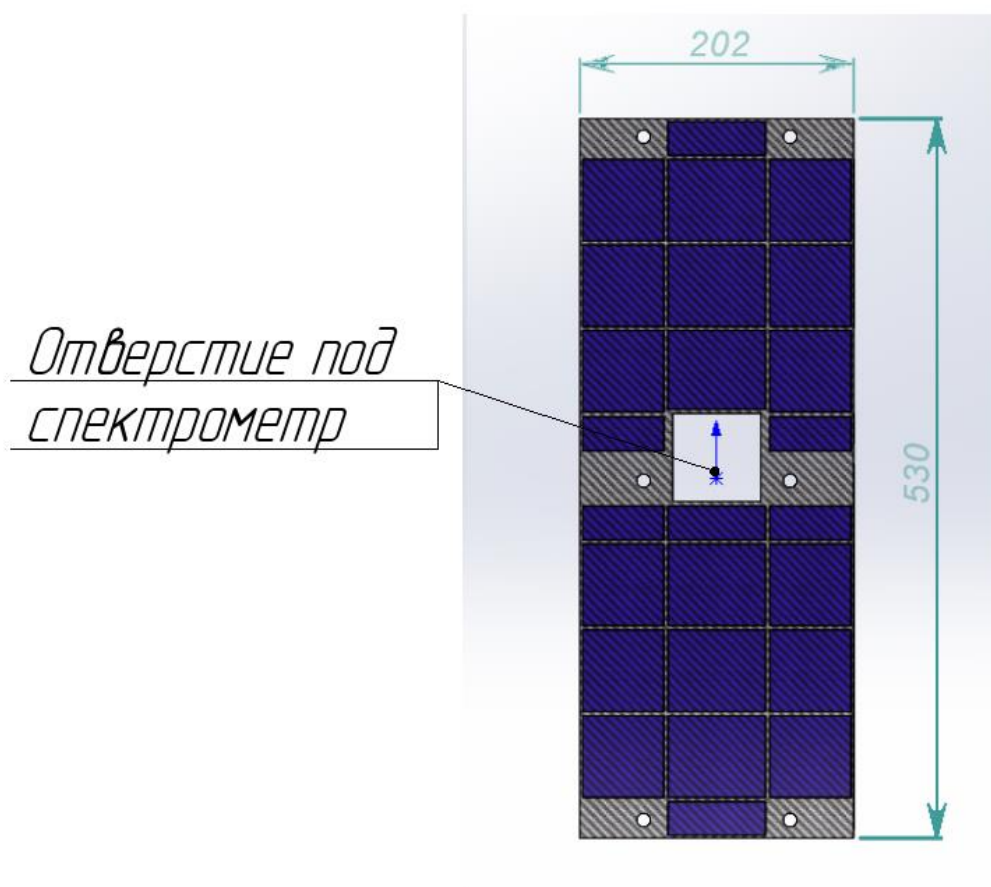


Рисунок 4.2 – Солнечная панель с отверстием под спектрометр

Спектрометры будут размещены примерно на равных расстояниях друг от друга, для более точного получения данных. Два спектрометра будут располагаться на боковых гранях и два на верхней панели.

Согласно схеме на рисунке 3.3а, оси первых двух телескопов, расположенных на боковых гранях будут направлены перпендикулярно продольной оси МКА, угол между их осями 90° . Ось третьего проходит ровно между осями первых двух спектрометров и под углом 55° к продольной оси МКА. Ось четвертого спектрометра совпадает с продольной осью МКА (рисунок 4.3).

Радиаторы СОТР (рисунок 4.4) будут располагаться по периметру МКА по нижней части с помощью болтов М10. Полученная площадь поверхности одной

панели радиатора равна $0,25\text{ м}^2$, площадь восьми таких радиаторов равна 2 м^2 , расчётная площадь поверхности радиаторов $S_R = 1,57\text{ м}^2$, это даст запас по количеству отводимого тепла.

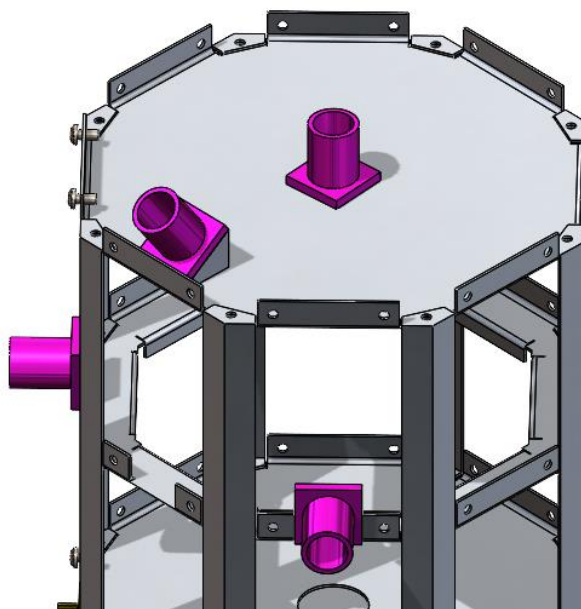


Рисунок 4.3 – Схема расположения телескопов

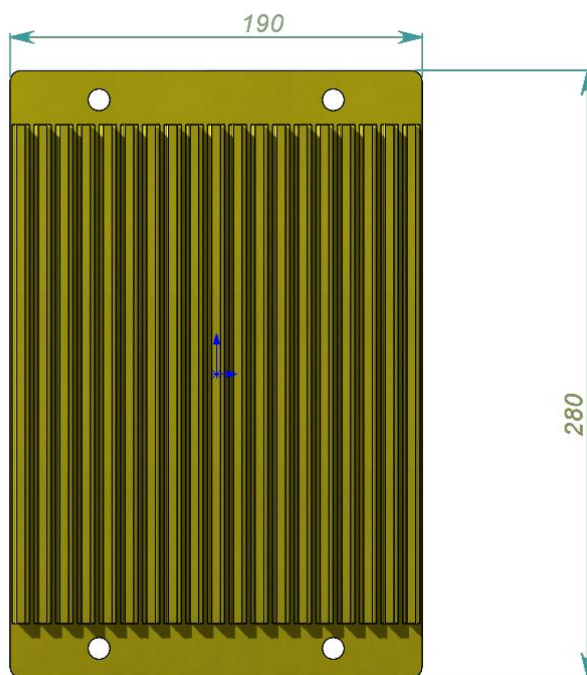


Рисунок 4.4 – Радиатор СОТР с габаритными размерами

Антенно-фидерные устройства разместим на нижней панели по направлению к земле.

Две антенны автономной системы навигации и две зеркальные антенны сантиметрового диапазона системы РЛЦИ КА будут размещены попарно друг напротив друга, образуя квадрат (рисунок 4.5).

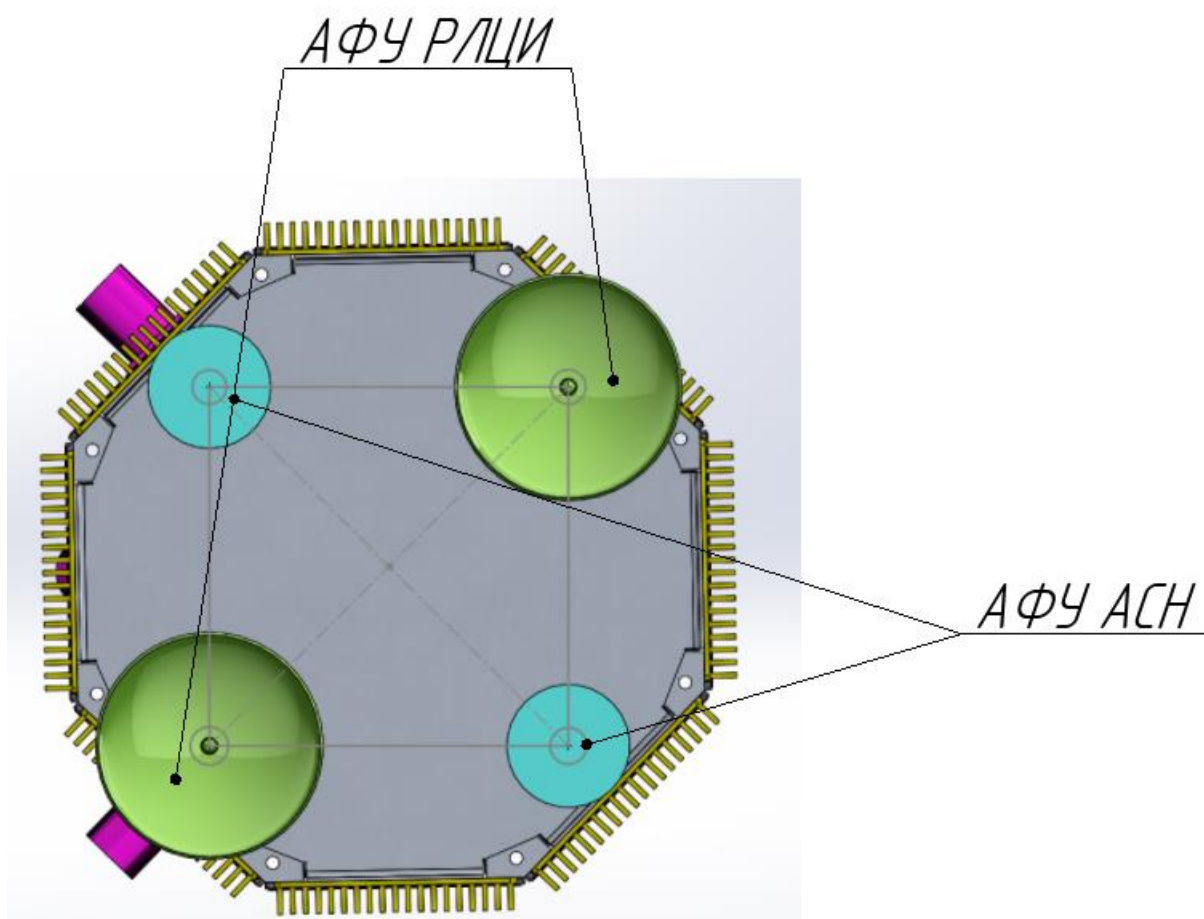


Рисунок 4.5 – Расположение АФУ на МКА

Два солнечных датчика расположим на верхней панели с противоположных сторон.

Исходя из всего выше сказанного можно построить конструкцию малого спутника оперативного радиационного мониторинга с внешними элементами аппаратуры. Внешний вид малого спутника приведён на рисунке 4.6. Цифрами

обозначено: 1 – спектрометры; 2 – солнечная батарея; 3 – радиатор СОТР; 4 – солнечные датчики; 5 – верхняя панель.

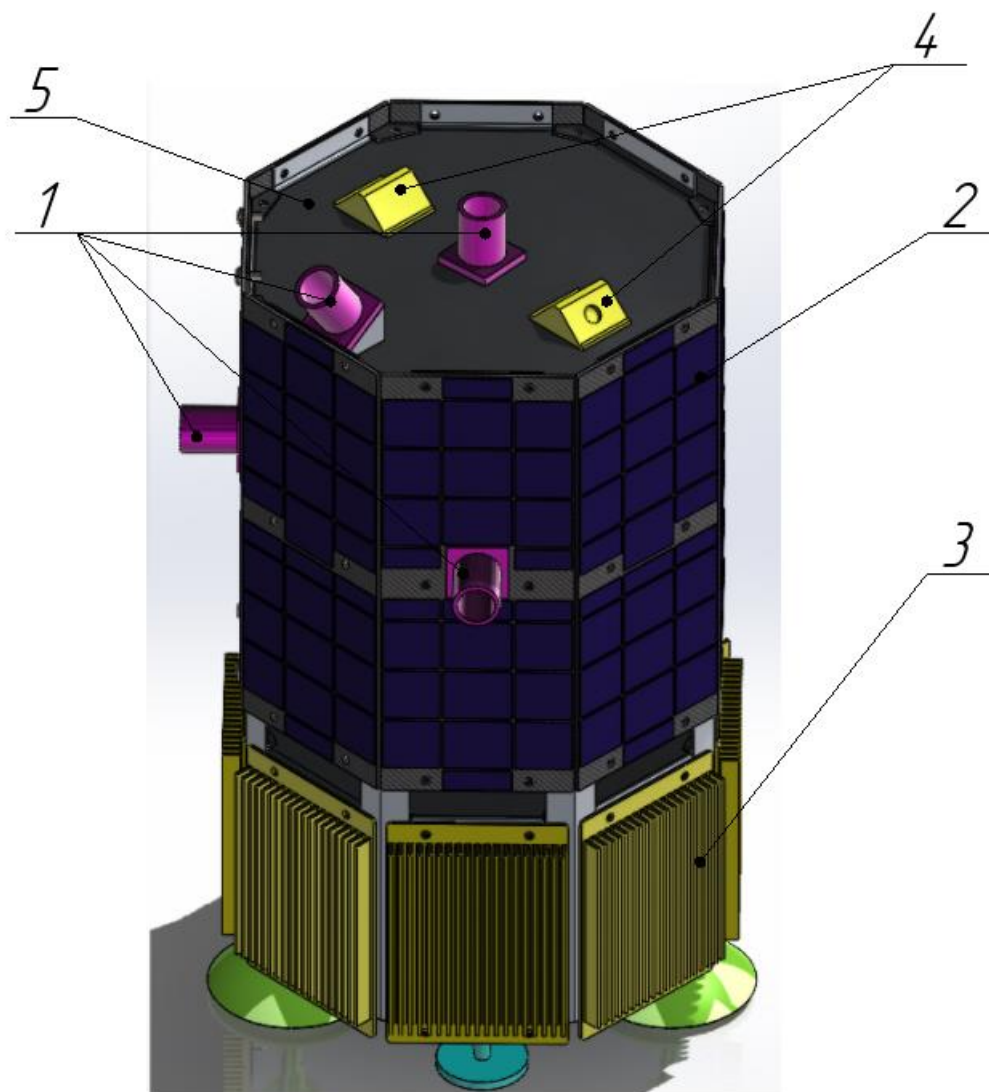


Рисунок 4.6 – Внешний вид МКА оперативного радиационного мониторинга ОКП

4.3 Внутренняя компоновка МКА

Разместим аппаратуру, находящуюся внутри корпуса МКА.

Аккумуляторная батарея является одним из самых нагреваемых элементов, поэтому разместим его в зоне крепления радиаторов, на промежуточной панели.

Стенки корпуса АБ параллельны панелям радиаторов СОТР.

Блок управления разместим по центру верхней панели.

Блок обработки целевой информации будет находится на внутренней стенке дополнительной панели между двух спектрометров.

Блок телеметрии и передачи информации будет включать бортовой радио-комплекс и элементы радиотелеметрии. Его целесообразно разместить рядом с АФУ, поэтому расположим этот блок по центру нижней панели.

Три гироскопа–маховика изменяют угловую скорость и углы наклона. Важно правильно сориентировать устройство чтобы оно правильно фиксировало изменение угла в трёх плоскостях. Первый гироскоп разместим их на стенке дополнительной панели с противоположной стороны от блока обработки целевой информации. Второй разместим также на стенке дополнительной панели в 90° от первого. Третий разместим на промежуточной панели между спектрометрами.

Магнитометр целесообразно разместить по центру космического аппарата. Для установки Магнитометра будет на промежуточной панели установлен специальный стол чтобы магнитометр находился по центру спутника. Продольная ось магнитометра должна совпадать с продольной осью КА. С нижней стороны стола будет находиться блок управление магнитометра (рисунок 4.7).

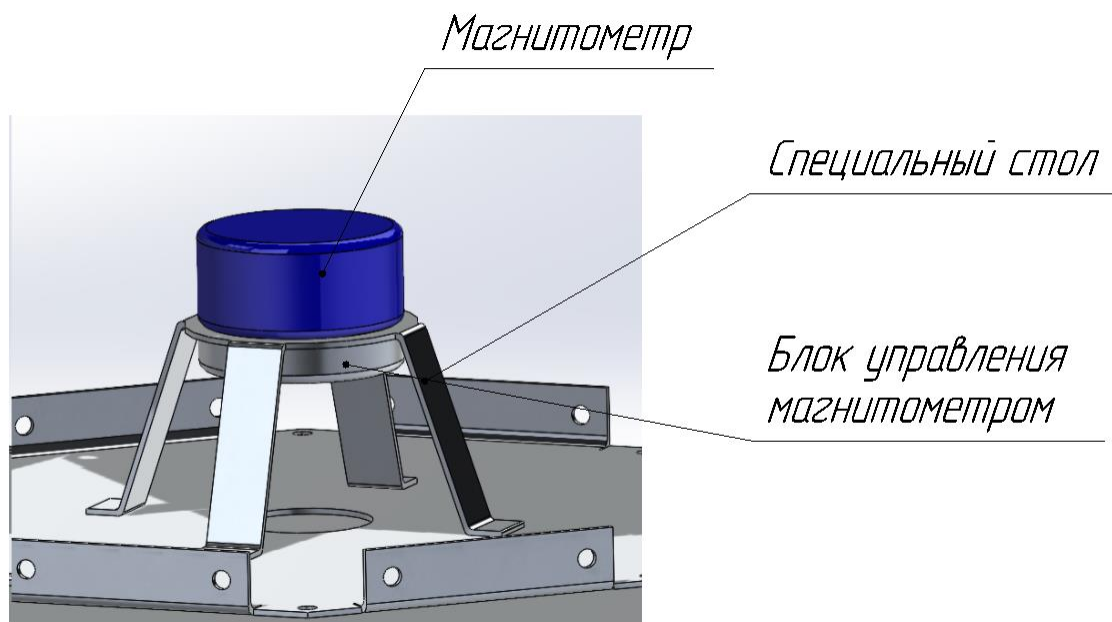


Рисунок 4.7 – Схема установки магнитометра

Итоговая внутренняя компоновка малого космического аппарата оперативного радиационного мониторинга приведена на рисунке 4.8. На рисунке цифрами обозначено: 1 – аккумуляторная батарея; 2 – блок управления; 3 – блок обработки целевой информации; 4 – гироскопы–маховики; 5 – магнитометр; 6 – блок телеметрии и передачи информации.

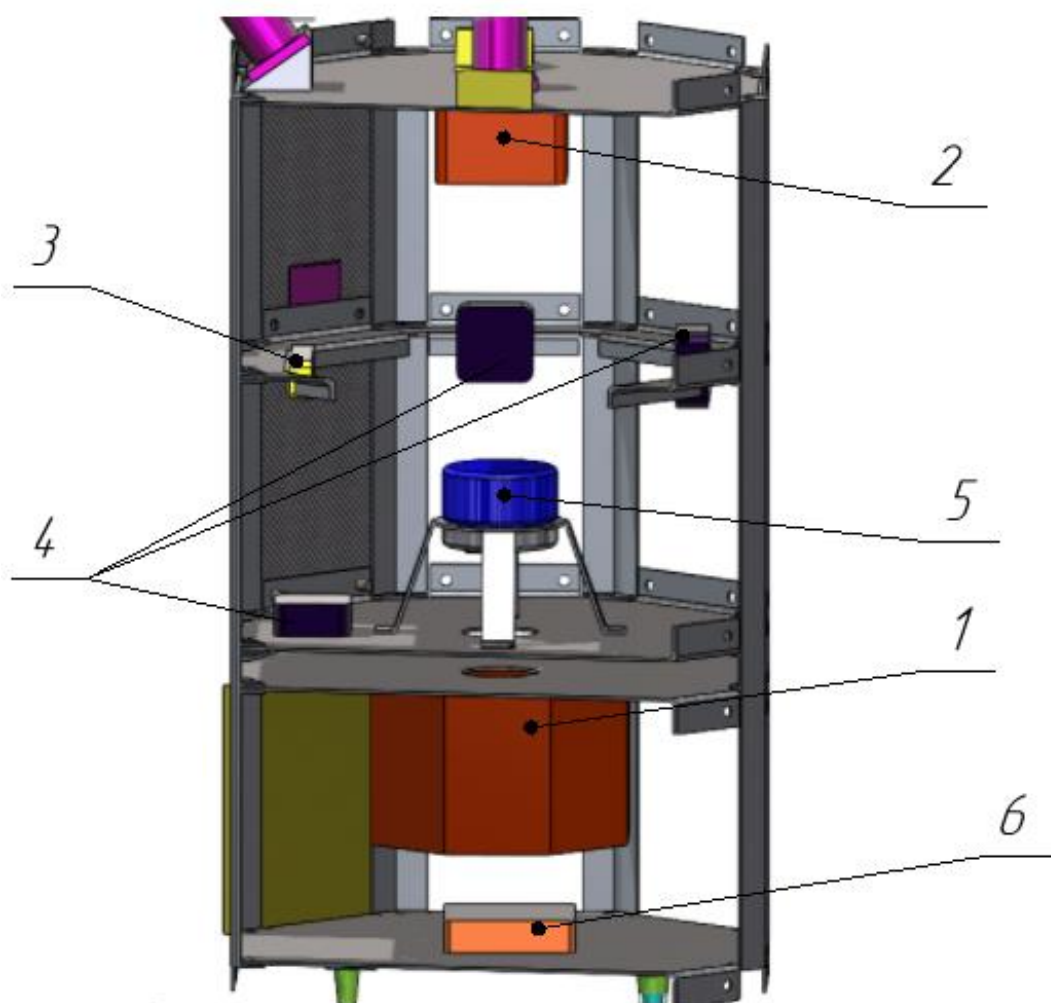


Рисунок 4.8 – Внутренняя компоновка МКА оперативного радиационного мониторинга ОКП

5 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ ПРОИЗВОДСТВА

Производство малого космического аппарата на всём его протяжении должно соответствовать требованиям безопасности, а также соответствовать экологическим нормам.

Наиболее опасным элементом в производстве и эксплуатации рассматриваемого малого спутника будет являться аккумуляторная батарея, состоящая из литий–ионных элементов. В данной главе будет рассмотрен вопрос влияния литий–ионных батарей на окружающую среду, а конкретно электролита, используемого в конструкции данных батарей. Также будет рассмотрен вопрос по предупреждению аварийных ситуаций, связанных с попаданием электролита в окружающую среду.

5.1 Влияние электролита АКБ на окружающую среду в условиях аварийной ситуации

В отличие от других типов аккумуляторов, литий–ионные батареи используют диметилкарбонат в качестве электролита, который представляет собой экологически чистый растворитель. Этот компонент соответствует основным принципам экологически–чистой химии, особенно потому, что начиная с 1980–х годов его производство ведется по методу, не загрязняющему окружающую среду, при этом используя углекислый газ в качестве одного из основных ресурсов. Диметилкарбонат также действует как эффективный реактив в химической промышленности, способный участвовать в метилировании или карбоксиметилировании разнообразных соединений. При этом технология отличается высокой селективностью, требуя лишь незначительное количество катализатора и не приводя к появлению побочных отходов.

Литий–ионные батареи не вредны людям или окружающей среде, но если их неправильно использовать, они могут быть опасны. Это связано с тем, что химические вещества, содержащиеся в литий–ионных батареях, такие как

гексафторфосфатлития и полипропилен и тяжелые металлы, опасны для человека и всей окружающей среды.

Компоненты, находящиеся в использованных литий–ионных батареях, включают в себя несколько опасных элементов и соединений, которые могут вызвать серьезные экологические проблемы и угрожать здоровью человека. В число этих вредных веществ входят:

- побочные продукты разложения электролитов, (например, литиевые соединения: LiPF_6 , LiAsF_6 , LiCF_3SO_3);
- выделяющиеся кислоты;
- различные сольвенты и их распадающиеся элементы (ДМЭ, метанол);
- отработанный литий.

Повреждение окружающей среды обусловлено потенциальными коррозионными характеристиками перечисленных элементов. Процесс утилизации этих аккумуляторов требует специализированных усилий. Они не должны быть удалены со свалки или утилизированы ненадлежащим образом. Отходы литий–ионных аккумуляторов следует отправлять на специальные предприятия, оснащенные для их безопасной переработки и обезвреживания, чтобы предотвратить любой потенциальный вред для окружающей среды и здоровья людей.

Ряд фактов о последствиях неправильной утилизации используемого электролита литий–ионных батарей:

1. Опасности для окружающей среды: Электролит, применяемый в этих батареях, при попадании в окружающую среду способен нанести значительный вред. В своём составе он содержит элементы, представляющие серьёзную опасность, включая токсичные, огне– и взрывоопасные, а также вызывающие коррозию вещества;

2. Риски для здоровья и безопасности: Неосторожное обращение с электролитом может стать причиной критических ситуаций, таких как пожары и взрывы, ставя под угрозу жизнь людей и сохранность их имущества;

3. Влияние на почву, воду, атмосферу: несанкционированный выброс этих веществ нежелателен, поскольку он может вызвать загрязнение различных элементов природной среды, влияя на общее состояние экосистемы.

Неисправные литий–ионные батареи находятся в списке второй категории риска, что подразумевает их высокую степень угрозы здоровью людей, животных и экосистеме. Такая классификация обусловлена содержащимися в батареях опасными веществами, среди которых выделяют марганец и диметоксиметан, что делает обращение с подобными отходами чрезвычайно опасными.

Избыточное количество марганца в организме может привести к проблемам с работой центральной нервной системы, в том числе к повышенной усталости, сонливости и ухудшению функций памяти.

Диметоксиметан — это легковоспламеняющееся соединение, склонное к созданию взрывчатых смесей при контакте с воздухом. Он отличается низкой точкой воспламенения и широким диапазоном концентраций, при которых может произойти взрыв. Это вещество не может быть использовано с сильными окислителями и кислотами из-за риска опасных химических реакций. Кроме того, при взаимодействии с воздухом диметоксиметан способен формировать взрывоопасные перекиси.

5.2 Мероприятия по предупреждению попадания электролита в окружающую среду

В соответствии с ГОСТ 12.2.007.12–88: Система стандартов безопасности труда. Источники тока химические, должны обеспечиваться следующие требования к конструкции:

1. При проектировании изделий необходимо предусмотреть защиту от травмирования рук во время работы с электричеством. Все поверхности должны быть гладкими, без сколов и трещин, а острые углы и края изделий — тщательно обработанными, чтобы избежать порезов;

2. Инструкции по эксплуатации должны включать критически важные данные о предосторожностях, если обозначения не могут быть прямо применены к

их корпусам. Эта информация, должна быть четко оформлена в соответствующих стандартах или технических документах для различных моделей электрических устройств;

3. Готовые изделия должны быть сконструированы таким образом, чтобы предотвратить утечку или разбрызгивание электролита, даже в условиях, когда их подвергают наклонам, ударам или вибрации, что обеспечивается соответствием со стандартами или спецификациями, определёнными для данных типов изделий;

4. Устройства, который в процессе функционирования испускает опасные для здоровья компоненты, обязана быть герметичными. Возможность создания таких изделий с ограниченной герметичностью, если противодействие риску, связанному с выбросами опасных веществ, может быть надежно достигнуто посредством использования защитной экипировки, предназначенной для групп лиц или для отдельных индивидов, как это описано в документации по поддержке и использованию оборудования;

5. Изделия должны быть сконструированы таким образом, чтобы предотвратить любой шанс самовоспламенения или взрыва батареи;

6. Аккумуляторы должны быть спроектированы таким образом, чтобы возможность отслеживания уровня электролита осуществлялась без визуального осмотра, то есть без прямой проверки через отверстия для заливки;

7. Отверстия, предназначенные для заполнения, должен быть выполнены так, чтобы предотвращать выливание электролита при эксплуатации;

8. При проектировании изделий должна быть предусмотрена возможность использовать обычные защитные средства для индивидуального или группового обеспечения безопасности рабочих от кислот, щелочей и других опасных веществ. Это важно во время производственных процессов, обслуживания и работы с электроисточниками;

9. Если изделия интегрируются в различные устройства, их внешние оболочки требуют наличие базовой площадки, способствующей надежному положению. В случае такой необходимости, на этих внешних оболочках следует

предусмотреть специализированные механизмы для их эффективной фиксации в предназначенных для этого ложементах;

10. Изделия, масса которых свыше 20 килограммов, необходимо оборудовать их конструкцию такими механизмами, которые позволят удерживать их двумя руками. Это требование касается не только самого корпуса, но и ручек или иных элементов, предназначенных для переноски, причем их прочность должна соответствовать нормам использования электроисточников. Если же невозможно гарантировать достаточную надежность этих элементов, то нужно использовать специальные контейнеры для транспортировки таких товаров.

Аккумуляторы срок эксплуатации которых подошёл к концу являются серьёзными источниками аварийных ситуаций, вплоть до сильных ожогов и взрывов. Поэтому согласно инструкции по обращению с отходами второго класса опасности "Отходы литий-ионных аккумуляторов неповрежденных", необходимо следовать нижеприведённым правилам.

В ситуациях, когда происходит случайное распространение или разлитие использованных аккумуляторных электролитов, таких как израсходованная серная кислота из аккумуляторов, говорят о чрезвычайной ситуации, связанном с их ненадлежащим обращением.

Для преодоления чрезвычайного происшествия принимаются меры по устранению последствий разлития использованного электролита из аккумулятора. Во время этой операции работающие лица рискуют подвергнуться влиянию токсичных испарений и химических веществ, которые могут вызвать поражение дыхательных путей, химические ожоги кожи или распыление в воздушном пространстве мелких частиц кислоты.

Обязательно следует знать процедуры безопасности и методы оказания первой помощи в случае происшествий, связанных с контактом с электролитом, особенно если речь идет о серной кислоте из аккумуляторов. Те, кто занимаются устранением последствий разливов, должны быть оснащены необходимыми средствами защиты и иметь доступ к источникам для немедленного смывания кислоты, включая проточную воду. Кроме того, руководство должно

гарантировать соответствующие условия труда и следить за тем, чтобы на рабочем месте всегда было всё необходимое для соблюдения норм безопасности работы. Четкое внимание к личной гигиене и знание инструкций по технике безопасности являются ключевыми для предотвращения и быстрого реагирования на несчастные случаи.

Работники, занимающиеся устранением непреднамеренно разлитой использованной аккумуляторной кислоты, должны быть оснащены защитной одеждой и оборудованием для личной безопасности.

Прежде чем приступить к устранению аварии, связанной с утечкой электролита, рабочим необходимо соблюсти строгую процедуру безопасности. Им следует сначала оснастить себя соответствующим обмундированием: надежная спецодежда, включая резиновую обувь, чьи голенища должны быть аккуратно спрятаны под брюки, предназначенные для защиты от кислотных воздействий. Важно убедиться, что одежда не болтается и не мешает движениям. Дополнительная защита в виде резинового фартука, который должен перекрывать верхнюю часть обуви, а также очков и перчаток обязательна. Только после полного снаряжения можно начинать нейтрализацию последствий происшествия.

Аккумуляторную кислоту, которая была случайно разлита, нейтрализуют, используя гашеную известь. Затем эту жидкость собирают и уносят в безопасное место, вне помещения. После уборки контаминированной зоны, ее тщательно промывают водой из-под крана и вытирают до сухости с помощью чистого материала. В завершение процесса очистки, обеспечивают обильный приток свежего воздуха, тщательно вентилируя помещение.

Если появятся симптомы, указывающие на возможное воздействие избыточных уровней сероводорода в атмосфере, следует немедленно покинуть загрязненное пространство и переместиться в зону с чистым воздухом. После этого необходимо тщательно промыть водой открытые участки тела, (лицо и руки), а также прополоскать ротовую полость. Затем важно информировать своего непосредственного начальника о случившемся и без промедления обратиться за профессиональной медицинской помощью.

При подозрении на отравление из-за избыточного содержания гашеной извести в атмосфере, немедленно покиньте помещение, чтобы обеспечить доступ к чистому воздуху. Необходимо тщательно промыть водой лицо и руки, а также прополоскать ротовую полость. После этого нужно незамедлительно сообщить о случившемся своему непосредственному начальству и запросить профессиональную медицинскую помощь.

При пожаре, необходимо сначала позвонить в службу спасения по номеру 01 затем сообщить руководителю. После этого начать тушение пожара доступными огнетушителями и другими средствами пожаротушения.

6 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Необходимо провести оценку экономической эффективности спроектированного малого космического аппарата оперативного радиационного мониторинга в ОКП.

6.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца МКА в линейной постановке

До получения информации о размере партии МКА для выполнения конкретного плана полета, допустимо использовать критерии проектирования в виде производственных затрат непрерывной выборки в условных единицах (у.е.). Эта мера выражается как производственные затраты, связанные с массой полезной нагрузки, или средняя удельная стоимость системы или агрегата.

$$W_4 = \frac{C_{\Sigma}}{m_{nr}} = \frac{\sum_{i=1}^N (C_{то} \cdot m_{тоi} + C_{ду} \cdot m_{дуi} + C_{су} \cdot m_{суi} + C_{пр} \cdot m_{пр})}{m_{пг}}. \quad (6.1)$$

Коэффициенты C_i для различных МКА в зависимости конструкции лежат в диапазонах:

$$C_{то} = 30 \div 300 \text{ ед.ст. / кг};$$

$$C_{ду} = 600 \div 1500 \text{ ед.ст. / кг};$$

$$C_{су} = 5000 \div 12000 \text{ ед.ст. / кг};$$

$$C_{пр} = 2000 \div 10000 \text{ ед.ст. / кг}.$$

Массы $m_{тоi}$ и $m_{дуi}$ не учитываются так как в конструкции МКА отсутствуют двигательные установки и соответственно топливо.

$$m_{су} = 10 \text{ кг} - \text{масса системы управления};$$

$$m_{пр} = 5 \text{ кг} - \text{масса прочих элементов};$$

$$m_{пг} = 20 \text{ кг} - \text{масса полезного груза}.$$

Минимальная стоимость изготовления образца малого космического аппарата в линейной постановке:

$$W_4 = \frac{(6500 \cdot 10 + 5500 \cdot 5)}{20} = 6 = 4625 \text{ у.е./кг у.е./кг.}$$

6.2 Минимальная стоимость изготовления серийного образца КА в нелинейной постановке

Этот критерий используется, когда информация о размере партии космических аппаратов, реализующих данный план полета, отсутствует и предполагается, что сравниваются альтернативные космические аппараты с существенно отличающимися размерами и массогабаритными характеристиками. Для того чтобы вычислить этот показатель необходимо провести обзор массы и энергии:

$$W_5 = \sum_{i=1}^N (C_{Ki} + C_{Дуi} + C_{Суi} + C_{при}), \quad (6.2)$$

где C_{Ki} – стоимость изготовления корпуса космического аппарата;

$C_{Дуi}$ – стоимость изготовления двигательной установки космического аппарата – не учитывается в нашем случае;

$C_{Суi}$ – стоимость изготовления системы управления космического аппарата;

$C_{при}$ – стоимость изготовления прочих элементов космического аппарата.

Корпус разработанного МКА состоит всего из четырёх деталей и не является сложной конструкцией, имеющей сложные формы и несколько отсеков разделённых по назначению. Поэтому стоимость корпуса можно определить по формуле:

$$C_{Ki} = \zeta_K \cdot m_K, \quad (6.3)$$

где ζ_k – удельная стоимость изготовления конструкции из сплава АМгб, равная 45 у.е./кг;

$m_k = 12,5$ кг – масса корпуса.

Получаем:

$C_{ki} = 450 \cdot 12 = 5,4$ тыс. у.е.

Двигательная установка в конструкции малого космического аппарата отсутствует поэтому её масса не учитывается.

Формула для расчёта стоимости системы управления МКА:

$$C_{cy} = 8,5 \left(m_{cy} \cdot 10^{-3} \right)^{0,786} = 230 \text{ тыс. у.е.} \quad (6.4)$$

Формула для расчёта стоимости прочих элементов и систем РБ:

$$C_{pr} = (2 \div 10) m_{pri} = 6 \cdot 5 = 30 \text{ тыс. у.е.} \quad (6.5)$$

Подставим полученные значения в формулу (6.2):

$$W_5 = 5,4 + 230 + 30 = 265,4 \text{ тыс у.е.}$$

6.3 Минимальная стоимость пуска

Этот критерий используется для определения количества космических аппаратов в партии. Чтобы облегчить расчет, можно предположить, что расходы на строительство и эксплуатацию наземных объектов остаются постоянными. В таком случае критерий стоимости запуска будет находиться следующим образом:

$$W_6 = \frac{C_{разр}}{N_n} + C_{изг}, \quad (6.6)$$

где $C_{разр}$ – суммарная стоимость научно-исследовательских работ и опытно-конструкторских разработок;

$C_{\text{изг}}$ – стоимость изготовления серийного образца;

N_n – Объем партии МКА.

Стоимость разработки МКА можно найти по формуле:

$$C_{\text{разр}} = \sum_{i=1}^N C_{\text{су}i}^P + \sum_{i=1}^N C_{\text{ки}}^P + \sum_{i=1}^N C_{\text{при}}^P, \quad (6.7)$$

где $C_{\text{су}i}^P$ – стоимость разработки системы управления МКА;

$C_{\text{ки}}^P$ – стоимость разработки конструкции корпуса МКА;

$C_{\text{при}}^P$ – стоимость разработки прочих систем и элементов МКА;

Формула для расчёта стоимости разработки системы управления:

$$C_{\text{су}i}^P = 10 \cdot C_{\text{су}} = 2300 \text{ тыс. у.е.} \quad (6.8)$$

Формула для расчёта стоимости разработки конструкции корпуса определяется из:

$$C_{\text{ки}}^P = 17 \cdot C_{\text{ки}} = 91 \text{ тыс. у.е.} \quad (6.9)$$

Формула для расчёта стоимости разработки прочих систем и элементов:

$$C_{\text{при}}^P = 10 \div 20 \cdot C_{\text{при}} = 450 \text{ тыс. у.е.} \quad (6.10)$$

Подставив найденные значения в формулу (6.7), найдём стоимость разработки МКА:

$$C_{\text{разр}} = 2300 + 91 + 450 = 2841 \text{ тыс. у.е.}$$

По формуле (6.6) найдём значение минимальной стоимости пуска. Для начала запуска производства количество выпускаемых аппаратов принимается $N_n=1$:

$$W_6 = \frac{2841}{1} + 265,4 = 3106 \text{ тыс. у.е.}$$

Рассчитаем стоимость в рублях. На 21.12.2023 г. курс доллара составляет 90,5 рублей.

Значение минимальной стоимости изготовления в рублях:

$$W_{5 \text{ руб}} = W_{5 \text{ у.е.}} \cdot 90,5 = 24 \text{ млн. руб.} \quad (6.11)$$

Значение минимальной стоимости пуска в рублях:

$$W_{\text{пуск руб}} = W_{\text{пуск у.е.}} \cdot 90,5 = 282 \text{ млн. руб.} \quad (6.12)$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе данной работы был разработан малый космический аппарат оперативного радиационного мониторинга околоземного космического пространства. Малый спутник должен быть выведен на специально подобранную эллиптическую орбиту, где будут измерять потоки протонов и электронов при помощи разработанной системы спектрометрических блоков.

Произведён баллистический расчёт потребной характеристической скорости для перелёта с низкой околоземной орбиты на целевую орбиту. Перелёт будет осуществляться по трёхимпульсной схеме.

В процессе подбора необходимой аппаратуры были просчитаны: минимальные площади панелей солнечных батарей; характеристики аккумуляторных батарей, аккумулятор будет состоять из 12 элементов типа 21700 ёмкостью 5 А·ч; минимальная площадь поверхности радиаторов СОТР.

Составлена схема бортового комплекса управления. В качестве измерительных устройств на космический аппарат будут установлены 2 солнечных датчика и гироскоп. Стабилизация аппарата будет выполняться посредством магнитометра. Подобраны антенно-фидерные устройства для обеспечения навигации и обмена информацией.

Блок целевой состоит из четырёх спектрометров и общего блока обработки данных. Разработана схема телескопа-спектрометра, регистрирующего потоки частиц. Для решения задачи измерения всенаправленных потоков составлена схема ориентации из четырёх спектрометров: три спектрометра расположенных согласно трем осям Декартовой системы координат, в то время как четвертый расположен по направлению основной диагонали куба.

Описана конструкция малого спутника. Космический аппарат будет выполнен в форме восьмиугольной призмы, на внешних гранях которой расположены солнечные панели и радиаторы СОТР.

Составлена конструктивно–компоновочная схема малого космического аппарата. Расположение спектрометров соответствует разработанной схеме ориентации телескопов.

В разделе безопасность и экологичность производства рассмотрены вопросы воздействия на ОС электролита АКБ в условиях аварийной ситуации и мероприятия по предупреждению попадания электролита в ОС.

В экономической части работы произведена оценка стоимости изготовления малого спутника в линейной и нелинейной постановках и стоимость запуска. Стоимость изготовления составляет 265 400 у.е. Стоимость запуска спутника составляет 3 106 000 у.е.

В результате выполнения проекта был разработан малый космический аппарат оперативного радиационного мониторинга околоземного космического пространства, удовлетворяющий заданным требованиям.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1 Алексеев Н. В. Полупроводниковый спектрометр электронов для исследования в космосе / Н. В. Алексеев, П. В. Вакулов, Л. М. Коврыгина // Космические исследования 1974. – Т. 12. Вып. 2. – С. 301–303;

2 Гецелев И. В. Модель пространственно–энергетического распределения потоков захваченных частиц (протонов и электронов) в радиационных поясах Земли. М./ И. В. Гецелев, А. А. Гусев, Л. А. Дарчиева. – Изд. МГУ, 1991. – 241 с;

3 Гецелев И. В. Прибор для контроля радиационной обстановки на борту космических аппаратов / И. В. Гецелев, В. И. Тулупов, Б. Я. Щербовский // Вопр. атомной науки и техники. Серия: Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. – Лыткарино : Акционерное общество "Научно–исследовательский институт приборов", 2006. – № 3–4. – С. 89–91;

4 Гецелев, И. В. Телескоп, предназначенный для регистрации электронов на борту космических аппаратов на фоне потоков релятивистских протонов / И. В. Гецелев, В. И. Тулупов, Б. Я. Щербовский // Вопросы атомной науки и техники. Серия: Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. – Лыткарино : Акционерное общество "Научно–исследовательский институт приборов", – 2007. – № 3–4. – С. 75–77;

5 Панасюк М. И. Оперативный радиационный мониторинг в околоземном космическом пространстве на базе многоярусной группировки малых космических аппаратов / М. И. Панасюк, М. В. Подзолко, А. С. Ковтюх [и др.] // Космические исследования. – 2015. – Т. 53, № 6. – С. 461;

6 McIlwain C.E. Magnetic Coordinates // Space Sci. Rev. 1966. V. 5. № 5. P. 565–584;

7 Сихарулидзе Ю. Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов / Ю. Г. Сихарулидзе. – 3–е изд. (эл.). – Москва : Лаборатория знаний, 2015. — 410 с;

8 Абламейко С. В. Малые космические аппараты : пособие для студентов факультетов радиофизики и компьютер. технологий, мех.–мат. и геогр. / С. В. Абламейко, В. А. Саечников, А. А. Спиридонов. – Минск : БГУ, 2012. – 159 с;

9 Крамлих, А. В. Модульное проектирование микро/наноспутников / А. В. Крамлих. – М–во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун–т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун–т). – Самара, 2010. – 59 с;

10 Лукьященко В. И. Международные тенденции создания и эксплуатации малых космических аппаратов / В. И. Лукьященко, В. К. Саульский, В. А. Шучев // III Международная конференция–выставка «Малые спутники» (г. Королев, 27–31 мая 2002 г.). ЦНИИМАШ. – Королев, 2002. – Кн. 1. – С. 332–348;

11 Никольский В.В. Проектирование сверхмалых космических аппаратов: учебное пособие / В.В. Никольский. – Санкт–Петербург : Балт. гос. техн. ун–т. – 2012. – 59 с;

12 Старосотников Н. О., Федорцев Р. В. Выбор оптимальной конструкции каркаса и компоновки микроспутника для дистанционного зондирования Земли // Приборы и методы измерений, 2014. – №2. – С. 30–38.