Некоммерческое акционерное общество
«АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ ИМЕНИ Г. ДАУКЕЕВА»
Кафедра космической инженерии

«ДОПУЩЕН К ЗАЩИТЕ»
Зав. кафедрой. PhD, доцент, Алипбаев К.А.

_____ « ___ » _____ 2020г.
(подпись)

ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

На тему: Разработка системы энергопитания микроспутников
Специальность 5В074600 – Космическая техника и технологии
Выполнил(а) Уразгалиева Р.А. Группа КТТ-16-1

Научный руководитель PhD, доцент Алипбаев К.А.
_____ « ___ » _____ 2020г.
(подпись)

Консультанты:

по экономической части: к.э.н., профессор Ибришев Н.Н.
_____ « ___ » _____ 2020г.
(подпись)

по безопасности жизнедеятельности: старший преподаватель, Тыщенко Е.М.
_____ « ___ » _____ 2020г.
(подпись)

Нормоконтролер: PhD, доцент Алипбаев К.А.
_____ « ___ » _____ 2020г.
(подпись)

Рецензент: PhD, Рыскалиев Алмат
_____ « ___ » _____ 2020г.
(подпись)

Алматы 2020

Аңдатпа

Бұл дипломдық жұмысы микроспутник электрмен жабдықтау жүйесін дамыту мәселесі қарастырылған. Ғарыштық ортадағы жерсеріктердің мақсаттары мен міндеттері, сондай-ақ микросателлиттердің қандай рөл атқаратындығы және олар қандай мақсаттарға арналғандығы сипатталған. Қуат көздерінің негізгі түрлері, олардың техникалық сипаттамалары мен сипаттамалары көрсетілген. Дамыған микроспутник қуат көзін пайдаланудың техникалық, экономикалық орындылығын көрсететін есептеулер жасалады.

Аннотация

В данной дипломной работе рассматривается вопрос разработки системы электроснабжения микроспутника. Описаны цели и задачи спутников в космической среде, а также какую роль выполняют микроспутники и для каких целей они предназначены. Показаны основные виды источников питания, их технические особенности и характеристики. Проведены расчеты, указывающие на техническую, экономическую целесообразность использования разработанного источника питания микроспутника.

Abstract

This diploma work addresses the issue of developing a microsatellite power supply system. The purposes and objectives of satellites in the space environment are described, as well as what role microsatellites play and for what purposes they are intended. The main types of power sources, their technical features and characteristics are shown. Calculations are made indicating the technical, economic feasibility of using the developed microsatellite power source.

Содержание

Введение 5
1 Понятие микроспутников. Их применение 7
1.1 Малые спутники. Классификация малых спутников. 7
1.1.2 Технические проблемы 8
1.2 Понятие микроспутник 9
1.3 Роль микроспутников 11
1.4 Целевое назначение микроспутников 13
1.5 Орбиты микроспутников 14
2 Электроснабжение спутников и космических аппаратов 15
2.1 Электроснабжение космических аппаратов 15
2.2 Телекоммуникации космических аппаратов 19
2.3 Автоматика системы энергопитания 20
2.4 Постановка задачи в электроснабжении космических аппаратов . 21
2.5 Электроснабжение топливными элементами 23
2.6 Солнечная энергия 23
2.7 Использование тепла и электричества 25
2.8 Использование ядерной энергии 27
2.9 Генератор из троса 28
3 Электроснабжение спутников 30
3.1 Система электроснабжения спутников 30
3.2 Электропитание спутников на примере «Voyager» 39
4 Расчёт системы энергопитания космического аппарата 43
4.1 Составление энергобаланса СЭП КА 44
4.2 Конструкция и принцип действия бесперебойного источника питания 53

4.3 Математическая модель АИБП постоянного тока для микроспутника 62
5 Возможные последствия аварий на объектах позиционного района космодрома, минимизация экологического ущерба 69
5.1 Понятие космодрома. Космодром Байконур 69
5.2 Возможные последствия аварий на объектах позиционного района космодрома 72
5.3 Минимизация экологического ущерба 82
6 Оценка экономической эффективности 86
6.1 Основные технико-экономические показатели создания микроспутников 86
6.2 Анализ и сравнение затрат на микроспутники на примере «СОЮЗ-Сат-О» 88
6.3 Расчёт затрат при проектировке микроспутников 93
6.4 Экономическая оценка целесообразности инвестиций 98
Заключение 106
Список использованной литературы 108

Введение

Система электроснабжения (СЭП) предназначается для бесперебойного питания всех систем космического аппарата (КА) электрической энергией. Вопрос технического и конуструктивного исполнения системы электроснабжения определяет ёмкость ситемы, её габаритные и массовые характеристики, внешний вид, возможности функционала системы, надёжность. Решение данных вопрос напрямую влияет на экономическую эффективность данной системы и её использования в космическом аппарате. Величина массы бортовой системы электропитания беспилотных космических аппаратов составляет в среднем 20-25% от общей массы и объёма спутника и до 30-35% от стоимости затрат на разработку и исполнение спутника в целом. Ошибки в системе и общий выход из строя данной СЭП приводит за собой необратимые последствия главное из которых полных выход из строя всего космического аппарата, в частности систем навигации, передачи данных, что ведет за собой колоссальные экономические потери [19-20].

Существуют также ряд технических и конструктивных требований которые предъявляются при реализации системы электроснабжения космического аппарата:

1. повысить гарантированные удельные характеристики элементов системы электроснабжения в конце срока активного существования;
2. переход на элементы нового типа;
3. повысить ресурсы и стойкость системы электроснабжения при воздействиях факторов космического пространства.

Решение вопросов, поставленных выше обуславливает актуальность данной дипломной работы.

Цель дипломной работы – изучить вопрос системы электроснабжения микроспутника, как следствие повысить энергетическо-массовые характеристики системы электроснабжения космических аппаратов (СЭС КА).

Задачи дипломной работы:

1. Исследование основных схем энергетических установок систем электроснабжения космических аппаратов;
2. Анализ основных типов источников и накопителей электрической энергии, которые используются в системах электроснабжения;
3. Разработка математической модели автономного источника бесперебойного питания (АИБП) постоянного тока, применяемого для обеспечения пикового потребления электрической энергии в составе системы электроснабжения космического аппарата.

1 Понятие микроспутников. Их применение

1.1 Малые спутники. Классификация малых спутников.

Малые спутники – это спутники малой массы и размера, обычно не более 500 кг (1100 фунтов). Данные спутники упоминаются как «малые», а для их классификации по величине массы используют различные обозначения. Спутники, которые построены небольшими по размеру, строились с целью уменьшить большие экономические затраты на ракеты-носители и затраты, связанные со строительством космических аппаратов. Малые спутники, особенно в больших количествах, могут быть более полезными, чем более крупные в особенности для определенных целей – например, для сбора научных данных и дальнейшей её радиорелейной передачи и т.п. Технические проблемы при создании малых спутников могут включать в себя отсутствие достаточного для поддержания долгой жизнеспособности накопителя энергии или места для двигательной установки.

Одним из обоснований миниатюризации спутников является снижение стоимости; более тяжелые спутники требуют больших размеров ракет-носителей с большей тягой, которые также требуют больших затрат при их финансировании. Напротив же, аппараты меньших размеров, т.е. более легкие спутники требуют меньших и более дешевых ракет-носителей и иногда могут быть запущены по несколько раз при необходимости. Они также могут быть запущены в режиме «контрейлерных перевозок», используя избыточную мощность на более крупных ракетоносителях Малые спутники обеспечивают более дешевую конструкцию и облегчают массовое производство.

Еще одна важная причина разработки малых спутников – это возможность задействовать миссии, которые более крупные спутники не могут выполнить, такие как:

1. использование образований для сбора данных из нескольких точек;
2. проверка на орбите больших спутников;
3. университетские исследования;
4. тестирование или аттестация нового оборудования перед его использованием на более дорогом космическом корабле.

Малые спутники можно классифицировать на несколько видов по массе, которые для удобства занесены в таблицу 1.1.

Таблица 1.1 – Классификация малых спутников

Наименование (1)	Масса (кг) (2)
Большой спутник	>1000
Средний спутник	от 500 до 1000
Миниспутник	от 100 до 500
Микроспутник	от 10 до 100
Наноспутник	от 1 до 10
Пикоспутник	от 0,1 до 1
Фемтоспутник	<0,1

1.1.2 Технические проблемы

Небольшие спутники обычно требуют инновационных двигателей, систем контроля положения (стабилизации), связи и расчетов.

Большие спутники обычно используют однотопливные или двухтопливные системы сгорания для управления движением и ориентацией. Эти системы сложны и требуют минимального поверхностного пространства

для рассеивания тепла. Эти системы могут использоваться на больших малых спутниках, в то время как другие микро/наноспутники должны использовать электрическую тягу, сжатый газ, испаренные жидкости, такие как бутан или диоксид углерода, или другие инновационные двигательные установки, которые являются простыми, недорогими и масштабируемыми. ,

Небольшие спутники могут использовать обычные радиосистемы в диапазонах UHF (сверхвысокая частота), VHF (очень высокая частота), S-диапазон и X-диапазон, хотя они часто миниатюризируются с использованием более совершенной технологии по сравнению с более крупными спутниками. Маленькие спутники, такие как наноспутники и малые микроспутники, могут не обладать достаточной энергией или объемом для размещения на борту больших обычных радиопередатчиков, и были разработаны различные миниатюрные и инновационные системы связи, такие как лазерные приемники, антенные системы и сети связи. между спутниками. Однако лишь немногие из них были доказаны на практике.

Электроника должна быть тщательно проверена и отрегулирована, чтобы быть «закаленной в космосе» или устойчивой к окружающей среде (вакуум, микрогравитация, экстремальные температуры и радиационное воздействие). Небольшие спутники дают возможность опробовать новое устройство с меньшими затратами на тестирование. Кроме того, поскольку общий риск затрат на выполнение миссий намного ниже, более современные, но менее проверенные технологии могут быть включены в микро- и наноспутники, чем в более крупные и более дорогие миссии с меньшим аппетитом к риску.

1.2 Понятие микроспутник

В настоящее время существует значительный интерес к созданию и использованию небольших космических аппаратов – адекватной замены для

крупных космических аппаратов (КА) [1]. Это можно объяснить авторитетными преимуществами микросателлитов (МС):

1. Относительно низкие затраты, а также короткое время, необходимое для разработки и производства микроспутника.

2. Низкие затраты на запуск в космос. И ракета-носитель, и легкий класс способны выпустить на орбиту несколько микроспутников. Кроме того, для запуска используются конверсионные баллистические ракеты, которые будут уничтожены в соответствии с соглашениями о запуске полезной нагрузки. Легкие космические корабли могут отображаться в качестве попутного груза на ракетах-носителях или на транспортных судах, перевозящих грузы на долгосрочные орбитальные станции.

3. Снижение риска больших финансовых потерь из-за потери микроспутника в случае аварии на стартовом транспортном средстве или в случае его неудачного запуска на орбиту.

Микроспутник – это космический корабль весом от 10 до 100 кг. Однако это не формальное соглашение, и иногда эти условия могут применяться к спутникам, которые больше или меньше этого (например, 1-50 кг (2,2-110,2 фунта)). В некоторых вариантах осуществления или предлагаемых вариантах осуществления определенные спутники этого типа микроспутника иногда взаимодействуют или образуют. Учитывая современное состояние науки и техники, на спутнике этого класса можно установить практически все бортовые системы, характерные для большого космического корабля: ориентация (пассивная и активная), источник питания, местоположение, радиосвязь, а также бортовая компьютерная система. Микроспутник, конечно, несет полезную нагрузку, связанную с определенным классом задач из широкого спектра задач: связь (включая любительское радио), дистанционное зондирование Земли, фотография, научные исследования, технологические и другие эксперименты (также в образовательных целях) и т.д.

1.3 Роль микроспутников

Из-за малого веса и небольшого размера микроспутников они во многих случаях были выведены на орбиту с большим космическим кораблем или с другими микроспутниками в качестве проходящего груза. Во многих странах, которые хотят решить свои космические задачи, нет развитой космической инфраструктуры. Многие страны используют микроспутники без собственного космического центра и ракеты-носителя. Кроме того, в некоторых странах невозможно производить полнофункциональные микроспутники, поэтому они экспортируются. В Марокко, например, используются микроспутники, созданные в сотрудничестве с Германским космическим агентством (DLR). Такие страны, как Малайзия, Таиланд, Чили и Южная Корея, используют микроспутники, которые отвечают их требованиям SSTL в Университете Суррея (Великобритания). Следует подчеркнуть, что SSTL обеспечивает производство микроспутников во многих странах Юго-Восточной Азии: Пакистане, Китае, Сингапуре и некоторых других. Типичным устройством этого университета является спутник базовой модели UoSat весом около 50 кг. На нем установлены различные специальные устройства, такие как камера на зарядных устройствах (ПЗС) для записи погоды (метеорологические измерения). При ширине полосы наблюдения 1000 км вы можете получать изображения с разрешением 1 км, что достаточно для предупреждения о шторме.

Такое международное сотрудничество ускоряет освоение космоса во всех странах, которым самим потребуется много времени и ресурсов для создания и развития собственной космической промышленности.

Одна из «некосмических» стран, самостоятельно создавших первый отечественный космический аппарат — Пакистан. Первый микроспутник «Badr-A» массой 52 кг выведен в космос китайской ракетой-носителем «CZ-2E» 16 июля 1990 г. Экспериментальный «Badr-A» предназначен для

отработки перспективных технологий спутниковых систем. Второй микроспутник, «Badr-B» (масса 68.5 кг), Пакистан запустил 10 декабря 2001 г. с помощью ракеты-носителя «Зенит-2» (Земля и Вселенная, 2003, № 2) для фотосъемки земной поверхности и измерения солнечной радиации. Система электропитания состояла из аккумуляторных батарей и солнечных панелей. Ориентация и стабилизация МС осуществлялась при помощи гравитационной штанги длиной 6 м со стабилизирующим грузом на ее конце массой 4 кг.

Кроме Пакистана к освоению космического пространства приступили ЮАР, Саудовская Аравия, Малайзия, Аргентина, Марокко, Таиланд и Алжир. К настоящему времени около 40 стран запустили космические аппараты (Земля и Вселенная, 2000, №1).

Для создания и развития собственной космической отрасли, потребуется еще больше времени и значительных ресурсов.

Пакистан – одна из «не космических» стран, которая самостоятельно создала первый отечественный космический корабль. Первый микроспутник «Badr-A» весом 52 кг был запущен в космос китайской ракетой-носителем «CZ-2E» 16 июля 1990 года. Экспериментальный «Badr-A» предназначен для испытания передовых технологий для спутниковых систем. Второй микроспутник «Badr-B» (вес 68,5 кг) Пакистан запустил 10 декабря 2001 года с ракеты-носителя «Зенит-2» (Земля и Вселенная, 2003, №2) для фотографирования поверхности Земли и измерения солнечной радиации. Система питания состояла из батарей и солнечных батарей. Вес 4 кг.

Помимо Пакистана, Южная Африка, Саудовская Аравия, Малайзия, Аргентина, Марокко, Таиланд и Алжир начали осваивать космическое пространство. На сегодняшний день около 40 стран запустили космические корабли (Земля и Вселенная, 2000, №1).

Микросателлиты играют важную роль в ускорении развития космонавтики в некоторых странах, поэтому может показаться, что их главным преимуществом является простота. Это не совсем правда.

Европейское космическое агентство создало и запустило 22 октября 2001 г. научный экспериментальный микроспутник «PROBA» весом 94 кг (Земля и Вселенная, 2003, №2). По мнению экспертов, задачи, решаемые этим космическим кораблем, не уступают по сложности задачам, которые были поставлены только спутникам с гораздо большей массой. Микроспутник «PROBA» предназначен для тестирования ИК-датчиков нового поколения, обнаружения лесных пожаров, вулканической активности и сжигания нефтяных скважин, мониторинга состояния растительного покрова, изучения дымовых шлейфов и водяных облаков. Полезная нагрузка этого микроспутника включает в себя: компактный спектрометр с высоким разрешением; Черно-белая камера высокого разрешения «CHRIS» (вес 2,1 кг, диафрагма 115 мм, фокусное расстояние 2296 мм, угол обзора 0,504°, CCD-матрица 1024x1024 пикселей, разрешение 5 м); широкоугольная камера (датчик CMOS: 640x480 пикселей, угол обзора 40x31°); радиационный монитор; инструмент для исследования орбитального мусора; датчики радиации и температуры; миниатюрный радиационный монитор; автономный датчик звезды.

1.4 Целевое назначение микроспутников

Микроспутники отличаются значительным разнообразием задач, но в основном это спутники связи (запущены 531 космический аппарат). Их можно разделить на две подгруппы – гражданского и специального назначения. Гражданские коммуникационные микроспутники составляют четверть всех подключенных микроспутников. Особенность микроспутников в том, что они выведены на орбиту несколькими частями. Так, например, советские ракеты серии МС «Стрела-1М» запускали по 8 машин одновременно (например, «Космос-366-343», запущенный 25 апреля 1970 г., и «Космос-444-451» 13 октября 1971 г.), также, как и американский «DSCS» (Defense Satellite Communications System – военно-космическая система США

для управления связью вооруженных сил). В 1995-99 годах были запущены в эксплуатацию 48 гражданских пользователей системы мобильной связи «Orbcomm» весом 42-52 кг (Земля и Вселенная, 1996, №4; 1998, № 5; 2000, №3).

Десятая часть всех микроспутников (90 спутников) использовалась для изучения околоземного космического пространства. Микросателлиты исследовали космические лучи, плотность потока микрометеорных тел, космические лучи, атмосферу, магнитосферу и ионосферу. Почти столько же MS было разработано для испытания новых космических технологий (70 космических аппаратов), которые затем использовались на более сложных и дорогих космических аппаратах. Например, 17 декабря 1997 г. был проведен эксперимент «Инспектор» (немецкие компании DASA и РКК «Энергия»). Микроспутник весом 72 кг, который был отделен от грузового корабля «Прогресс М-36», проводил свои наблюдения на коротком расстоянии. О.С. Мир (Земля и Вселенная, 1998, №2).

1.5 Орбиты микроспутников

Интерес представляет анализ орбит, используемых для программ на основе MS. Большинство спутников было запущено на орбиты с высотой апогея от 500 до 2000 км и временем вращения от 90 до 120 минут. Очень широкий диапазон углов наклона орбитальных уровней МС к уровню экватора Земли. Он охватывает практически весь диапазон от экватора (0°) до полярных и солнечных синхронных орбит с наклоном 100-110°. Советский МС начинал с угла наклона от 50 до 100° с учетом допустимого начального азимута.

За 45 лет космической эры было запущено более 45 микроспутников, большая часть которых принадлежала США и СССР. Две трети всех государств-членов имели проблемы со связью, и примерно одна десятая из них имела образовательные и навигационные цели. Остальные

микросателлиты (около 15%) использовались для исследовательских целей и экспериментов.

Тенденция в космонавтике показывает, что микроспутники продолжают совершенствоваться. Благодаря микроминиатюризации и использованию компактных бортовых компьютеров их возможности расширяются. Количество стран, использующих микроспутники, увеличится. Поэтому можно предположить, что микроспутники в настоящее время занимают место во вселенной.

2 Электроснабжение спутников и космических аппаратов

2.1 Электроснабжение космических аппаратов

Система энергоснабжения космического аппарата (система энергопитания, СЭП) — система космического аппарата, обеспечивающая электропитание других систем, является одной из важнейших систем, во многом именно она определяет геометрию космических аппаратов, конструкцию, массу, срок активного существования. Выход из строя системы энергоснабжения ведёт к отказу всего аппарата.

Требуемая мощность энергетической установки аппарата непрерывно растёт по мере освоения новых задач. Так первый искусственный спутник Земли (1957 год) обладал энергоустановкой мощностью порядка 40 Вт, аппарат Молния-1+ (1967 год) обладал установкой мощностью 460 Вт, спутник связи Яхсат 1Б (2011 год) — 12 кВт.

Сегодня большинство бортовой аппаратуры космических аппаратов иностранного производства питается постоянным напряжением 50 или 100 вольт. При необходимости обеспечения потребителя переменным напряжением или постоянным нестандартной величины используются статические полупроводниковые преобразователи.

Системы электроснабжения – это система, при помощи которой вырабатывают электроэнергию для использования другими бортовыми системами и приборами. Тип энергосистемы, используемой на космическом корабле, зависит от таких факторов, как продолжительность полета и место, где космический корабль должен работать. В состав системы энергопитания обычно входят: первичный и вторичный источник электроэнергии, преобразующие, зарядные устройства и автоматика управления.

Первичные источники энергии

В качестве первичных источников используются различные генераторы энергии:

- солнечные батареи;
- химические источники тока, в частности:
- аккумуляторы,
- гальванические элементы,
- топливные элементы;
- радиоизотопные источники энергии;
- ядерные реакторы.

В состав первичного источника входит не только собственно генератор электроэнергии, но и обслуживающие его системы, например, система ориентации солнечных батарей.

Источники энергии часто объединяют, например, солнечную батарею с химическим аккумулятором.

Электрические компоненты космического корабля могут быть включены или выключены с помощью команды, использующей реле, которые подключают или отключают компонент от общей распределительной цепи, называемой главной шиной. На некоторых космических аппаратах некоторые компоненты должны быть выключены, прежде чем другие могут быть включены для поддержания электрической нагрузки внутри источника питания. Регулятор короткого замыкания обычно поддерживает постоянное напряжение от источника питания. Напряжение,

подаваемое на вход контроллера, обычно является переменным, но выше, чем требуемое постоянное напряжение на шине космического корабля. Контроллер преобразует избыточное электричество в тепло, излучаемое в космос.

Батареи – это устройства с двумя или более соединенными элементами, которые производят постоянный ток путем преобразования химической энергии в электрическую энергию. Из-за короткого времени автономной работы батареи используются только тогда, когда требуется очень короткое время автономной работы. Они часто используются в сочетании с солнечными батареями для экономии энергии для использования в периоды, когда панели защищены от солнечного света.

Фотоэлектрические элементы – это кристаллические пластины, называемые солнечными элементами, которые преобразуют солнечный свет непосредственно в электричество без движущихся частей. Эти клетки сгруппированы вместе и связаны с субстратом. Получающиеся сборки называют солнечными батареями или солнечными батареями. Солнечная энергия полезна для космических кораблей, которые находятся не дальше от Солнца, чем на орбите Марса.

Радиоизотопный термоэлектрический генератор представляет собой устройство, которое преобразует тепло, генерируемое в результате радиоактивного разложения плутония-238, в электрическую энергию с использованием набора термопар, изготовленных из соединений кремния и германия. Они используются, когда космический корабль должен работать на значительном расстоянии от Солнца (обычно за пределами орбит Марса). Pu-238 расположен внутри ударопрочного корпуса.

Топливные элементы – элементы, в которых химическая реакция используется непосредственно для выработки электроэнергии. Реагентами обычно являются водород и кислород, что приводит к воде в качестве побочного продукта. Затем воду можно использовать для охлаждения и

потребления человеком. Топливные элементы обычно используются на пилотируемых космических кораблях.

На рисунке 2.1 представлены основные типы источников энергии и пути преобразования различных видов энергии в электрическую.

Рисунок 2.1 – Основные типы источников энергии

2.2 Телекоммуникации космических аппаратов

Компоненты связи для конкретного космического корабля должны выбираться в соответствии с требованиями выполняемой миссии. Ожидаемые расстояния, планируемые полосы частот, скорости передачи и доступная бортовая мощность передатчика принимаются во внимание.

Антенна с высоким коэффициентом усиления - антенна в форме тарелки для космического корабля, которая используется главным образом для высокоскоростной связи с Землей. Антенна этого типа имеет высокую направленность и должна быть направлена на долю градуса от Земли. Его можно управлять или прикрепить к космическому кораблю. Антенны с высоким коэффициентом усиления обычно используются в межпланетных космических аппаратах.

Антенна с низким усилением – это всенаправленная антенна космического корабля, которая обеспечивает относительно низкие скорости передачи данных на близком расстоянии, например, несколько астрономических единиц. Многие космические корабли включают антенну с низким усилением и антенну с высоким усилением.

Антенна со средним коэффициентом усиления - космический аппарат, обеспечивающий более высокую скорость передачи данных, чем антенна с низким коэффициентом усиления, с более широкими углами обзора, чем антенна с высоким коэффициентом усиления, приблизительно 20-30 градусов.

Передатчик – это электронное устройство, которое генерирует и усиливает тон на одной назначенной радиочастоте, называемой несущей.

Волна несущей может передаваться с космического корабля на Землю в том виде, как она есть, или она может модулироваться носителем данных. Передатчик передает результирующий сигнал, называемый нисходящей линией, от антенны.

Приемник – это электронное устройство, которое принимает входящие радиосигналы, называемые восходящими линиями связи, и преобразует их в воспринимаемые формы. Полученная восходящая линия связи теряет данные своей вспомогательной несущей, переносящие командные данные, которые преобразуются в двоичный код, который затем обычно передается в подсистему управления и контроля космического аппарата.

Передатчики и приемники часто объединяются в одно электронное устройство, называемое транспондером.

2.3 Автоматика системы энергопитания

В неё входит оборудование для управления работой электростанции, а также для контроля ее параметров. Типичными задачами являются: поддержание параметров системы в указанных диапазонах: напряжение, температура, давление, переключение режимов работы, например переключение на резервный источник питания; обнаружение неисправностей, аварийная защита источников питания, в частности тока; выдача информации о состоянии системы для телеметрии и для консоли космонавта.

В некоторых случаях возможно переключение с автоматического на ручное управление либо с пульта дистанционного управления космонавта, либо с помощью команд из центра управления с земли.

2.4 Постановка задачи в электроснабжении космических аппаратов

Когда речь идет о проблеме энергоснабжения космического корабля, можно выделить два критерия, которые позволяют визуально распределить разные подходы. Это мощность и длительность. Действительно, логично, что некоторые технические решения используются для задачи «много, но не на долго», а другие – для задачи «хотя и небольшого десятилетия». Если мы используем эти критерии в качестве оси диаграммы, мы получим следующее изображение:

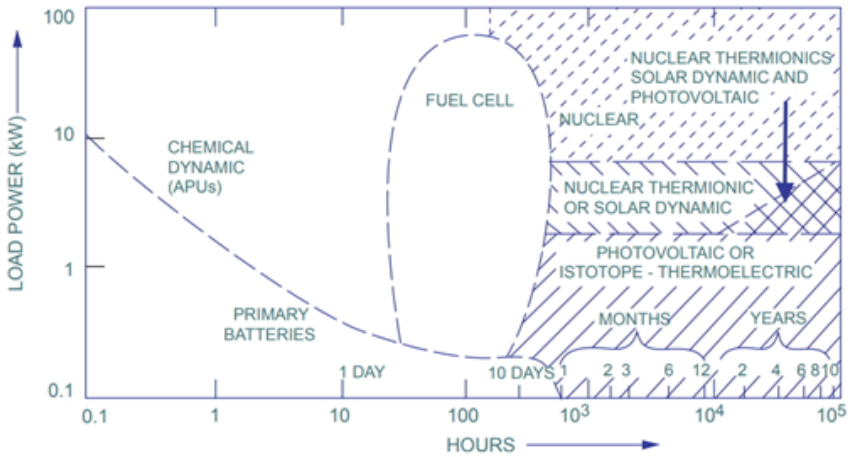


Рисунок 2.2 – Приблизительные диапазоны применения разных источников питания

Первый спутник летел с заряженными серебряно-цинковыми батареями, которые обеспечивали передатчик «гудок бип-бип» в течение 21 дня. Серебряно-цинковые батареи широко используются в космонавтике из-за их высокой плотности энергии и высоких токов разряда, и их недостатком является то, что малое количество циклов зарядки при однократном использовании батареи не имеет значения. Интересная метаморфоза произошла с кораблем «Союз» – первые корабли летели с солнечными батареями, на модификации «7К-Т» (Союз-10 - Союз-40, кроме -13, -16, -19, -

22) они были удалены, оставлены были только батареи с запасом мощности на два дня, а со следующей модификацией «-TM» солнечные модули были возвращены и уже окончательно. До сих пор батареи были рациональным решением для устройств, которые работают не более нескольких дней и не требуют большого количества электроэнергии. Иногда к устройствам применяются даже неперезаряжаемые элементы, например, прыгучий зонд «MASCOT», который был сброшен на астероиды Рюгу межпланетной станцией «Hayabusa-2», в котором использовались элементы тионилхлорида лития, которые работали в течение 16 часов. Тем не менее, перезаряжаемые предметы встречаются чаще. С ними удобнее работать, так как при необходимости их можно зарядить перед запуском без разборки устройства. Благодаря своим высоким свойствам, литий-ионные элементы очень часто используются не только в бытовой технике, но и в космических кораблях.

Если требуется много энергии, но только на короткое время, имеет смысл использовать химические источники. Например, так называемые APU располагались на космических челноках. Несмотря на полностью идентичное название вспомогательной силовой установки в самолете, это было специфическое оборудование. Химическое топливо (топливо на основе гидразина и тетроксид азота) сжигалось в камере сгорания, горячий газ подавался в турбину, и его вращение создавало давление в гидросистеме челнока без преобразования энергии в электричество. Гидравлика превратила поверхности управления орбитального аппарата в фазы орбиты и посадки. Странно, что плотность энергии литий-ионных батарей в настоящее время достигла таких значений, что появилась электронная ракета-носитель, в которой турбонасосный агрегат (устройство для подачи топлива в двигатель), выполняющий аналогичную функцию, заменяется одним стал электронасос с аккумулятором. Потери с большей массой батареи были компенсированы простой разработкой.

2.5 Электроснабжение топливными элементами

Если продолжительность космического полета не превышает двух-трех недель, топливные элементы являются очень привлекательными, особенно для пилотируемых космических кораблей. Как известно, водород сжигает кислород, излучает много тепла, и ракетные двигатели, которые его используют, являются одними из самых эффективных. Возможность получать электричество напрямую от комбинации водорода и кислорода создала источники энергии, которые, кстати, используются не только в космонавтике.

Топливный элемент работает следующим образом: водород входит в анод, становится положительно заряженным ионом и высвобождает электрон. На катоде ионы водорода получают электроны, соединяются с молекулами кислорода с образованием воды.

Комбинируя несколько элементов и предоставляя дополнительные компоненты, легко получить высокоэффективный топливный элемент. И вода, выпущенная на работе, может использоваться для командных нужд. Совокупность свойств определила выбор топливных элементов для кораблей APOLLO (и, кстати, также для лунных версий союзов).

Следует отметить, что топливные элементы могут быть теоретически обратимыми, отделяя воду от водорода и кислорода, накапливая электричество и фактически функционируя как батареи, но на практике эти решения на практике не ищут.

2.6 Солнечная энергия

Жизнь на Земле невозможна без солнечной энергии – растения растут на свету, а энергия прогрессирует вдоль пищевой цепи. А для космонавтики солнце сразу стало доступным и бесплатным источником. Первые спутники с

солнечными батареями, «VANGUARD-1» (США) и «Спутник-3» (СССР), покинули Землю в 1958 году.

Положительная сторона в солнечных коллекторах – прямое преобразование света в электричество – фотоны, падающие на полупроводники, непосредственно вызывают движение электронов. Требуемые значения напряжения и тока можно получить, подключив ячейки последовательно и параллельно.

Сжатие солнечных коллекторов очень важно в космических условиях, например, огромные «крылья» МКС состоят из очень тонких пластин, которые складываются в гармошку в транспортном положении.

Солнечные батареи остаются лучшими. Конечно, у них есть свои недостатки.

Во-первых, спутник будет постоянно входить в тень Земли на орбите около Земли, и панели должны заряжаться от батарей, чтобы обеспечить устойчивую энергию. Аккумуляторы и другая область солнечных батарей для зарядки на солнечной стороне орбиты значительно увеличивают вес спутниковой электрической системы.

Кроме того, мощность солнечного излучения регулируется законом обратных квадратов: Юпитер в пять раз дальше Земли, но космический корабль с такими же солнечными панелями получает в 25 раз меньше электроэнергии на своей орбите.

Солнечные панели постепенно теряют вес в условиях космических лучей, поэтому их площадь следует учитывать при длительных полетах.

Линейное увеличение веса солнечных модулей с увеличением потребности в энергии в какой-то момент делает их слишком высокими по сравнению с другими системами.

На рисунке 2.3 представлена типовая схема системы электропитания КА из комбинации солнечных батарей и химических аккумуляторов в качестве накопителей энергии [16, 17, 18].

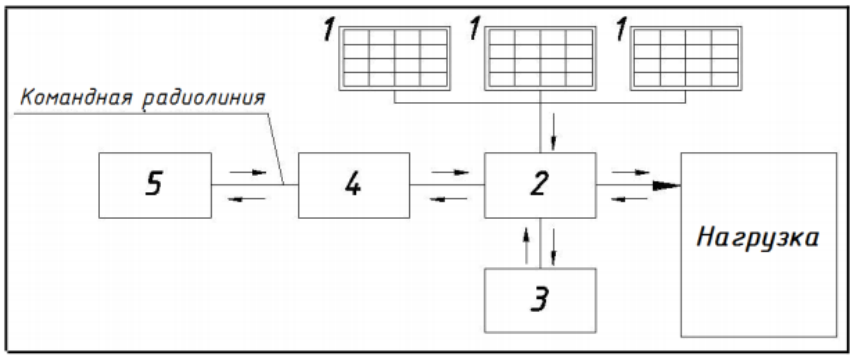


Рисунок 2.3 – Типовая схема СЭП КА

1 - генератор (солнечная батарея); 2 - комплекс энергопреобразующий (КЭП); 3 - блок аккумуляторных батарей; 4 - бортовой комплекс управления; 5 - наземный комплекс управления

2.7 Использование тепла и электричества

Когда солнце светит на нас, вы не можете поверить в космический холод. Фактически, температура на освещенной стороне луны поднимается выше 100°C. Однако в лунную ночь поверхность охлаждается ниже -100°C. Средняя температура на Марсе составляет -60°C. Орбита Юпитера, как мы уже говорили, Солнце дает только 1/25 того, что уходит на Землю. И, к счастью, для планетарных космических аппаратов и межпланетных станций есть вариант, в котором удобно обеспечивают как нагрев, так и источник питания зонда.

Как известно, одно и то же вещество может иметь много изотопов – атомов, которые отличаются только количеством нейтронов в ядре. И есть стабильные изотопы, так и которые разлагаются с разной скоростью. Подобрав элемент с соответствующим периодом полураспада можно использовать его в качестве источника энергии.

Одним из самых популярных изотопов является 238Pu (Плутоний-238). Один грамм чистого 238 плутония вырабатывает примерно 0,5 Вт тепла, 87,74 период полураспада в годах означает, что энергия длится в течение длительного времени.

Это означает, что это должно привести к потере воли. Для этого часто используется термопара – два разных металла плавятся вместе, образуя один принцип. Комбинация источника энергии в виде разложения радиоактивных изотопов и термоэлектрических преобразователей получила название «радиоизотопный термоэлектрический генератор» или РИТЭГ. Его схема показана на рисунке 2.4.

Рисунок 2.4 – Схема РИТЭГа

РИТЭГи широко используют в космонавтике – они производят электричество для модулей научного оборудования, детище астронавтов APOLLON на Луне. Изотопный упадок подогревался советскими луноходами. Станция «VIKING» на Марсе работала на электричестве РИТЭГа и путешествовала по Марсу. РИТЭГ – это постоянный источник энергии для транспортных средств, отправляемых во внешнюю солнечную систему - «Пионеры», «Вояджеры», «Новые горизонты» и другие.

РИТЭГи очень практичны, потому что они не требуют управления, не имеют движущихся частей и могут работать десятилетиями. Вояджеры работают уже более сорока лет, хотя некоторые устройства должны быть отключены из-за снижения выработки электроэнергии. К сожалению, у них также есть один недостаток – низкая энергия. Прекращение производства Плутония-238 в США и рост цен повлияли на то, что межпланетная станция «Юнона» пришла на Юпитер с огромными солнечными батареями.

После 1964 года, когда падение американской ракеты со спутником, работающим на РИТЭГах, привело к заметному увеличению радиационного фона во всем мире, РИТЭГи начали упаковывать капсулы, которые могли противостоять спаду в атмосфере, и последующие аварии не оставили видимыми дорожек.

2.8 Использование ядерной энергии

Из всех контролируемых источников энергии, известных человечеству, ядерное топливо имеет самую высокую плотность – один грамм урана может дать до 2 тонн нефти или 3 тонны угля. Поэтому неудивительно, что ядерные реакторы являются перспективным вариантом, когда необходимо обеспечить космический аппарат большим количеством энергии в течение длительного периода времени.

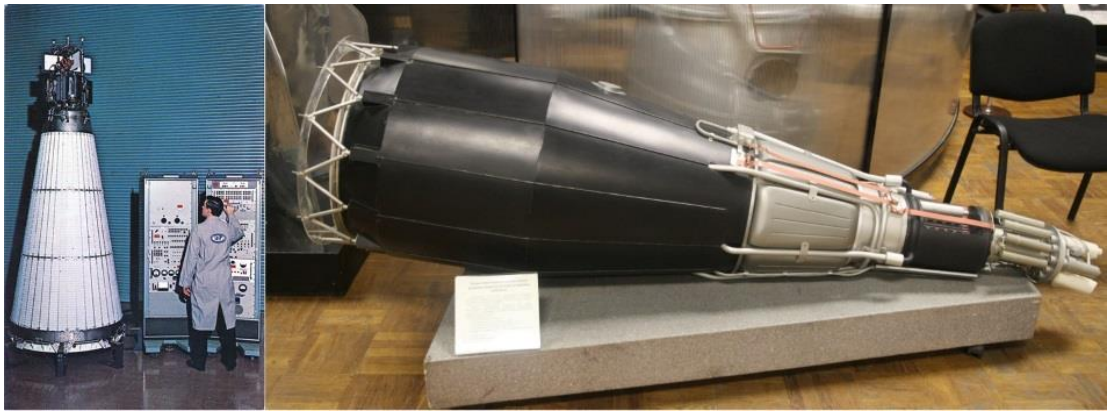


Рисунок 2.5 – Слева американский SNAP, справа советский «Бук»

Работы над космическими реакторами начались в 1960-х годах. Первым в космос вышел американский «SNAP-10A», который находился на орбите в течение 43 дней и был остановлен из-за аварии, не связанной с реакторной системой. Затем СССР вступил в эстафету. Созданные для отслеживания перемещения американских авианосных ударных группировок спутники «УС-А» системы целеуказания «Легенда» несли на борту ядерный

реактор «Бук» для обеспечения энергией активной радиолокационной системы, и их было запущено больше трех десятков. В конце 1980-х годов реактор «Топаз» дважды летал в космос, он использовал меньше ядерного топлива и был более эффективным – 150 кВт тепловой энергии «Топаза» вырабатывали 6 кВт электроэнергии по сравнению со 100 и 3 у «Бук». Это было достигнуто, в том числе с использованием другого преобразователя энергии – термоэлектронного вместо термоэлектрического. Однако после 1988 года спутники с ядерными реакторами больше не летали на борту.

Интерес к ядерному реактору возродился в 21 веке. На западе это связано с уменьшением запасов и ростом цен на плутоний-238 для РИТЭГов. Реактор «KILOPOWER» разрабатывается в США и станет аналогом РИТЭГ. В России разрабатывается проект ядерной установки мегаваттного класса. В сочетании с двигателями с электроприводом, должен быть достигнут проект с принципиально новыми характеристиками, очень эффективный орбитальный буксир.

Ядерная безопасность основана на принципах, отличных от РИТЭГов. Перед пуском реактор чист (уран токсичен, но его можно безопасно носить в перчатках); напротив, в случае аварии устанавливаются газогенераторы, которые надежно разрушают его в плотных слоях атмосферы. Однако после активации опасные изотопы начинают накапливаться в реакторе, и советские спутники «УС-А» в случае аварии поднимали реактор на высокую орбиту захоронения. Заглушенные реакторы до сих пор летают над нашими головами, но, учитывая срок существования орбит, скорее до них доберутся космические мусорщики будущего и разберут на полезные ресурсы, нежели они сгорят в атмосфере.

2.9 Генератор из троса

Как известно, у Земли есть магнитное поле. Оно уже сейчас используется в системах ориентации космических аппаратов, но есть и

другой вариант. Если размотать длинный трос, то можно либо получать электричество за счет торможения аппарата, либо разгоняться, пропуская ток через трос.

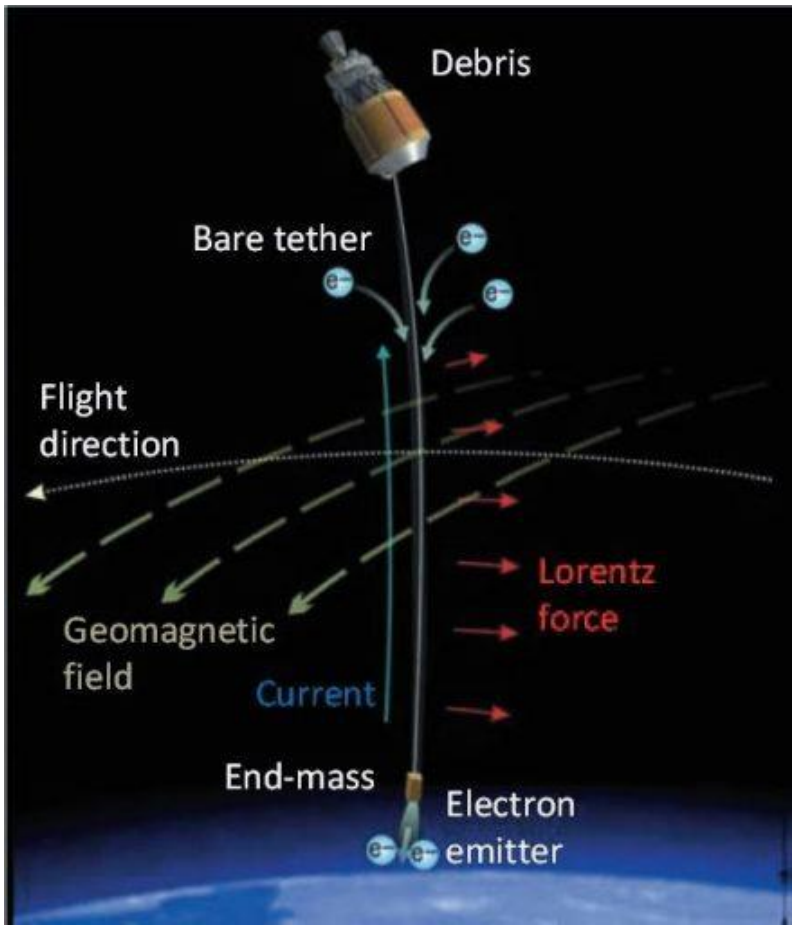


Рисунок 2.6 – Силы, действующие на спутник, выпустивший проводящий трос

Пока что наибольшее развитие получила идея торможения аппаратов тросами для уменьшения количества космического мусора, но технически можно и обеспечить таким образом электропитание спутника, пусть и не очень длительное время.

Сейчас отрасль систем электропитания космических аппаратов активно развивается. Солнечные панели и аккумуляторы становятся все более эффективными, а возобновление работ над космическими ядерными

реакторами дает надежду на появление новых мощных источников электричества.

3 Электроснабжение спутников

3.1 Система электроснабжения спутников

Система электроснабжения спутников включает в себя: комплект солнечных батарей прямого солнечного света, комплект солнечных батарей отраженного солнечного света, генераторную схему, стабилизатор напряжения, зарядное устройство, разрядное устройство, аккумуляторная батарея, выпрямитель, контроллер зарядки аккумуляторной батареи и потребители.

Потребителями электрической энергии на борту космического аппарата являются:

1. аппаратура полезной нагрузки;
2. аппаратура КИС;
3. электромеханические системы;
4. двигатели коррекции;
5. блоки управления подсистем КА и датчики;
6. нагреватели.

Состав СЭП:

1. солнечная батарея (БС);
2. комплект из двух аккумуляторных батарей (АБ);
3. энерго-преобразующий комплекс (КЭП);
4. блок питания модуля служебных систем;
5. прибор контроля и защиты аккумуляторных батарей (ПКЗ АБ);
6. программное обеспечение системы электропитания (ПО СЭП);
7. бортовая кабельная сеть.

Большинство спутников и космических аппаратов используют системы распределения постоянного тока с высокоэффективными преобразователями постоянного тока. Это связано с тем, что все источники энергии в космическом корабле являются однонаправленными источниками – солнечные батареи, батареи, топливные элементы, рентгеновские лучи и т.д. Спутники и космические корабли используют генераторы, которые подключены к двигателям для питания, поэтому использование переменного тока легко. На космическом корабле, поскольку он всегда питается от постоянного тока, нет смысла преобразовывать его в переменный ток для распределения, а затем преобразовывать в постоянный ток. Импульсные источники питания преобразуют их в переменный ток и наоборот, но они не распределяются как переменный ток. Как и обычные импульсные источники питания в компьютерах и другой бытовой электронике, преобразователи постоянного тока в постоянный космический аппарат будут работать на высоких частотах (кГц или МГц) для экономии места. В какой-то момент, однако, существует компромисс с потерями от изменений. Возможно, что в некоторых случаях более низкая частота переключения (из-за более крупных компонентов) будет использоваться для повышения эффективности при необходимости.

Известна космическая спутниковая энергетическая система с общими шинами (аналог), которая содержит солнечные батареи (первичный источник энергии), аккумулятор и потребитель. Недостатком этой системы является то, что напряжение в этой системе не стабилизируется. Это приводит к потерям энергии в кабельных сетях и встроенных индивидуальных потребительских стабилизаторах.

Известна космическая спутниковая энергосистема с раздельными шинами и параллельной интеграцией стабилизатора напряжения (аналогового), в состав которого входит зарядное устройство, разрядное устройство, аккумулятор. Недостатком является невозможность использования в нем экстремального регулятора солнечной энергии.

Наиболее близкой к предлагаемой системе является система электропитания для космических аппаратов с отдельными (разделёнными) шинами и с последовательно-параллельным соединением стабилизатора напряжения 2 (прототип), который также содержит солнечные элементы 1 прямого солнечного света, зарядное устройство 3, разрядное устройство 4, батарею аккумулятора 5 (рисунок 3.1). Недостатком этой системы электропитания является невозможность получения, преобразования и накопления электрической энергии от источников различной мощности, таких как энергия магнитного поля Земли и энергия отраженного солнечного света от земной поверхности.

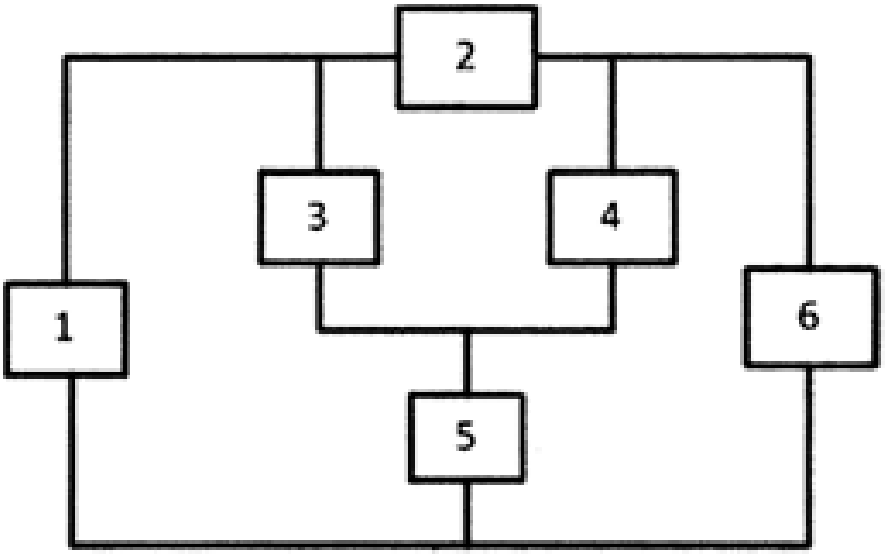


Рисунок 3.1 – Система электроснабжение спутника и космического аппарата

Ближайшая цель – есть расширение возможности системы энергоснабжения космического спутника для приема, преобразования и накопления электроэнергии от разных первичных источников с разными мощностями, что позволяет увеличить активный ресурс и энергоснабжение спутника, а также срок его полезного существования.

На рисунке 3.2 показана система питания космического аппарата, стабилизированного вращением; рисунок 3.3 – внешний вид космического корабля со стабилизированным вращением; рисунок 3.4 – схематичный вариант осуществления движения космического корабля, который стабилизирован вращением на орбите; рисунок 3.5 – аккумуляторная батарея, содержащая переключающие устройства, управляемые контроллером.

Система электроснабжения космического корабля со стабилизированным вращением содержит группу солнечных коллекторов 7, которые преобразуют отраженный от земли солнечный свет в электрическую энергию и генерируют цепь 8, которая представляет собой набор проводников (обмоток), которые проходят вдоль корпуса космического корабля и с помощью которого электродвижущая сила (ЭДС) индуцируется с учетом вращения космического аппарата вокруг его оси в магнитном поле Земли с помощью выпрямительного устройства 9, управления зарядкой аккумулятора от источников питания разной мощности 10, аккумулятора 5, содержащего устройства контроля управляемым коммутационным аппаратами 15-25, выполняющие подключение или отключение отдельных батарей 11-14 к блоку управления 9 с их малым зарядным током (рисунок 3.2).

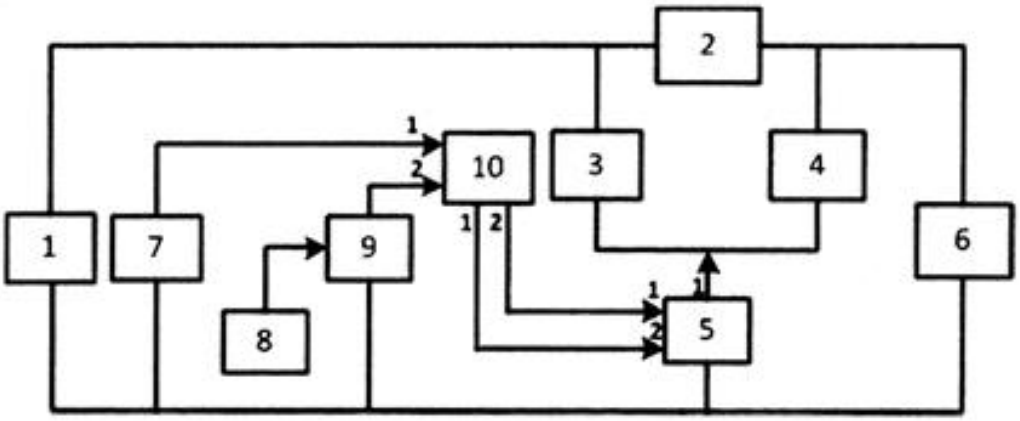


Рисунок 3.2 – Система электроснабжения спутника или космического аппарата, стабилизированного вращением

Система работает следующим образом. Когда спутник или КА выведен на орбиту, он вращается так, что ось вращения космического корабля и солнечных батарей выровнена на Солнце и прямые солнечные лучи попадают на панели спутника или КА (рис.3.4).

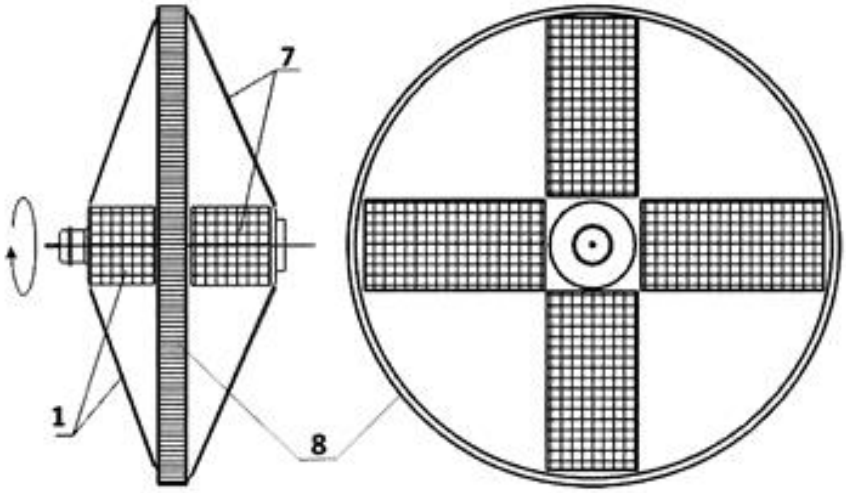


Рисунок 3.3 – Внешний вид космического корабля со стабилизированным вращением

При движении вращающегося космического корабля по орбите генерирующий контур (ГК) пересекает линии индукции магнитного поля Земли со скоростью вращения спутника или КА вокруг своей оси. В результате ЭДС индуцируется в ГК по закону электромагнитной индукции. Величина ЭДС рассчитывается по формуле:

$$\varepsilon_i = -\frac{d\cdot\left(\mu_0\cdot H\cdot S_B\cdot N_C\cdot\cos(\omega t)\right)}{dt} = \mu_0\cdot H\cdot S_B\cdot N_C\cdot\omega\cdot\sin(\omega t) \qquad (3.1)$$

где μ_o – магнитная постоянная,

H – напряженность магнитного поля Земли,

$S_в$ – площадь генерирующего контура,

N_c – количество витков в контуре,

ω – угловая частота вращения.

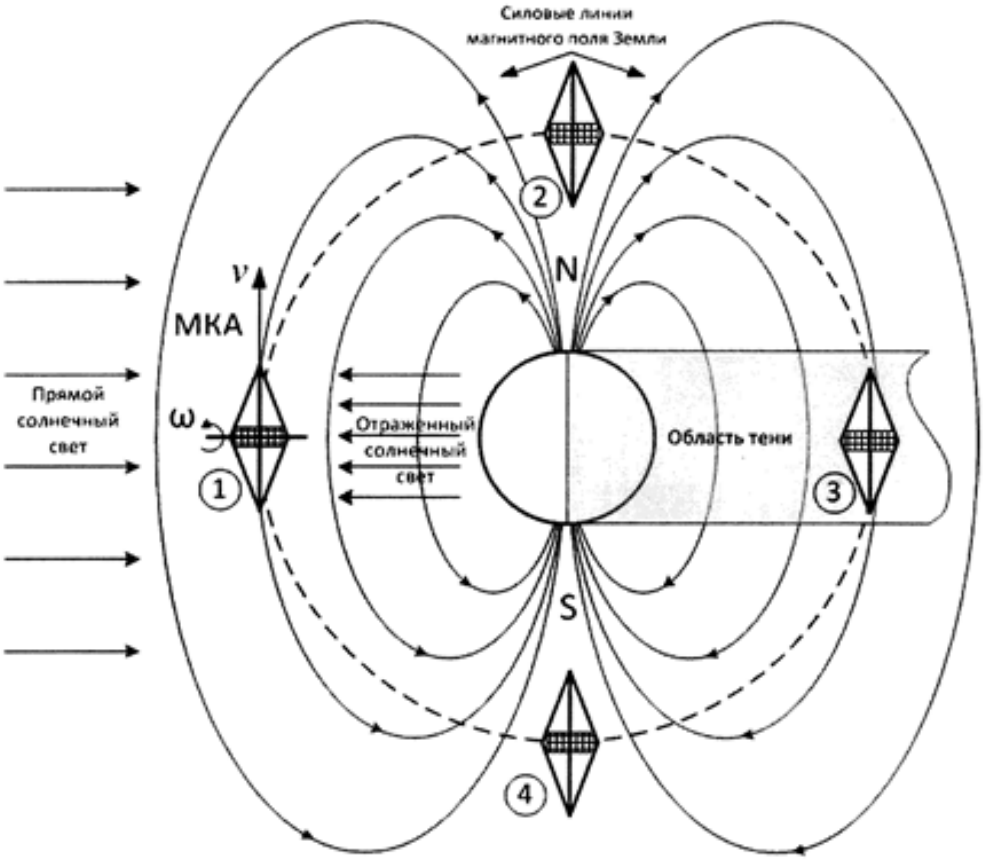


Рисунок 3.4 – Вариант движения космического аппарата или спутника, стабилизированного вращением, по орбите

При замыкании ГК на нагрузку в цепи потребитель-генерирующий контур протекает ток. Мощность ГК зависит от вращающего момента космического аппарата вокруг своей оси:

$$M_{BP}=J_{KA}\cdot\frac{d\omega}{dt} \qquad (3.2)$$

где J_{KA} - момент инерции космического аппарата или спутника.

Таким образом, генерирующий контур является дополнительным источником электроэнергии на борту космического аппарата.

Переменное напряжение из ГК 8 выпрямляется в блоке 9 и подается на первый вход контроллера 10 зарядки аккумулятора. Постоянное напряжение от солнечных коллекторов отраженного солнечного света 7 подается на второй вход контроллера 10 зарядки аккумулятора. Общее напряжение с первого выхода контроллера 10 поступает на второй вход батареи 5. Со второго выхода контроллера первый вход батареи 5 получает управляющие сигналы от переключателей 15-21, с выводами 1-3 и выключателями 22-25, с контактами 1-2. Количество управляемых переключающих устройств зависит от количества аккумуляторов в батарее. Чтобы зарядить выбранную батарею (11-14) на соответствующих переключателях, ее первые контакты размыкаются с третьим и замыкаются со вторым, первый и второй контакты замыкаются на соответствующих переключателях. Подключенный таким образом ко второму входу батареи соответствующий аккумулятор подзаряжается малым током до поступления команды от контроллера 10 на смену очередного аккумулятора. Потребитель получает электричество от оставшихся батарей, в обход отключенного с первого выхода батареи 5.

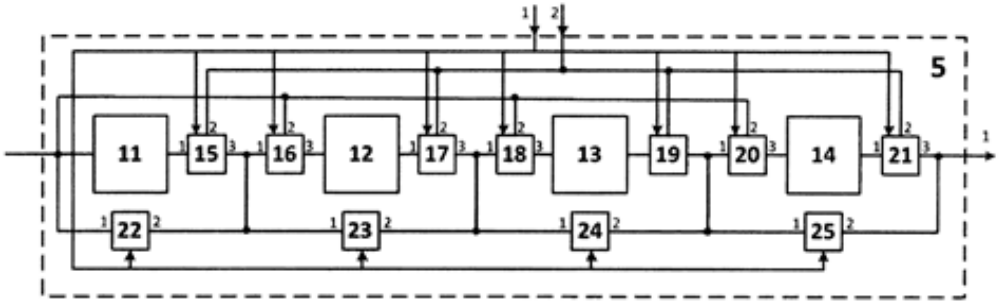


Рисунок 3.5 – Аккумуляторная батарея, содержащая переключающие устройства, управляемые контроллером.

Если спутник или КА находится в положении 1 на орбите (рисунки 3.3, 3.4), солнечные коллекторы отраженного солнечного света выровнены относительно Земли. В этот момент зарядное устройство 3, включенное в

систему электропитания спутника, получает электроэнергию от солнечных батарей работающих на прямых солнечных лучах 1 падающим на них, а контроллер 10 зарядного устройства батареи получает электроэнергию от солнечных батарей с отраженным солнечным светом 7 и ГК 8.

В положении спутника 2, солнечные батареи прямого солнечного света 1 остаются обращенными к Солнцу, в то время как солнечные панели отраженного солнечного света частично скрыты. В этот момент зарядное устройство 3 системы электропитания спутника продолжает получать энергию от солнечных батарей работающих на прямых солнечных лучах, и контроллер 10 теряет часть энергии из блока 7, но все еще получает энергию от блока 8 через выпрямитель 9.

В положении спутника 3, все группы солнечных батарей в тени, зарядное устройство 3 не получает энергии от солнечных батарей 1, и потребители космического корабля на борту получают энергию от батареи. Контроллер заряда аккумулятора продолжает получать энергию от ГК 8 и продолжает заряжать аккумулятор.

В положении спутника 4 прямой солнечный свет 1 снова попадает на панели солнечных коллекторов, т.е. снова освещается солнцем, в то время как солнечные коллекторы отраженного солнечного света частично закрыты. В этот момент зарядное устройство 3 системы питания спутника продолжает получать энергию от солнечных батарей работающих на прямых солнечных лучах, и контроллер 10 теряет часть энергии из блока 7, но все еще получает энергию от блока 8 через выпрямитель 9

Таким образом, система электроснабжения спутника или КА, стабилизированного вращением, способна получать, преобразовывать и накапливать:

1. энергию прямого и отраженного от солнечного света;
2. кинетическую энергию вращения космического аппарата в магнитном поле Земли. В остальном функционирование предлагаемой системы аналогично известной.

Техническим результатом является продление активного срока службы и наличия энергии у спутника или космического аппарата, что достигается использованием микроконтроллерного зарядного устройства в системе питания космического аппарата, который позволяет заряжать аккумулятор от источников электрической энергии различной мощности (отраженного солнечного света и энергии геомагнитного поля (магнитного поля) Земли).

Практическая реализация функциональных узлов предлагаемого изобретения может быть выполнена следующим образом.

В качестве ГК можно использовать трехфазную двухслойную обмотку с изолированным медным проводом, что позволяет приблизить форму кривой ЭДС к синусоидальной кривой. В качестве выпрямителя может использоваться мостовая схема трехфазного выпрямителя с маломощными диодами типа D2 и D9, в результате чего пульсация выпрямленного напряжения уменьшается. Микроконтроллер «MAX17710» можно использовать в качестве контроллера зарядки аккумулятора. Он может работать с нестабильными источниками с диапазоном выходной мощности от 1 мкВт до 100 мВт. Устройство имеет встроенный повышающий преобразователь для зарядки батарей от источников с типовым значением выходного напряжения 0,75 В и встроенное реле-регулятор для защиты батарей от перезаряда. Литий-ионные аккумуляторы с подсистемой выравнивания напряжения аккумуляторной батареи (балансировочная система) могут использоваться в качестве аккумулятора с коммутирующими устройствами. Он может быть создан на основе контроллера «MSP430F1232».

Таким образом, отличительные признаки предлагаемого устройства способствуют достижению поставленной цели.

Система энергоснабжения спутника, которая включает в себя группу солнечных панелей работающих на прямых солнечных лучах, зарядное устройство, которое получает энергию от солнечных батарей с работающих

на прямых солнечных лучах, разрядное устройство, которое питает потребителей от батареи, регулятор напряжения, который питает потребителей от солнечной батареи работающих на прямых солнечных лучах, который характеризуется тем, что он дополнительно содержит группу солнечных коллекторов, которые должны преобразовывать солнечный свет, отраженный от земли, в электрическую энергию. Это набор проводников (обмоток), расположенных на корпусе спутника или КА и в котором наводится ЭДС, индуцированная вращением космического аппарата вокруг его оси в магнитном поле Земли, выпрямительное устройство, а также содержит элемент управления зарядом батареи от источников питания различной ёмкости, аккумуляторная батарея, которая дополнительно содержит переключающие устройства, управляемые контроллером, для подключения или отключения отдельных аккумуляторов для зарядки.

3.2 Электропитание спутников на примере «Voyager»

Программа «Voyager» – это американская научная программа, в которой используются два роботизированных зонда, «Voyager-1» и «Voyager-2», запущенные в 1977 году для использования выгодного положения Юпитера, Сатурна, Урана и Нептуна. Хотя их первоначальной миссией было изучение только планетных систем Юпитера и Сатурна, «Voyager-2» продолжил свой путь на Уран и Нептун. «Voyager» теперь исследуют внешнюю границу гелиосферы в межзвездном пространстве; их миссия продлевалась три раза, и они продолжают передавать полезные научные данные. Ни у Урана, ни у Нептуна не было крупного плана, снятого другим зондом, кроме «Voyager-2».

«Voyager-2» – это космический зонд, запущенный НАСА 20 августа 1977 года для изучения внешних планет. Являясь частью программы «Voyager», она была запущена за 16 дней до того, как ее двойник, «Voyager-1», по траектории, которой потребовалось больше времени, чтобы достичь

Юпитера и Сатурна, но позволил продолжить встречи с Ураном и Нептуном. Это единственный космический корабль, посетивший одну из этих двух ледяных планет. «Voyager-2» является четвертым из пяти космических кораблей, достигших скорости солнечного побега, которая позволит ему покинуть Солнечную систему.

Его основная миссия закончилась исследованием системы Нептуна 2 октября 1989 года, после посещения системы Урана в 1986 году, системы Сатурна в 1981 году и системы Юпитера в 1979 году. «Voyager-2» в настоящее время выполняет расширенную миссию по изучению системы Уран. внешние границы Солнечной системы и работали в течение 42 лет, 7 месяцев и 29 дней по состоянию на 18 апреля 2020 года. Он остается в контакте через сеть глубокого космоса НАСА.

5 ноября 2018 года на расстоянии 122 а.е. (1,83×1010 км) (около 16:58 световых часов) от Солнца движется со скоростью 15,341 км/с (55 230 км/ч) относительно Солнца, «Voyager-2» покинул гелиосферу и вошел в межзвездную среду (ISM), область космического пространства за пределами влияния Солнечной системы, присоединившись к «Voyager-1», который достиг межзвездной среды в 2012 году. «Voyager-2» начал предоставлять первые прямые измерения плотности и температуры межзвездной плазмы.

Электроэнергия подается от трех радиоизотопных термоэлектрических генераторов «MHW-RTG» (РИТЭГ). Они питаются от Плутония-238 (в отличие от изотопа Pu-239, используемого в ядерном оружии) и обеспечивают примерно 470 Вт при постоянном напряжении 30 В при запуске космического корабля. Плутоний-238 распадается с периодом полураспада 87,74 года, поэтому РИТЭГ, использующие Pu-238, будут терять в 1–0,5 (1/87,74) = 0,79% своей выходной мощности в год.

В 2011 году, через 34 года после запуска, такой РИТЭГ по своей сути будет производить 470 Вт × 2 – (34/87,74) ≈ 359 Вт, что составляет около 76% его первоначальной мощности. Кроме того, термопары, которые

преобразуют тепло в электричество, также ухудшаются, уменьшая доступную мощность ниже этого расчетного уровня.

К 7 октября 2011 года мощность, вырабатываемая «Voyager-1» и «Voyager-2», упала до 267,9 Вт и 269,2 Вт соответственно, что составляет около 57% мощности при запуске. Уровень выходной мощности был лучше, чем прогнозы перед запуском, основанные на консервативной модели деградации термопары. Когда электрическая мощность уменьшается, нагрузки космического корабля должны быть отключены, что исключает некоторые возможности. К 2032 году может быть недостаточно энергии для связи.

Энергия от термоэлектрических радиоизотопных генераторов поддерживается постоянным напряжением 30 В постоянного тока с использованием регулятора короткого замыкания. 30 В поступают непосредственно на конкретный космический аппарат и переключаются на другие в блоке распределения мощности. 30 В постоянного тока также подается на преобразователь переменного тока 2,4 кГц, который используется большинством подсистем космических аппаратов. Сетевой источник питания снова может подаваться непосредственно на устройство или включаться, или выключаться через силовое реле.

Помимо инвертора, потребители постоянного тока включают в себя радиоподсистему, гироскопы, силовые изолирующие клапаны, некоторые научные приборы, большинство нагревателей температуры и двигатели, на которых установлены астрономические планетарные антенны. Другие элементы космического корабля используют переменный ток.

Есть два идентичных инвертора 2,4 кГц – основной и резервный. Главный инвертор включен с момента запуска и остается включенным в течение всей миссии. В случае неисправности или сбоя в главном преобразователе цепь питания после 1,5-секундной задержки автоматически переключается на резервный преобразователь. Как только переключение сделано, оно необратимо.

Синхронизирующий сигнал 4,8 кГц от подсистемы полетных данных используется в качестве нормы частоты в преобразователе. Частота делится на два, а выход составляет 2,4 кГц. Регулирование переменного тока с точностью до 0,004 процента. Временной сигнал 4,8 кГц, в свою очередь, отправляется в компьютерную командную подсистему, которая содержит главные часы космического корабля.

Таким образом, они использовали два параллельных метода распределения мощности (постоянного и переменного тока).

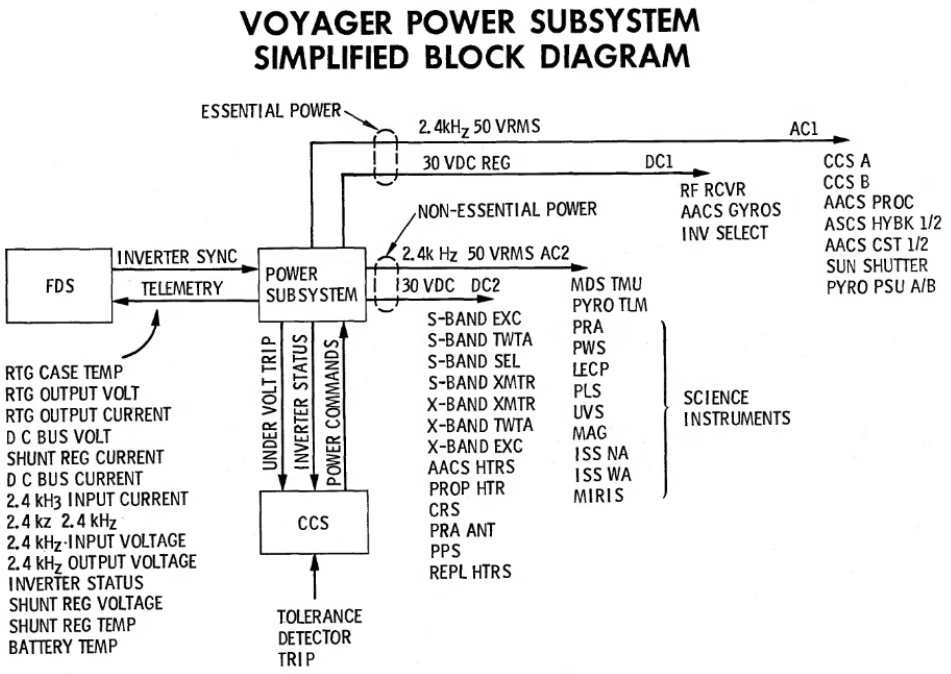


Рисунок 3.6 – Упрощенная структурная схема подсистемы питания «Voyager»

4 Расчёт системы энергопитания космического аппарата

Основываясь на предварительной проработке проекта системы электроснабжения (энергопитания) формируют необходимые требования для подготовки эскизного проектирования СЭП.

В обязательства системы энергопитания на протяжении всей её активности входить:

1. непрерывность в электроснабжении устройств бортового контроля (бортовая аппаратура БА), в течение всего времени, даже с учётом прохождения участка тени и смены или корректировки орбиты:

- шина напряжения 100±1 В;

- шина напряжения 27±0,8 В;

2. обеспечение отсутствия ограничения для работы другим подсистемам спутника

3. обеспечение отсутствия воздействия на жизнедеятельность космического аппарата при любом одиночном отказе в подсистеме либо в бортовой аппаратуре;

4. обеспечение работоспособности всех систем КА в периоды длительного прохождения теневых орбит (45 дн. за 6 мес.) учитывая, что максимальная длительность тени от Земли не более 72 мин.;

5. модульное построение оборудования подсистемы должно обеспечивать возможность ее вариантного исполнения в диапазоне выходных мощностей от 5 до 15 кВт в зависимости от конкретных потребностей спутника.

Система энергопитания должна уметь работать:

1. в режиме зарядки аккумуляторных батарей;
2. в режиме зарядки аккумуляторных батарей при наличие мощности солнечных батарей;
3. в режиме зарядки аккумуляторных батарей при отсутствие мощности солнечных батарей, при прохождении теневого участка орбиты;
4. в режиме профилактических работ с аккумуляторными батареями.

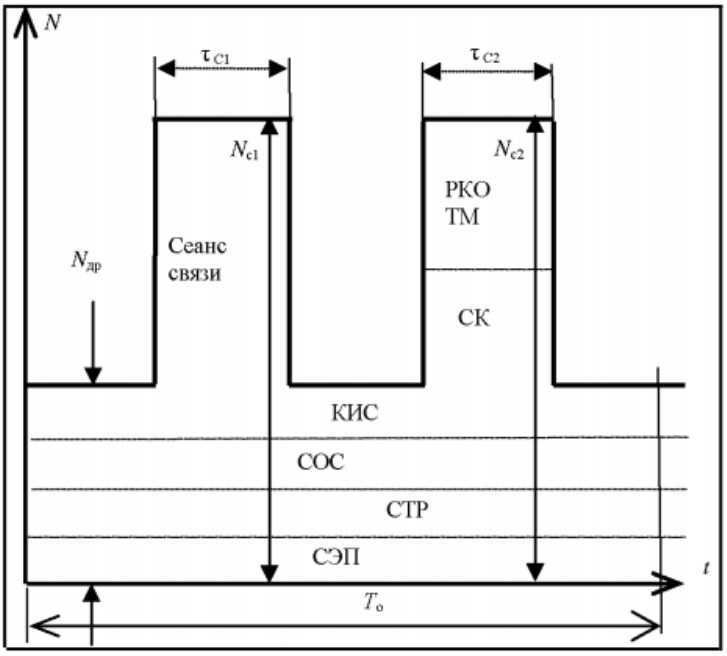
4.1 Составление энергобаланса СЭП КА

Значение мощности необходимое БА, определяют по назначению космического аппарата, а также это величина, зависящая от состава приборных панелей и времени их работы [2, 3, 4]. Функционально системы космического аппарата принято делить на:

1. часть модуля полезной нагрузки (МПН) – определяют назначением;
2. часть модуля служебных систем (МСС).

Стоит отметить что МСС это система, работающая непрерывно и требующая постоянного питания (дежурный режим), а МПН – система, работающая сеансами. Рисунок 4.1 показывает диаграмму режимов работы бортовой аппаратуры, которых два:

1. режим работы обеспечивающих систем (дежурный режим);
2. режим работы полезной нагрузки (сеансный режим).



РКО – радио-контроль орбиты; ТМ – телеметрическая информация;

СК – система коррекции для изменения параметров орбиты

Рисунок 4.1 – Вид типовой график-диаграммы потребления электроэнергии БА

Часть контрольно-измерительной аппаратуры (КИА) работающей в любой момент времени, необходима для своевременной передачи команд управления и для связи с космическим аппаратом [5, 6]. Формулировка величины среднесуточного потребления представлена ниже, она определяется по диаграмме работы БА [7]:

$$P_{CC}=P_{ДР}+\frac{1}{T_0}\cdot\sum[n_{Ci}\cdot\tau_{Ci}\cdot(P_{Ci}-P_{ДР})] \qquad (4.1)$$

где P_{CC} – мощность среднесуточного энергопотребления, Вт;

$P_{ДР}$ – потребление электроэнергии бортовой аппаратуры (дежурный режим), Вт;

n_{ci} – мощность энергопотребления i-того сеанса связи, Вт;

τ_{ci} – продолжительность i-того сеанса связи, мин.

Формула 4.2 представляет следующее соотношение:

$$P_{ДР} \leq P_{СС} \leq P_{С}, P_{С} \approx (5 \div 10) P_{ДР} \quad (4.2)$$

База системы энергопитания космического аппарата – генератор электрической энергии. Значения мощности генератора зависит от:

1) условия равенства мощностей генератора и потребления бортовой аппаратуры в сеансе связи:

$$P_{ген} = P_{С} \quad (4.3)$$

Следовательно, масса СЭП определяется из формулы 4.4:

$$M_{СЭП} \approx M_{ген} = \frac{P_{ген}}{P_{уд}} = \frac{P_{С}}{P_{уд}} \quad (4.4)$$

где $P_{уд}$ – значение удельной мощности генератора, Вт/кг.

Также, стоит учесть, из условия 4.3, что величина надёжности СЭП будет приравнена к надёжности генератора. т.е.:

$$J_{ген} = J_{С} \quad (4.5)$$

Но проблемой станет неиспользуемость части электроэнерги в промежутке времени между сеансной работой, что скажется на дороговизне СЭП.

2) условие выбора промежуточного значения мощности генератора между мощностями в сеансе связи и среднесуточного потребления бортовой аппаратуры:

$$P_{СС}<P_{ген}<P_{С} \quad (4.6)$$

Тогда для сохранения вырабатываемой мощности используют накопители электроэнергии и тогда мощность сеансной связи определяется из выражения 4.7.

$$P_{С}=P_{ген}+P_{нак} \quad (4.7)$$

Чтобы обеспечить связь в работе генератора и накопителя необходимо использование блока аппаратуры автоматического управления:

$$M_{СЭП}=M_{ген}+M_{нак}+M_{БА} \quad (4.8)$$

Следовательно, надёжность СЭП:

$$J_{СЭП}=J_{ген}\cdot J_{нак}\cdot J_{БА} \quad (4.9)$$

Снижение стоимости конструкции СЭП, логично привело к увеличению сложности построения СЭП, которая теперь состоит из различных элементов которые должны быть связаны. Как было указано выше величину вероятности безотказной работы такой сложной системы в периоде заданного времени находят из произведения величин вероятности исправности в работе её элементов. Учитывается, что надёжность работы любого устройства $J < 1$, то $J_{СЭП} < J_{ген}$. Одноэлементная система всегда является более надёжной чем система сложная не резервируемая. Рисунок 4.2 показывает диаграммы частных случаев потребления электроэнергии.

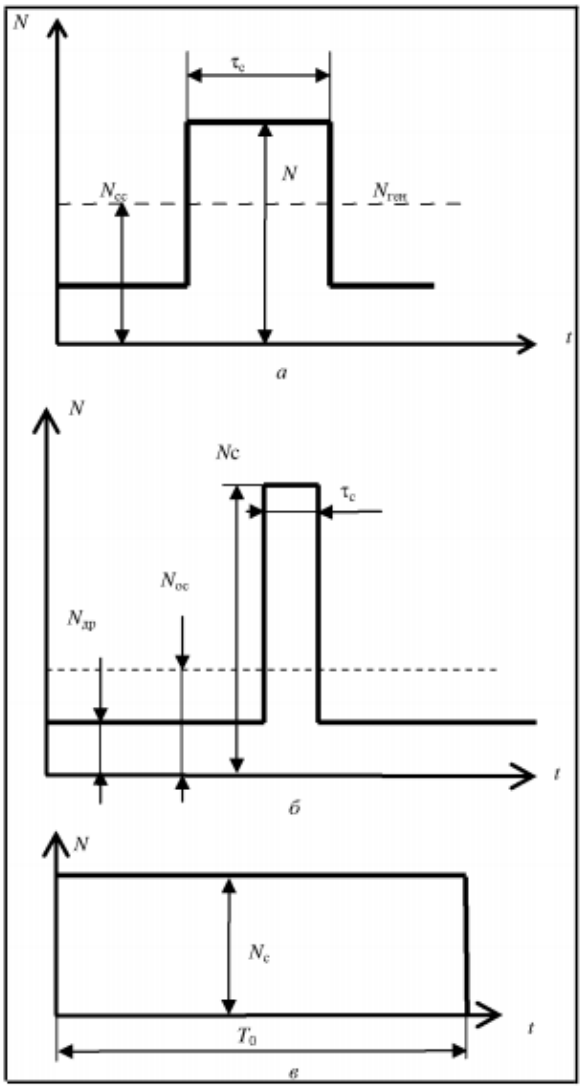


Рисунок 4.2 – Диаграммы частных случаев потребления электроэнергии

Рассмотрим диаграмму случая 4.2 (а) и учитывая, что $P_{ген} = P_{СС}$, тогда масса СЭП составит:

$$M_{СЭП} \approx \frac{P_{СС}}{P_{уд}} + \left[(P_C - P_{СС}) \frac{\tau_C}{E_{уд}} \right] \qquad (4.10)$$

где $E_{уд}$ – значение удельной ёмкость накопителя, Вт·ч/кг.

После преобразований, получим зависимость массы СЭП от параметров её элементов:

$$M_{СЭП} \approx P_{СС} \cdot \left[\frac{1}{P_{уд}} - \frac{\tau_C}{E_{уд}}\right] + \frac{P_C \cdot \tau_C}{E_{уд}} \qquad (4.11)$$

Анализ рисунка 4.2 и последующее рассмотрение случая (а) показали что значение массы СЭП определяется мощностью среднесуточного потребления бортовой аппаратуры $P_{СС}$. Следовательно, при необходимости снижения массы нужно снизить потребления электроэнергии. Снижения потребления мощности БА достигается разными путями, к примеру, минитюаризации БА и уменьшения длительности или числа сеансов связи, т.е. за счет уменьшения работы по основному назначению.

Исходя из утверждения прямо-пропорциональной зависимости массы СЭП от мощности потребления БА, $M_{СЭП}$ можно снизить повышениям значений удельных энергетических характеристик её элементов:

1. $P_{уд}$ – значение удельной мощности генератора, Вт/кг;
2. $E_{уд}$ – значение удельной энергии накопителя, Вт·ч/кг.

Стоит отметить что масса системы энергопитания не будет зависит от значения длительности сеанса связи τ_C, при условии равенства генерируемой мощности и потребляемой мощности бортовой аппаратуры в сеансе связи, т.е:

$$\frac{\partial M_{СЭП}}{\partial \tau_C} = -\left(\frac{P_{СС}}{E_{уд}}\right) + \frac{P_C}{E_{уд}} \rightarrow P_{СС} = P_C = P_{ген} \qquad (4.12)$$

Применять накопитель для снижения массы СЭП не имеет смысла при условии что значения удельных энергетических характеристик генератора высоки и произведение $P_{уд} \cdot \tau_C > E_{уд}$.

Инженера-разработчики системы энергопитания занимаются проведением анализов требований к работе бортовой аппаратуры, при этом возможны следующие крайние случаи:

1. рисунок 4.2 (б) показывает дежурный режим работы БА и в определённые периоды времени данного режима сеансы связи с пиком потребления мощности $\tau_C << T_0$, $P_C >> P_{ДР}$. Для такой системы достаточно важно влияние работы накопителя;

2. рисунок 4.2 (в) показывает, что величина энергопотребления бортовой аппаратуры геостационарных спутников связи является константой по мощности и равно сеансной работе. Основное влияние в этом случае оказывает генератор электроэнергии.

В аккумуляторных батареях (АБ), которые рассчитаны на большее количество зарядных и разрядных циклов (ЗРЦ), применяют техническое решение, которое увеличивает ресурс, но свою очередь снижает удельную энергоёмкость АБ.

Влияние числа ЗРЦ за срок активного существования (САС) на значение величины удельной реализуемой энергии аккумуляторных батарей показано в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Влияние числа ЗРЦ на срок активного существования

Аккумуляторные батареи	Никель-водородные		Литий-ионные	
Вид АБ	НВ-25	НВ-45Л	VES16	VES180SA
Число циклов за САС	>15000	<1500	>35000	<1500
Величина удельной энергии, Вт·ч	50	84	140	180
Значение допустимой глубины разряда, %	45	80	27	80
Величина удельной реализуемой энергии	22,5	67,2	37,8	144

Основной «источник» ЗРЦ это – тень Земли. Таблица 4.2 показывает число теневых витков в период года эксплуатирования для космических аппаратов на разных типах орбит.

Таблица 4.2 – Число теневых витков в период года эксплуатации

Тип орбиты	Среднее число теневых витков за 1 год, шт.
НОО (низкая околоземная орбита)	3380
ВКО (высокая круговая орбита)	135
ВЭО (высокая эллиптическая орбита)	500
ГСО (геостационарная орбита)	90

Таблица 4.2 указывает на то что низкая околоземная орбита самая требовательная по отношению к ресурсу АБ. Это и объясняет меньшую удельную реализуемую энергию в сравнении с реализуемой энергией для аккумуляторных батарей для высоких орбит.

Таблица 4.3 представленная ниже – оценка значений минимального зарядного и разрядного токов для различных типов орбит, учитывая максимальную глубину разряда для этих типов орбит.

Таблица 4.3 – Длительность тени и освещенной части витка, величины зарядных и разрядных токов для литий-ионных аккумуляторных батарей (ЛИАБ)

Параметр	Тип орбиты			
	НОО	ВКО	ВЭО	ГСО
Значение глубины разряда	0,25	0,80	0,80	0,80
Продолжительность тени, ч	0,58	0,93	1,50	1,20
Продолжительность освещенной части витка, ч	1,34	11,07	10,46	22,73
Ток разряда, доля от С[1]	0,43	0,86	0,53	0,67
Ток заряда без падающего тока, доля от С[1]	0,19	0,07	0,08	0,04
Начальный ток заряда со ступенчато падающим током, доля от С[1]	0,26	0,10	0,11	0,05
[1]Минимальный ток при использовании всего освещенного участка витка для заряда АБ.				

Продолжительность сезона теней, в проценте от срока активного существования:

1. НОО – 74,1%;
2. ВКО – 18,5%;
3. ВЭО – 68,4%;
4. ГСО – 24,7%.

Следовательно, профилактическую работу для ГСО и ВКО возможно произвести перед сезоном теней находясь только на освещаемой части орбиты космического аппарата. В случае же ВЭО и НОО имеется необходимость для возможности проведения балансировки аккумуляторных батарей в сезон теней.

Для литий-ионных аккумуляторов необходимо обеспечить возможность проведения балансировки аккумуляторных батарей параллельно с зарядкой.

Время нахождения космического аппарата в зонах радиовидимости:

1. НОО – 10-15 минут на витке длительностью 95-115 минут, перерывы между сеансами связи максимум до 30 дней;
2. ВКО и ВЭО – около 6 часов при продолжительности витка 12 часов;
3. ГСО – вся длительность витка.

Таким образом, наиболее высокие требования к автономности контуров управления АБ предъявляются для КА на НОО. Здесь отсутствует возможность проведения длительных работ с КА под контролем наземного комплекса управления (НКУ), в том числе в случае возникновения нештатных ситуаций. Поэтому, логика управления должна быть максимально простой и надежной.

4.2 Конструкция и принцип действия бесперебойного источника питания

Как бы сказано ранее масса СЭП напрямую зависит от величин удельных характеристик системы электропитания космического аппарата [8, 9, 10]. Данные характеристики можно увеличить путем применения в КА автономного источника бесперебойного питания (АИБП). В качестве накопителя используются кинетический и химический накопители электроэнергии.

Конструктивное исполнение АИБП основано на требованиях аналогичных требованиям к БА современных негерметичных космических аппаратов. Они вытекают из анализа воздействия внешних факторов, таких как климат, механическое воздействие, фактор космического пространства, а

также фактора функциональные и конструктивные, фактор надёжности и обеспечение ресурса.

К функциональным и конструктивным требованиям можно отнести:

1. требование по минимизации массы;
2. требование по чистоте обработки и не плоскостности посадочной поверхности;
3. требование по значению оптического коэффициента для внешней поверхности;
4. требование к неметаллическим материалам по газо-выделению и потере массы;
5. требование к месторасположению выходных, межблочных и технологических электро-соединителей.

Факторами космического пространства можно назвать:

1. требования по защите от электронов, протонов и подобных излучений;
2. требования по защите от магнито-сферной плазмы и электростатических разрядов.

Возможные варианты для решения проблем по функциональным и конструктивным требованиям при разработке АИБП описаны в таблице 4.4.

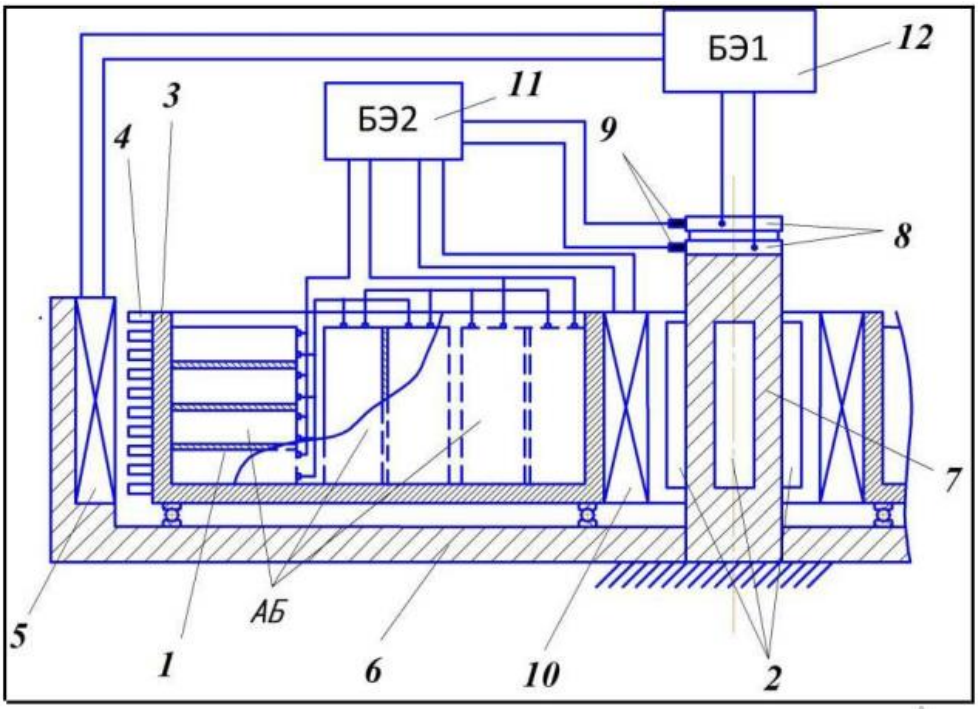
Таблица 4.4 – Варианты решения проблем функционально-конструктивных требований

Тип требования	Варианты решения
Функционально-конструкционные требования	1) Применить высокоинтегрированные электро-радио изделия (ЭРИ), применение микросборок; 2) Применить материалы с малым удельным весом; 3) Применить материалы и покрытия с целью обеспечения нужных параметров; 4) Учитывать конструкционные требования при разработке, ремонтопригодность системы.
Требования по механическим воздействиям	1) Применить материалы с высокими характеристиками прочности; 2) Использовать и рассчитать оптимальные параметры конструктивных элементов, несущих оснований рамок блоков; 3) Минимизировать массу всей установки.
Требования по воздействию климата	1) Применить материалы с лучшим коэффициентом теплового сопротивления, повышенная теплопроводность материалов; 2) Уменьшить количество переходов от ЭРИ до термо-стабилизированной поверхности космического аппарата; 3) Уменьшить тепловое сопротивление каждого перехода.

Продолжение таблицы 4.4

Факторы космического пространства	1) Применить конструкционные материалы и покрытия с требуемыми физическими и химическими характеристиками и параметрами; 2) Электро-герметичность используемой аппаратуры; 3) Металлизировать аппаратуру для выравнивания потенциала с корпусом космического аппарата.
Требования обеспечения ресурса и надёжности	1) Применить материалы с требуемыми гарантийными параметрами; 2) Обеспечить температурный режим каждого ЭРИ на весь САС.

Пример автономного источника бесперебойного питания показан на рисунке 4.3. В устройстве этого АИБП присутствует гибридный накопитель (ГН) работающий совместно с блоком аккумуляторных батарей. Эта комбинация устройств позволяет обеспечить потребителей на борту космического аппарата постоянной электроэнергией в режимах высоких нагрузок во врем работы спутника, а также при выполнении режима «живучести», снятии телеметрии и выдачи команд радиоуправления в случаях возможных аварийных ситуаций генератора электроэнергии. Компенсацию кинетического момент от вращения установки может позволить монтаж двух накопителей, которые будут работать в противофазе. Следствием станет оптимизация массы системы энергопитания благодаря уменьшению массы аккумуляторных батарей и путем уменьшения площади солнечных батарей.



1– аккумуляторные батареи АБ; 2 – постоянные магниты бесколлекторного генератора БГ; 3 – корпус; 4 – магнитные кольца гистерезисного вентильного двигателя $ВД_1$; 5 – статорные обмотки гистерезисного вентильного двигателя $ВД_1$; 6 – основание установки; 7 – ось; 8 – вторичные обмотки трансформатора; 9 – первичные обмотки трансформатора; 10 – статорные обмотки бесколлекторного генератора БГ; 11 – коммутационный блок; 12 – электромеханическая система

Рисунок 4.3 – Схема конструкции и компоновки системы АИБП

В структуру системы электропитания космического аппарата также входит блок электроники аккумуляторной батареи (БЭАБ), служащий в качестве контролирующего органа за параметрами литий-ионных АБ. При помощи блока электроники аккумуляторной батареи можно:

1. измерить напряжение и температуру;
2. преобразовать результаты измерений и результаты передачи данных по мультиплексному каналу обмена (МКО) в бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК);

3. реализовать алгоритмы управления режимами заряда-разряда аккумуляторных батарей при помощью ПО системы электропитания;

4. коммутировать балансировочные резисторы аккумуляторных батарей с целью выравнивания степени заряженности аккумуляторов в аккумуляторных батареях;

5. управлять байпасными переключателями с целью исключить из зарядной-разрядной цепи отказавших аккумуляторов в аккумуляторных батареях.

В состав блока электроники аккумуляторной батареи входят модули печатной платы, которые скреплены винтами и закрыты крышками.

Гибридный накопитель (ГН) предположительно будет, как раз-таки, управляться при помощи блока электроники аккумуляторной батареи.

ГН имеет в себе установленные ионисторы, которые работают совместно с аккумуляторными батареями. При малом значении тока нагрузки аккумуляторные батареи занимаются подзарядкой ионисторов, в случае же резкого увеличения тока ёмкостные накопители электроэнергии будут отдавать её запах в сеть, тем самым снижая нагрузку на батареи.

На рисунке 4.4 показана схема месторасположения АБ в корпусе ГН.

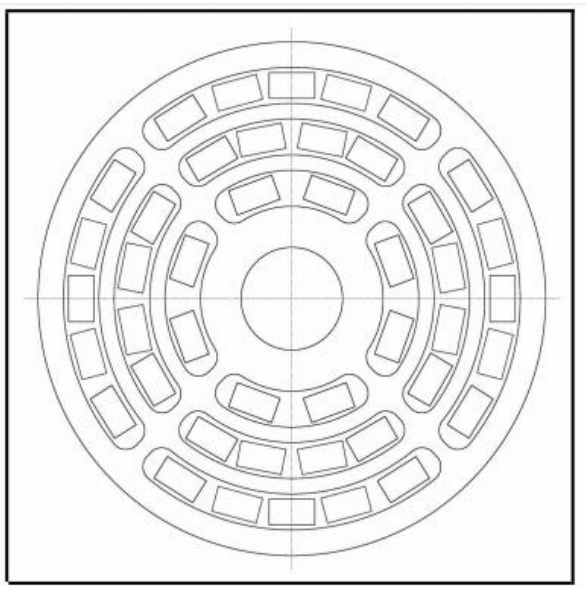


Рисунок 4.4 – Схема месторасположения АБ в корпусе ГН

По подробнее рассмотрим систему конструкции АИБП, которая состоит из двух частей. Конструкция неподвижной части АИБП включает такие элементы как:

- обмотки гистерезисного вентильного двигателя $ВД_1$ (5);
- электромеханическая система (12);
- магниты ротора БГ (2).

Конструкция вращающейся части АИБП включает в себя корпус маховика (3), на нём установлены ЛИАБ, коммутационный блок (11), магнитные кольца гистерезисного вентильного двигателя $ВД_1$ (4).

Когда от блока электроники аккумуляторной батареи подаётся команда, начинается раскрутка корпуса с АБ до рабочей частоты вращения n2, с присущим этому накоплением $Е_{кин}$.

При подаче команды на отключение питания устройства, $ВД_1$ от блока электроники $БЭ_1$ (рисунок 4.5) переключается в генераторный режим и преобразует полученное напряжение до нужного значения, необходимого потребителям для их нормального питания ($U_н \pm 1$ %, где $U_н$ = 27 В; 100 В); в этот момент маховик начинает торможение.

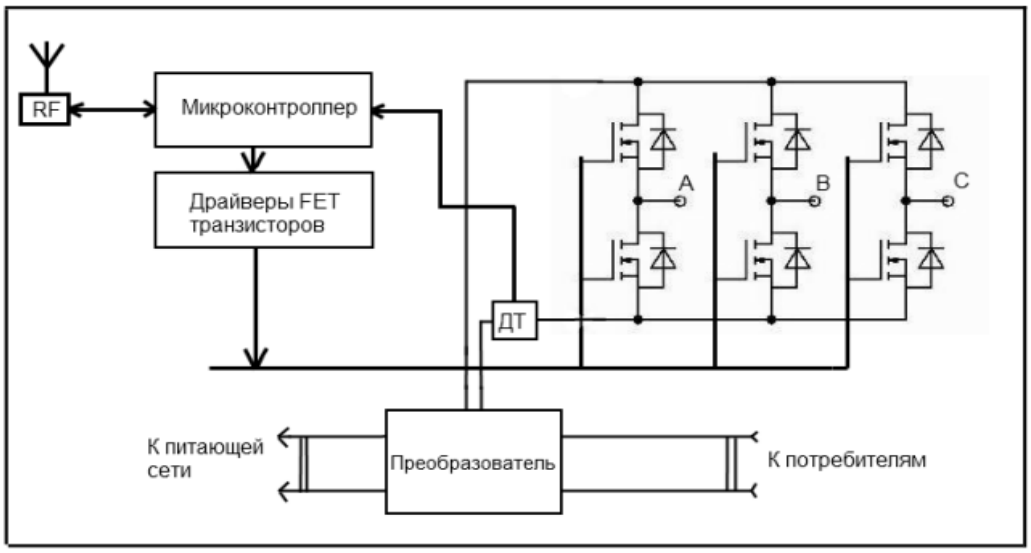


Рисунок 4.5 – Блок электроники $БЭ_1$

Блок электроники БЭ2 показанные на рисунке 4.6 устанавливается на вращающемся корпусе АИБП. БЭ2 аналогично БЭ1 необходим для управления вентильным двигателем ВД2, контролируя заряд аккумуляторных батарей.

Зарядка аккумуляторных батарей происходит в два этапа:

1) Зарядка постоянным током $I_{зар}$ до значения напряжения $U_{зар}$ ($U_н \pm 1$ %, где $U_н = 27$ В; 100 В):

$$I_{зар}=M \cdot I_{макс.зар} \quad (4.13)$$

$$U_{зар}=N \cdot 4{,}2 \text{ В} \quad (4.14)$$

где $I_{макс.зар}$ – максимальный величина тока заряда аккумуляторного элемента.

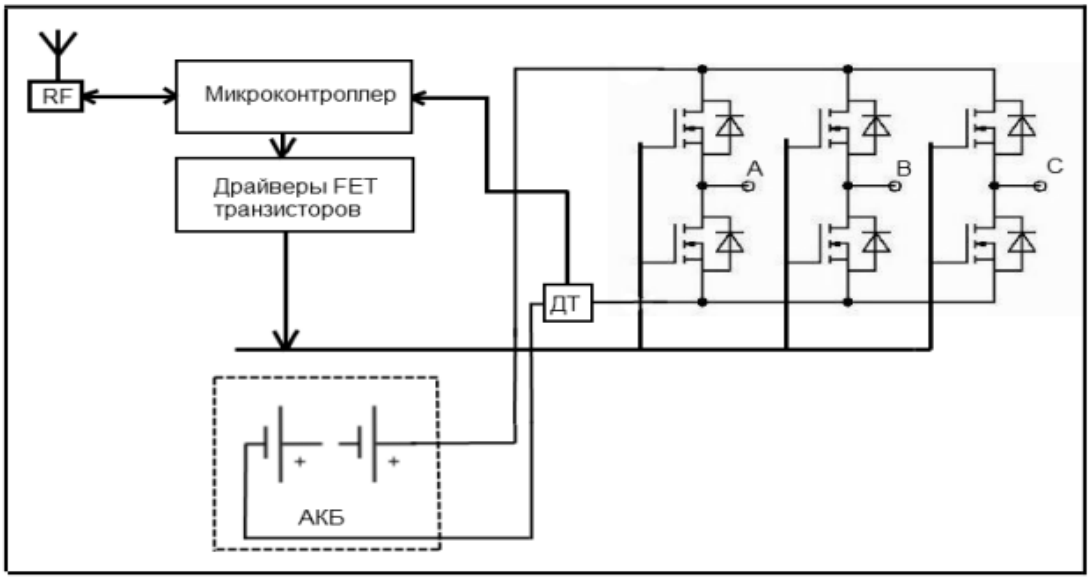


Рисунок 4.6 – Блок электроники $БЭ_2$

В состав блока $БЭ_2$ входят:

1. трёхфазный инвертор, собранный на транзисторах «MOSFET IRH», к которому подключают ветинтильный двигатель $ВД_2$;

2. драйвера управления затвором силовых транзисторов;
3. датчик тока (ДТ);
4. микроконтроллер «МК STM32F103»;
5. трансивер FRH.

В момент зарядки аккумуляторных батарей, корпус раскручивает вентильный двигатель $ВД_1$, «МК STM32F103» совершает замеры напряжения на фазах А, В, С генератора $ВД_2$, и производит измерение величины тока при помощи ДТ. Далее МК сформирует последовательность коммутаций транзисторов инвертора в соответствии с алгоритмом синхронного выпрямления. Сдвиг фазы управляющего сигнала синхронного выпрямителя формирует пропорционально-интегрально-дифференциальный регулятор (ПИД), сигнал обратной связи, которого является значением тока ДТ, а управляющее воздействие формируется программой микроконтроллера на основе данных о напряжении на АБ.

Первый этап является завершённым, когда величина напряжения $U_{зар}$ на аккумуляторных батареях достигает необходимого значения ($U_н \pm 1$ %, где $U_н$ = 27 В; 100 В). За этим следует второй этап – заряд постоянным напряжением, значение которого равно $U_{зар}$. Когда величина зарядного тока $I_{зар}$ становится меньше величины заданной $I_{мин.зар}$ – второй этап завершается, заряд окончен.

При прекращении электропитания $БЭ_1$ дает команду переключения режима $БЭ_2$ посредством радиопередатчика RF. Далее, когда команда принята, блок $БЭ_2$ прекращает процесс синхронного выпрямления и заряда АБ. И как только величина частоты вращения маховика достигает и становится ниже критической $\omega_{кр}$, МК формирует управляющую последовательность управления инвертором для раскрутки диска до значения $\omega_{ст}$, после чего питание двигателя $ВД_2$ отключается и цикл повторяется.

Блок $БЭ_1$ установлен на неподвижной части АИБП, причём схема абсолютна идентичная схема блока $БЭ_2$, отличие заключается лишь в том, что $БЭ_1$ имеет в своей структуре преобразователь, который необходим для

формирования внутреннего питающего напряжения и увеличения значения напряжения, получаемого от $ВД_1$, который работает в генераторном режиме, до необходимого потребителю. Частным случаем является напряжение 220 В, при частоте 50 Гц.

4.3 Математическая модель АИБП постоянного тока для микроспутника

В конструкции АИБП применяют литий-ионные аккумуляторные батареи с индексом ЛИА-8. ЛИАБ устанавливаются в вертикальном положении, они призматической формы и имеют габариты в соотношении 105×45×25 мм. Электрическая ёмкость одного аккумулятора равна 8 А·ч, значение рабочего напряжения составляет 2,8 В, масса 0,27 кг [11]. Аккумуляторная батарея содержит N последовательно соединенных аккумуляторных ячеек. Каждая из этих ячеек состоит из М-ного количества ЛИА, которые соединены параллельно.

Общее количество аккумуляторов:

$$K=M\cdot N \tag{4.15}$$

где K – полное количество аккумуляторов, оно определено особенностью конструкции корпуса (3).

Расчётная модель ГН энергии содержит: N = 4 ячейки, M = 11 аккумуляторов, тогда:

$$K=M\cdot N=11\cdot 4=44$$

Когда к сети питания подключается блок $БЭ_1$ стартует электродвигатель $ВД_1$ и диск раскручивается до скорости $\omega_{ст}$. Вращающиеся массы имеют $E_{кин}$ находящуюся из выражения:

$$E_{кин}=0,5\cdot J_z\cdot\omega_{ст}^2 \qquad (4.16)$$

где J_Z – момент инерции вращающегося диска.

Количество энергии которая извлекается из аккумулятора, без полного разряда определяется из:

$$E_{АБ}=0,7\cdot U_{АБ}\cdot C\approx 56,5\ кДж\rightarrow E_{\Sigma АБ}=E_{АБ}\cdot K\approx 2,5\ МДж$$

где $E_{\Sigma АБ}$ – полная энергия АБ.

При полном заряде АБ и маховиком, находящимся во вращении, полная энергия системы E_P находится из суммы:

$$E_P=0,7\cdot K\cdot U_{АБ}\cdot C+0,5\cdot J_z\cdot(\omega_{ст}-\omega_{кр})^2 \qquad (4.17)$$

Коммутационный блок, по мере расхода электроэнергии, использует вентильный двигатель ВД1 как генератор, тем самый заряжая аккумуляторные батареи и контролируя скорость вращения диска. Когда скорость вращения маховика достигает и становится меньше критической $\omega_{кр}$, запускается двигатель ВД1, восстанавливающий скорость вращения диска до значения $\omega_{ст}$.

При работе автономного источника питания является эффект поляризации электролита АБ, возникающий при определенном числе оборотов всей установки.

Частота вращения ГН при которой начинается поляризация определяется из выражения:

$$n_{ст} \geq \{[q^2 \cdot (1-\alpha T)] \cdot 16 \cdot \pi \cdot \varepsilon \cdot \varepsilon_0 \cdot \Delta m \cdot \rho \cdot h \cdot K \cdot$$

$$\cdot (R-0{,}5h) \cdot (2r_в + r_и)^2]^{-1}\}^{\frac{1}{2}} \qquad (4.18)$$

где q – электрический заряд иона, Кл;

T – абсолютная температура всего раствора, К;

Δm – разность масс, гидратированного катиона и гидратированного аниона, кг;

ρ – линейная концентрация тяжелых ионов, $м^{-1}$;

h – высота столба раствора, м;

K – степень диссоциации, 10^{-2}%;

R – величина внутреннего радиуса ёмкости, м;

α – величина температурного коэффициента изменения энергии гидратной связи, $К^{-1}$;

$\varepsilon_о$ – абсолютная диэлектрическая проницаемость среды, $Ф \cdot м^{-1}$;

ε – относительная диэлектрическая проницаемость воды, $Ф \cdot м^{-1}$;

$r_в$ – эффективный радиус молекулы воды, м;

$r_и$ – эффективный радиус тяжелого иона, м.

Рассчитать линейную концентрацию тяжелых ионов можно по формуле:

$$\rho = 10 \cdot (C \cdot N)^{\frac{1}{3}} \qquad (4.19)$$

где C – мольная концентрация раствора, $моль \cdot л^{-1}$;

N – число Авогадро, $моль^{-1}$;

Для создания расчётной модели применяются аккумуляторы на основе системы $Li(SO)_2$ с неводным электролитом [12]. Самым распространенным составов такого электролита – 70-75% (объемных)

SO_2+(22-17)%-ный ацетонитрил (АН)+8%-ный пропиленкарбонат (ПК)+1,8 моль/дм^3 KBr (для обеспечения электропроводности раствора).

Суммарная реакция

$$2Li+2SO_2 \rightarrow Li_2S_2O_4$$

Реакция на катода

$$2SO_2+2e^- \rightarrow S_2O_4^{2-}$$

Разрядная реакция на аноде

$$Li \rightarrow Li^+ + e^-$$

Так как электролит не содержит в составе воду, определяется разность между массами ионов Li и SO_2 (диоксид серы)

Температурный коэффициент α, который учитывает совокупные энергетические последствия в изменениях в длине гидратных связей, подвижности ионов и молекул воды, является индивидуальным для разных растворов электролита и в диапазоне от температуры плавления до температуры кипения в среднем не линейно изменяется от 0,0006 до 0,0018 град$^{-1}$. Тогда можно условно пренебречь и принять α=0.

Габариты расчётной модели установки:

- значение радиуса маховика r=0,25 м,
- значение высоты столба раствора электролита – 0,1 м.

Плотность SO_2 в литий-ионном элементе составляет ρ=1,46 г/см^3, концентрация C=(70-75)%.

Мольная масса (m) (мольная концентрация (C)) определяется из формулы:

$$m=10\cdot C\cdot\frac{\rho}{M} \qquad (4.20)$$

где M – молярная масса, г/моль;

C – процентная концентрация, %;

ρ – величина плотности раствора, г/см^3;

m – мольная масса.

Степень диссоциации К=1.

Масса ионов рассчитывается из следующей формулы:

$$m=\frac{M}{N_A} \qquad (4.21)$$

$m(Li^+)=1{,}15\cdot10^{-20}$ кг,

$m(SO_2)=1{,}06\cdot10^{-19}$ кг.

Значения эффективных радиусов ионов:

$r_В(Li^+)=1{,}35\cdot10^{-10}$ м,

$r_И(SO_2)=2{,}30\cdot10^{-10}$ м

Подставив полученные величины в формулу 4.18 для расчёта частоты вращения ГН получим значение и если оно будет превышено, то начнётся процесс разложения электролита в ЛИА.

$$n_{ст}=6500\,\frac{об}{мин}$$

Взяв в учёт что $\omega=\pi n/30$, а также $n_{кр}$=500 об/мин и $n_{ст}$=6500 об/мин, определяется величина кинетической энергии $E_{кин}$ по крайнему правому выражению формулы (4.17):

$$E_{кин}=0,5\cdot J_z\cdot(\omega_{ст}-\omega_{кр})^2=0,6\cdot 10^6 \text{ Дж} \quad (4.22)$$

Тогда кинетическая энергия маховика по отношению к энергии аккумуляторной батареи составит:

$$\frac{E_{кин}}{E_{\Sigma АБ}}\cdot 100\%\approx 24\%$$

Рисунок 4.7 показывает Множество Эджворта-Парето: «Множество Эджворта-Парето названо так по именам ученых, впервые обративших внимание на альтернативы, не уступающие друг другу по критериальным оценкам, т. е. на альтернативы, не находящиеся в отношении доминирования. Альтернативы, принадлежащие множеству Эджворта-Парето, принято называть несравнимыми. Их действительно невозможно сравнить непосредственно на основе критериальных оценок. Но если решение должно быть принято, то сравнение альтернатив, принадлежащих множеству Эджворта-Парето, возможно на основе дополнительной информации» График представлен для различных типов накопителей энергии по результатам расчета и данных по совокупности таблиц.

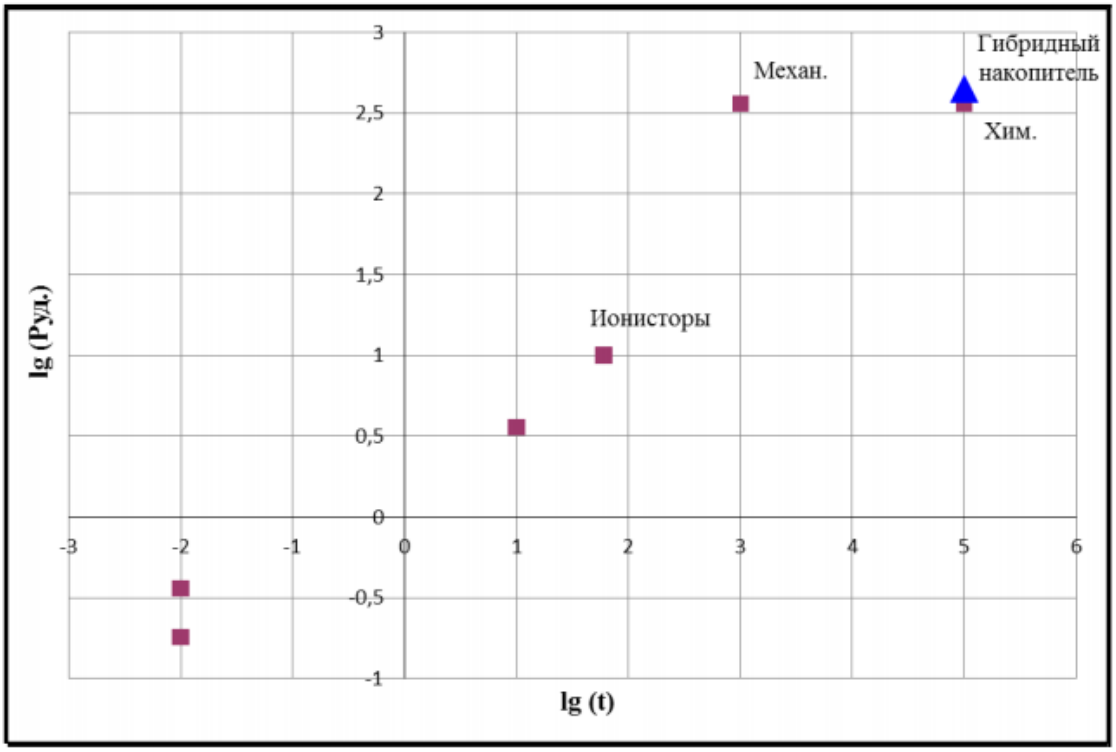


Рисунок 4.7 – Множество Эджворта-Парето

Анализируя график видно доминирование ГН, т.к. график Эджворта-Парето называется ту величину доминирующей которая имеет самое положительное направление вправо и вверх и учитывая подглавы 4.1-4.3 можно сделать вывод что гибридный накопитель будет являться более удобным вариантом для СЭП.

Представленная установка имеет более широкие функциональные возможности по сравнению с отдельно взятыми ионисторами, маховиком и аккумуляторной батареей. Магнитные кольца гистерезисного двигателя и статорные обмотки БК вращаются вместе с маховиком, что вносит вклад в накопление кинетический энергии. Сглаживание пиковых нагрузок на аккумуляторные батареи посредством ионисторов и отсутствие щёточно-контактного аппарата увеличивает срок эксплуатации гибридного накопителя энергии.

5 Возможные последствия аварий на объектах позиционного района космодрома, минимизация экологического ущерба

5.1 Понятие космодрома. Космодром Байконур

Космодром – это место для запуска (или приёма) космических аппаратов по аналогии с морским портом для судов или аэропортом для самолетов. Слово «космодром» традиционно используется для площадок, с которых запускаются космические аппараты на орбиту вокруг Земли или по межпланетным траекториям. Однако места запуска ракет для чисто суборбитальных полетов иногда называют «spaceports». Космические станции и предполагаемые будущие базы на Луне иногда называют «космическими портами», в частности, если они предназначены в качестве остановочной базы для дальнейших путешествий.

Термин «место запуска ракеты» (МЗР) используется для обозначения любого объекта, с которого запускаются ракеты. Космодром может содержать одну или несколько стартовых площадок или подходящих под это территорий для установки переносных стартовых площадок. Как правило, МЗР это есть большая зона безопасности, часто подразумеваемой под этим область дальности полета ракеты. Диапазон включает в себя область, над которой, как ожидается, будут летать запущенные ракеты, и в пределах которой могут приземляться некоторые компоненты ракет.

Крупные космодромы часто включают в себя более одного пускового комплекса, который может быть местом запуска ракеты, адаптированным для различных типов ракет-носителей (эти места могут быть хорошо разделены по соображениям безопасности). Для ракет-носителей с жидким топливом необходимы подходящие хранилища и, в некоторых случаях, производственные помещения.

Космодром может также включать взлетно-посадочные полосы для взлета и посадки воздушных судов для поддержки операций космодрома или для обеспечения поддержки крылатых ракет-носителей HTHL или HTVL.

Космодром Байконур расположен в Кызылординской области Казахстана.

Создание космодрома в 1950-х годах, была определено необходимостью разработки первой советской межконтинентальной баллистической ракеты Р-7. Его дальность полета превышала 8000 км, в связи с чем был необходим новое место запуска, находящееся в восточном направлении в азиатской части Советского Союза. Данная задача требовала найти место для запуска ракет, а также область для приземления и падения её компонентов, также в будущем была необходимость безопасного приземления экипажа космического корабля. Для решения этой проблемы в начале 1950-х годов была создана комиссия, которая разработала требования для нового военного объекта (космодрома) и указала предпочтительные районы и страны для ее создания, включая части Калмыкии и Дагестана.

В результате было принято решение разместить новый полигон в Казахстане, недалеко от Аральского моря, возле железнодорожной станции Тыр-там, Кызылординская область. 12 февраля 1955 г. вышло Постановление Совета Министров СССР № 292–181 о строительстве космодрома Байконур.

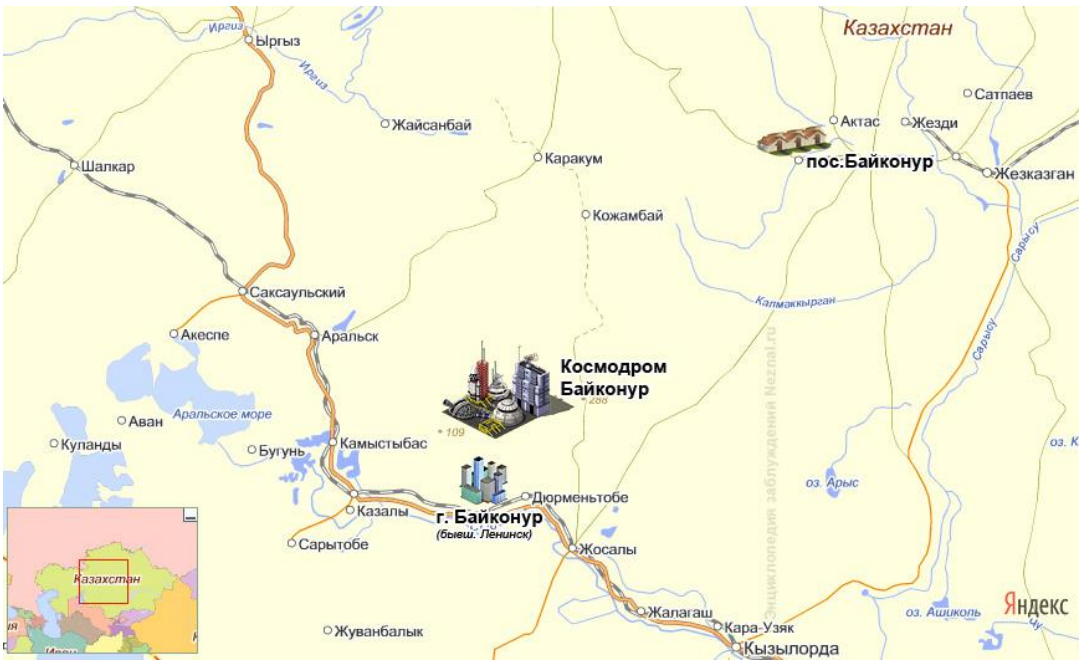


Рисунок 5.1 – Расположение космодрома Байконур

Байконур занимает площадь 6717 км^2, а протяженность с севера на юг – 75 км. С запада на восток – 90 км. Диапазон азимутов ракет-носителей колеблется от 35 до 92.

Основными проектами строительства были запуск площадок межконтинентальных баллистических ракет (МБР) и площадки технических средств. К ноябрю 1956 года были завершены строительно-монтажные работы на большинстве площадок и объектов для обеспечения готовности к началу летных испытаний МБР. Были построены: пусковой комплекс, пусковой центр управления, комплекс интеграции и испытаний, часть измерительных станций, здания, вычислительный центр, введены в эксплуатацию водопровод, водонасосные станции и электростанции. Построены асфальтные дороги и железные дороги.

5.2 Возможные последствия аварий на объектах позиционного района космодрома

Инфраструктурой позиционного района космодрома называют совокупность различных объектов на космодроме, которые предназначены для подготовок ракет-носителей, их разгонных блоков, для подготовки космических аппаратов (КА), для осуществления пусков и обеспечения возможности жизнедеятельности космодрома. Опасные и взрывоопасные вещества распространены по всему космодрому в различных местах [13]. В соответствии с Законом «О промышленной безопасности опасных производственных объектов» эти объекты классифицируются как опасные. К ним относят хранилища для автомобильного и ракетного топлива, автозаправочные станции, пусковые комплексы и хранилище взрывчатых материалов. Анализ возможных аварийных ситуаций проводится для каждого опасного объекта, определяется зона возможного повреждения, а в случае аварии составляется план действий. В дальнейшем предусматривают необходимые силы и ресурсы доступные для ликвидации последствий аварии. Для ликвидации последствий аварий на объектах района размещения имеется специализированный отдел Федеральной пограничной службы №.70 МЧС России.

Площадь позиционного района, которую занимает космодром Байконур – немногим больше 600 000 га. Территория ничто иное, как производственная площадка, к которой нельзя применить общие нормативы по экологической безопасности, которые применяются для населённых пунктов и различного рода рекреационных зон. Так как территория космодрома рассчитана таким образом, что в случае возможной аварии на отдельных объектах космодрома, зона поражения не выйдет за границу производственной зоны и негативное экологическое влияние будет оказано только на территорию космодрома.

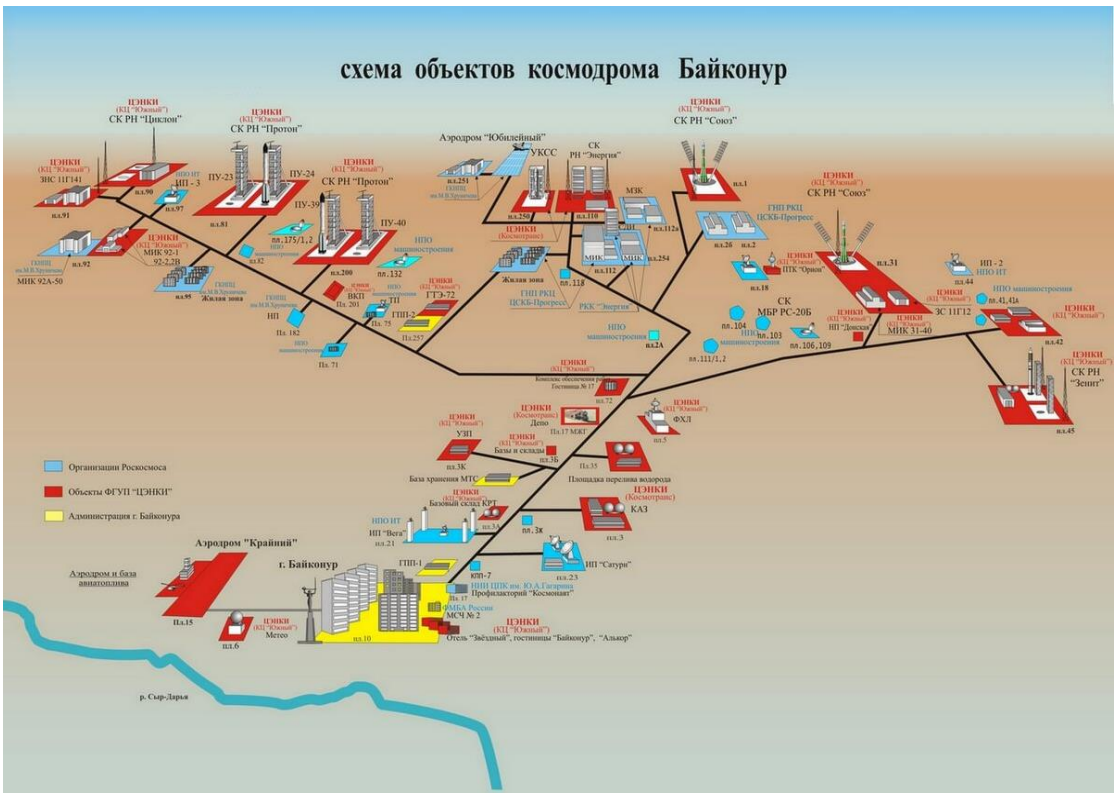


Рисунок 5.2 – Карта-схема объектов космодрома Байконур

Самыми тяжкими последствиями обладают аварии, происходящие в период запуска ракеты-носителя со стартовой площадки по причине взрыва ракеты на старте (или же распространения огня после старта носителя в первый секунды после запуска) История космодрома Байконур помнит несколько таких аварий. В 1960 году в апреле месяце произошел отвал бокового блока ракеты-носителя «ВОСТОК-Л 8К72» во время запуска ракеты, следствием стал мощный взрыв породивший пожар, который сильно повредил пусковые сооружения стартовой площадки №1 с которой взлетала ракета.

Также одной из крупнейших аварий в истории была «катастрофа Неделина» (испытательный запуск межконтинентальной ракеты Р-16) произошедшая 24 октября 1960 года. Причиной аварии послужил несанкционированный запуск двигателя второй ступени за полчаса до старта, который привёл к разрушению топливного бака первой ступени и последовавшему его возгоранию, и взрыву. В результате по официальным

данным погибло порядка 74 человек, среди которых числился Главнокомандующий ракетными войсками стратегического назначения (РВСН) Главный Маршал артилерии Неделин Митрофан Иванович.

1-го июня 1962 года произошёл взрыв ракеты-носителя «ВОСТОК 8А92» - вторая секунда после запуска, из-за этого проишествия снова был повреждён стартовый комплекс №1. Стартовый комплекс №31 был повреждён, а последсивие разрушен в конце 1966 года во время запуска ракеты-носителя «СОЮЗ 11А511». Последствия также были неутешительные – погиб один человек и несколько получили ранения. В июле 1968 года из-за повышения давления внутри лопнул бака окислителя блок Д, который частично разрушил головной обтекатель ракеты-носителя «ПРОТОН К» с КА «ЗОНД-5Б». Ракета после взлёта упала и застряла на площадке фермы обслуживания, толивным бак блока Д в котором было пять тонн керосина оторвался от фервы и столкнулся с третьим элементом ступени ракеты. Данная авария унесла жизни трёх человек.

В 1969 году 3 числа июля неудачно стартовала сверхтяжёлая РН Н-1. После подъёма ракеты на высоту около 200 метров отключились двигатели по причине аварийной работы в двигателе первой ступени. За 12 секунд отключились все двигатели, кроме одного. Это и стало причиной того, что ракету началось крутить вокруг поперечной оси. 23 секунда – ракета падает боком на месте старта. Следствием стало разрушение стартовой площадки и повреждение соседнего стартового стола. Данная авария явилась крупнейшей стартовой аварией. Тяжёлые последствия, а именно разрушения стартового комплекса также произошло при пуске ракеты-носителя «ЗЕНИТ» 4.10.1990 года, результатом стало серьёзное повреждение стартовой площадки №45.

На сегодняшний день по мере развития компьютерных технологий существуют различные программы, заложенные в алгоритм пуска ракеты, они помогают предотвратить серьёзные последствия при появлении неполадок при запуске ракеты и позволяют увести ракеты со стартовой площадки в сторону с целью сохранения последней. Именно данный

аварийный алгоритм работы ракеты-носителя позволил избежать катастрофы при падении «ПРОТОН М» в июле 2013 года.

Суммируя причины и последствия аварий, описанных выше, мы можем заключить, что аварии изначально сопровождались взрывами (обычно пожарами), утечками опасных веществ (которые могут воспламениться) и опасными выбросами загрязняющих веществ и паров в атмосферу. Эти выбросы могут привести к загрязнению почвы вблизи космодрома, а также к нарушению его целостности из-за падающих фрагментов, разрушению растительности и загрязнению воздуха токсинами.

Наиболее неблагоприятным последствием экологической аварии является значительная утечка токсичных веществ в почву или загрязнение поверхностных вод. Помимо аварий, утечки могут привести к авариям на предпусковых промышленных объектах (технических комплексах по подготовке ракетных пусковых установок и космических аппаратов, АЗС и ракетных топливных баков), а также в жизненно важных районах космодрома. Кроме того, токсичные вещества могут выделяться при транспортировке между объектами космического порта, а также в результате несчастных случаев во время перевозки. Вещества, которые могут разлиться в космических авариях, включают: НДМГ, тетраксид азота, гидразин, керосин, бензин, дизельное топливо, мазут. Несмотря на некоторые технологические достижения в области очистки почвы (почвы) и поверхностных вод от загрязняющих веществ, вопрос разработки новых методов удаления загрязнений остается актуальным. Примерный годовой объем оборота данных веществ на космодроме Байконур приведен в табл. 5.1.

Таблица 5.1 – Примерный годовой объем оборота загрязняющих веществ на космодроме Байконур (тонн)

НДМГ	Тетраоксид азота	Керосин	Бензин	Дизель	Гидразин	Мазут
$(CH_3)_2NNH_2$	N_2O_4	-	-	-	N_2H_4	-
2000	4800	1800	1500	3500	2,5	3200

Утечка токсичных веществ может привести к загрязнению и заражению большого количества почвы, которую трудно детоксифицировать без раскопок. Использование землеройного оборудования требует использования средств индивидуальной защиты (СИЗ) персонала и последующей обработки оборудования. Например, существующие методы для детоксикации проливов НДМГ («гептил») без раскопки грунта могут быть применимы, если глубина загрязнения не превышает 60-80 см. Практически нет методов устранения загрязнения водоемов водорастворимыми загрязнителями (НДМГ, диоксид азота) или легкими углеводородами.

Из вышеперечисленных загрязнителей вещество относящееся к первому классу опасносность относится ассимметричный диметилгидразин $(CH_3)_2NNH_2$ («гептил») – компонент высококипящего (имеющего температуру кипения 63°С) ракетного топлива (Высокотоксичен. Является вероятным канцерогеном. Мутаген).

В случае, когда произошёл пролив НДМГ на производственной площадке предусматривается применение технологий детоксикации пролива на основе реагента ДТС-ГК. Данные реагент – это двутретьосновная соль гипохлотрита кальция $Ca(ClO)_2$. Технология детоксикации в этом случае вполне проста и достаточно эффективна. Метод с использование реагента на основе хлорной извести также ранее применялся на любых разливах, даже в районе падения отделённых частей. Её химическая формула представлена ниже:

$$2Cl_2+2Ca(OH)_2=Ca(OCl)_2+CaCl_2+H_2O$$

Пропорция ДТС-КГ составляла 50 кг на 200 л воды, получившаяся суспензия вводилась на место разлива в соотношении 20 кг раствора на 1м^2 поверхности подвергшейся загрязнению. На данный момент реагент на основе хлорной извести по причине выявления его отрицательного влияния на окружающую среду применяется только в местах пролива НДМГ на производственных площадках космодрома и преимущественно на твёрдых поверхностях, ведь только в этом случае можно не допустить попадание паров реагента в окружающую среду. В будущем приоритетной стала технология применения пероксида водорода H_2O_2 и катализатора на основе солей железа. Эта технология очистки была применена впервые при ликвидации последствий аварии ракеты-носителя «ПРОТОН М» в июле 2013 года. Результаты действия реагента получили положительные отзывы от учёных-экологов.

Пролив «гептила» вне объекта позиционного района может произойти только при его перевозке. В такой момент применяют технологию детоксикации на основе перманганата калия $KMnO_4$ или глиоксаля $C_2H_2O_2$, но технологии по использованию последнего ещё находятся в экспериментальной части на стадии отработки технологии. Технология использования реагента $C_2H_2O_2$ отличается от использования других характером взаимодействия его с загрязнителем «гептилом». Данная технология использования химического соединения глиоксаля и НДМГ была предложена учёными из химфака МГУ им. М.В. Ломоносова. Суть данного метода заключается во внесении на загрязнённый участок почвы водного раствора реагента, далее он вступает в реакцию с загрязнителем образует устойчивые гидрозоны (их содержание в окружающей среде не нормируется). Протекание реакции между НДМГ и глиоксалем возможно по двум путям в зависимости от соотношения реагентов:

$$((CH_3)_2N\text{-}NH_2)+(O{=}CH\text{-}CH{=}0)\rightarrow(CH_3)_2NN{=}CH\text{-}CH{=}0$$

$$(2(CH_3)_2N\text{-}NH_2)+(O{=}CH\text{-}CH{=}0)\rightarrow$$
$$\rightarrow(CH_3)_2NN{=}CH\text{-}CH{=}N\text{-}N(CH_3)_2$$

Формула описывает реакцию глиоксаля и НДМГ в водной среде. Получившийся продукт $(CH_3)_2NN{=}CH\text{-}CH{=}N\text{-}N(CH_3)_2$ – моно-производная от НДМГ, образующаяся при внесении 100-кратного избытка $C_2H_2O_2$. Образования бис-производной происходит в незначительном количестве. Связывание НДМГ возможно в значительной степени при применении 3-кратного избытка $C_2H_2O_2$. Причём степень связывания НДМГ более 99,9% и выделяется большой скоростью химической реакции. Минусом использования глиоксаля является температура его применения, ведь $T_{замерзания}$ составляет -14°C, т.е. использование р-ра глиоксаля предполагает положительную температуру окружающей среды. Но стоит заметить, ухудшение эффективности использования реагента вполне компенсируется его применением при широких диапазонах температур. Но на данный момент не донка исследована обратная реакция реагент с НДМГ, результатом которой является выделение НДМГ при разных условиях. Вероятность такого выделения подтверждена теоретически, но пока никак не доказана на практике. Для проведения более детального исследования необходимо применять новые методы для анализа содержания загрязняющих веществ, содержащихся в почве. Аналитические методы, обычно используемые в настоящее время в процессе отбора проб почвы, могут привести к разрушению образовавшегося гидразона, поэтому анализ будет неправильно определять наличие «гептила» в почве. Однако отрадно, что даже в случае обратной реакции выбросы НДМГ в реальных природных условиях будут незначительными, что подтверждается теоретическими расчетами, так что воздействие на окружающую среду практически не заметно. Чтобы иметь

больше уверенности в сведении к минимуму ущерба окружающей среде и ущерба для земель, расположенных на сельскохозяйственных землях в жилом районе, после больших утечек НДМГ и обработки глиоксалевым загрязнением, необходимо провести выемку грунта для дальнейшего «захоронения» в определенном месте, таком как могильник. Теоретически почва может подвергаться дальнейшей термообработке или химической обработке после копания, чтобы обеспечить 100% нейтрализацию загрязнителя и остановить его дальнейшее распространение после захоронения. Это, конечно, повлияет на стоимость рабочей силы, но необходимо учитывать инертность раскопанных земель.

Технология использования ДТС-ГК, перманганата калия и других реагентов включает окисление НДМГ и его производных до безопасного состояния. Основным недостатком этих технологий является большое количество производных, получаемых в ходе химической реакции, а некоторые из них вредны для окружающей среды. Следует отметить, что реагенты также реагируют с почвой, в которую они вводятся, и другими веществами. До сих пор использование одного глиоксаля не влияло на почвенную биоту. Хотя предыдущие исследователи предлагали метод использования реагента на основе наволита, эта технология не доказала свою эффективность в лаборатории, и этот проект был завершен.

При проливе тетраоксида азота N_2O_4 почву загрязняют нитраты. Но так как территория космодрома не применяется в виде сельскохозяйственной данное загрязнение не наносит большого ущерба и не требует проведения скорого оперативного вмешательства.

Гидразин, вещество второго класса опасности, используется в особо чистом виде в качестве однокомпонентного топлива в двигателях малой тяги бортовых систем космических аппаратов. Его пролив может произойти только при температуре выше +2°C, т.к. это температура плавление гидразина. Расчёты показывают, что если произошла аварийная ситуация с проливом полной массы заправочного топлива КА гидразина, вероятная

площадь распространения пролива составит примерно 2м^2. Удельная скорость испарения гидразина равна 0,8 г/см^2, тогжа учитывая впитываемость грунтом гидразина, продолжительность существования пролива гидразина составит примерно 8 часов. В пределах этого времени произойдёт испарение 93-х% гидразина, а оставшиеся 7% впитаются в почву. Возможность возгорания может быть только в тех случаях, когда гидразин проливается вместе с другими топливными жидкостями по типу керосина или жидкого кислорода. Также гидразин – это сильный восстановитель; неустойчивый термодинамически и легко разлагаемый под влиянием катализатора, высоких температур и излучении вследствие его нагрева. Описанные свойства упрощают утилизацию и ликвидацию гидразина вследствие его пролива по причине аварии топливного бака и попадании его на поверхность почвы.

Разливы топливных жидкостей, таких как бензин, дизель, керосин, не становятся серьезной проблемой на космодроме, хотя в настоящее время нет эффективных методов борьбы с утечками керосина в почву или попадания топлива в поверхностные воды. Попадание топливных жидкостей в грунтовые воды может быть проблемой. Хотя следует отметить, что подземные воды не используются в космодроме для питьевых или бытовых целей из-за его высокой концентрации соли, поэтому их загрязнение бензином, дизельным топливом или керосином не приводит к необратимым последствиям для жизни космодрома и не наносит значительного ущерба. на окружающую среду.

Разлив топочного масла был бы проблемой для космодрома из-за сложности его удаления. Мазут использовался в котельных на космодромах для поддержания жизнедеятельности типа тепловой электростанции в качестве горючего топлива. В настоящее время эти котельные выведены из эксплуатации. Тем не менее, недавние исследования на космодроме Байконур показали наличие крупных штаммов печного топлива. В результате

присутствие мазута в качестве резервной топливной жидкости на космодроме приводит к опасности его разлива.

Самой технологией устранения утечки мазута является извлечение загрязненного грунта и его последующая очистка и обработка с использованием биопрепаратов. Эта технология экстракции является относительно трудоемкой и требует наличия оборудования для отделения мазута от почвы (например, центрифуг, кавитационного оборудования и т.д.). В результате происходит отделение мазута и образование производных, которые требуют дальнейшей обработки реагентами и последующего захоронения.

Стоит отметить, что биологическая методика ликвидации последствий пролива мазута лишена этих недостатков. Данная технология подразумевает последовательное восстановление почвы по территории пролива, и этот метод вполне может использоваться, т.к. территория космодрома не предусматривает сельскохозяйственные угодья. Причиной возможного отказа от данного метода может служить сложный лабораторный выбор специального препарата пригодного конкретно для поражённого вида местности с её уникальными природными условиями.

Также на космодроме имеют место быть техногенные аварии, которые не связаны с проливами топливных жидкостей, они оказывают меньшее влияние на экологию, но могут привести к человеческим жертвам и крупным экономическим потерям. Так 12-го мая 2002 года произошла самая крупная техногенная авария, когда в трех пролетах монтажно-испытательного корпуса (МИК) на площадке №112 обрушилась кровля. Следствие по данному дело выяснило что причиной крушения стала чрезмерная нагрузка на фермы конструкции из-за ошибок и нарушений в технологиях ремонта и проектировки объекта.

В МИКе на тот момент находились космический корабль «Буран», отдельные блоки РН «Энергия» и его демонстрационный макет. Падение фермы на один из блоков РН «Энергия» вызвало «воздушный взрыв», что

привело к катастрофическим последствиям. Кровля обрушилась на площади 28800 $м^2$ – погибло восемь строителей. Экологических последствий эта авария не имела.

5.3 Минимизация экологического ущерба

Для уменьшения влияния последствий аварий на экологическую обстановку и для минимизации ущерба от них на объектах позиционного района космодрома реализуют ряд различных организационных и технический мероприятий.

Организационными мероприятиями можно назвать такие мероприятия которые обеспечивают безопасность работ на объектах с повышенным риском возникновения аварийный ситуаций. Прежде всего это система взаимодействия и взаимоконтроля различного вида структурных подразделений объектов космодрома. Каждое техническое мероприятие должно быть заранее задокументировано и на выполнение его требуется разрешение от вышестоящий органов администрации космодрома. В случаях возникновения аварийной ситуации ответственное за объект лицо, на котором возникла авария, в немедленном и обязательном порядке должен оповестить руководство космодрома, спец. службы, службы безопасности, а также предпринять все необходимые меры для безопасной эвакуации работников объекта. Работники объекта должны быть заранее ознакомлены с планом эвакуации и планом действий при аварии, быть готовы физически и психологически. На объекте на видимых местах, установленных службой безопасности, должна иметься инструкция которая определяет действия персонала объекта космодрома в случае возникновения аварии. В инструкции должны быть:

1. описаны порядок и правильность использования индивидуальных средств защиты;

2. описаны порядок подач сигналов оповещения: сирены и громкая связь;

3. указаны место сбора персонала и маршрут безопасного следования к месте сбора;

В соответствии с регламентом установленным руководством и службой безопасности космодрома и описанные в нормативных документах правила безопасности и охраны труда, на каждом объекте космодрома в обязательном порядке не реже одного раза в год проводятся учебные тревоги с целью отработки действий персонала при аварийных ситуациях возникших на объекте. По громкоговорителю проходит оповещение о произошедшей аварии, её виде и тяжести, далее ответственные лица за безопасность персонала на объекте проводят все необходимые мероприятия по эвакуации строго по инструкциям.

Также на объектах, повышенных опасности в обязательном порядке предусмотрено формирование аварийно-спасательных расчётов, их базовой задачей является срочная ликвидация возникшей аварии и её последствий. У служб обеспечения безопасности космодрома имеются спец. средства и оборудования разных уровней и степеней действия, т.к. они рассчитаны с учётом возможного ухудшения обстановки. До прибытия на место аварии службы МЧС проводятся все необходимые мероприятия для ликвидации последствий аварии всеми доступными способами, описанными в инструкции и нормативных документах. Далее МЧС, в свою очередь, проводит полномасштабную ликвидацию ЧП. Подразделения МЧС, обеспечивающие безопасность космодрома находятся в состоянии 100% готовности 24 часа в сутки.

Организационными мероприятиями на территории космодрома также можно назвать создание спец. подразделений различного профиля для безопасной работы при подготовке к запуску ракет-носителей: учитывается профиль службы и технологии процесса на котором она будет функционировать. Одним из примеров профильной специализированной

службы можно назвать службу аналитической лаборатории которая проводит замеры и измерения уровня загрязнённости почвы и атмосферы на территории космодрома и близлежащих к космодрому объектах, для каждого района они определяют уровень загрязнения, а, следовательно, необходимость использования средств индивидуальной защиты при работе на этих объектах космодрома. Необходимость данной службы обуславливается наличием различных выбросов опасных веществ, которые характерно именно для космической деятельности и тем что у служб МЧС нет необходимого оборудования для определения загрязнений. Также данные измерения позволяют упростить написание инструкций про ликвидации и локализации аварий и её последствий, т.к. при измерениях, как было сказано ранее, учитываются технологические особенности объекта.

Космодром спроектирован таким образом, что опасные объекты находятся друг от друга на безопасном расстоянии и в случае аварии на одном из объектов ближайшие объекты затронуты не будут, или же, как минимум, у персонала будет достаточно времени на эвакуацию. Также проект космодрома учитывает то чтобы при проливах загрязняющая жидкость (обычно топливо) не попало в водные объекты. На самих объектах реализуются инженерные решения, обеспечивающие локализацию проливов. Помещения временного размещения персонала находятся на достаточном удалении от зон возможных нештатных ситуаций.

К мерам технического характера, обеспечивающим минимизацию экологического ущерба, относится реализация технических решений и создание специальных средств, агрегатов и оборудования. Техническими мероприятиями называют такие мероприятия которые обеспечивают безопасное выполнение работ с предшествующим этому правильной подготовки места работы и наличия всего необходимого оборудования и средств защиты. К примеру, склады-хранилища топливных жидкостей ракет-носителей в обязательном порядке оборудуются системами газового контроля и мощными вентиляционными вытяжками. В момент, когда

произошёл пролив топлива в немедленном порядке автоматически включается вентиляционная вытяжка. Также существует система автоматического пожаротушения (САП) срабатывающая в момент, когда срабатывают датчики дыма. В местах заправки и перелива топливных жидкостей на случаи пролива имеются технологические лотки, которые в случае внештатных ситуаций разбавляют водой топливо.

Для детоксикации проливов токсинов подобных веществ учёными были разрботаны технологии и мероприятия по ликвидации этих проливов. Как было описано в 5.2 для дезоксидации используются реагенты, следовательно, необходимо поддерживать определённый их запас. При транспортировке опасных веществ по территории позиционного района космодрома железнодорожным или автомобильным транспортом в составе колонны имеются средства контроля загрязнений в воздухе и средства локализации пролива (адсорбенты), которые могут применяться при возникновении течи. Устройства обнаружения проливов и утечек постоянно совершенствуются так как на практике постоянно находятся различные недостатки, требующие доработок. Например, в последнее время НДМГ транспортируется преимущественно в специальных контейнерах, а не в цистернах, что также гарантирует большую степень защищенности на случай аварии. В сооружениях при их реконструкции устанавливаются современные средства автоматического контроля загрязнений, системы аварийной сигнализации. Для строящегося космодрома Восточный предусмотрено создание мобильных агрегатов локализации проливов и детоксикации загрязненных участков почвы, которые будут доставляться на место аварии в том числе авиационным транспортом.

6 Оценка экономической эффективности

6.1 Основные технико-экономические показатели создания микроспутников

Учитывая, что микроспутники в основном используются в качестве средств дистанционного зондирования Земли, анализ создания и развития российских и других зарубежных средств зондирования показал, что качество и эффективность мониторинга территории основаны на том факте, что его целесообразно проводить в присутствии собственных микроспутников.

В результате ценность ресурсов дистанционного зондирования Земли является относительно высокой с социально-экономической точки зрения, и разработка и создание собственных микроспутников является приоритетом в работе Федеральной космической программы. Кроме того, использование космических данных высокого разрешения для специальных приложений является важным сдерживающим фактором в конфликтных ситуациях.

Растущий спрос основывается на необходимости создания глобальной многофункциональной космической системы дистанционного зондирования Земли с задачей комплексного зондирования земных объектов, включая расширение спектрального диапазона. Космическая система должна быстро объединиться в единую сеть и сосредоточиться на коммерческих операциях как наиболее активном секторе рынка геоинформационных продуктов.

Количество используемых средств космического наблюдения («Ресурс-ДК», «Монитор-Э», «Кобальт», «Енисей», «Барс»), к сожалению,

ограничено, а их производство в основном единично, что значительно снижает эффективность отдачи дорогостоящих научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ из-за дефицита бюджета. Поэтому в настоящее время поддерживается естественное желание крупных компаний двигаться в новом направлении - переход на космический аппарат с низким энергопотреблением с использованием самых современных технологий при одновременном снижении затрат на разработку при одновременном удовлетворении потребностей клиентов в производительности и качестве при решении тех же проблем. как дорогие микроспутники. В этих условиях, особенно при ограниченном финансировании, в настоящее время важной государственной задачей является проведение технико-экономического обоснования создания микроспутников и анализ эффективности использования космических систем на их основе (целевая и экономическая эффективность, производительность и отдача).

Основными технико-экономическими показателями создания космического аппарата дистанционного зондирования Земли высокого разрешения на основе микроспутников являются:

1. стоимость работ по разработке;
2. затраты на производство микроспутника и его компонентов;
3. затраты на запуск микроспутника;
4. общая стоимость установки космических систем, включая эксплуатационные расходы в течение срока действия программы.

Технико-экономическое обоснование затрат на создание космических систем на основе микроспутников основано на исследованиях:

1. микроспутниковая конструкция;
2. при выборе микроспутниковой ракеты-носителя;
3. микросателлитный контроль и обработка данных, полученных в ходе анализа сайта;
4. орбитальное построение космических систем.

Основным элементом технико-экономического обоснования является утвержденный методологический аппарат, который использует дорогостоящий дорогостоящий механизм для создания космических систем. Этот механизм учитывает анализ технического уровня проекта, представленный соответствующими техническими параметрами специальных и сервисных систем (вес оптоэлектронного оборудования, вес платформы, разрешение, спектральная спектральность, дальность, мощность, скорость передачи информации, энергосистема, продолжительность активного существования и т.д.).

Оценка технико-экономического обоснования инновационных проектов выполняется путем оценки трудозатрат на создание космического комплекса, что позволяет использовать данные о сложности создания сложных элементов и их аналогах.

Консолидированный подход к оценке технико-экономических показателей предопределяет использование соответствующих экономических показателей сотрудничества, а также использование конкретных показателей и статистических коэффициентов, а именно:

1. удельная сложность изготовления офисных систем;
2. удельные затраты на изготовление целевого устройства;
3. показатель общей стоимости стандартного часа на изготовление основных бортовых систем;
4. уменьшенное количество опытных образцов, необходимых для проведения полевых экспериментов;
5. статистические коэффициенты (новизна, модели распределения и т.д.).

6.2 Анализ и сравнение затрат на микроспутники на примере «СОЮЗ-Сат-О»

На основании исходных данных об орбитальном проектировании системы и облику исследуемого микроспутника «СОЮЗ-Сат-О» оцениваются необходимые затраты на экспериментальные проектные работы и создание космических систем, состоящих из 5 микроспутников с оптическим и электронным оборудованием высокого и среднего разрешения. Затраты включают в себя (единицей измерения в данной дипломной работе будет Доллар США):

1. стоимость затрат на опытно-конструкторские работы (проектно-конструкторская работа, наземные экспериментальные отработки, проведения лётных испытаний на 1 микроспутнике с оптико-электронной аппаратурой высокого разрешения, дооснащения инфраструктуры) – 13,5 млн. дол.;

2. стоимость затрат на изготовления космических аппараты № 2,3,4,5 с оптико-электронной аппаратурой высокого разрешения – 16 млн. дол.;

3. эксплуатационные расходы космических систем в течение 5 лет – 2,25 млн. дол.

Учитывая данные можно посчитать общую стоимость затрат, потраченных на микроспутник:

$$СУММА=C_{ОКР}+C_{изг}+C_{экспл} \quad (6.1)$$

$$СУММА=13,5+16+2,25=31,75 \text{ млн.дол.}$$

Анализы удельных показателей для создания космических систем (КС), представляют собой отношения потребных затрат на жизненном цикле системы к числу микроспутников в системе, следовательно:

1. величина удельного показателя КС на базе микроспутника «Карат» – 10 млн. дол.;

2. величина удельного показателя КС на базе микроспутника «Rapid Eye» – 32,25 млн. дол.;

3. выгодно отличающийся от вышеприведенных ближайших аналогов величина удельного показателя КС на базе микроспутника «СОЮЗ-Сат -О» – 6,45 млн. дол.

Расчёт удельных показателей КС проведен исход из следующих данных:

1) Микроспутник «Карат»

- общая масса – 160 кг, включающая:

- массу полезной нагрузки – 40 кг,

- массу платформы – 110 кг,

Величина стоимости программы до 2015 года (5 микроспутников) ≈ 51,6 млн. дол.

2) Микроспутник «Rapid Eye»

- общая масса – 154 кг, включающая:

- массу полезной нагрузки – 43 кг,

- массу платформы – 110 кг.

Величина стоимости программы до 2015 года (5 микроспутников) ≈ 232,25 млн. дол.

3) Микроспутник «Союз – Сат - О»

- общая масса – 160 кг, включающая:

- массу полезной нагрузки – 40 кг,

- массу платформы – 120 кг.

Величина стоимости программы до 2015 года (5 микроспутников) ≈ 31,75 млн. дол.

Степень эффективности инвестиций в коммерческое использование космической системы на основе микроспутника «СОЮЗ-Сат-О» может стать периодом окупаемости проекта при эксплуатации системы. Анализ данных от прямых поставщиков космической информации позволяет представить динамику внутреннего рынка сбыта космической информации высокого

разрешения, её текущее состояние и прогноз. Данная диаграмма показана на рисунке 6.1.

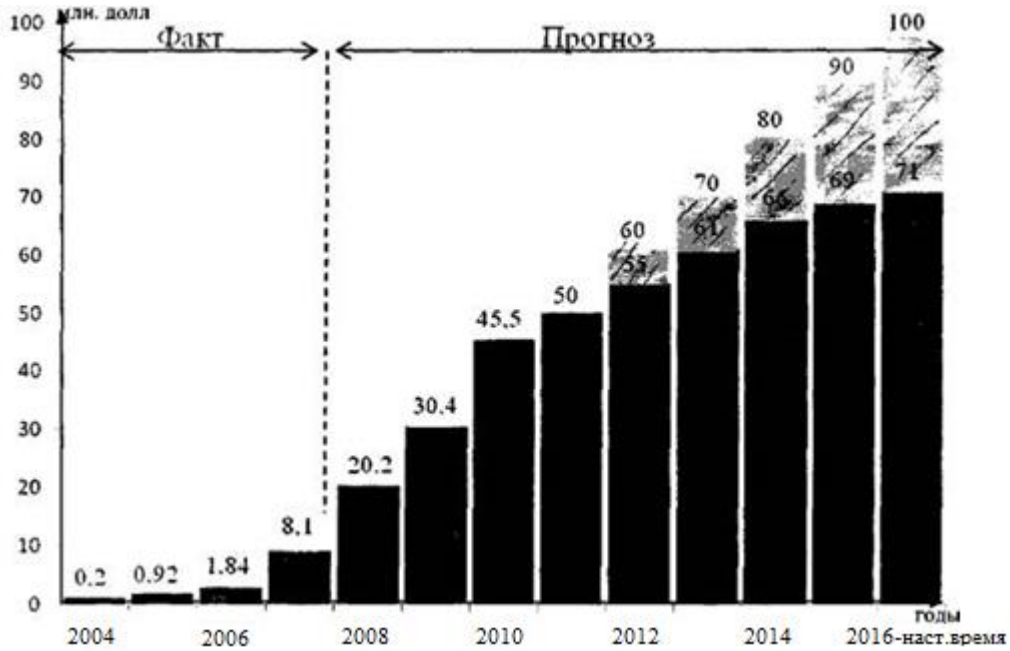


Рисунок 6.1 – Динамика спроса на космическую информацию высокого разрешения

Как видите, спрос на космическую информацию высокого разрешения имеет тенденцию к устойчивому росту: в два раза в 2006 году, в четыре раза в 2007 году, в 2,5 раза в 2008 году, а затем к 2016 и далее по настоящее время. Ожидается, что процесс будет насыщенным.

К сожалению, данные о космосе для бытового использования (картография, кадастровые и таможенные службы, сельское хозяйство и т.д.) Поступают в основном от иностранных космических аппаратов, таких как «8Pro1», «Tegga», «AB08», «1K8» и т.п.

После 2012 года были приобретены аксессуары, которые учитывают продажу технологий обработки изображений и других услуг на рынке дистанционного зондирования Земли с высоким разрешением. Например:

1. объем продаж информации, поступающей на Землю с космического корабля «8Pro1-5», составляет 50,0 млн. Долл. США в год (разрешение 2-5 м,

расстояние сканирования 60 км, цена обрабатываемого изображения 2500-3000 долл. США);

2. продажа космической информации для дистанционного зондирования Земли с космического корабля «1К8-5Р» составляет 3,5 млн. Долл. США в год (разрешение 2,5 - 10 м, полоса захвата 23 км, цена снимка - 530 долл. США).

Как видно из графика, учитывая ожидаемый процент участия космических систем на основе спутников «Союз-Спутник» от внутреннего спроса на продажу космических данных высокого разрешения (10–15%) при оптимистических предположениях, объем информационных продуктов, предлагаемых во время работы системы, может достичь 7-10 миллионов долларов в год. Даже после 2011 - 2012 гг. Вместе с микроспутниками космический аппарат «Ресурс-ДК» продолжит работать, а корабли «Канопус-В», «БелКА № 2», «Кондор-Э», «Метеор-М» и «Электро-Л».

В связи с поставками различных видов услуг и технологий, наряду с космическими данными на внутреннем рынке сбыта в области дистанционного зондирования Земли с высоким разрешением к 2015 - 2016 гг. Можно достичь - 100 миллионов долларов. Это составляет 10% мирового рынка и дает надежду на позитивную перспективу участия России, в том числе предложение о разработке космических систем на основе микроспутников «СОЮЗ-Сат-О».

Заштрихованная часть на рисунке 6.1 после 2011 года показывает динамику объема продаж космических данных с высоким разрешением на внутреннем рынке, принимая во внимание продажу обработанных изображений на более высокие уровни, продажи технологий, программного и методологического обеспечения, наземные интегрированные станции для приема, обработки и распространения космической информации. и т.п. .D. Космические системы на основе микросателлитов «СОЮЗ-Сат-О» в общем объеме продаж на внутреннем рынке могут достичь ≈ 20% после 2015–2016 годов и достичь примерно 20 миллионов долларов в год.

6.3 Расчёт затрат при проектировке микроспутников

Как упоминалось в предыдущих главах и подзаголовках, микроспутники в основном используются в качестве систем зондирования Земли. В этой части работы мы рассмотрим подход к оценке экономических затрат при создании космической группы прогнозного (контрольного) мониторинга (КГПМ).

Форма КГПМ для решения трех основных задач, связанных с формированием системы:

1. краткосрочные прогнозы сильных землетрясений (ЗМТ);
2. предупреждения об угрозе природных (лесных) пожаров и наводнений,
3. оперативное оповещение о чрезвычайных ситуациях и раннее обнаружение возникновения чрезвычайных ситуаций техногенного характера и последующий эффективный мониторинг их развития.

Ожидается, что основными технико-экономическими показателями осуществимости КГПМ станут: стоимость экспериментальных проектных работ (исследования и разработки), изготовление стандартных образцов космических аппаратов (МКА) специализированного орбитального компонента КГПМ и стоимость оснащения наземных систем.

Следующие основные этапы разработки КГПМ должны быть приняты во внимание при оценке стоимости космического корабля: проектные работы, наземные испытания и производство экспериментального космического корабля (МСА) для летных испытаний (ЛИ).

Сумма затрат на создание КГПМ рассчитываются как:

$$C_{\Sigma КГПМ} = \sum_{i} (C_{ОКР} + C_{Р} + C_{Э}) \qquad (6.2)$$

где i – номер типа КА (МКА) в составе специализированной орбитальной составляющей КГПМ;

$C_{ОКР}$ – стоимость затрат на ОКР при создании специализированного КА (МКА) КГПМ;

$C_{Р}$ – стоимость затрат для развертывания орбитальной группировки специализированного КА (МКА) КГПМ;

$C_{Э}$ – стоимость затрат при эксплуатации орбитальной группировки специализированного КА (МКА).

В свою очередь, стоимость затрат на ОКР при создании специализированного КА (МКА) КГПМ определяют следующей формулой:

$$C_{ОКР}=C_{ПКР}+C_{НЭО}+C_{ЛИ} \quad (6.3)$$

где $C_{ПКР}$ – затраты на проведение проектных работ (технические и эскизные проектирования, разработки рабочих документаций, проведения макетирования);

$C_{НЭО}$ – затраты на проведение наземных экспериментальных отработок узлов, агрегатов, систем и МКА в общем;

$C_{ЛИ}$ – затраты на проведение лётного испытания микроспутника.

Затраты на проведение проектных работ на предприятии-разработчике КА определяют из:

$$C_{ОКР}=C^{ср}_{ПКР}\cdot T_{ПКР} \quad (6.4)$$

где $C^{ср}_{ПКР}$ – величина средней стоимости одного времени работы одного сотрудника предприятия;

$T_{пкр}$ – величина трудоёмкости при проведении проектных работ, связанна с техническими проектированиями, разработками эскизных проектов и рабочих документаций (чел. час).

Затраты на проведение наземных экспериментальных отработок (НЭО) микроспутника специализированной орбитальной составляющей КГПМ выводятся из формулы:

$$C_{НЭО}=C^{м}_{НЭО}+C^{исп}_{НЭО}+C^{ст.об}_{НЭО}=$$

$$=C^{ка}_{изг}\cdot\beta+C^{м}_{НЭО}\cdot k_{исп}+(C^{м}_{НЭО}+C^{исп}_{НЭО})\cdot k_{ст.об} \quad (6.5)$$

где $C^{М}_{НЭО}$ – величина стоимости при изготовлении материальных частей для наземных экспериментальных отработок;

$C^{ИСП}_{НЭО}$ – величина стоимости проведений испытания на этапах НЭО;

$C^{ст.об.}_{НЭО}$ – величина стоимости при изготовлении стендов и стендовых оборудований (оснасток) на этапах НЭО;

$C^{ка}$изг – величина стоимости при изготовлении опытного образца микроспутника;

β – коэффициент, уровня комплектации образца микроспутника для НЭО;

$k_{ИСП}$ – коэффициент затрат на проведения испытаний;

$k_{ст.об.}$ – коэффициент затрат на изготовления стендов.

Стоимость затрат на проведения лётных испытаний рассчитываются из:

$$C_{ЛИ}=C_{п}\cdot N_{ли}+C_{ОЭ} \quad (6.6)$$

где $C_{п}$ – затраты на пуск одного микроспутника;

$N_{ли}$ – величина требуемого количества пусков на этапах лётных испытаний микроспутника;

$C_{ОЭ}$ – величина затрат опытной эксплуатации микроспутника, которая осуществляется до сдачи объекта в штатную эксплуатацию.

Затраты на пуска одного микроспутника с учётом того, что расходы на подготовку и осуществления рассчитываю за вычетом суммарной стоимости средств выведения ($C_{РН}$ + $C_{РБ}$), и определяют из:

$$C_{П}=k^{П}_{КА}\cdot k_{СН}\cdot C^{ка}_{изг}\cdot N_{КА}+k^{П}_{РН}\cdot\left(C_{РН}+C_{РБ}\right)+k^{П}_{СЗБ}\cdot C_{СЗБ}-\left(C_{РН}+C_{РБ}\right) \qquad (6.7)$$

где $k^{П}_{КА}$; $k^{П}_{РН}$; $k^{П}_{СЗБ}$ – коэффициенты, которые учитывают соответственно стоимость затрат на подготовку к запуску микроспутника в части ракеты космического назначения (РКН), разгонного блока и сборочно-защитного блока;

$N_{КА}$ – количество микроспутников, которые выводятся на орбиту одним пуском РКН;

$C_{РН}$, $C_{РБ}$ – стоимости затрат на изготовление средств выведения микроспутника.

Стоимость затрат на развертывания специализированной орбитальной составляющей включает в себя стоимость затрат на изготовления микроспутника и его выведения на рабочую орбиту:

$$C_{Р}=\sum_{i}(1+К_{П})\cdot(К_{сер}\cdot C^{ка}_{изг}+C^{рн}_{изг}) \qquad (6.8)$$

где $К_{п}$ – статистический коэффициент, который учитывает величину затрат на обеспечение пуска микроспутника;

$К_{сер}$ – коэффициент, обозначающий серийность изготовления микроспутника;

$C^{ка}_{изг}$ – стоимость затрат на изготовление микроспутника;

$C^{рн}_{изг}$ – стоимость затрат на изготовление средства выведения микроспутника.

Стоимость затрат на изготовление одного микроспутника определяют по формуле:

$$C^{ка}_{изг}=C^{0}_{изг}\cdot К_{кт}\cdot М_{КА} \qquad (6.9)$$

где $C^{0}_{изг}$ – удельная величина стоимости при изготовлении микроспутника-аналога, дол./кг;

$К_{кт}$ – коэффициент, который учитывает конструктивно-технологическую особенность производства микроспутника, а также затраты на сборку изделий, изготовления ЗИП и контрольно-проверочные испытания;

$М_{КА}$ – сухая масса микроспутника, кг.

Стоимость затрат на эксплуатацию наземной составляющей КГПМ определяют из затрат на использования средств наземного комплекса управления и наземного комплекса приёма, обработки и распространения данных КГПМ:

$$C_{Э}=\sum_{i} N_{Т}\cdot(C_{НКУ}+C_{НКПОР})\cdot Т_{Э} \qquad (6.10)$$

где, $N_{Т}$ – количество специализированных микроспутников КГПМ на орбите;

$C_{НКУ}$ – величина среднегодовой стоимости эксплуатации НКУ-КГПМ из расчётов на один специализированный микроспутник;

$C_{НКПОР}$ – величина среднегодовой стоимости эксплуатации НКПОР-КГПМ из расчётов на один специализированный микроспутник;

$Т_{Э}$ – плановый срок эксплуатации КГПМ.

При различных составах специализированного орбитального кластера затраты на установку и эксплуатацию КГМП значительно изменятся, что можно рассчитать на основании этих рекомендаций. Понятно, что сравнительный экономический анализ на всех этапах космической системы

необходим для определения эффективности каждого варианта с учетом возможностей космических компаний и выбора оптимального структурного и технического вида продукта.

6.4 Экономическая оценка целесообразности инвестиций

Основная проектировочная схема микроспутника представлена на рисунке 6.2.

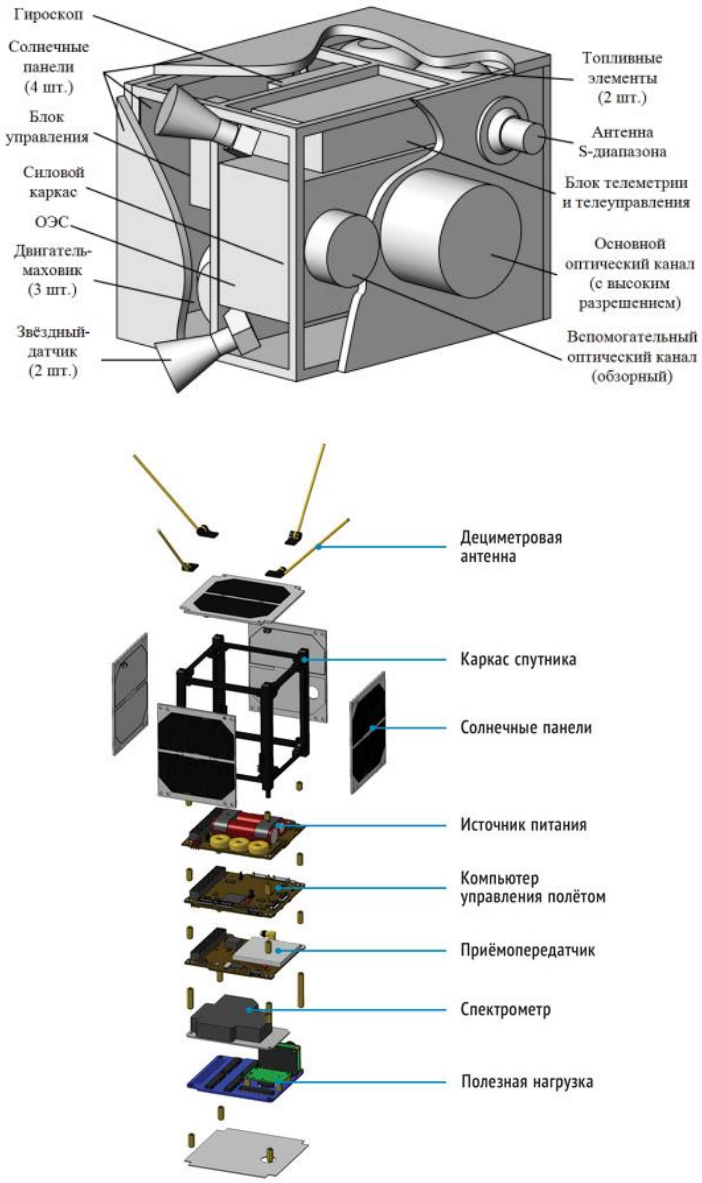


Рисунок 6.2 – Вариант компоновки микроспутника

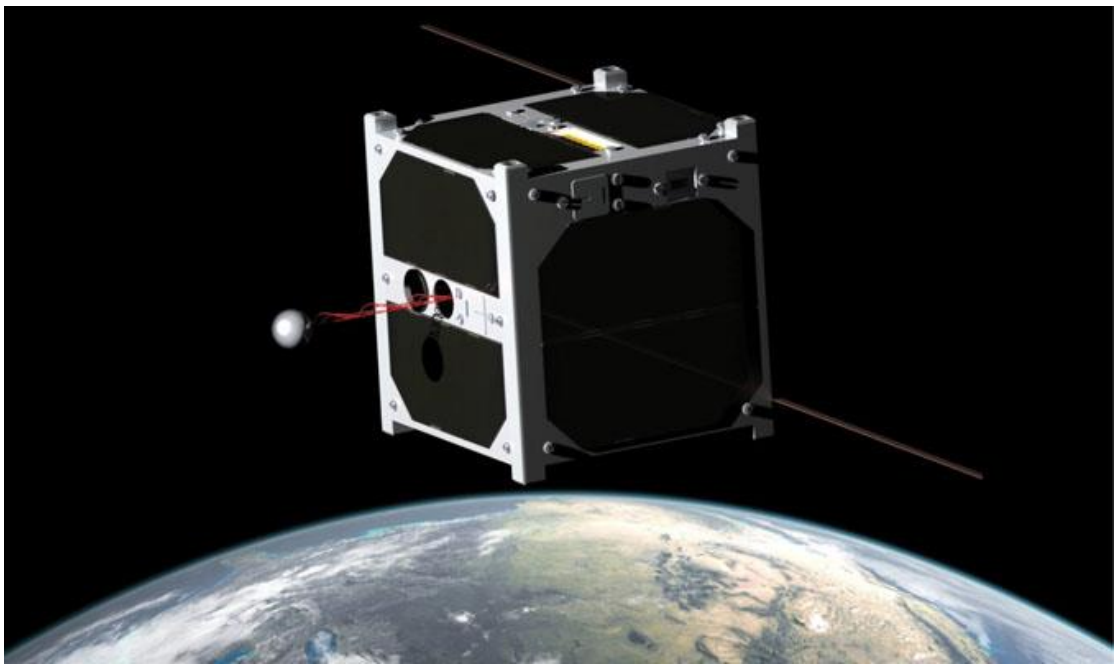


Рисунок 6.3 – Общий вид микроспутника

Стоимость капитальных затрат будет складываться из:

1. стоимости составляющих частей;
2. стоимости работы сотрудников предприятия, занятых проектировочно-сборочными мероприятиями, а также настройками связи и программного обеспечения микроспутника;
3. стоимости испытаний (50 % от суммы (1) и (2));
4. стоимости выведения одного килограмма микроспутника на орбиту.
5. прочие затраты на транспортировку, установку на платформу и т.п. примем 30% от полной стоимости капитальных вложений.

Единицей расчёта примем Доллар США.

Для постройки необходимы инвестиции и правильный расчёт затрат. Компании производящие компоненты микроспутников или микроспутники в целом могут быть, как и частными так и государственными. Рассмотрим случай, когда компания получила государственный грант на проектировку,

сборку, настройку, испытания и т.д. Следовательно, деньги на покупку нового электрооборудования выделяются из государственных бюджетов.

1) Стоимость составляющих частей (описание только для частей, связанных с электроснабжением):

1.1) Солнечные панели с контроллером и проводами – производитель «Xinpuguang» (Китай) – 18 В; 120 Вт / 240 Вт / 360 Вт / 480 Вт / 600 Вт / 720 Вт ≈ 7000 $

Рисунок 6.4 – Вид солнечных панелей

1.2) Аккумулятор и накопитель ≈ 1000 $

Рисунок 6.5 – Вид аккумулятора

1.3) Затраты на компоненты микроспутника описанные на рисунке 6.2 в среднем составят 20 000 $.

Сумма затрат на составляющие части составит, опираясь на рисунок 6.2:

$$З_{сост.части}=7000+1000+20\ 000=28\ 000\ \$$$

2) Средняя зарплата одного работника (т.к. в свободном доступе не удалось найти официальные зарплаты сотрудников РОСКОСМОСА, используем вырезку из источника [14] составляет ≈ 1000 $ в месяц. Количество сотрудников, занятых производством микроспутника ≈ 10 чел., время изготовления ≈ 30 дней, следовательно, затраты на зарплаты персоналу ≈ 10 000 $

$$З_{зарп.}=10\ 000\ \$$$

3) Затраты на испытания микроспутника:

$$З_{исп.}=\left(З_{зарп.}+З_{сост.части}\right)\cdot 50\%=(28\ 000+10\ 000)\cdot 0{,}5=19\ 000\ \$$$

4) Затраты на выведение одного килограмма микроспутника составят в среднем 170 000 $, опираясь на вырезку из статьи [15]:

$$З_{пуск}=170\ 000\ \$$$

Учитывая полученные значения по затратам, стоимость вводимых средств с учетом прочих затрат составит:

$$З_{ст.вв.}=З_{сост.части}+З_{зарп.}+З_{исп.}+З_{пуск.}+З_{проч.}=$$

$$=28\ 000+10\ 000+19\ 000+170\ 000+68\ 100=295\ 100\ \$$$

Затраты на эксплуатацию микроспутника будут состоять из:

1. Затраты на зарплатную ведомость сотрудников, занимающихся слежением за микроспутником, а также сбором и анализом данных (3 человека);

2. Затраты на зарплатную ведомость сотрудников, следящих за исправность программного обеспечения (2 человека).

Величина затрат на эксплуатацию снизится по сравнению с эксплуатацией прошлых поколений микроспутников засчёт уменьшения количества персонала, следящего за состоянием компьютерных систем и анализом состояния микроспутника. Данные затраты опираясь на различные источники в среднем снизится на 30 000 $.

Для подведения итогов расчётов и вывода по экономической части, заносим все данные в таблицу ниже:

Таблица 6.1 – Экономическая эффективность микроспутника

№	Наименование, тыс. $	Шаг расчёта							
		0	1	2	3	9	10	11	12
I. Денежный поток в момент инвестирования									
1	Стоимость вводимых средств (-)	-295,1	-	-	-	-	-	-	-
2	Прочие затраты	0	-	-	-	-	-	-	-
II. Увеличение (прирост) чистой прибыли									
3	Экономия затрат:								
	а) экономия на обслуживание*	0	30	30	30	30	30	30	30
	ИТОГО:	0	30	30	30	30	30	30	30
4	Увеличение затрат:								
	а) на амортизацию нового оборудования* (-)	0	24,6	24,6	24,6	24,6	24,6	24,6	24,6
	ИТОГО:	0	24,6	24,6	24,6	24,6	24,6	24,6	24,6
5	Увеличение прибыли (с3-с4)	0	54,6	54,6	54,6	54,6	54,6	54,6	54,6
6	Налог на прибыль 20% от с5 (-)	0	-10,92	-10,92	-10,92	-10,92	-10,92	-10,92	-10,92
7	Увеличение чистой прибыли	0	43,68	43,68	43,68	43,68	43,68	43,68	43,68
III. Изменения амортизационных отчислений									
8	Амортизация нового оборудования	0	15	15	15	15	15	15	15
9	Изменения амортизации	0	15	15	15	15	15	15	15
IV. Общий чистый денежный поток									
10	(с1+с2+с7+с9)	-295,1	58,68	58,68	58,68	58,68	58,68	58,68	58,68
11	Коэффициент дисконтирования (r=0,06)	1	0,943	0,890	0,840	0,592	0,558	0,527	0,497
12	Дисконтированный чистый денежный поток (с10*с11)	-295,1	55,335	52,22	49,29	34,738	32,743	30,924	29,163
13	То же нарастающим итогом	-295,1	-239,7	-188	-138,2	104,21	136,96	167,88	197,04

Продолжение таблицы 6.1

14	NPV	30 > 0
15	DPP	3,41
16	IRR	10% > 6%
17	PI	1,101660454

Вывод: данная глава дипломной работы была посвящена расчёту и анализу эффективности инвестиций в проект микроспутника. Были рассмотрены способы расчёта при всех возможных видах затрат. Проект оказался эффективен как с технической, так и с экономической точки зрения, о чем говорят следующие показатели эффективности инвестиционного проекта:

1. NPV = 30 тыс. дол. > 0
2. DPP = 3,41 лет < 12 лет
3. IRR = 10% > 6%
4. PI = 1,10> 1

Учитывая особенности инвестиций в объекты космической отрасли, проект оказался успешен и рекомендуется к реализации.

Заключение

Результатом диссертации являются все задачи:

1. были изучены основные схемы электростанций СЭП КА;
2. анализ основных типов источников и аккумуляторов электроэнергии, используемых в СЭП КА;
3. показана принципиальная схема и математическая модель автономного источника бесперебойного питания постоянного тока, разработанного для обеспечения пиковой потребляемой мощности в составе космического аппарата СЭП КА.

Из анализа параметров различных типов запоминающих устройств и источников энергии на борту космического корабля становится ясно, что разработчики пытаются уменьшить общий вес системы электропитания за счет уменьшения веса BS и AB, а также ищут новые конструктивные и технические решения для улучшения элементов космического корабля и Поиск наиболее эффективных и надежных материалов. На основе результатов анализа была разработана принципиальная схема гибридного устройства накопления энергии, используемого для обеспечения максимального энергопотребления в составе космического аппарата СЭП, и определены основные энергетические характеристики и вес устройства. При выполнении вычислительной части предлагается математическая модель автономного источника бесперебойного питания, а методология расчета мощности сложных элементов выполняется в соответствии с известными формулами.

Практическая значимость заключается в применении модели автономного источника бесперебойного питания для разработки испытательного мобильного стенда с повышенными энерго-массовыми характеристиками.

В главе безопасность жизнедеятельности был рассмотрен вопрос влияния на экологию различных топливных проливов. Были изучены характеристики каждого отдельного вида топлива, и способы ликвидации аварии в случае его пролива. Был показан экологический вред проливов, какие методы борьбы с проливами используются.

Также в работе была рассчитана экономическая эффективность затрат на систему электроснабжения микроспутника, В данной части работы были рассмотрены технико-конструктивные затраты на микроспутник, рассчитаны его экономичность и срок окупаемости.

Список использованной литературы

1 Г. А. Полтавец, Д. В. Подобедов, «Земля и Вселенная» 2004 №2, с. 19-28.

2 Гущин, В.Н. Основы устройства космических аппаратов / В.Н. Гущин. – Учебник для вузов. – Москва: Машиновтроение, 2003. – 272 с.

3 Кудряшов, В.С. Современное состояние и перспективы развития бортовых СЭП связанных ИСЗ / В.С. Кудряшов, В.В. Хартов // Электронные и электромеханические системы и устройства: сб. науч. трудов НПЦ «Полюс». – Томск: МГП «РАСКО» при издательстве «Радио и связь», 2001. – С. 17–27.

4 Лукьяненко, М.В. Источники энергии систем электроснабжения космических аппаратов: моногр. / М.В. Лукьяненко, М.М. Лукьяненко, А.Н. Ловчиков, А.Б. Базилевский; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2008. – 176 с.

5 Скребушевский, Б.С. Космические энергетические установки с преобразованием солнечной батареи / Б.С. Скребушевский. – Москва: Машиностроение, 1992. – 224 с.

6 Козлов, Д.И. Конструирование автоматических космических аппаратов / Д.И. Козлов, Г.П. Аншаков, В.Ф. Агарков / под ред. Д.И. Козлова. – Москва: Машиностроение, 1996. – 448 с.

7 Петровичев, М.А. Система энергоснабжения бортового комплекса космических аппаратов / М.А. Петровичев, А.С. Гуртов. – Учеб. пособие. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 88 с.

8 Скундин, А.М. Современное состояние и перспективы развития исследований литиевых аккумуляторов / А.М. Скундин, О.Н. Ефимов, О.В. Ярмоленко // Успехи химии. – 2002. – №71(4). – С. 378-398.

9 Надараиа, Ц.Г. Автономный комплекс с комбинированным накопителем энергии для наземной эксплуатации КА / Ц.Г. Надараиа, И.Я.

Шестаков, А.А. Фадеев, К.Н. Виноградов // Решетневские чтения [Электронный ресурс]: материалы XXI Междунар. науч. практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (08–11 нояб. 2017, г. Красноярск): в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова. – Электрон. текстовые дан. (1 файл: 24,75 МБ). – Систем. требования: Internet Explorer; Acrobat RH. При этом тепловая энергия расходуется на компенсациюеader 7.0 (или аналогичный продукт для чтения файлов формата .pdf); СибГУ им. М. Ф. Решетнева. – Красноярск, 2017. Ч. 1. – С. 300-301.

10 Виноградов, К.Н. Гибридный накопитель для энергообеспечения автономных роботов / К.Н. Виноградов, И.Я. Шестаков, Ц.Г. Надараиа // Робототехника и искусственный интеллект: материалы IX Всероссийской научно-технической конференции с международным участием (г. Железногорск, 2 декабря 2017 г.) / под науч. ред. В.А. Углева. – Электрон. дан. (7 Мб). – Красноярск: ЛИТЕРА-принт, 2017. – С. 8-13.

11 Надараиа, Ц.Г. Химико-кинетический накопитель энергии / Ц.Г. Надараиа, Л.А. Бабкина, И.Я. Шестаков, А.А. Фадеев // Вестник СибГАУ. - 2014. - №2 (54). - С. 56-61.

12 Туманов, А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учеб. пособие / А.В. Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглов. – Москва: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 344 с.

13 А.Д. Кондратьев, Н.С. Касимов, П.П. Кречетов, Т.В. Королева, О.В. Черницова, А.В. Шарапова. Экологическая безопасность ракетно-космической деятельности / - 236 с.

14 Газета «Новые известия» - Реальные зарплаты на заводах Роскосмоса - «хлебные крошки» со стола топ-менеджеров

15 Журнал «3D NEWS» - Вслед за SpaceX «Роскосмос» снижает цены на запуск малых спутников

16 Чеботарев, В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие / В.Е. Чеботарев, В.Е. Косенко; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2011. – 488 с.

17 Белан, Н.В. Бортовые энергосистемы космических аппаратов на основе солнечных и химических батарей. Ч. 1 / Н.В. Белан, К.В. Безручко, В.Б. Елисеев, В.В. Ковалевский, В.А. Летин, В.П. Постаногов, А.Н. Федоровский. – Учеб. Пособие. - Харьков: ХАИ, 1992. - 191 с.

18 Туманов, А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учеб. пособие / А.В. Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглов. – Москва: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 344 с.

19 Соустин, Б.П. Системы электропитания космических аппаратов / Б.П. Соустин, В.И. Иванчура, А.И. Чернышев, Ш.Н. Исляев. – Новосибирск: Наука, 1994. – 318 с.

20 Худяков, С. А. Космические энергоустановки / С. А. Худяков. - Москва: Знание, 1984. - 235 с.