МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ ag porotily recken CUC ME LUM кафелра «Лопущен к защите» Mu un poach M.K. mapoccop (Ф.И.О., ученая степень, звание) 20 € г. (nognues) дипломный проект MEXHOLD CILLY Специальность Кослическом THEXPUENCE Выполнил (а) 11022 2000 Научный руководитель, Консультанты: по экономической части: (noamics) по безопасности жизпедеятельности: мирил и пининалы, фесман 2016 C по применению вычислительной техники: (Фамилия и инициалы, ученая степень, заоние) (nontrice) Нормоконтролер: / Шилогрась НК Рецеплент:

(подпись)

Алматы 2016 г.

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

Факультет Дарокосии ческих и информационных мехнологий
Специальность Кослическая Мукика и жех полоши
Кафедра пимены укровиния опровосии ческой макинкой "
ЗАДАНИЕ на выполнение дипломного проекта
Студент Джаймагамбегов Канрысан Анварович
Тема проекта Дазабот та систем бортового терго ки та кига ма на гизама на гизама вортового терго ки та кига на гизама на гиза
утверждена приказом ректора № 21 от «10» марта 2016 г. Срок сдачи законченной работы « 23 » дал 2016 г. Исходные данные к проекту требуемые параметры результатов проектирования (исследования) и исходные данные объекта Дама ваноснутныма - вкг;
Потрябляемая мощность - 350 Вт; Номи каль кое напрятение - 18 В.
Перечень подлежащих разработке дипломного проекта вопросов или краткое содержание дипломного проекта: 1. Смущаль кал масть 1.1. Классифилация и правкая хазак веристича систем жерзо- обесплания
1.2. Кланирикация и краткая характеристика наноступников. 1.3. Загработка инстеми боргового знергонитания наноступников. 2. Экономическая часть.
2.1. Гастем манериальных затрат. 3. Тасть ОХН.
Chucox uchosososannoù sumepasypa

Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей
Рекомендуемая основная литература 916 26 размен в марыю колема исидентенках
смужников Земли, 1965 540 с. Гозаров В. Доод шрование процесов и систем в Hatlab.
Учебрий куре, 200 5 г 512 с.
особие. Вровин А.Г. 2010 г 304 с. Учин В.Н. Основн устройства косиинеечих аккаратов. Учебник
ил вузов. 2003 г 282°с. Усихниров В.В. Основа боличенического проектирования искусствен инк ступников Земи : учебное пособие - 2012 г 189 г.

Консультанты по проекту с указанием относящихся к ним разделов

Раздел	Консультант	Сроки	Подпись
диополическая часть	Bexumela A.U.	28.09 -00.05	16 91
5 rc D	Diocesael U.K.	0100-18,56,1	6 Alproce
Degengerm	Ucuausob II E.		V
Коригантомр	Mercupsad HK	01. oc. 2010	200
Donothas East	Monnerto H.H.	08.06.2016	-164
		_	-

ГРАФИК подготовки дипломного проекта

№ n/n	Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления руководителю	Примечание
	Введение	14.03.2016	
1.	горактеристика систем жерголиран-	31.03.2016	
2	1.2 Классификация и прамкая. Такак мекистика паносим приков.	15.04.2016	
3.	1.3. Падаботка систем боргового энцигонитания напостроников	29.04. 2016	
4.	4. Brokowy teckal tolens	06. 05. 2016	
5.	3. Ocnobia Soyonachochu Kuznegrate	12.05.2016	
	JOK TIOLEHINE		

Дата выдачи задания	« 03 » наября	20_15_г.
Заведующий кафедрой	-5-	Ulu sun Sael II. K.
	(подпись)	(Фамилия и инициалы)
Руководитель	Tool	Journson U. J.
	(подпись)	(Фамилия и инициалы)
Задание принял к испол студент	нению	Джаймагамбенов В.А.
	(подпись)	(Фамилия и инициалы)

Аннотация

Дипломный проект посвящен разработке системы бортового энергопитания наноспутников. Разработанная модель позволяет прогнозировать поведение PV ячеек при различных параметрах окружающей среды.

Содержание дипломного проекта состоит из введения, специальной части, экономической части, части ОБЖ, заключения и списка использованных источников.

В дипломной работе использовано 34 рисунка, 18 таблиц и 16 источников литературы. Общий объем дипломной работы составляет 69 страниц.

Андатпа

Дипломдық жоба нано-спутниктердін борттық энергоқуат жүйесін әзірлеу үшін арналған. Әзірлерген модель қоршаған ортаның әр түрлі параметрлерінде PV ұяшықтарының әрекетін болжауға мүмкіндік береді.

Дипломдық жобаның мазмұны кіріспеден, арнайы бөлімнен, экономикалық бөлімнен, тіршілік әрекетінің қауіпсіздік негіздері бөлімінен, қорытындыдан және қолданылған әдебиеттер тізімінен тұрады.

Дипломдық жұмыста 34 сурет, 18 кесте және 16 әдебиет дереккөздері қолданылған. Дипломдық жұмыстың жалпы көлемі 69 беттен тұрады.

Abstract

Diploma project focuses on the development a system of on-board power supply nano-satellites. The developed model allows to predict the behavior of PV cells under different environmental parameters.

The content of the diploma project consists of an introduction, a special part, an economic part, part of life safety, conclusion and list of used sources.

In diploma work used 34 drawings, 18 tables and 16 literature sources. The total volume of the diploma is 69 pages.

Содержание

Введение
1. Классификация и краткая характеристика систем энергопитания
1.1 Параметры системы и особенности функционирования систем
энергоснабжения
1.2 Источники электрической энергии
1.3 Автоматика системы энергоснабжения
2. Классификация и краткая характеристика наноспутников
3. Разработка системы бортового энергопитания наноспутников
3.1 Математическая модель солнечной батареи наноспутника
3.1.1 Солнечные панели. Эксплуатационные характеристики и схемы
коммутации
3.1.2 Расчет времени прохождения наноспутником теневой области 32
3.2 Математическая модель аккумуляторной батареи наноспутника 35
3.3 Моделирование системы бортового энергопитания наноспутника 40
4. Технико-экономическое обоснование системы бортового энергопитания
наноспутника
4.1 Цель и задачи проекта
4.2 Трудовые ресурсы, используемые в работе
4.3 Оборудование, используемое в работе
4.4 Программное обеспечение, используемое в работе
4.5 Сроки реализации проекта
4.6 Затраты на разработку системы
4.6.1 Расчет фонда оплаты труда
4.6.2 Расчет затрат по социальному налогу
4.6.3 Расчет амортизационных отчислений
4.6.4 Расчет затрат на электроэнергию
4.6.5 Расчет накладных расходов
4.7 Цена реализации
5. Безопасность жизнедеятельности
5.1 Радиация в космосе
5.2 Влияние радиации на КА 60
5.2.1 Воздействие космической радиации на солнечные батареи 63
5.3 Влияние космической радиации на человека
Заключение
Список питературы 69

Введение

Современный уровень развития науки достигнут в значительной мере благодаря интенсивному освоению космоса и использованию результатов космических исследований. Для изучения ряда научно-технологических применяются разнообразные космические проблем часто оборудование, позволяющие проводить научные наблюдения и эксперименты в космического пространства. В сегментах настоящее использование наноспутников, масса которых не превышает рассматривается как наиболее перспективное направление изучения окружающей среды и глобального мониторинга Земли.

Наноспутники открывают новую эру в астрономии. Дешевые, но в то же время эффективные, астрономические приборы позволят собрать большое количество ценных научных данных, которые можно проверить с помощью более мощных инструментов. Преимуществом наноспутников является их небольшая стоимость, масса и габариты, возможность проведения серии экспериментов по исследованию одновременно поверхности и атмосферы Земли, во многих местах и за короткое время. Наноспутники можно создать в сжатые сроки небольшими коллективами, в том числе студенческими.

Одной из главной системой, отвечающей за поддержания жизнеобеспечения КА является система энергоснабжения. Она определяет технические характеристики всего космического аппарата, срок службы, надежность и экономическую эффективность.

Актуальными проблемами являются исследование особенностей солнечной панели, аккумуляторной батареи и всей системы энергоснабжения, разработка математических моделей и моделирование фотоэлементов.

Цель дипломного проекта — разработать систему бортового энергопитания наноспутников. Разработанная модель позволяет прогнозировать поведение PV ячеек при различных параметрах окружающей среды.

Задачи, решаемые в дипломном проекте:

- исследовать принципы построения и средства автоматики систем энергоснабжения наноспутника;
- исследовать характеристики наноспутника и способы доставки на орбиту, выявить достоинства и недостатки наноспутников;
- разработать математическое обеспечение солнечных и аккумуляторных батарей;
 - -провести моделирование фотоэлементов.

1. Классификация и краткая характеристика систем энергопитания

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

В состав системы энергопитания обычно входят: первичный и вторичный источник электроэнергии, преобразующие, зарядные устройства и автоматика управления.

1.1 Параметры системы и особенности функционирования систем энергоснабжения

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 28 или 12 вольт. При необходимости обеспечения потребителя переменным напряжением или постоянным нестандартной величины используются статические полупроводниковые преобразователи.

Из всех видов энергии, электрическая является наиболее универсальной. Она имеет ряд преимуществ:

- -электрическую энергию легко передавать по проводам к потребителю;
- -электрическая энергия легко преобразуется в другие виды энергии;
- —электрическая энергия распределяется между потребителями без приложенных усилий;
- -КПД электрических установок выше КПД установок, работающих на других видах энергии.

Автоматические процессы управления полетом любых космических аппаратов не представляются без электрической энергии. Электрическая энергия используется для задействования всех элементов устройств и оборудования КА.

Система энергообеспечивания КА является важной системой, обеспечивающая работоспособность космического аппарата. Система энергообеспечивания предназначена для обеспечения электроэнергией КА в необходимом количестве при выведении его на заданную орбиту, в автономном полете и при дальнейшем спуске на Землю.

Основные требования, предъявляемые к системе энергоснабжения КА:

- надежная работа в условиях невесомости;

- необходимый запас энергии на протяжении всего полета;
- способность работать в любых условиях и в любом положении в пространстве;
- минимальная стоимость;
- минимальная масса.

Система энергоснабжения генерирует энергию, преобразуя и регулируя её, распределяя её по всему космическому аппарату, а также запасает энергию для периодов максимального потребления или работы в тени. Система энергоснабжения может преобразовывать и регулировать напряжение. Она может включать и выключать аппаратуру, и для повышения надежности, защищать от короткого замыкания. Конструкция системы зависит от космической радиации, которая вызывает деградацию солнечных батарей.

Структурная схема системы энергоснабжения представлена на рисунке 1.1. На рисунке видно что система энергоснабжения обеспечивает хранение, генерацию, распределение и управление электроэнергии на борту КА.

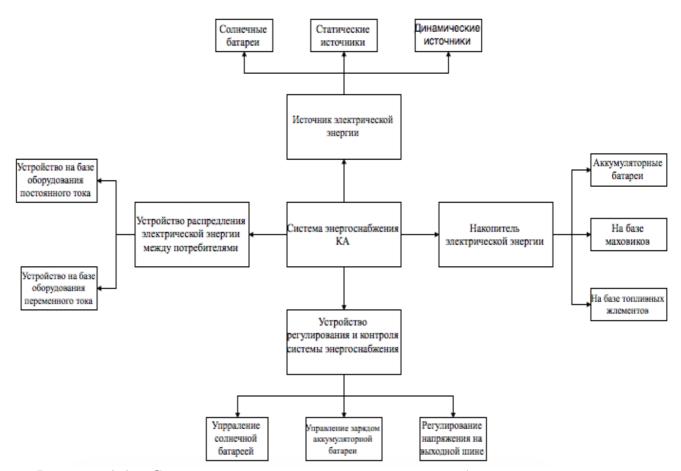


Рисунок 1.1 – Структурная схема системы энергоснабжения космического аппарата

1.2 Источники электрической энергии

Источник электрической энергии предназначен для генерирования энергии на борту космического аппарата. Для космических аппаратов основное применение находят три типа источников энергии: массивы фотоэлектрических преобразователей или солнечные батареи, статические источники энергии и динамические источники энергии. Классификация источников электрической энергии представлена на рисунке 1.2.

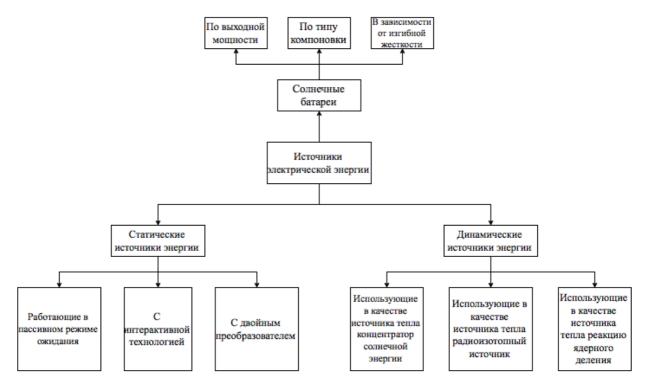


Рисунок 1.2 – Источники электрической энергии

На сегодняшний день солнечные батареи считаются одним из самых надёжных и достаточно хорошо отработанных вариантов обеспечения космического аппарата энергией.

Мощность излучения Солнца на орбите Земли составляет 1367 Bт/м². Это позволяет получать примерно 130 Вт на 1 м² поверхности солнечных батарей КПД 8...13 %). Солнечные батареи устанавливают поверхности аппарата или на раскрывающихся жёстких панелях. увеличения отдаваемой батареями энергии, перпендикуляр к их поверхности должен быть направлен на Солнце с точностью 10...15°. В случае жёстких панелей, это достигается ориентацией самого КА или специализированной автономной электромеханической системой ориентации солнечных батарей, при этом панели подвижны относительно корпуса аппарата. На некоторых применяют не ориентируемые батареи, располагая поверхности так, чтобы при любом положении аппарата обеспечивалась необходимая мощность.

Солнечные батареи со временем деградируют под действием следующих факторов:

- -метеорная эрозия уменьшающая оптические свойства поверхности фотоэлектрических преобразователей;
- –радиационное излучение, особенно при солнечных вспышках и при полёте в радиационном поясе Земли;
- —термические удары из-за глубокого охлаждения конструкции на затенённых участках орбиты, нагрева на освещённых и наоборот. Это явление разрушает крепление отдельных элементов батареи, соединения между ними.

Время эффективной работы солнечных батарей составляет несколько лет, это один из важных факторов, определяющих время активного существования космического аппарата.

Статические источники энергии используют источник тепла — обычно ядерный реактор, работающий на уране-235, стронции-90 или плутонии-238, для прямого преобразования энергии тепла в электрическую.

Проблема оснащения космических аппаратов надежными системами энергообеспечения стала очевидна почти сразу после запусков первых искусственных спутников Земли. Химические аккумуляторные батареи, применявшиеся в те годы, не могли удовлетворить стремительно растущие потребности в энергообеспечении для решения серьезных энергоемких задач в космосе.

Один из вариантов предусматривал использование ядерных источников энергии. Но их применение на космических аппаратах сопряжено с решением большого комплекса проблем обеспечения радиационной безопасности — как биосферы Земли на участке выведения спутника, так и полезной нагрузки КА в космическом пространстве.

Космические условия работы требуют множества специфических решений от разработчиков ядерных реакторов. Основные отличия от земного базирования заключаются в следующих эффектах:

- для космического применения наиболее важным является вес. Весовая культура определяет множество других решений. Например защита от излучения реактора делается секторно, в сторону полезной нагрузки.
- невесомость приводит к отсутствию конвективного теплообмена в жидких и газообразных теплоносителях. Из-за этого резко усложняется теплосъем и борьба с локальными перегревами.
- жесткие энергомассовые характеристики вместе с предыдущим пунктом заставляют использовать довольно экзотические теплоносители гелий, CO₂ или легкие металлы литий, калий, натрий.
- от космических ядерных реакторов требуется очень долговременная работа без перегрузок ядерного топлива, ну и разумеется максимальная надежность все это время.

Динамические источники энергии также используют источник тепла – обычно концентраторы солнечного излучения, элементы, выделяющие тепло на основе плутония-238 или обогащенном уране.

Применение концентраторов излучения в системах преобразования энергии облегчает решение ряда проблем, связанных с созданием этих систем, а в некоторых случаях является необходимым условием их технической реализации. Объясняется это прежде всего тем, что низкий уровень плотности солнечного излучения в околоземном космосе либо не позволяет достичь энергетической эффективности преобразователей, либо делает принципиально невозможным осуществление в них тех или иных физических процессов. Так, например, без концентрации солнечного излучения нельзя получить температуры, необходимые для реализации рабочих процессов в газотурбинных и термоэмиссионных преобразователях энергии, невозможно обеспечить инверсную населенность и генерацию излучения в лазерах с прямой солнечной накачкой и т. п. С другой стороны, использование концентраторов позволяет значительно улучшить удельные энергомассовые и стоимостные показатели систем преобразования энергии, снизить расход дефицитных создании, увеличить pecvpc работы, материалов при ИХ восстановление в процессе эксплуатации. Эти обстоятельства в совокупности и целесообразность определяют перспективность И применения систем концентрации солнечного излучения.

К системам концентрации предъявляются следующие основные требования:

- -высокая отражательная способность в диапазоне длин волн спектра солнечного излучения в космосе;
- минимальная удельная масса (масса на единицу площади отражающей поверхности);
- устойчивость элементов конструкции и оптических покрытий отражающих поверхностей к длительному воздействию факторов космической среды глубокого вакуума, потоков частиц высоких энергий, метеоритов;
- -компактность, низкая стоимость, простота изготовления и ремонта в условиях космоса.

Накопитель электрической энергии является важнейшей составной частью системы энергоснабжения космического аппарата. Накопители энергии предназначены для накопления излишков энергии на участках работы потребителя с малой нагрузкой и расходования энергии, когда потребляемая превосходит возможности источника энергии. электроэнергии обеспечивается с помощью аккумуляторной батареи, хотя в некоторых случаях ΜΟΓΥΤ использоваться альтернативные варианты накопителей, например на базе топливных элементов или маховиков.

Различают два вида аккумуляторов:

- первичные;
- вторичные.

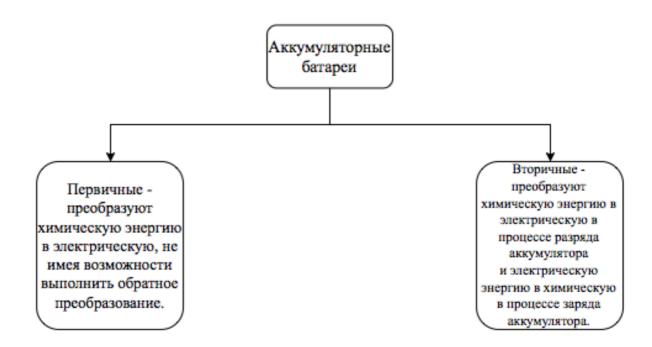


Рисунок 1.3 – Разновидности аккумуляторных батарей

Самыми распространёнными в космической технике являются никелькадмиевые аккумуляторы, так как они обеспечивают наибольшее количество циклов заряд-разряд и имеют лучшую стойкость к перезаряду. Эти факторы выходят на первый план при сроках службы аппарата более года. Другой важной характеристикой химического аккумулятора является удельная энергия, определяющая масса-габаритные характеристики батареи. Ещё одна важная характеристика – это надёжность, так как резервирование химических аккумуляторов крайне нежелательно из-за их высокой массы. Используемые в космической технике аккумуляторы, как правило, имеют герметичное герметичность обычно исполнение; достигается с помощью металлокерамических уплотнений. К батареям также предъявляются следующие требования:

- высокие удельные массогабаритные характеристики;
- высокие электрические характеристики;
- широкий диапазон рабочих температур;
- возможность зарядки низкими токами;
- низкие токи саморазряда.

Помимо основной функции аккумуляторная батарея может играть роль стабилизатора напряжения бортовой сети, так как в рабочем диапазоне температур её напряжение меняется мало при изменении тока нагрузки.

Подсистема распределения электрической энергии космического свой обеспечения аппарата включает состав кабели, средства отказоустойчивости и коммутационные устройства, предназначенные для подключения отключения бортового оборудования КА. Кроме того, в состав подсистемы входит дешифратор команд, который обеспечивает исполнение специальных команд на включение и отключение отдельных бортовых нагрузок. Подсистема распределения электрической энергии космического аппарата является уникальной частью его бортовой подсистемы энергоснабжения, и ее облик часто отражает особенности бортовых нагрузок и требования к коммутации электропитания конкретного космического аппарата.

Регулирование электроэнергии на борту космического аппарата определяется используемым источником энергии. Задачи управления электроэнергией на борту космического аппарата разделяются на 3 группы:

- управление зарядом аккумуляторной батареи;
- управление солнечной батареей;
- регулирование напряжения.

Система энергоснабжения на современных космических аппаратах является «электростанцией» с комплексом дополнительных устройств и сложной современной автоматикой управления и контроля. Кроме того, для системы энергоснабжения в общей массе космического аппарата может достигнуть 30-40% и оказать влияние на его конструкцию.

Рассмотрим функции, выполняемые системой энергоснабжения:

- —обеспечение непрерывного снабжения электроэнергией на борту космического аппарата в течение всего времени полета;
- -контроль и распределение электроэнергии между потребителями на борту KA;
- -выполнение требований по средней и пиковой мощности питания электрической нагрузки;
- -защита бортового оборудования KA от последствий возможных отказов системы энергоснабжения;
- —обеспечение возможности командного управления и телеметрического контроля со стороны наземной станции или автономной бортовой системы управления, с целью поддержания системы энергоснабжения в рабочем состоянии.

Система энергоснабжения КА должна сохранять работоспособность в условиях космического пространства, а также иметь минимальные габаритные размеры и массу.

Выбор и проектирование системы энергоснабжения производят исходя из общих требований к системе энергоснабжения и конкретных целей КА. К ним относятся:

- -необходимая среднесуточная и пиковая мощность, обеспечивающие функционирование потребителей электроэнергии;
 - -форма и степень стабильности выходного электрического напряжения;
 - -степень автоматизации контроля, диагностики и управления.

А конструкция и компоновка, в свою очередь, должны обеспечивать:

- -удобство и безопасность транспортировки, монтажа и обслуживания на технической и стартовой позициях;
- -надежный контроль основных параметров системы энергоснабжения на всех этапах ее подготовки и эксплуатации;
- -необходимую механическую прочность узлов и элементов при ускорениях и вибрациях, возникающих в процессе вывода КА на орбиту;

- работоспособность в любом положении и пространстве.
- В настоящее время применяются следующие разновидности систем энергоснабжения космических аппаратов:
 - на основе солнечных энергетических установок;
 - на основе химических источников тока;
 - на основе ядерных энергетических установок.

Системы энергоснабжения на основе химических источников тока строится с использованием химических гальванических серебряно-цинковых элементов. Такая система энергоснабжения обеспечивает бортовую аппаратуру КА постоянным током на участке выведения, орбитальном полете, на участках спуска и после приземления.

Наибольшее распространение получили системы энергоснабжения на основе солнечной энергоустановки с солнечными батареями. Их широкое применение обусловлено:

- -относительно небольшой массой системы;
- -простотой конструкции;
- -надежностью в работе;
- удовлетворительным КПД преобразования солнечной энергии в электрическую.

Недостатками такой системы энергоснабжения являются:

- -необходимость ориентации солнечной батареи на Солнце;
- -зависимость выходных характеристик солнечных батарей от температуры фотоэлектрических преобразователей;
- -периодичность работы солнечной батареи из-за наличия на орбите участков, затемненных Землей, или из-за затемнения элементами конструкции;

Структурная схема системы энергоснабжения на основе солнечной энергетической установки представлена на рисунке 1.4.

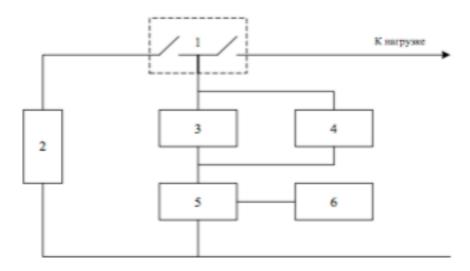


Рисунок 1.4 — Структурная схема системы энергоснабжения на основе солнечной энергетической установки: 1 — блок коммутации, 2 — солнечная батарея, 3 — буферный накопитель, 4 — автоматика контроля, 5 и 6 — аккумуляторные батареи.

Система энергоснабжения на солнечной энергетической основе себя установки включает В комплекс автоматики, осуществляющий поддержание оптимальных режимов заряда и разряда, поэлементный контроль аккумулятора, что позволяет увеличить ресурс работы аккумулятора и обеспечить высокое качество выходного напряжения.

Система энергоснабжения КА на основе солнечной энергетической установки имеет 2 основных режима работы:

- режим работы систем солнечной батареи под воздействием Солнца. При этом обеспечивается большая сила тока. Солнечная батарея обеспечивает питание бортовой аппаратуры и заряд аккумуляторной батареи.
- -режим работы системы энергоснабжения при затемнении солнечных батарей. Мощность нагрузки обеспечивается за счет энергии, запасенной в накопителе.
- В течении полета возникают условия, при которых применение солнечных установок становится затруднительным. В связи с этим возникают потребности в других видах энергетических установок. В настоящее время создаются высокотемпературные ядерные энергетические установки для производства тепловой и электрической энергии.

Любой тип ядерных энергетических установок включает в себя 4 основных элемента:

- источник первичной энергии;
- ядерный реактор;
- преобразователь первичной энергии в электрическую;
- устройство для отвода части первичной энергии в окружающее пространство.

Существует 3 способа использования ядерной энергии:

- в виде электрической энергии частиц;
- в виде кинетической энергии частиц;
- в виде тепловой.

На практике широкое распространение получили ядерные энергетические установки, в которых первичной энергией является тепловая. Структурная схема ядерной энергетической установки представлена на рисунке 1.5:

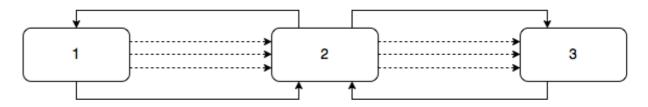


Рисунок 1.5 – Упрощенная схема ядерной энергетической установки: 1 – ядерный реактор, 2 – преобразователь тепловой энергии, 3 – устройство для отвода теплоты.

Сплошными линиями на рисунке показаны подвод и отвод тепловой энергии с помощью теплоносителя., штриховыми линиями показано как

теплота непосредственно из источника передается в преобразователь и отводится с следствии теплопроводности соответствующих соединительных устройств.

1.3 Автоматика системы энергоснабжения

Автоматика системы энергоснабжения – это совокупность устройств для автоматического управления работой системы энергоснабжения КА и контроля ее параметров. Автоматика осуществляет поддержание параметров системы (напряжение, температура, давление И т.д.) заданном В диапазоне: переключения, связанные с изменением режима работы источников электроэнергии или их агрегатов, распознавание отказов и аварийную защиту источников, токовую защиту агрегатов системы энергоснабжения и т.д. Иногда возможен переход с автоматического управления системой на ручное и обратно.

К средствам автоматики системы энергоснабжения КА относятся:

- -датчики (чувствительные элементы, сигнализаторы);
- —электронные блоки, обеспечивающие усиление, преобразование и обработку сигналов и команд;
- –блоки электросиловой коммутации и исполнительные органы (клапаны, регуляторы).

Бортовая система управления, или БСУ, отправляет в систему электроснабжения управляющие команды и в последствии принимает от нее сигналы, описывающие состояние системы энергоснабжения. Количество команд управления и сигналов определяется типом системы электроснабжения, установленной на борту космического аппарата, однако принципы организации схожи для всех КА.

Управление системой энергоснабжения осуществляется по сигналам (кодовые команды) от наземного комплекса управления (НКУ). Для диагностики СЭС формируются признаки, по которым осуществляется:

- —отключение определенных нагрузок и их восстановление при снятии признаков, возникающие по сигналам от системы энергоснабжения;
 - приведение системы управления в исходное состояние.

Особым режимом взаимодействия системы управления с системой энергоснабжения является режим «тестирования», в котором осуществляется контроль запаса и восстановления емкости аккумулятора СЭС. В этом режиме по командам с наземного комплекса управления производится принудительный разряд системы энергоснабжения до формирования сигнала ограничения нагрузки, при этом система энергоснабжения не реагирует на его появление. Режим проводится под контролем НКУ и прекращается в случае превышения определенного значения температуры.

Наиболее распространенные системы энергоснабжения представлены ниже:

- система прямой передачи электроэнергии от солнечных батарей;

система с отслеживающим устройством и выборки максимальной мощности солнечных батарей (PPT).

Система с РРТ представлена на рисунке 1.6.

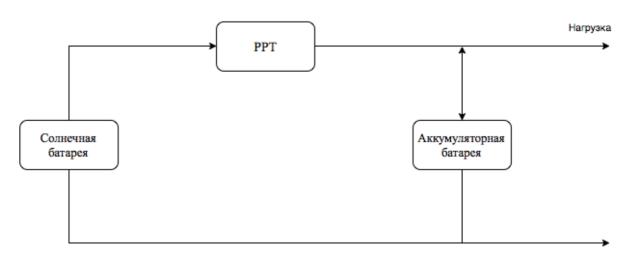


Рисунок 1.6 – Простейшая схема с РРТ

PPT представляет собой последовательно соединенное устройство, которое извлекает из солнечных батарей достаточное для устойчивой работы системы энергоснабжения энергии.

РРТ — это высокочастотный коммутационный преобразователь напряжения постоянного тока, который с помощью изменения рабочего цикла может регулировать выходное напряжение. Он измеряет выходную мощность солнечных батарей и регулирует напряжение в зависимости от электропотребления спутника. РРТ является достаточно сложным устройством и в основном используют систему с прямой передачей энергии от солнечных батарей.

Принцип работы системы с прямой передачей электроэнергии от солнечных батарей заключается в следующем: электроэнергия от солнечных батарей напрямую передается на блок аккумуляторных батарей и нагрузку. Избыточная мощность солнечных батарей должна быть ограничена, чтобы избежать внутреннего перегрева КА. Этого можно избежать, добавив в систему шунтирующий регулятор. Это устройство соединяется параллельно с солнечными батареями. Когда выходное напряжение солнечных батарей превышает некоторый предел, шунтирующий регулятор ограничивает его. В основном используют 2 способа ограничения:

- отключить клеммы соответствующих солнечных панелей;
- регулирование напряжения с помощью усилителя и транзистора.

Схема без регулирования напряжения на шине питания представлена на рисунке 1.7.

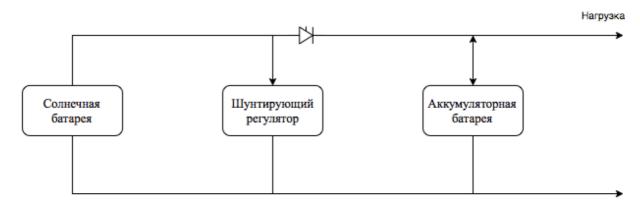


Рисунок 1.7 – Схема без регулирования напряжения на шине питания

Когда солнечные батареи освещены, напряжение солнечных батарей минус падение напряжения на блокирующем диоде равно напряжению на шине электропитания. Если солнечные батареи не освещаются, то напряжение на шине равно напряжению аккумуляторных батарей. Вполне возможен случай работы солнечных и аккумуляторных батарей одновременно, когда нагрузка требует большого тока. Если же нагрузка не требует большого тока, то солнечные батареи выдают стабильное напряжение, поэтому напряжение на шине электропитания не будет скакать, когда солнечные панели освещаются.

Теперь рассмотрим схему с контролированием заряда батареи, но без регулирования напряжения на шине питания. Эта схема представлена на рисунке 1.8.

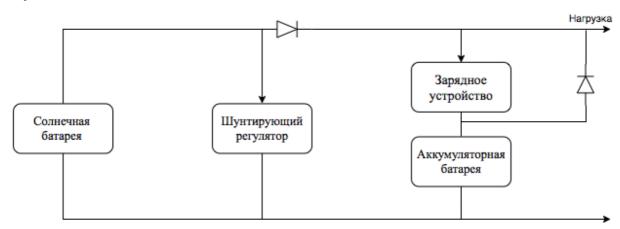


Рисунок 1.8 – Схема с контролированием заряда батареи, но без регулирования напряжения на шине питания

Данная схема работает также, как описанная выше, но теперь зарядка батарей контролируется зарядным устройством. Зарядное устройство должно иметь входное напряжение больше, чем напряжение батареи при зарядке, поэтому напряжение солнечных батарей должно быть примерно на 0,5В выше, чем конечное напряжение зарядки аккумуляторных батарей.

С помощью зарядного контура батареи защищены от перезарядки. Когда солнечные батареи освещаются, диод предотвращает зарядку батарей через

контур. В тени напряжение солнечных батарей равно нулю, тем самым диод позволяет батареям разряжаться через себя на нагрузку.

Когда напряжение на шине электропитания обеспечивается аккумуляторными батареями, то оно изменяется, так как напряжение батарей при разрядке уменьшается. Особенно если множество элементов соединено последовательно в одну батарею, напряжение на шине может изменяться в большом диапазоне.

Схема с частичным регулированием напряжения на шине питания представлена на рисунке 1.9.

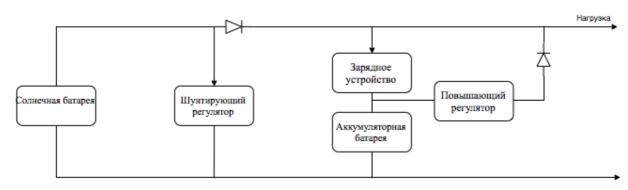


Рисунок 1.9 – Схема с частичным регулированием напряжения на шине питания

Преимущество данной схемы – более стабильное напряжение на нагрузке.

Повышающий регулятор преобразует напряжение батареи в заданное напряжение независимо от напряжения батареи. Диод батарей должен быть выбран так, чтобы при заранее заданном значении напряжения он был смещен обратно, когда освещены солнечные панели. Иначе аккумуляторные батареи будут разряжаться, даже когда солнечные батареи вырабатывают электроэнергию.

Недостатком этой системы является низкий КПД из-за потерь в повышающем преобразователе и из-за падения напряжения на диоде аккумуляторных батарей.

Напряжение на нагрузке определяется напряжением солнечных или напряжением аккумуляторных батарей. Если нагрузка требует напряжения питания более низкого уровня, то необходимо использовать дополнительный преобразователь напряжения (DC–DC).

Одна из проблем состоит в том, что когда заряжаются аккумуляторные батареи, повышающий преобразователь будет потреблять мощность со стороны зарядного устройства. Это может привезти к тому, что зарядное устройство не зарядит батарею как следует, что сделают систему еще более неэффективной.

Схема с полным регулированием напряжения на шине электропитания, представлена на рисунке 1.10.

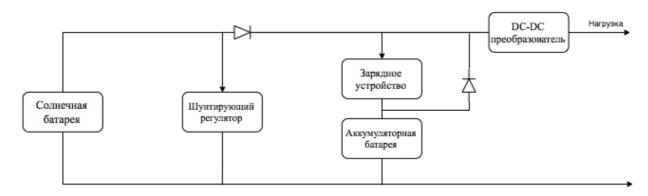


Рисунок 1.10 – Схема с полным регулированием напряжения на шине электропитания

DC–DC преобразователь обеспечивает стабильное напряжение нагрузки и этот преобразователь должен выдавать одинаковое выходное напряжение, независимо от того, чем оно обеспечивается: солнечной или аккумуляторной батареей.

В зависимости от глубины разрядки и температуры аккумуляторных батарей, напряжение аккумуляторной батареи может быть выше или ниже напряжения нагрузки. Поэтому преобразователь должен обеспечивать повышение и понижение входного напряжения. Данная схема тоже страдает от потерь в преобразователе напряжения.

Сравним основные типы архитектур системы энергоснабжения и результаты внесем в таблицу 1.1.

Таблица 1.1 – Основные типы архитектур системы энергоснабжения

	the aparticktyp chereman site	p1 0 011 w 0 11 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1
Типы СЭС	Преимущества	Недостатки
Система с РРТ	Высокий КПД	Имеет более сложный алгоритм управления
Система с прямой передачей	Возможность рассеивания	Возникновение
электроэнергии от	избыточной мощности	избыточной мощности
солнечных батарей:	непосредственно на	
	солнечной батареи или на	
	выносных батареях	
	шунтирующих резисторов	
	26	
Система без регулирования	Мощность не тратится на	Схема пригодна только
напряжения на шине питания	контуры зарядки и	для пико- и
	контроля, поэтому	наноспутников
	больше мощности идет на	
	нагрузку	

Продолжение таблицы 1.1

Типы СЭС	Преимущества	Недостатки
Схема с контролированием	1) Мощность не тратится	1) Схема пригодна только
заряда батареи, но без	на контуры зарядки и	для пико- и
регулирования напряжения	контроля, поэтому	наноспутников;
на шине питания	больше мощности идет	2) Зарядное устройство
	на нагрузку;	должно иметь входное
	2) С помощью зарядного	напряжение большее, чем
	контура батареи	напряжение батареи при
	защищены от	заряде.
	перезарядки.	
Схема с частичным	Стабильное напряжение	Низкий кпд из-за потерь в
регулированием напряжения	на нагрузке	повышающем
на шине питания		преобразователе и из-за
		падения напряжения на
		диоде аккумуляторных
		батарей
Схема с полным	Стабильное напряжение	Страдает от потерь в
регулированием напряжения	на нагрузке	преобразователе
на шине питания		напряжения

Таким образом, сравнивая все вышеперечисленные типы архитектур систем энергоснабжения остановим свой выбор на системе с РРТ, ввиду того, что она более надежна при проектировании нашей системы энергоснабжения.

2. Классификация и краткая характеристика наноспутников

Наноспутник – искусственный спутник Земли, применяемый с целью как и изучения погоды и исследования землетрясений, так и дистанционного Земли. Наноспутники характеризуются зондирования коротким разработки, они просты в управлении, требуют значительно меньших финансовых затрат для вывода на орбиту. Узкая специализация наноспутников позволяет повысить надежность и экономичность создаваемых на их базе информационных Термин «наноспутник» систем. применяется искусственным спутникам массой от 1 до 10 кг. Наноспутник или его конструкция могут быть запущены индивидуально, либо их запускают по несколько, работающих вместе или по-отдельности, в этом случае существует термин «рой спутников». Некоторым проектам нужны большие спутники для связи с наземными диспетчерами или для запуска и стыковки наноспутников.

Преимущества наноспутников заключаются в следующем:

- значительное сокращение затрат на наземные и летные испытания технологических решений;
- сокращение сроков создания и летных испытаний космических аппаратов или их отдельных компонентов;
- —ускорение перехода группировок на базе традиционных «крупных» спутников к группировкам на базе сверхмалых космических аппаратов.

Классификация космических аппаратов представлена в таблице 2.1.

Таблица 2.1 – Классификация КА

Виды	Macca
Большие спутники	Более 1000 кг.
Малые спутники	От 500 – 1000 кг.
Миниспутники	От 100 – 500 кг.
Микроспутники	От 10 – 100 кг.
Наноспутники	От 1 – 10 кг.
Пикоспутники	Менее 1 кг.

С продолжением достижений в области миниатюризации и увеличения электронных технологий, наноспутники все чаще способны выполнять коммерческие миссии, которые ранее выполняли микроспутники. Например, стандартный 6U CubeSat предложили включить в группу из 35 8 килограммовых спутников зондирования Земли, чтобы заменить группу из пяти 156 килограммовых спутников, при этом затраты этой миссии останутся такими же, но значительно ускорится время повторной съемки: каждая область земного шара будет отображена через каждые 3,5 часа, а не один раз в течение 24 часов.

Наиболее известные проекты наноспутников (в хронологическом порядке) представлены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 – Виды наноспутников, запущенные ранее

Название	Macca	Изготовитель	Миссия	Год
				выпуска
«Tubsat–N»	8,5 кг.	Берлинский технический	Сбор данных с	1998 г.
		университет, Германия.	наземных	
			радиомаяков,	
			мониторинг	
			миграций животных	
«Munin»	7,5 кг.	Институт космической	Изучение полярных	2000 г.
		физики, Швеция.	сияний и	
			космической погоды	
«SNAP-1»	6,5 кг.	SSTL, Англия.	Маневрирование на	2001 г.
			орбите, инспекция	
			другого спутника	
«CubeSat»	1,5 кг.	Калифорнийский	Дистанционное	2003 г.
		политехнический	зондирование Земли	
		университет, США.		
«QuakeSat»	3 кг.	Стэнфордский	Исследование	2004 г.
		университет, США.	предвестников	
			землетрясений	
«THC-0 №	5 кг.	AO «Российские	Испытания	2005 г.
1»		космические системы»,	миниатюризованных	
		Россия.	бортовых подсистем,	

Продолжение таблицы 2.2

Название	Macca	Изготовитель	Миссия	Год
				выпуска
			отработка базовой	
			платформы	
«Spheres»	3 кг.	NASA, США.	Взаимное	2006 г.
			маневрирование	
			нескольких	
			наноспутников	
«MEPSI	1,5 кг.	AerospaceCorporation,	Демонстрация	2007 г.
2A&2B»		США.	МЭМС-	
			компонентов,	
			технологий	
			инспекции	
«INSAT-1»	3 кг.	Ассоциация по	Отработка	2008 г.
		наноспутникам, Израиль	навигационной	
			системы NAPS на	
			базе наноспутников	

Способы выведения на орбиту:

- попутное выведение;
- кластерный запуск;
- целевой запуск как единственной полезной нагрузки ракеты-носителя;
- запуск с борта МКС и ГТК «Прогресс».

С точки зрения эффективности, ключевым элементом технологии реализации проектов создания и целевого использования наноспутников являются способы и средства их доставки на околоземную орбиту. В зависимости от типа эти спутники могут выводиться в виде кластера из нескольких (иногда — десятков) наноспутников специальной ракетойносителем (РН) легкого класса или могут доставляться на орбиту как попутный груз при запусках космического аппарата большей размерности с помощью ракеты-носителя среднего и тяжелого классов. В то же время, Программа Международной космической станции (МКС) дала возможность реализовать принципиально новые способы выведения наноспутников, конкурирующие с традиционными. На сегодняшний день их три:

- -запуск наноспутника вручную, доставленных на станцию в составе грузового или пилотируемого корабля, членом экипажа МКС в ходе внекорабельной деятельности;
- запуск наноспутника с использованием шлюзовых камер и робототехнических средств МКС. В настоящее время для этого используются технические средства японского модуля Kibo;
- доставка и запуск наноспутников с использованием транспортного грузового корабля.

При этом именно выведение наноспутника на орбиту остается главной проблемой всей области. Разработка и производство наноспутников могут

обойтись в несколько тысяч долларов — при этом стоимость доставки на орбиту доходит до 50 – 70 тысяч. По некоторым оценкам, уже к 2018 году объем рынка выведения микроспутниковых платформ может достичь 2,5 миллиардов долларов. Однако сложности для производителей наноспутников этим не ограничиваются: отдельная проблема – необходимость постоянно «подстраиваться» под расписание более масштабных запусков.

Техническими ограничениями наноспутников можно считать малый объем для полезной нагрузки, а также недолгий срок активного существования. Кроме того, миниатюрность не позволяет устанавливать на них мощные приемники, передатчики и дополнительную нагрузку, вынуждая выбирать для каждого свою «специализацию».

Как всем известно, электроника в космосе работает совсем в другой обстановке, чем на Земле. На нормальную работу наноспутника влияет несколько факторов. Во-первых, в космосе есть радиация, такая как электромагнитная радиация и радиация частиц с большой энергией. Во-вторых, из-за вакуумной окружающей среды космоса, могут возникнуть проблемы с компонентами наноспутника. Другой проблемой является отсутствие давления, которое может повредить детали, содержащие жидкости. Вакуум также ограничивает использование некоторых видов пластика, которые испаряются в вакууме. В-третьих, очень важно учитывать надежность системы. Компоненты или же системы наноспутника, которые не работают, невозможно починить в условиях открытого космоса.

Радиация. Самый легкий способ избежать проникновения внешней радиации на спутник это использовать толстые свинцовые пластины в качестве оболочки. Тем не менее, этот способ не является желательным решением, ввиду требования массы наноспутника. Одним из практичных решений является защита компонентов, чтобы ограничить радиацию.

Вакуум. Как уже упоминалось, отсутствие атмосферного давления и воздуха вызывает проблемы для компонентов. Отсутствие воздуха приводит к плохому рассеивания тепла компонентов, вызванная радиацией. В результате чего, наноспутник будет сталкиваться с большой разницей в температуре когда он подвержен воздействию Солнца и когда он находится в тени. Эти температурные изменения вызывают механическую деформацию компонентов. Поэтому очень важно выбирать компоненты которые имеют соответствующий тепловой коэффициент. Еще одной проблемой конвекции является то, что изменения температуры изменяют электрические свойства полупроводников. Когда полупроводники достигают температуру выше абсолютного нуля электроны станут носителями заряда. В результате, внутренние токи будут расти в геометрической прогрессии, и станут значительней при более высоких температурах.

Так же остается проблема с отсутствием давления, что приводит к трудностям при работе с жидкими компонентами, так как скорость испарения зависит от давления. Чем меньше давление, тем быстрее жидкость испаряется. Решением данной проблемы является поместить все электронные компоненты, содержащие жидкости, в специальные барокамеры. В результате чего масса

спутника значительно возрастет. Именно поэтому, компоненты, содержащие жидкости, такие как электролитические конденсаторы и батареи, не защищенные от изменений давления не используются в космической деятельности. Однако, наноспутникам нужна энергия когда они находятся в тени. Решение состоит в том, чтобы поместить батареи в герметичный и теплоизоляционный корпус, что повысит производительность батареи.

3. Разработка системы бортового энергопитания наноспутников

Система энергоснабжения КА является основным источником электропитания аппаратуры КА и полезной нагрузки.

Для разработки системы бортового энергопитания наноспутника необходимо разработать математическую модель солнечной батареи, аккумуляторной батареи и смоделировать систему бортового энергопитания наноспутника.

3.1 Математическая модель солнечной батареи наноспутника

Солнечные батареи – система, состоящая из солнечных элементов (фотоэлектрических преобразователей), которые преобразуют солнечную энергию в электрическую. На сегодняшний день солнечные батареи являются одними из самых хорошо отработанных и надежных вариантов обеспечения космического аппарата энергией.

Наиболее важным техническим параметром солнечной батареи, которая оказывает основное влияние на экономичность всей установки, является ее полезная мощность. Она определяется напряжением и выходным током. Эти параметры зависят от интенсивности солнечного света, попадающего на батарею.

Для определения конфигурации и основных характеристик солнечной батареи мы должны хорошо представлять возможные типы и характеристики фотоэлектрических преобразователей, основные положения проектированию солнечной батареи, методики расчета их параметров и конфигураций, а также параметры теплового и радиационного воздействия на солнечную батарею. Основными данными для проектирования солнечной батареи являются: данные по характеристикам космического аппарата, мощности, рабочему диапазону температур, ориентации относительно направления к Солнцу, сроку эксплуатации на орбите, требуемой массе и площади.

Для того, чтобы получить разумную величину мощности, несколько панелей должны быть электрически соединены между собой. Фотоэлектрические модули соединяются последовательно в массивы для достижения оптимальной величины электрического потенциала. Собранные таким образом солнечные массивы могут быть связаны параллельно в целую систему, способную доставить больше тока. Количество фотоэлектрических преобразователей, соединенных последовательно, определяют напряжение на

выходной шине батареи. Количество параллельно соединенных фотоэлектрических преобразователей определяют выходной ток солнечной батареи.

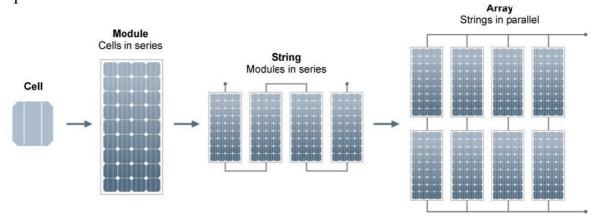


Рисунок 3.1 – Последовательное и параллельное соединение солнечных массивов

3.1.1Солнечные панели. Эксплуатационные характеристики и схемы коммутации

Солнечная батарея состоит из следующих основных частей и показаны на рисунке 3.2:

- 1. Алюминиевая рамка;
- 2. Закаленное стекло с антибликовой поверхностью;
- 3. Передняя ламинирующая пленка (EVA);
- 4. Элементы (ячейки), соединенные последовательно плоскими проводниками;
 - 5. Задняя ламинирующая пленка (EVA);
 - 6. Задняя защитная пленка (РЕТ);
- 7. Соединительная распаечная коробка с защитными диодами и соединительными кабелями.



Рисунок 3.2 – Состав солнечной батареи

Защитные диоды необходимы для предотвращения перегрева и выхода из

строя частично затененных элементов солнечной панели. Без них вся панель может выйти из строя из-за выгорания одного из элементов.

Ламинирующие пленки используются для полной герметизации элементов и их плотного прилегания к стеклу (без воздушного зазора) с целью избежать дополнительного преломления света и, как следствие потери мощности. Кроме того, герметизация защищает элементы от атмосферных воздействий и возможной коррозии.

Как видно из рисунка выше, для того, чтобы свет Солнца достиг элементов, ему необходимо пройти через стекло и ламинирующую пленку. Таким образом качество этих двух деталей имеет сильной влияние на характеристики панели. И если стекло у большинства производителей не имеет значительных отличий, а также не меняет своих светопропускающих свойств со временем, то ламинирующая пленка бывает различного качества.

Снижение мощности панели со временем ее эксплуатации не связано с самими элементами, а связанно качеством применяемой ламинирующей пленки, т.к. при длительном воздействии ультрафиолетового излучения у нее ухудшается прозрачность. Соответственно меньше света доходит до солнечных элементов и панель производит меньшую мощность.

Разобравшись с основными теоретическими аспектами принципов работы солнечных батарей и их коммутацией в энерго-системы попробуем разобраться в принципах выбора солнечных панелей. Для того, чтобы разработать систему энергопитания наноспутника, приходится рассматривать его потенциальную орбиту, комплекс аппаратных средств, установленных на борту, потребности энергии и максимальное время, которое спутник проводит в затмении при движении. Для наноспутника на круговой орбите на высоте 1300 км с уровнем потребляемой мощности в 350 Вт и номинальным напряжение 18 В, вся боковая поверхность должна быть покрыта солнечными элементами.

Автономная система энергоснабжения на солнечных батареях кажется очень простой. Ведь в ней всего 3 основных компонента – сами фотоэлектрические панели, аккумуляторы и контроллер заряда. Однако эта простота обманчива, здесь, как и в любой системе, все элементы должны быть сбалансированы Несбалансированность обернется собой. лучшем случае между неоправданными затратами на неиспользуемый потенциал, а в худшем строя самого слабого элемента И. как следствие, неработоспобностью всей системы.

Количество солнечных элементов определяет номинальное напряжение модуля. Каждый элемент, независимо от размера, по сути представляет собой кремниевый фотодиод с напряжением в точке максимальной мощности 0,5 Вольта. На мощность влияют размеры каждого элемента: чем больше размеры, тем больше мощность. 36 последовательно соединенных элементов по 0,5 Вольта — это 18 Вольт в точке максимальной мощности. Именно такое напряжение необходимо для заряда 12 вольтового аккумулятора, т.к. для полной зарядки напряжение на нем должно достичь 14,1 — 14,8 Вольт в зависимости от типа аккумулятора, но нужен еще и небольшой запас на потери в проводах, контроллере и при нагреве модуля.

При выборе панелей следует учитывать три фактора — их геометрию, номинальное выходное напряжение и тип фотоэлементов.

Геометрия определяется конкретными условиями установки. Если есть возможность выбора между одной большой панелью и несколькими маленькими, лучше использовать одну — более эффективно используется общая площадь и будет меньше внешних соединений, а значит выше надежность. Размеры панелей обычно не слишком велики. Для достижения нужных значений номинального напряжения и номинальной мощности панели можно объединить в последовательные сборки, которые затем коммутируются параллельно — аналогично тому, как было показано выше. Как и в случае аккумуляторов, в одной сборке следует использовать только однотипные панели.

Наконец, выбор типа фотоэлементов. В сегодняшний день наиболее часто фотоэлементы предлагаются монокристаллическом поликристаллическом кремнии. Монокристаллический кремний обычно имеет КПД в районе 16–18%, а поликристаллический – 12–14%, зато он несколько дешевле. Однако в готовых панелях цена за ватт (т.е. в пересчете на вырабатываемую мощность) получается ПОЧТИ одинаковой, монокристаллический кремний может оказаться даже выгодней. По такому параметру, как степень и скорость деградации, разницы между ними нет. В связи с этим выбор в пользу монокристаллического кремния очевиден. Кроме того, зачастую при снижении освещенности монокристаллический кремний обеспечивает номинальное напряжение дольше, чем поликристаллический. Зато у поликристаллического кремния обычно ниже напряжение холостого хода.

Огромное практическое значение имеют Вольтамперные характеристики солнечных панелей, которые снимаются путем эксперимента, представленного на рисунке 3.3. солнечный элемент соединен с переменным сопротивлением, амперметром и вольтметром. Для питания схемы, солнечный элемент освещается прожектором.

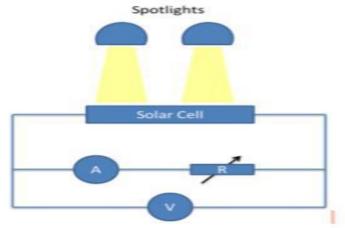


Рисунок 3.3 – Экспериментальная схема солнечной панели

Основная идея заключается в том, чтобы путем изменения сопротивления резистора, получить для нескольких рабочих точек солнечной батареи вольтамперную характеристику для дальнейшей оценки.

Для демонстрации была выбрана солнечная панель Solarland 20W 12V. В качестве примера к расчету параметров панели разберем кривую ВАХ, указанную в технической документации к панели. Результаты замера, проведенного по кривой (рисунок 3.4), соответствующей температуре в 25 градусов представлены в таблице 3.1.

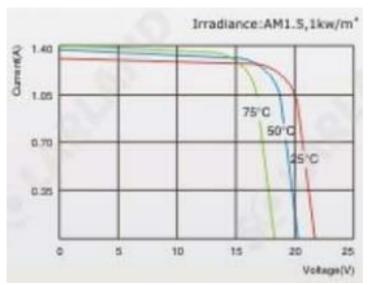


Рисунок 3.4 – График ВАХ для демонстрационной солнечной панели

Tuominga 5.1 Tesymbrathi samepa, npobedenimble no kphbon bi 12.			
Напряжение, В	Ток, А		
0	1.30		
5	1.28		
10	1.26		
15	1.24		
18	1.22		
20	1.05		
22	0		

Таблица 3.1 – Результаты замера, проведенные по кривой ВАХ

Для того, чтобы получить более точную характеристику, рабочие точки должны быть оценены в области низкого напряжения. Однако некоторые необходимые значения можно заметить и на предложенной кривой. Максимальное напряжение, в случае холостого хода, и максимальный ток, в коротком замыкании, легко идентифицировать:

$$V_{open} = 22V$$
, $I_{short} = 1.3$ A.

Между этими двумя крайними рабочими точками, характеристическая сначала уменьшается медленно по мере увеличения напряжения, а затем, после

некоторого момента, очень быстро. Эта точка называется точкой максимума мощности. В сумме с данной позицией выпишем следующие значения рабочих параметров панели и рассчитаем максимальную мощность:

$$V_{open} = 22V$$
, $I_{short} = 1.3$ A, $V_{max\ power} = 19V$, $I_{max\ power} = 1.1$ A, $P_{max\ power} = V_{max\ power}$ $I_{max\ power} = 20.9$ W.

Таким образом, максимальная выходная мощность одной панели составляет 20.9 Ватт. Если все солнечные элементы в модуле имеют одинаковые электрические характеристики и температуру, то все они будут работать при одинаковом напряжении и токе. В этом случае вольтамперная характеристика фотоэлектрического модуля будет иметь такую же форму, как и у отдельного элемента, только с большим током и напряжением. Уравнение цепи можно записать так:

$$I_T = M * I_L - M * I_0 \left[exp\left(\frac{q\frac{V_T}{N}}{nKT}\right) - 1 \right]$$
 (3.1)

где I_T – суммарный ток в цепи;

М – число элементов, соединенных параллельно;

 I_L – ток короткого замыкания отдельного солнечного элемента;

 I_0 – ток насыщения отдельного солнечного элемента;

 V_T – суммарное напряжение;

N – число элементов, соединенных последовательно;

n- фактор идеальности отдельного солнечного элемента;

q, k, T – постоянные.

панелей Таким образом, алгебраически мощности отдельных складываются и направляются для расчета аккумуляторной батареи. Стоит подчеркнуть, что продолжительность миссии составляет один год, плюс еще один год с уменьшенными функциональными возможностями. Увеличение мощности на всех системах из-за ионизирующих излучений составляет около 10% в первый год и 15% через год. Таким образом, для расчетов, 10% мощности будут приняты в дополнение, а не 15%, потому что во второй год наноспутник использован может быть c уменьшенными функциональными возможностями.

Еще одним важным, при разработке системы энергоснабжения, параметром является время прохождения теневой области, так как в этот период наноспутник не генерирует электроэнергию, ввиду отсутствия солнечного света.

3.1.2 Расчет времени прохождения наноспутником теневой области

Солнечная батарея попадает в область затмения, когда Земля, Луна или другое небесное тело находится между спутником и Солнцем. Длительность затмения зависит от плоскости и радиуса орбиты спутника. Скорость входа в зону затмения и выхода из нее зависит от скорости движения космического аппарата по орбите. На рисунке 3.5 показана типичная форма выходного сигнала солнечной батареи в период нахождения спутника в областях полной тени, полутени и наибольшей интенсивности солнечного излучения.

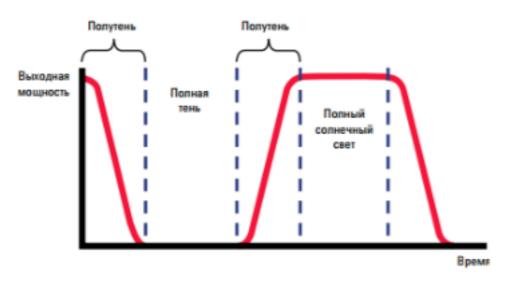


Рисунок 3.5 – Типичная форма выходного сигнала солнечной батареи в тени

условиях затмения требует совместного использования солнечных батарей и аккумуляторов. Аккумуляторы обеспечивают питание систем в период нахождения спутника в зоне затмения, а когда космический аппарат опять выходит на солнечный свет, они перезаряжаются. Для гарантированного бесперебойного питания всех бортовых систем солнечные батареи, регуляторы напряжения и цепи заряда должны работать корректно и согласованно. В период затмения проявляется также и влияние температуры. Холодные солнечные батареи более эффективны, чем нагретые. В результате максимальная производительность солнечной батареи наблюдается в период времени от момента ее выхода из зоны затмения до входа в область излучения. Производительность наибольшей интенсивности солнечного солнечной батареи постепенно снижается в период ее нахождения в условиях максимальной освещенности.

Исходя из вышесказанного, чтобы получить идеальные характеристики солнечных панелей и батарей, необходимо знать, как много времени спутник пребывает в затмении. В этой части работы мы рассчитаем этот важный для проектировки системы энергоснабжения параметр. Для расчетов используются несколько физических величин, приведенные в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Физические величины

Радиус Земли	$R_{\rm E} = 6356,8 \; {\rm кm}$
Радиус Солнца	$R_S = 6,955*10^5$ км
Масса Земли	$M_{\rm E} = 5,9736*10^{24} {\rm Kr}$
Радиус орбиты спутника	$R_{\rm O} = R_{\rm E} + 1300$ km = 7656,8 km
Гравитационная постоянная	$G = 6.67 * 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1}$
Расстояние от Земли до Солнца	$d = 1,5*10^{11} M$

Спутник находится на полярной круговой орбите на высоте 1300 км. В первом приближении можно считать, что солнечный свет исходит от солнца с параллельными лучами. Это приближение представлено на рисунке 3.6.

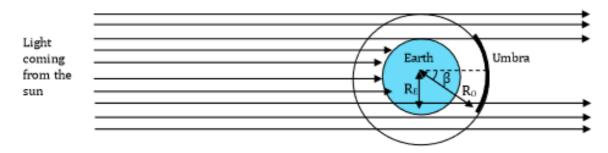


Рисунок 3.6 – Расположение спутника на полярной круговой орбите

Для того, чтобы иметь возможность рассчитать время, проведенное спутником в полутени, во-первых необходимо получить угол

Тригонометрические уравнения для данного случая дают:

$$\frac{R_E}{R_O} = \cos(90 - \beta) = \sin\beta$$

$$\beta = \arcsin\frac{R_E}{R_O} = 56,12^{\circ}$$
(3.2)

Однако, это приближение не учитывает сферичность Солнца. То есть необходимо оценить влияние лучей до тех пор, пока этот расчет не будет проведен, не представляется возможным узнать, насколько хорош первый полученный результат. Энергосистема наноспутника должна быть спроектирована для наихудшего случая, так что полутень можно рассматривать ка область отсутствия света.

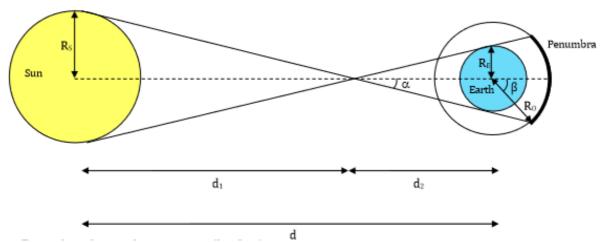


Рисунок 3.7 – Схема расположения орбиты относительно Солнца

Из приведенной выше схеме, легко получить:

$$\frac{R_E}{R_O} = \frac{d_2}{d_1} = \frac{d_2}{d - d_2} \tag{3.3}$$

Следовательно:

$$d_2 = \frac{R_E * d}{R_E + R_S} = 1,359 * 10^9 m$$

Теперь, когда мы имеем d_2 , можем получить значение угла α :

$$\alpha = tan^{-1}\frac{R_E}{d_2} = 0,268^{\circ}$$

Для того, чтобы иметь возможность рассчитать время в полутени в худшем случае, для начала необходимо получить угол β . Приведенный нижу рисунок наглядно демонстрирует геометрическую постановку задачи:

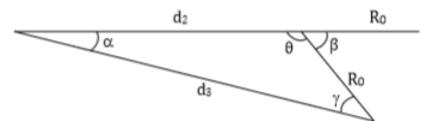


Рисунок 3.8 – Равнобедренный треугольник

Три уравнения для главного треугольника (по теореме косинусов) будут выглядеть так:

$$d_{3}^{2} = d_{2}^{2} + R_{0}^{2} - 2d_{2}R_{0}\cos\theta$$

$$d_{2}^{2} = d_{3}^{2} + R_{0}^{2} - 2d_{3}R_{0}\cos\gamma$$

$$R_{0}^{2} = d_{2}^{2} + d_{3}^{2} - 2d_{2}d_{3}\cos\alpha$$
(3.4)

Решая данную систему уравнений, вычислим d_3 :

$$d_3 = 1,3628 * 10^9 M$$

Далее по первому уравнению системы вычислим:

$$\cos\theta = \frac{1}{2d_2R_0}(d_2^2 + R_0^2 - d_3^2) \tag{3.5}$$

Таким образом, численное значение угла β будет равным:

$$\beta = 180^{\circ} - \theta = 56,58^{\circ}$$

Полученный результат лишь на 0,46 градусов больше, чем первый. Так как второй метод дает более точное вычисление, то результатом его вычислений мы будем использовать дальше.

Период круговой орбиты спутника:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{R_O^3}{GM_E}} = 6669,14 c \approx 1,9 u$$

Далее рассчитаем время прохождения спутником полной области тени:

$$t_{menu} = \frac{2\beta}{360} * T = 2096,29 c$$

3.2 Математическая модель аккумуляторной батареи наноспутника

Каждый космический аппарат, обладающий солнечными батареями, нуждается в системе накопления энергии для обеспечения пикового потребления бортового оборудования и организации его энергоснабжения на неосвещенной части орбиты. Накопление электроэнергии обычно происходит с помощью аккумуляторной батареи, но в некоторых случаях используются и другие альтернативные варианты, такие как: батареи на базе маховика или топливных элементов.

Аккумуляторная батарея как правило состоит из отдельных аккумуляторов, соединенных между собой последовательно. Количество аккумуляторов в батарее определяется в зависимости от требуемой величины напряжения на выходных шинах системы энергопитания. Количество электроэнергии, запасаемая в аккумуляторной батарее (емкость) измеряется в ватт-часах или ампер-часах. Аккумуляторные батареи в системе энергопитания могут быть соединены последовательно — для повышения выходного напряжения и параллельно — для увеличения выходного тока. Но каков вариант

не был бы выбран,в любом случае возрастет суммарная емкость системы аккумуляторных батарей в ватт—часах.

Как было сказано ранее, все аккумуляторы делятся на 2 типа:

- первичные;
- вторичные.

Первичные аккумуляторные батареи преобразуют химическую энергию в электрическую, однако они не могут выполнить обратное преобразование, поэтому они не предназначены для повторного заряда. Батареи первичных аккумуляторов в основном используются для решения краткосрочных задач (продолжительность которых составляет менее одного дня), либо для решения некоторых долгосрочных задач типа резервного копирования запоминающих устройств, которые требуют небольшую мощность.

Вторичные аккумуляторные батареи используются для энергоснабжения КА, использующего фотоэлектрический генератор электроэнергии, на неосвещенных участках орбиты и могут быть использованы для буферизации, иными словами выравнивания, нагрузки на борту космического аппарата. Вторичные аккумуляторные батареи разряжаются на неосвещенных участках орбиты и заряжаются повторно на освещенных участках орбиты.

Достоинства и недостатки каждого типа аккумулятора, а также их описание занесены в таблицу 3.1

Таблица 3.3 – Сравнительная характеристика типов аккумулятора

Тип	Описание	Достоинства	Недостатки
Первичные	Реакции, происходящие в	-большая емкость	Одноразовость
	них, необратимы, поэтому	и более дешевле;	применения.
	они не подлежат	–меньше	
	перезарядки. Попытка	саморазряд.	
	зарядить первичную		
	аккумуляторную батарею		
	может привести к порче		
	батареи и утечке щелочи		
	и других веществ.		
Вторичные	Реакции во вторичных	– многократность	– ниже емкость
	аккумуляторных	применения;	и дороже в
	батареях, в отличии от		цене;
	первичных, обратимы,	перезарядки.	-сильнее
	следовательно они		саморазряд.
	способны		
	преобразовывать		
	электрическую энергию в		
	химическую, накапливая		
	её (заряд), и выполнять		
	обратное преобразование,		
	отдавая электрическую		
	энергию потребителю		
	(разряд).		

На сегодняшний день известно большое количество типов аккумуляторных батарей, но в космической деятельности используются лишь малая часть: никель-кадмиевые, литий-ионные и никель-водородные аккумуляторные батареи, которые различаются между собой по таким характеристикам как емкость, глубина разряда, напряжение и т.д. Рассмотрим их основные преимущества и недостатки. Сравнительная характеристика аккумуляторных батарей представлена в таблице 3.4.

Таблица 3.4 – Сравнительная характеристика аккумуляторных батарей

таолица 3.4 — Сравнительная характеристика аккумуляторных остарси							
Типы СЭС	Преимущества	Недостатки					
NiCd	– давно используются в	– низкое выходное					
	космических целях;	напряжение;					
	– способность работать в любом	– низкая энергетическая					
	положении;	плотность;					
	– большой срок службы и	– «эффект памяти».					
	высокая сохраняемость заряда.						
NiH_2	– так же как и никель-	- объемная эффективность					
	кадмиевые давно используются	достаточно низкая;					
	в космических целях;	– высокий саморазряд;					
	– продолжительный срок						
	эксплуатации;						
	– нет «эффекта памяти»;						
	– большая плотность энергии;						
	– выдерживают перезарядку.						
Li-Ion	– имеют большую	– не выдерживают					
	энергетическую плотность чем	перезарядку					
	$NiCd$ и NiH_2 батареи;	(взрывоопасны)					
	– производят напряжение						
	гораздо больше чем NiCd и						
	NiH_2 батареи;						
	– нет «эффекта памяти»;						
	 более широкий диапазон 						
	рабочих температур.						

Имеются множество факторов, которые влияют на проектирование аккумуляторной батареи, которые необходимо учитывать при самой первоначальной стадии разработки любого космического аппарата:

- проектные: стоимость, срок службы, цель проекта, надежность КА, технологичность изготовления и техническое обслуживание;
- физические: масса, габаритные размеры, емкость батареи, конфигурация, статические и динамические нагрузки на КА при его эксплуатации;
- электрические: выходной напряжение, токовая нагрузка, количество циклов заряда и разряда, время сохранения заряда, допустимая глубина разряда.

Аккумуляторные батареи имеют такие характеристики как число циклов заряда и разряда, степень собственной разрядки, глубина разрядки, эффект памяти, температурный рабочий диапазон, импеданс батареи, плотность энергии, емкость батареи, напряжение, ток заряда и разряда.

Число циклов заряда/разряда — величина, определяющая сколько раз можно заряжать или разряжать батарею, до того момента, когда она полностью потеряет способность сохранять энергию (а это в свою очередь определяется уровнем емкости).

Степень собственной разрядки — определяет насколько разрядится батарея, когда ее не используют. Собственная разрядка возникает из-за внутренних химических процессов в батарее и из-за большой зависимости от температуры.

Глубина разрядки имеет прямое отношение к ресурсу работы батареи. Когда батарея полностью разряжается (иначе DOD=100%), а позже начнет заряжаться, то она будет иметь число циклов заряда и разряда, о котором было написано выше. Но если же батарея разрядится до половины своей емкости, а затем зарядится, то число циклов заряда и разряда будет в 2-3 раза больше. Глубину разряда можно определить по формуле:

$$DOD = \frac{C_{\tau}}{C_{p}} \tag{3.6}$$

где $C_{\text{т}}$ – требуемая емкость аккумуляторной батареи; $C_{\text{в}}$ – выбранная емкость аккумуляторной батареи.

Эффект памяти — это явление снижения емкости, когда батарея постоянно разряжается не полностью (DOD<100%), а затем снова заряжается. В основном, когда батарея обладает эффектом памяти, емкость может быть восстановлена несколькими циклами полного заряда или разряда.

Температурный рабочий диапазон — это температурный интервал, в котором батарея работает без каких-либо неполадок и достаточно эффективно, чтобы питать нагрузку.

Импеданс батареи – определяется как внутреннее сопротивление батареи. При последовательном соединении батареи увеличивается внутреннее сопротивление, а при параллельном соединении уменьшается. Если внутренне сопротивление слишком высоко, напряжение батареи будет падать при разрядке. Высокие значения тока не будут получены из батареи, если она имеет слишком большое внутреннее сопротивление. Поэтому было бы лучше, если батарея обладала бы как можно большим внутренним сопротивлением.

Плотность энергии — это отношение полной энергии, которую батарея может хранить в себе, к массе или объему батареи. Она является важным фактором, когда масса и физические размеры ограниченны.

Емкость аккумулятора –показывает, сколько времени аккумуляторная батарея может питать подключенную к нему нагрузку, если будет полностью

заряжена. Требуемую емкость аккумуляторной батареи можно рассчитать по формуле:

$$C_m = \frac{\frac{1+P_n}{T_m}}{\frac{T_m}{60}P_{\text{cp}}} \tag{3.7}$$

где P_n – потери в аккумуляторной батарее;

 T_m – продолжительность теневого участка орбиты;

 $P_{\rm cp}$ — средняя потребляемая мощность.

Величина тока заряда, протекающего через батарею, зависит от разности между напряжением самой батареи и напряжением солнечной батареи, а так же внутренним сопротивлением и сопротивлением солнечной батареи и рассчитывается по формуле:

$$I_{3} = \frac{U_{Sb} - U_{ab}}{R_{Sb} - R_{ab}} \tag{3.8}$$

где I₃ – ток зарядка аккумуляторной батареи;

 U_{sb} – текущее напряжение солнечной батареи;

 U_{ab} – текущее напряжение аккумуляторной батареи;

 R_{sb} — внутреннее сопротивление солнечной батареи;

 R_{ab} - внутреннее сопротивление аккумуляторной батареи.

Таким образом, если напряжение солнечной батареи и источника тока одинаковы, то никакого тока не будет. Если напряжение батареи будет меньше напряжения на зажимах, ток пойдет в батарею и будет заряжать ее, а если напряжение батареи будет выше напряжения на зажимах, то ток будет идти из батареи и следовательно будет разряжать ее. Так как напряжение батареи повышается постепенно с возрастанием заряда, то напряжение, приложенное к ее зажимам, тоже будет возрастать, причем в такой степени, чтобы величина зарядного тока осталась неизменной.

Ток разряда зависит от текущего напряжения аккумуляторной батареи, ее внутреннего сопротивления и сопротивления внешней нагрузки. И определяется следующим выражением:

$$I_p = \frac{u_{ab}}{R_{\text{E,H}} + R_{ab}} \tag{3.9}$$

где I_p – ток разряда аккумуляторной батареи;

 U_{ab} – текущее напряжение аккумуляторной батареи;

 $R_{\text{в.н}}$ – сопротивление внешней нагрузки;

 R_{ab} – внутреннее сопротивление аккумуляторной батареи.

Тогда суммарный ток, протекающий в аккумуляторной батарее, будет равен разности тока заряда и разряда:

$$I_{ab} = I_{3ap} - I_{pa3} (3.10)$$

где I_{ab} —суммарный ток, протекающий в аккумуляторной батарее;

 I_{3ap} — ток заряда в аккумуляторной батарее;

 I_{pa3} — ток разряда в аккумуляторной батарее.

Затем, зная величину зарядного тока, вычисляем примерное время зарядки по формуле:

$$T = 2\frac{c_m}{l_z} \tag{3.11}$$

где T – время заряда аккумуляторной батареи;

 C_m – требуемая емкость аккумуляторной батареи;

 I_3 – ток заряда в аккумуляторной батарее;

Теперь исходя из всего этого можно вычислить уровень заряда аккумуляторной батареи. Уровень заряда батареи зависит от тока и емкости аккумуляторной батареи.

$$Q_{ab} = \frac{I_{ab}t}{c_m} 100\% (3.12)$$

где Q_{ab} – уровень заряда аккумуляторной батареи;

 I_{ab} – суммарный ток, протекающий в аккумуляторной батарее;

 C_m – требуемая емкость аккумуляторной батареи;

t – текущее время.

3.3 Моделирование системы бортового энергопитания наноспутника

В данной работе основное внимание уделяется моделированию фотоэлемента в Matlab/ Simulink. Эта модель основана на математических уравнениях и описывается через эквивалентную схему, включающую источник фототока, диода и резисторов. Разработанная модель позволяет прогнозировать поведение PV ячеек при различных параметрах окружающей среды. Модель также может быть использована для извлечения физических параметров солнечных фотоэлектрических элементов как функций температуры и солнечной радиации. Кроме того, в этом исследовании описаны принцип работы фотоэлектрического модуля, а также PV массивов.

Эквивалентная электрическая схема солнечной панели представлена ниже. Она включает в себя ниточник питания, диод и резисторы.

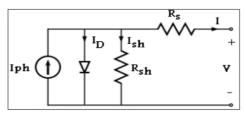


Рисунок 3.9 – Эквивалентная электрическая схема солнечной панели

С учетом этого, ток нагрузки может быть задан как:

$$I = I_{ph} - I_s \left(exp \frac{q(V + R_s I)}{NKT} - I \right) - \frac{(V + R_s I)}{R_{sh}}$$
 (3.13)

где I_{ph} – фототок;

 I_{s} – величина, обратная току насыщения диода;

q – заряд электрона;

V – напряжение на диоде;

К –постоянная Больцмана;

Т– температура перехода;

N – качественный фактор диода;

Rs и Rsh-шунтирующий резисторы.

В результате, полное физическое поведение PV ячейки находится в прямой зависимости от указанных физических параметров, таких как токи и сопротивления, с одной стороны, и с двумя параметрами окружающей среды, таких как температура и солнечное излучение, с другой.

На основе изложенного выше уравнения, в Matlab / Simulink была разработана модель, представленная на рисунке ниже.

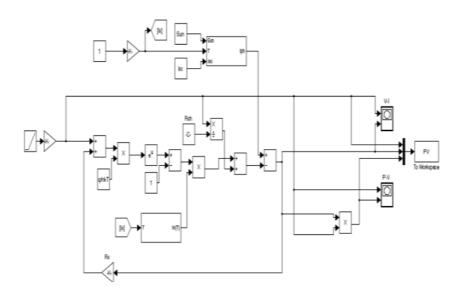


Рисунок 3.10 – модель солнечной панели

Для заданных параметров системы кривые тока — напряжения, мощности — напряжения представлены на графике ниже:

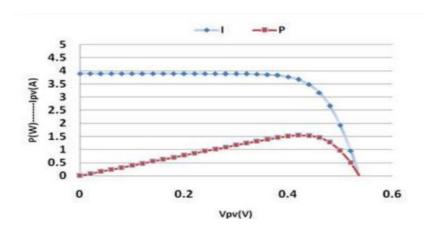


Рисунок 3.11 – графики параметров системы кривые тока – напряжения, мощности – напряжения

Рассмотренная модель включает в себя две подсистемы: одна вычисляет величину фототока фотоэлементов, которая зависит от излучения и температуры в соответствии с уравнением:

$$I_{ph} = [I_{sc} + K_i(T - 298)] \frac{\beta}{1000}$$
 (3.14)

где Isc = 0.0017 A/ $^{\circ}$ C температурный коэффициент тока короткого замыкания ячейки и β является потоком солнечной радиации (Bт/м2).

Подсистема, составленная по данному уравнению представлена на рисунке ниже:

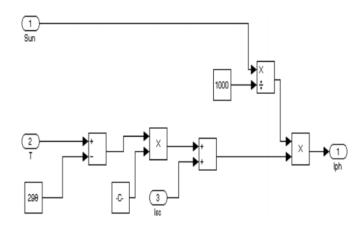


Рисунок 3.12 – подсистема, вычисляющая величину фототока фотоэлементов

Ниже представлены результаты симулирования с заданием различных потоков солнечной радиации:

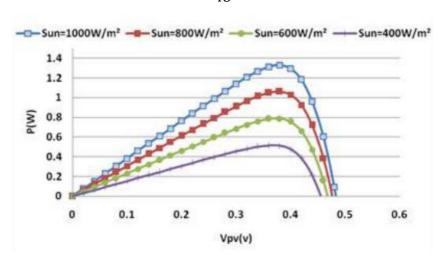


Рисунок 3.13 – график изменения напряжения, при увеличении потока радиации

Как можно видеть из рисунков выше, ток фотоэлементов сильно зависит от солнечной радиации. Тем не менее, напряжение достигает величины в 50 MB при увеличении потока радиации от 400 Bt/m2 до 1000 Bt/m2.

Ток насыщения диода изменяется следующим уравнением:

$$I_s(T) = I_s \left(\frac{T}{T_{NOM}}\right)^3 exp\left[\left(\frac{T}{T_{NOM}} - 1\right)\frac{E_g}{NV_t}\right]$$
(3.15)

где I_s – ток насыщения диода;

 T_{HOM} — номинальная температура;

 V_t – тепловое напряжение.

На основе данного уравнения также была построена схема моделирования.

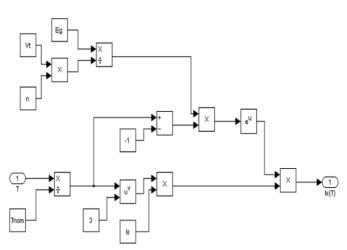


Рисунок 3.14 – схема моделирования тока насыщения диода

Переходные процессы представлены на рисунках ниже:

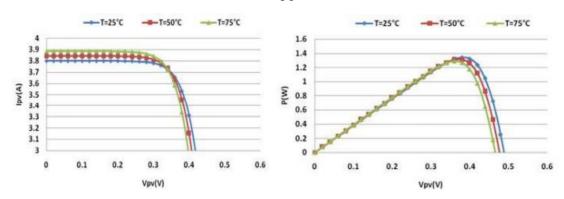


Рисунок 3.15 – графики изменения тока и мощности солнечной панели

Сопротивление серии фотоэлементов невелико, а в некоторых случаях, им можно пренебречь. Однако, чтобы сделать модель, подходящую для любого задания фотоэлементов, можно варьировать это сопротивление и прогнозировать влияние ее изменения на выход PV элемента. Как видно на графиках ниже, изменение Rs влияет на угол наклона кривых I-V, что приводит к отклонению точки максимума мощности.

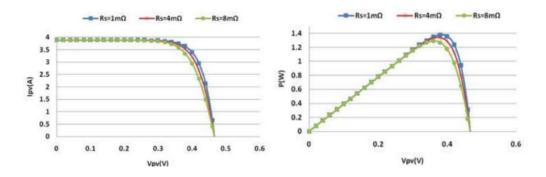


Рисунок 3.16 – графики изменения тока и мощности в зависимости от сопротивления серии фотоэлементов

Моделирование проводилось для трех различных значений Rs, а именно: 1 мОм, 4 мОм и 8 мОм. Это показало, что более высокие значения Rs уменьшат выходную мощность PV ячейки. В соответствии с уравнением, представленным ниже, коэффициент заполнения, определяемый уравнением, уменьшается по мере увеличения Rs.

$$FF = \frac{P_{max}}{V_{oc}I_{sc}} \tag{3.16}$$

Шунтирующий резистор любой PV ячейки должен быть достаточно большим для более высокой выходной мощности и коэффициента заполнения. На самом деле, при низких значениях номинала шунтирующего резистора, ток фотоэлементов падает более круто, что означает более высокие потери мощности и более низкий коэффициент заполнения. Эти Результаты можно видеть на графиках ниже:

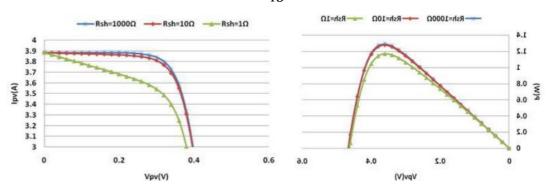


Рисунок 3.17 – графики, показывающие падение тока и потерю мощности фотоэлементов

Как было упомянуто ранее, PV модуль является соединением десятков фотоэлементов. На рисунке 3.18 показана модель Matlab/Simulink PV модуля. Эта модель содержит внешний блок управления, разрешающий изменение параметров модели. В этой схеме 36 фотоэлементов соединены между собой последовательно, чтобы сформировать один модуль. В результате напряжение модуля получается, умножением напряжения одного элемента на число клеток в то время как суммарный ток модуля совпадает с током одной ячейки. Результаты показаны на рисунках под изображением схемы.

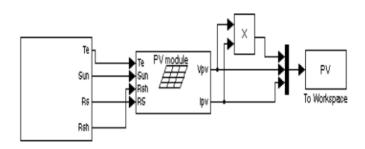


Рисунок 3.18 – модель PV модуля в среде Matlab/Simulink

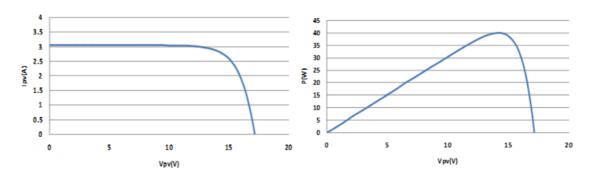


Рисунок 3.19 – графики тока и выходной мощности солнечной батареи из одного PV модуля

Для того, чтобы получить выгоду от разработанных моделей, был построен массив из 6 модулей, описанных ранее. Фотоэлектрические модули были соединены между собой последовательно, и все они подключается к внешнему блоку управления, как показано на рисунке ниже.

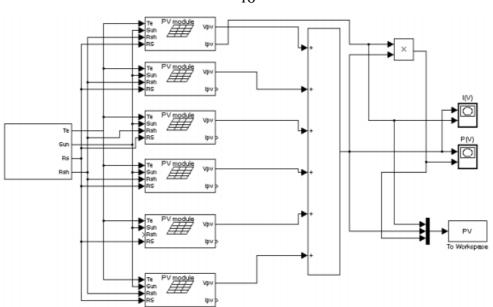
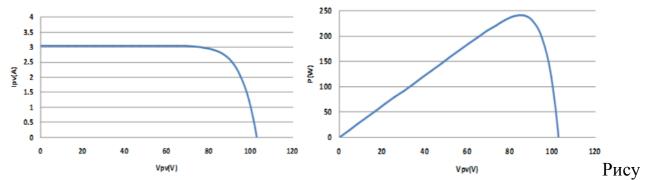


Рисунок 3.20 – имитационная модель системы энергоснабжения наноспутника

Массив был смоделирован аналогично модели PV модуля и полученные результаты приведены ниже:



нок 3.21 – графики изменения тока и выходной мощности солнечной батареи, состоящих из 6 модулей

Как можно заметить выходная мощность была значительно увеличена, что позволяет применить данную модель для практической реализации.

4. Технико-экономическое обоснование системы бортового энергопитания наноспутника

4.1 Цель и задачи проекта

Наноспутники — это новая технология, появившаяся относительно недавно, которая меняет концепцию космического аппарата и экономику космической деятельности. Впервые в космосе появился недорогой «прибор» и доступный многим.

В данном разделе представлено технико-экономическое обоснование разработки системы бортового энергопитания наноспутника. Экономическая часть разработки проекта содержит:

- анализ трудовых ресурсов, используемых в работе;
- анализ оборудования, используемого в работе;
- анализ программного обеспечения;
- расчет затрат на разработку системы;
- подвести итог.

Имитационная модель системы бортового энергопитания наноспутника позволит увидеть работу системы энергопитания на раннем этапе и в реальном времени, выявить ее достоинства и недостатки, и устранить их. Пользователями программного продукта будут сотрудники научно—исследовательского института. Применение данного продукта значительно облегчит труд и сократит затраты на выполнение работы.

4.2 Трудовые ресурсы, используемые в работе

В данной дипломной работе задействованы:

- 1. Разработчик;
- 2. Руководитель проекта;

Количество сотрудников, задействованных в разработке имитационной модели, представлено в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Данные о работниках, задействованные в проекте, и их заработная плата

Наименование	Количество	Заработная плата, тенге
Разработчик	1	150000
Руководитель проекта	1	90000
Итого	2	420000

4.3 Оборудование, используемое в работе

Оборудование, используемое при разработке СЭС, представлено в таблице 4.2.

Таблица 4.2 – Перечень оборудования, необходимое для разработки СЭС

Наименование	Характеристики	Количество	Цена за	Общая
		единиц	единицу,	сумма,
			тенге	тенге
Системный	IntelCore	1	180000	180000
блок	i7/4,4GHz/5Gb/2000Gb/Radeon			
	HD 7770/2Gb			
Монитор	Samsung	1	75000	75000
	23EP75GGWP/23'/1920x1080/			
	HDMIx2			

Цены на оборудование приведены без учета НДС.

4.4 Программное обеспечение, используемое в работе

Программное обеспечение, используемое в работе, представлено в таблице 4.3.

Таблица 4.3 — Перечень программного обеспечения, используемого при разработке программного продукта

$\frac{1}{1}$	
Программное обеспечение	Стоимость, тенге
OS X EL CAPITAN 10.11.15	63000
MATLAB	185000
Итого	248000

Цены на ПО приведены без учета НДС.

4.5 Сроки реализации проекта

Проектирование и разработка программного продукта состоит из определенных этапов и включает следующие виды работ, представленные в таблице 4.4:

- 1-й этап постановка задач, сбор необходимой информации, разработка структуры дипломного проекта;
- 2-й этап разработка 1 части проекта (анализ принципов построения и средств автоматики системы энергопитания);
- 3-й этап разработка 2 части проекта (анализ, классификация и краткая характеристика наноспутников);
 - 4-й этап разработка математического обеспечения;
- 5-й этап моделирование системы бортового энергопитания наноспутника;

6-й этап – оформление отчетов.

Таблица 4.4 – Этапы и сроки реализации проекта

	Наименование этапа	именование этапа Недели от начала работ									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
	Постановка задачи										
1 этап	Подбор и изучение литературы										
	Разработка структуры проекта										
2 этап	Анализ принципов построения и средств автоматики системы энергопитания										

3 этап	Анализ, классификация и					
	краткая характеристика					
	наноспутников					

Продолжение таблицы 4.4

Наименование этапа			Недели от начала работ								
			2	3	4	5	6	7	8	9	10
4 этап	Разработка										
	математического обеспечения										
5 этап	Техническое описание теоретических аспектов и сборки солнечных панелей										
	Расчет вольт—амперной характеристики, влияния температуры и угла падения солнечных лучей на солнечные панели										
	Моделирование системы бортового энергопитания наноспутника;										
6 этап	Проверка и сдача отчета										

4.6 Затраты на разработку системы

Затраты на разработку системы (производственные затраты) представляют собой единовременные расходы на всех этапах инновационного процесса: исследование, разработка, опытная проверка. Определение затрат на разработку проекта производится путем составления калькуляции плановой себестоимости. В плановую себестоимость включают все затраты, связанные с ее выполнением, независимо от источника их финансирования.

Вся стоимость разработки проекта определяется по формуле 4.1:

$$C\delta = \Phi OT + O_{CH} + A + \mathcal{I} + H \tag{4.1}$$

где $C\delta$ – себестоимость;

 ΦOT – фонд оплаты труда;

 $O_{\it ch}$ – отчисления на социальные нужды;

A – амортизационные отчисления;

Э – затраты на электроэнергию;

H– накладные расходы.

4.6.1 Расчет фонда оплаты труда

Фонд оплаты труда (ФОТ) – это суммарные издержки предприятия на оплату труда всех работников за определенный период, который формируется

из основной и дополнительной заработной платы и определяется по формуле 4.2:

$$\Phi OT = 3_{och} + 3_{oon} \tag{4.2}$$

где 3_{och} – основная заработная плата;

 3_{don} — дополнительная заработная плата.

На этапах разработки ПП, участники разработки задействованы неравноценно, для этого необходимо рассчитать средний дневной заработок, а затем общий размер заработной платы.

Средний дневной заработок каждого работника рассчитывается по формуле 4.3:

$$D = \frac{3\Pi M}{\Lambda p} \tag{4.3}$$

где *ЗПм* – ежемесячный размер заработной платы, тенге;

 $\mathcal{L}p$ – количество рабочих дней в месяце (22 дня, при пятидневной рабочей недели).

- 1. Разработчик: $D = \frac{150000}{22} = 6818$ тенге/день;
- 2. Руководитель: $D = \frac{90000}{22} = 4090$ тенге/день;

Заработная плата за один час рассчитывается по формуле:

$$H = \frac{3\Pi_{\rm M}}{Д_{\rm p} \cdot \rm H_{\rm p}} \tag{4.4}$$

где ЗПм – ежемесячный размер заработной платы, тенге;

 $\mathcal{Д}p$ — количество рабочих дней в месяце (22 дня, при пятидневной рабочей недели);

4p – продолжительность рабочего дня, час (при 8-часовом рабочем дне).

- 1. Разработчик: $D = \frac{150000}{22.8} = 852$ тенге/день;
- 2. Руководитель: $D = \frac{90000}{22.8} = 511$ тенге/день;

Длительность цикла в днях по каждому виду работ определяется по формуле:

$$t_n = \frac{T}{q_n \cdot z \cdot K} \tag{4.5}$$

```
где T – трудоемкость этапа, норма-час;
   q_n – количество исполнителей по этапу;
    z – продолжительность рабочего дня (z = 8 часов);
   K – коэффициент выполнения норм времени, K = 1, 1.
```

Полученную величину t_n округляем в большую сторону, до целых дней:

Полученную величину
$$t_n$$
 округляем в большую сторону, до целых дней: $t_1 = \frac{14}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$ – руководитель (постановка задач); $t_2 = \frac{21}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$ – разработчик (подбор и изучение литературы); $t_3 = \frac{21}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$ – руководитель (подбор и изучение литературы); $t_4 = \frac{28}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 3$ – разработчик (разработка структуры проекта); $t_5 = \frac{70}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 8$ – разработчик (анализ принципов построения и средств автоматики системы энергопитания); $t_6 = \frac{28}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 3$ – разработчик (анализ, классификация и краткая характеристика наноспутников); $t_7 = \frac{21}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$ – разработчик (разработка математического обеспечения); $t_8 = \frac{7}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 1$ – разработчик (техническое описание теоретических аспектов и сборки солнечных панелей); $t_9 = \frac{70}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 8$ – разработчик (расчет вольт-амперной характеристики, влияния температуры и угла падения солнечных лучей на солнечные панели); $t_{10} = \frac{21}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$ – разработчик (тестирование системы); $t_{11} = \frac{14}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$ – разработчик (проверка и сдача отчета); $t_{12} = \frac{14}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$ – руководитель (проверка и сдача отчета).

Результаты расчета затрат на основную заработную плату работников, задействованных в разработке системы бортового энергопитания наноспутника представлены в таблице 4.5.

Таблица 4.5 – Результаты расчета затрат на основную заработную плату

Таблица 4.5 – Результаты						
Наименование работ			оемкос	цикла,	3a	юй
		ТЬ		ĮИК	Ta	OTF
		Нормо-час	% от общей трудоемкости	Длительность ц днях	Заработная плата час работы, тенге	Сумма заработной платы, тенге
1. Постановка задач	Руководитель	14	2,71	2	511	7154
2. Подбор и изучение	Руководитель	21	4,07	2	511	10731
литературы	Разработчик	21	6,79	2	852	17892
3. Разработка структуры проекта	Разработчик	28	9,05	3	852	23856
4. Анализ принципов построения и средств автоматики системы энергопитания	Разработчик	70	22,63	8	852	59640
5. Анализ, классификация и краткая характеристика наноспутников	Разработчик	28	9,05	3	852	23856
6. Разработка математического обеспечения	Разработчик	21	6,79	2	852	17892
7. Техническое описание теоретических аспектов и сборки солнечных панелей	Разработчик	7	2,26	1	852	5964
8. Расчет вольт — амперной характеристики, влияния температуры и угла падения солнечных лучей на солнечные панели	Разработчик	70	22,63	8	852	59640
9. Моделирование системы	Разработчик	21	6,79	2	852	17892

10. Проверка	и сдача	Разработчик	14	4,53	2	852	11928
отчета		Руководитель	14	2,71	2	511	7154
Итого			329	100	52		263599

Дополнительная заработная плата составляет 10% от основной заработно 1 платы и рассчитывается по формуле 4.6:

$$3_{don} = 3_{och} \cdot 0.1 \tag{4.6}$$

 $3_{\partial on} = 263599 \cdot 0,1 = 26359,9$ тенге

Таким образом, суммарный фонд оплаты труда составит:

$$\Phi$$
OT = $263599 + 26359,9 = 289958,9$ Tehre

4.6.2 Расчет затрат по социальному налогу

Социальный налог составляет 11% (ст.358 п.1 НК РК) от дохода работника, и рассчитывается по формуле 4.7:

$$C_{\nu} = (\Phi OT - \Pi O) \cdot 0.11 \tag{4.7}$$

где ПО – пенсионные отчисления, которые составляют 10% от ФОТ и социальным налогом не облагаются.

$$\Pi O = \Phi O T \cdot 0, I \tag{4.8}$$

 $\Pi O = 289958,9 \cdot 0,1 = 28995,9$ тенге

Размер отчислений на социальные нужды составит:

$$C_{H} = (289958,9-28995,9) \cdot 0,11 = 28705,93$$
 тенге

4.6.3 Расчет амортизационных отчислений

Амортизационные отчисления рассчитываются по формуле 4.9:

$$A_i = \frac{H_A \cdot C_{\text{nep}} \cdot N}{100 \cdot 12 \cdot n} \tag{4.9}$$

где H_A – норма амортизации;

 $C_{\text{пер}}$ – первоначальная стоимость оборудования;

N – количество дней на выполнение работ;

n – количество дней в рабочем месяце.

Норма амортизации H_A на компьютерную технику и на программное обеспечение составляет 40% от всей стоимости.

Амортизационные отчисления по используемому оборудованию и программному обеспечению составят:

программному обеспечению составят:
$$A_1 = \frac{{}^{40\cdot180000\cdot52}}{{}^{100\cdot12\cdot22}} = 14181,8 \text{ тенге;}$$

$$A_2 = \frac{40.75000.52}{100.12.22} = 5909,1$$
 тенге;

$$A_3 = \frac{40.63000.52}{100.12.22} = 4963,6$$
 тенге;

$$A_4 = \frac{40 \cdot 185000 \cdot 52}{100 \cdot 12 \cdot 22} = 14575,7$$
 тенге.

A = 14181,8 + 5909,1 + 4963,6 + 14575,7 = 39630,3 Tehre.

4.6.4 Расчет затрат на электроэнергию

Так как в процессе производства используется электрооборудование, то необходимо рассчитать затраты на электроэнергию. Затраты на электроэнергию для производственных нужд включает в себя расходы электроэнергии на оборудование и дополнительные нужды.

$$\mathcal{G} = 3_{\partial x, \partial \delta \partial y \partial} + 3_{\partial \partial x, H y y c \partial b} \tag{4.10}$$

где $3_{\text{эл.оборуд}}$ — затраты на электроэнергию оборудования; $3_{\text{доп.нужды}}$ —затраты электроэнергии на дополнительные нужды.

Расходы электроэнергии на оборудование рассчитывается по формуле 4.11:

$$3_{2J,ofonvo} = W \cdot T \cdot S \cdot K_{ucn} \tag{4.11}$$

где W –потребляемая мощность, B_{T} ;

T – количество часов работы оборудования;

S –стоимость киловатт-часа электроэнергии (1кВтч = 16,02 тенге);

 K_{ucn} –коэффициент использования (K_{ucn} = 0,9).

 $W = 90 \ Bm = 0.09 \ \kappa Bm$ (мощность ноутбука); $T = 52 \cdot 5 = 260 \ uacos$;

S = 16,02тенге.

Сумма затрат на электроэнергию основного оборудования составляет: $3_{\text{эл.оборуд}} = 0.09 \cdot 260 \cdot 16.02 \cdot 0.9 = 337.4$ тенге.

Затраты на дополнительные нужды берутся по показателю в размере 5% от затрат на оборудование:

$$3_{\partial on, HV \mathcal{H} \partial \omega} = 0.05 \cdot 3_{\partial J, O \delta O D V \partial} \tag{4.12}$$

$$3_{\partial on. HV > hC \partial bi} = 0.05 \cdot 337,4 = 16.8$$
 тенге

Суммарные затраты на электроэнергию составят:

$$9 = 337,4+16,8 = 354,3$$
 тенге.

4.6.5 Расчет накладных расходов

Накладные расходы составляют 50% от всех затрат и рассчитываются по формуле:

$$HP = (\Phi OT + C_{H} + A + 3) \cdot 0.5$$
 (4.13)

Накладные расходы согласно формуле 4.13 составят:

$$HP = (289958,9+28705,93+39630,3+354,3) \cdot 0,5 = 179324,72$$
 Tehre

Таким образом, в соответствии с формулой 4.1, суммарные затраты по разработке программного продукта составляют:

$$C_6 = 289958,9 + 28705,93 + 39630,3 + 354,3 + 179324,72 = 537974,2$$
 тенге

Смета затрат по разработке системы бортового энергопитания наноспутника представлена в таблице 4.6 и на рисунке 4.1.

Таблица 4.6 – Стоимость разработки системы бортового энергопитания наноспутника

Наименование затрат	Сумма, тенге	Структура затрат, %
ФОТ	289958,9	53,9
Социальный налог	28705,93	5,34
Амортизационные	39630,3	7,37
отчисления		
Затраты на электроэнергию	354,3	0,07
Накладные расходы	179324,72	33,3
Итого	537974,2	100

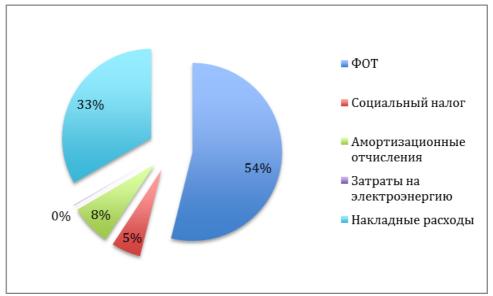


Рисунок 4.1 – Структура затрат по разработке системы бортового энергопитания наноспутника

4.7 Цена реализации

Цена реализации продукта складывается из его стоимости и прибыли:

$$\underline{U} = C_{\delta} + \Pi \tag{4.14}$$

где C_{δ} – стоимость продукта; Π – прибыль.

При определении первоначальной цены следует задать уровень рентабельности (20%) для реализации программного продукта:

$$LI_{II} = C_{6}^{*} (1 + P/100) \tag{4.15}$$

где Р – рентабельность.

Цена реализации готовой продукции рассчитывается по формуле:

$$\underline{II}_{P} = \underline{II}_{\Pi} + H\underline{II}C \tag{4.16}$$

где НДС – налог на добавочную стоимость.

НДС рассчитывается по формуле:

$$H \mathcal{I} C = \mathcal{I}_{II} \cdot 0.12$$
 (4.17)

НДС = $645569 \cdot 0,12 = 77468,3$ тенге. Ц_Р = 645569 + 77468,3 = 723037,3 тенге.

Вывод. Система бортового энергопитания наноспутника была научно-исследовательского разработана ДЛЯ института. В результате экономического расчета, затраты на разработку программного продукта составили 537974,2 тенге. Основной статьей расходов являются заработная плата работников, которые составляют 53,9% от всех затрат. На втором месте накладные расходы, которые составляют 33,3% от всех затрат. Цена реализации программного продукта – 723037,3 тенге.

Использование наноспутников имеет следующие преимущества: 1) небольшой бюджет проектов; 2) использование микротехнологий; и 3) возможность осуществления проекта группой студентов в течение одного учебного года. Недостатки в том, что они маленькие и имеют ограниченные возможности.

Одним из главных преимуществ использования наноспутников является возможность этих аппаратов действовать в составе группы (роя), возможности которой не уступают возможностям традиционных больших спутников. Группа маленьких спутников обладает высокой функциональной гибкостью, а стоимость группы в целом существенно ниже стоимости большого спутника. По мнению ученых, наноспутники не потребуют дополнительных затрат на радиационную защиту, так как будут находиться на орбите недолго. Способность одного космического аппарата передавать команды другому аппарату позволят им выполнять совместные маневры в космическом пространстве без вмешательства оператора-человека в это дело. Все это имеет огромное значение не только для проведения работ на астероидах, это дает нам в руки возможность создания «созвездий» из недорогих космических аппаратов на околоземной орбите. Кроме этого, в случае необходимости, можно полностью исключить человека из процесса реализации миссии, что позволит существенно сократить затраты.

Согласно тезисам, унификация спутников позволяет не только удешевить и ускорить их проектирование и изготовление, но и при необходимости произвести запуск дополнительных аналогичных спутников для получения вспомогательной информации на других масштабах или для уточнения уже имеющихся данных.

Наноспутники – это мировой тренд и большое преимущество.

5. Безопасность жизнедеятельности

5.1 Радиация в космосе

Присутствие радиации в космосе создаёт немало проблем не только конструкторам космических аппаратов, но и космонавтам, летающих на орбитальных станциях и космических кораблях.

Одним из основных негативных биологических факторов космического пространства, наряду с невесомостью, является радиация. Но если ситуация с невесомостью на различных телах Солнечной системы (например, на Луне или Марсе) будет лучше, чем на МКС, то с радиацией дела обстоят сложнее.

По своему происхождению космическое излучение бывает двух типов. Оно состоит из галактических космических лучей (ГКЛ) и тяжелых положительно заряженных протонов, исходящих от Солнца (СКЛ). Эти два типа излучения взаимодействуют друг с другом. В период солнечной активности интенсивность галактических лучей уменьшается, и наоборот. Наша планета защищена от солнечного ветра магнитным полем. Несмотря на это, часть заряженных частиц достигает атмосферы. В результате возникает явление, известное как полярное сияние. Высокоэнергетические ГКЛ почти не задерживаются магнитосферой, однако они не достигают поверхности Земли в опасном количестве благодаря ее плотной атмосфере. Орбита МКС находится выше плотных слоев атмосферы, однако внутри радиационных поясов Земли. Из-за этого уровень космического облучения на станции намного выше, чем на Земле, но существенно ниже, чем в открытом космосе. По своим защитным свойствам атмосфера Земли приблизительно эквивалентна 80-сантиметровому слою свинца.

Галактические космические лучи (ГКЛ) состоят из ядер различных химических элементов с кинетической энергией E более нескольких десятков МэВ/нуклон, а также электронов и позитронов с E>10 МэВ. Эти частицы приходят в межпланетное пространство из межзвёздной среды. Наиболее вероятными источниками космических лучей считаются вспышки сверхновых звёзд и образующиеся при этом пульсары. Электромагнитные поля пульсаров ускоряют заряженные частицы, которые затем рассеиваются на межзвёздных магнитных полях. Возможно, однако, что в области E<100 МэВ/нуклон частицы образуются за счет ускорения в межпланетной среде частиц солнечного ветра и межзвездного газа. Дифференциальный энергетический спектр ГКЛ носит степенной характер.

Солнечными космическими лучами (СКЛ) называются энергичные заряженные частицы — электроны, протоны и ядра, — инжектированные Солнцем в межпланетное пространство. Энергия СКЛ простирается от нескольких кэВ до нескольких ГэВ. В нижней части этого диапазона СКЛ граничат с протонами высокоскоростных потоков солнечного ветра. Частицы СКЛ появляются вследствие солнечных вспышек.

Данные о параметрах основных составляющих космической радиации приведены в таблице 5.1.

Таблица 5.1 — Усредненные параметры потоков частиц космических лучей и радиационных поясов Земли.

Виды	Состав излучения	Энергия частиц,	Плотность
корпускулярного		МэВ	потока, м ⁻² с ⁻¹
излучения			
Галактические	– протоны;	$10^2 - 10^{15}$ (для всех	$1,5 10^4$
космические лучи	– ядра гелия;	групп ядер)	10^{3}
(ГКЛ)	– более тяжелые		12
	ядра.		
Солнечные	– протоны.	$1-10^4$	10^{7} - 10^{8}
космические лучи			
(СКЛ)			
Радиационные	– протоны;	1–30	3 10 ¹¹
пояса Земли (РПЗ)	– электроны.	0,1 -1	10^{12}

Указанные в таблице 5.1 значения энергии и плотности потока частиц ориентировочную оценку позволяют произвести лишь радиационных воздействий на КА, функционирующих на различных орбитах. Для более точных расчетов, которые реально необходимы при анализе радиационных воздействий на материалы и оборудование КА, используются данные эмпирических моделей, построенных на основании результатов измерений космических излучений приборов, потоков c помощью устанавливаемых на КА. Такие модели описывают характеристики и пространственные распределения различных составляющих космической радиации с учетом вариаций, связанных с изменениями уровня солнечной активности и соответствующими изменениями состояния межпланетной среды и геомагнитного поля.

Тяжёлые заряженные частицы встречаются не только в космических лучах. Они присутствуют и в составе радиационных поясов, особенно много их во внутренней, ближней к Земле, части. Здесь, есть и протоны и более тяжёлые частицы. И энергия их может превышать сотни МэВ. Теперь вспомним про Южно-Атлантическую аномалию, которая "провисает" над Землей. Южно-Атлантическая аномалия — это область интенсивной радиации, которая вызвана «провалом» в магнитном поле Земли, расположенная ближе всего к побережью Бразилии. Нетрудно представить, что электроника космического корабля, летающего на высоте километров в 500 должна «чувствовать» эти частицы. Так оно и есть. Взгляните на рисунок 5.1: вы можете на нём увидеть, что наибольшая частота сбоев наблюдается как раз в районе аномалии.

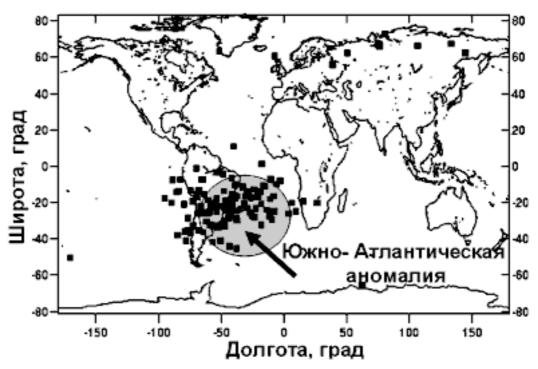


Рисунок 5.1 –пространственное распределение одиночных сбоев в микросхемах по измерениям на высоте ~500 км.

Именно потому, что радиация в космосе является одним из наиболее неблагоприятных факторов, влияющих на выполнение полётных заданий — будь то экипаж или сам космический корабль, ей уделяется особое внимание ещё на этапе проектирования. Помимо поиска и применения различных радиационно-стойких защитных материалов, дублирования и даже «троирования» электроники, на борту практически всех космических аппаратов устанавливают дозиметрическую аппаратуру, которая позволяет операторам на Земле отслеживать радиационную обстановку в космосе и, если это необходимо, проводить изменения в полётном задании, чтобы минимизировать возможный ущерб. Иногда даже простое выключение энергопитания всего спутника или отдельных его систем позволяет сохранить ему жизнь.

5.2 Влияние радиации на КА

Физические механизмы радиационных воздействий на материалы и элементы оборудования КА зависят от вида и энергии воздействующего излучения, типа облучаемого материала, условий облучения — интенсивности воздействующего излучения (мощность дозы), температуры материала и других факторов.

Радиационными эффектами принято называть любые изменения структуры, свойств, состояния вещества или материала, вызываемые действием излучения. Трудность анализа радиационных эффектов усугубляется также сложностью состава и структуры многих материалов, используемых в конструкции КА: композитов, полимеров и т.д.

Важно отметить, что воздействие космического ионизирующего излучения на материалы КА происходит на фоне воздействия других факторов: солнечного электромагнитного излучения, горячей и холодной космической плазмы и т.д., в условиях невесомости и знакопеременной температуры, диапазон изменения которой для материалов, находящихся на поверхности КА, составляет от -150 до $+100\,^{\circ}\mathrm{C}$.

Для описания радиационной стойкости материалов и элементов оборудования используется ряд терминов:

- радиационная стойкость материалов их способность выполнять определенные функции и сохранять заданные параметры в пределах, установленных техническими требованиями, во время и после воздействия излучения;
- предел радиационной стойкости доза ионизирующего излучения, при которых изменения основных наиболее важных технических характеристик материалов не превышает допустимых значений;
- радиационный отказ нарушение работоспособности материала, элемента, изделия за счет воздействия ионизирующих излучений.

Усредненные данные о радиационной стойкости некоторых материалов и элементов оборудования, используемых при создания КА приведены в таблице 5.2.

Таблица 5.2 – Радиационная стойкость материалов и элементов оборудования КА

Доза, Гр	Изменение характеристик,
	характер воздействия
$10^3 - 10^4$	Увеличение обратных токов,
	снижение усиления
$10^2 - 10^3$	Обратимые и необратимые
	отказы, радиационные сбои
	Снижение КПД
$10^3 - 10^4$	Ухудшение прозрачности за счет
	радиационного окрашивания
$10^2 - 10^3$	Снижение амплитуды
	передаваемого сигнала за счет
	радиационного окрашивания
$10^4 - 10^6$	Деградация оптических,
	механических характеристик
$10^5 - 10^7$	Увеличение коэффициента
	поглощения солнечного
	излучения
$10^9 - 10^{10}$	Ухудшение механических свойств
$10^2 - 10^3$	Снижение КПД, радиационная
	окраскасветоводов

В наибольшей степени подвержены воздействию космической радиации полупроводниковые и оптические материалы, в меньшей степени — полимерные материалы и терморегулирующие покрытия, а наиболее высокую стойкость к воздействию радиации имеют металлы.

Использование таких усредненных данных позволяет классифицировать материалы по уровню радиационной стойкости и производить предварительный выбор элементов оборудования КА для различных условий эксплуатации.

Было замечено, что работа бортовых компьютеров спутников может нарушаться. Эти нарушения могут быть двух типов: компьютер может «зависнуть», а через некоторое время восстановиться, но иногда и выйти из строя. Опять-таки, изучая это явление, учёные пришли к выводу, что ответственны за него тяжёлые частицы ГКЛ. Они проникают внутрь чипа и вызывают локальные, микроскопические нарушения в его «сердце» чувствительной области полупроводникового материала, из которого он изготовлен. Механизм этого эффекта показан на рисунке 5.2. В результате довольно сложных процессов, связанных с нарушением движения носителей электрических токов в материале чипа и происходит сбой в его работе (их называют «одиночными сбоями»). Это – неприятное явление для бортовой аппаратуры современных спутников, напичканных компьютерными системами, управляющими его работой. Как результат – спутник может потерять ориентацию или не выполнить необходимую команду оператора с Земли. В худшем случае, если нет на борту необходимой дублирующей компьютерной системы, можно спутник и потерять.

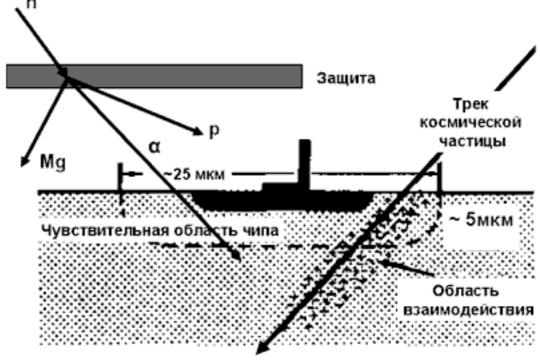


Рисунок 5.2 – Механизм формирования одиночного сбоя в микросхеме

Из рисунка видно, что тяжёлая заряженная частица космических лучей, проникая внутрь чувствительной области, создаёт локальные нарушения

электропроводности, что приводит к сбою в работе. Другой вариант — заряженная частица, взаимодействуя с конструкционными материалами спутника путём ядерных реакций, создаёт нейтроны, которые, в свою очередь, взаимодействуя с материалами (например, магниевыми сплавами), могут создать тяжёлые заряженные частицы (например, с -частицы). Они тоже вызовут сбои в работе микросхем

5.2.1 Воздействие космической радиации на солнечные батареи космических аппаратов

Ещё на заре космических полётов создатели спутников столкнулись с проблемой живучести солнечных батарей. Оказалось, что под действием интенсивных потоков частиц радиационных поясов они довольно быстро деградировали: их электрический ток, необходимый для питания бортовых систем, уменьшался. Пришлось их защищать от радиации — предохранять слой кремния стеклом, поглощающим большую долю радиации. Так начиналась эра "борьбы" с космической радиацией.

На большинстве современных КА электрическая энергия для питания бортовых систем вырабатывается с помощью солнечных батарей, которые собираются из большого числа фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), изготовленных из кристаллического кремния. Увеличивается применение ФЭП из арсенида галлия (GaAs), которые обладают более высокой эффективностью и радиационной стойкостью. Простейший ФЭП, используемый в солнечной батарее, представляет собой плоский диод, схематически изображен на рисунке 5.3. Он обычно изготавливается из пластины кремния с толщиной примерно 100–500 мкм. Солнечный свет попадает в объем прибора сквозь поверхность ФЭП, которая обычно покрывается просветляющей пленкой.

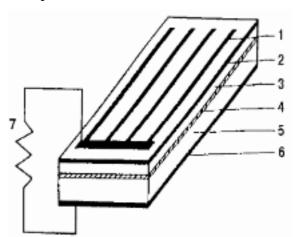


Рисунок 5.3 — Схематическое изображение полупроводникового ФЭП: 1 — контакт к легированному слою; 2 — просветляющее покрытие; 3 — легированный слой; 4 — область p-n перехода; 5 — область базы; 6 — контакт к базовой области; 7 — внешняя электрическая цепь

Набольшее повреждающее воздействие на Φ ЭП оказывают протоны РПЗ и СКЛ. В результате их воздействия ухудшаются параметры вольт-амперной

характеристики $\Phi \ni \Pi$: тока короткого замыкания ($I_{\kappa 3}$) и напряжения холостого хода (U_{xx}) – и, соответственно, снижается вырабатываемая электрическая мощность. Для защиты ФЭП от радиационного повреждения их поверхность тонкими (100-200)мкм) пластинами, закрывают изготовленными специального стекла, которое поглощает большую часть потока протонов, но ослабления практически без поток солнечного Необходимыми свойствами обладают специальные стекла с добавками окислов церия, создающими ловушки для образующихся при облучении электронов и дырок, препятствую тем самым возникновению центров окраски в стекле.

Радиационной воздействие на солнечные батареи можно охарактеризовать коэффициентом повреждения K_T , который связывает изменение времени жизни неосновных носителей с величиной воздействующих частиц Φ :

$$T^{l} = T_0^{-l} + K_T \Phi \tag{5.1}$$

где T_0 и T— время жизни носителей до и после облучения; Φ — доза облучения.

В таблице 5.3 приведены относительные значения коэффициента повреждения K_T для кремниевого ФЭП при облучении электронами и протонами с разными энергиями.

Таблица 5.3 – Относительная эффективность повреждения ФЭП электронами и

протонами с разными энергиями

iiporonamii • pasiibimii sii	<u>+</u>	
Вид частиц	Энергия, МэВ	Относительная
		величина коэффициента
		K_T
Электроны	0,5	0,3
	1,0	1,0
	2,5	5,0
	10	9,2
Протоны	1	4,5 10 ⁴
_	6,3	$1,0 \ 10^4$
	300	$5,0 \ 10^3$
	100	$2,3 \ 10^3$

Концентрация радиации линейно зависит от дозы излучения:

$$N_{pao} = K_0 \Phi_0 \tag{5.2}$$

где K_0 – число центров, создаваемых каждой частицей на одном сантиметре пробега;

 Φ_0 – суммарный по времени поток.

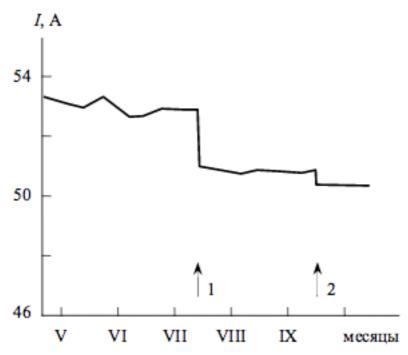


Рисунок 5.4 – График изменения тока солнечных батарей КА при возникновении солнечных вспышек (стрелками указаны моменты вспышек)

Помимо методики уменьшения радиационных воздействий на ФЭП с помощью защитных стекол, имеется возможность повышения радиационной стойкости ФЭП путем легирования их литием. Частичное восстановление ФЭП после воздействия радиации происходит вследствие диффузии атомов Li к радиационным дефектам и последующего взаимодействия с ними.

Еще одной возможностью повышения радиационной стойкости $\Phi \ni \Pi$, точнее удаления радиационных повреждений, возникших в результате облучения, является высокотемпературный отжиг $\Phi \ni \Pi$. Отжиг в течение нескольких минут при температуре 400° С приводит к значительному восстановлению параметров поврежденных радиацией $\Phi \ni \Pi$.

5.3 Влияние космической радиации на человека

Перед первым полётом в космос человека, вопросы радиационной безопасности тщательно изучались. В космосе были проведены эксперименты по определению доз радиации на предполагаемых орбитах. Оказалось, что на орбитах 300-400 км (именно на таких орбитах летают пилотируемые космические корабли) потоки радиации сравнительно невелики. Так, по данным приборов, установленных внутри орбитальной станции "Мир", дозы радиации изменялись в довольно широких пределах: от 100 и до 800 мкГрей (10-6 Гр) в сутки, что является допустимой величиной для человека, но всё же это больше, чем получает персонал атомных станций в нормальных условиях.

Формула для расчета суммарной эквивалентной дозы радиации за единицу времени, которую человек получает в Космосе для кожи и внутренних органов в зависимости от толщины внешней защиты и ионизирующего

излучения(данная формула даёт нижний предел дозы радиации с точностью не ниже 50%):

$$H=0,2\sum w_{r}n_{r}E_{r}exp(-L_{z}/L_{zr}-L_{p}/L_{pr}), 3e/ce\kappa$$
 (5.3)

где w_r – коэффициент качества излучения;

 n_r – плотность потока излучения (частиц/м 2 с 1);

 E_r – энергия частиц излучения (Дж);

 L_z – толщина защиты (г/см²);

 L_{zr} – длина пробега частицы с энергией E_{r} в защищающем материале z (г/см²);

 L_p – глубина внутренних органов человека (г/см²);

 L_{pr} – длина пробега частицы с энергией E_r в биологической ткани (г/см²).

Множитель 0,2 перед знаком суммирования имеет размерность $\text{м}^2/\text{кг}$ и представляет собой обратное значение средней эффективной толщины биологической защиты человека. Грубо, данный множитель равен площади поверхности биологического объекта, деленная на шестую часть массы. Знак суммирования означает, что эквивалентная доза радиации складывается из радиационных эффектов для всех видов излучения, которым подвержен человек. Плотность потока n_r и энергия частиц E_r берутся из данных радиационного излучения.

Толщину защиты космических аппаратов и скафандра космонавта определяют из таблицы 5.4.

Таблица 5.4 – Толщина защиты КА и скафандра

Tuominga o Tomanina saminibi tu'i ii thaqaniqpa		
Космический аппарат	Толщина, г/см ²	
Командный модуль "Apollo"	7,5	
"Shuttle"	10–11	
MKC	15	
Лунный модуль "Apollo"	1,5	
Скафандр космонавта	0,25	

В таблице 5.5 приводятся значения доз радиации, приводящих к возникновению определённых радиационных эффектов.

Таблица 5.5 – Таблица радиационных рисков

Доза, Зв	Вероятные эффекты
0-0.25	Нет эффекта, за исключением умеренных изменений
	в крови.
0.25–1	Радиационные заболевания из 5–10% облучённых людей.
1–1.5	Радиационные заболевания у ~25% облучённых людей.

Продолжение таблииы 5.5

Доза, Зв	Вероятные эффекты
1.5–2	Радиационные заболевания у ~ 50% облучённых людей.
2–3.5	Радиационные заболевания почти у всех людей, ~ 20% с летальным исходом.
4	50% летальных исходов.
7	~ 100% летальных исходов.

Несколько Зивертов — громадная доза. Однако и эта доза, если она получена человеком не мгновенно, а постепенно, может и не привести к неблагоприятному исходу. Поэтому можно заключить, что радиационная среда на высотах орбитальных станций при самых неблагоприятных гелиофизических условиях, вряд ли может привести к последней черте — дозам в несколько Зв.

В заключение можно отметить, что радиация — это та проблема, которая обязательно потребует решения в случае колонизации Солнечной системы. Однако широко распространенное мнение, что радиационная обстановка за пределами магнитосферы Земли не позволяет совершать длительные космические полеты, просто не соответствует действительности. Для полета к Марсу придется установить защитное покрытие либо на весь жилой модуль космического перелетного комплекса, либо на отдельный особо защищенный «штормовой» отсек, в котором космонавты смогут пережидать протонные ливни. Это не значит, что разработчикам придется использовать сложные антирадиационные системы. Для существенного снижения уровня облучения достаточно теплоизоляционного покрытия, которое применяют на спускаемых аппаратах космических кораблей для защиты от перегрева при торможении в атмосфере Земли.

Заключение

В данном проекте была разработана модель системы бортового энергопитания наноспутника. Разработанная модель позволяет прогнозировать поведение PV ячеек при различных параметрах окружающей среды. Модель также может быть использована для извлечения физических параметров солнечных фотоэлектрических элементов как функций температуры и солнечной радиации.

В дипломном проекте решены следующие поставленные задачи:

- исследованы принципы построения и средства автоматики систем энергоснабжения наноспутника;
- исследованы характеристики наноспутника и способы доставки на орбиту, выявлены достоинства и недостатки наноспутников;
- разработано математическое обеспечение солнечных и аккумуляторных батарей;
 - проведено моделирование фотоэлементов.

Список литературы

- 1. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета: Учеб. пособие. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990. 448 с.
- 2. Зеленцов В.В. Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли: учебное пособие / В.В.Зеленцов, В.П.Казаковцев.- М.: Изд-во МГТУ имени Н.Э.Баумана. 2012. 174 с.
- 3. Основы теории полета космических аппаратов /под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972. 608 с.
- 4. Тарасов Е.В. Космонавтика (Механика полета и баллистическое проектирование КЛА). –М.: Машиностроение, 1977. 216 с.
- 5. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов: учебник для вузов. М.: Дрофа, 2004. 544 с.
- 6. Гущин В.Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.: ил.
- 7. Бортовые системы управления космическими аппаратами: Учебное пособие/ БровкинА.Г., Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В. и др. Под ред. А.С. Сырова М. Изд-во МАИ ПРИНТ, 2010. 304 с.: ил.
- 8. Проектирование исполнительных органов систем управления движением космических летательных аппаратов: учебное пособие / В.В.Зеленцов и др.; Под ред. Б.Б.Петрикевича. М.: Изд-во МГТУ имени Н.Э.Баумана, 2012. 115 с.
- 9. Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 184 с.: ил.
- 10. Лазарев Ю. Моделирование процессов и систем в MATLAB. Учебный курс. СПб.: Питер; Киев: Издательская группа BHV, 2005. 512 с.
- 11. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1990. 480 с.: ил.
- 12. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.
- 13.Балк М.Б. Элементы динамики космического полета. М.: Наука, 1965. 340 с.
- 14. Гущин В.Н., Панкратов Б.М., Родионов А.Д. Основы устройства и конструирования космических аппаратов: Учеб. пособие для вузов. М.: Машиностроение, 1992. 256 с.
- 15. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1979. 496 с.
- 16.Штернфельд А.А. Введение в космонавтику. М.: Наука, 1974. 240 с.