

Ракетно-космическая корпорация «Энергия»

имени С.П. Королева

На правах рукописи



Ахмедов Муслим Ринатович

**МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ
ОРБИТАЛЬНЫХ И ТРАНСПОРТНЫХ МОДУЛЕЙ
С СОЛНЕЧНЫМИ БАТАРЕЯМИ БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ**

Диссертационная работа

на соискание ученой степени «кандидат технических наук»

по специальности 05.07.02

«Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов»

Научный руководитель – научный консультант РКК «Энергия»
доктор технических наук, профессор
Синявский Виктор Васильевич

Королев 2019

Оглавление

| | |
|---|----|
| Введение..... | 5 |
| Глава 1 Анализ опыта разработки и эксплуатации системы электроснабжения модулей станции «Мир» и Международной космической станции и постановка задачи исследования..... | 14 |
| 1.1 Анализ опыта разработки и эксплуатации систем электроснабжения модулей станций «Мир» и Международной космической станции | 14 |
| 1.2 Постановка задачи исследования | 30 |
| Глава 2 Методика проектирования систем электроснабжения орбитальных станций и многоразовых электроракетных межорбитальных буксиров..... | 32 |
| 2.1 Учет затенения солнечных батарей планетой и элементами космических аппаратов..... | 32 |
| 2.1.1 Описание проблемы..... | 32 |
| 2.1.2 Постановка задачи | 33 |
| 2.1.3 Учет затенения планетой..... | 36 |
| 2.1.4 Учет затенения солнечных батарей конструктивными элементами космических аппаратов..... | 40 |
| 2.1.5 Краткое описание специального программного обеспечения | 51 |
| 2.2 Вероятностный учет непропорционального снижения мощности солнечных батарей при частичном затенении | 54 |
| 2.2.1 Описание проблемы..... | 54 |
| 2.2.2 Постановка задачи | 56 |
| 2.2.3 Математическая модель панели солнечной батареи..... | 57 |
| 2.2.4 Моделирование работы панели при частичном освещении..... | 59 |
| 2.2.5 Расчет наиболее вероятной мощности солнечной батареи | 61 |
| 2.3 Влияние расстояния до Солнца на мощность солнечной батареи..... | 69 |
| 2.4 Учет потерь энергии в буферных аккумуляторах | 72 |
| 2.5 Анализ влияния температуры на мощность солнечной батареи | 74 |
| 2.5.1 Описание проблемы..... | 74 |

| | | |
|---|---|-----|
| 2.5.2 | Связь температуры и мощности солнечной батареи..... | 75 |
| 2.5.3 | Влияние температуры на мощность солнечной батареи при стабилизированном напряжении питания | 76 |
| 2.5.4 | Влияние температуры на мощность солнечной батареи системы электроснабжения с экстремальным регулятором | 78 |
| 2.6 | Учет влияния ионизирующих космических излучений..... | 81 |
| 2.6.1 | Описание проблемы..... | 81 |
| 2.6.2 | Методика расчета траектории межорбитального буксира | 83 |
| 2.6.3 | Методика расчета поглощенного излучения | 89 |
| 2.6.4 | Методика расчета деградации фотоэлектрических преобразователей ... | 92 |
| 2.6.5 | Объединение расчетов траектории, поглощенного излучения и деградации..... | 98 |
| 2.6.6 | Эмпирическая методика расчета | 98 |
| 2.6.7 | Результаты расчета | 99 |
| Глава 3 Применение методики при разработке научно-энергетического модуля российского сегмента Международной космической станции | | 104 |
| 3.1 | Личный вклад | 104 |
| 3.2 | Основные требования к научно-энергетическому модулю и системе энергоснабжения | 105 |
| 3.3 | Выбор типа фотоэлектрических преобразователей..... | 109 |
| 3.4 | Выбор типа аккумуляторных батарей..... | 112 |
| 3.5 | Сравнение аккумуляторных батарей по техническим характеристикам | 117 |
| 3.6 | Технико-экономический анализ системы энергоснабжения на основе литий-ионных и никель-водородных аккумуляторных батарей | 119 |
| 3.7 | Сравнение эксплуатационных характеристик литий-ионных и никель-водородных аккумуляторных батарей | 120 |
| 3.8 | Определение производительности системы энергоснабжения научно-энергетического модуля с учетом требований теплового режима | 121 |
| 3.9 | Учет частичного затенения солнечных батарей | 124 |

| | |
|--|-----|
| 3.10 Проектный расчет освещенности интерьера научно-энергетического модуля | 125 |
| 3.10.1 Описание проблемы..... | 125 |
| 3.10.2 Расчет средней освещенности интерьера с учетом отражения..... | 128 |
| 3.10.3 Расчет освещенности в точках интерьера с учетом отражения | 131 |
| Глава 4 Экспериментальное подтверждение методики расчета производительности солнечных батарей..... | 140 |
| 4.1 Сравнительный анализ расчетной и экспериментальной производительности солнечных батарей служебного модуля российского сегмента Международной космической станции | 140 |
| 4.1.1 Предмет и методика анализа..... | 140 |
| 4.1.2 Экспериментальные данные | 141 |
| 4.1.3 Расчетная модель | 150 |
| 4.1.4 Сравнительный анализ моментального тока солнечной батареи | 151 |
| 4.1.5 Сравнительный анализ интеграла тока солнечной батареи | 155 |
| 4.2 Экспериментальное исследование влияния температуры на мощность солнечной батареи на примере солнечной батареи корабля «Прогресс МС» .. | 157 |
| 4.2.1 Предмет и методика исследования | 157 |
| 4.2.2 Принцип работы системы электропитания корабля «Прогресс МС» ... | 159 |
| 4.2.3 Анализ телеметрии корабля «Прогресс МС-07» при выключенной секции СБ2 солнечной батареи..... | 162 |
| 4.2.4 Анализ телеметрии корабля «Прогресс МС-07» при включенной секции СБ2 солнечной батареи..... | 168 |
| Заключение | 172 |
| Список сокращений | 174 |
| Список литературы | 177 |
| Список публикаций..... | 184 |
| Благодарности..... | 185 |

Введение

Настоящая диссертационная работа выполнена в обеспечение создания орбитальных станций (комплексов) и электроракетных межорбитальных буксиров, представляемых важнейшими средствами исследования и освоения космического пространства в настоящее время и в перспективе. Разработана методика проектирования модулей орбитальных станций и многоразовых электроракетных буксиров с системой электроснабжения на основе солнечных батарей большой мощности с повышенными удельными характеристиками и ресурсом. Определены зависимости проектных параметров модулей и системы от условий эксплуатации и требований назначения, предложены, верифицированы и применены на практике методики расчета производительности системы, выработаны рекомендации по выбору оптимальных проектных решений.

Актуальность исследования обусловлена планами Российской Федерации по развитию пилотируемой космонавтики, представленными в «Основных положениях основ государственной политики РФ в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу» № Пр-906 (утверждены Президентом Российской Федерации 19 апреля 2013 г.) [40]. В развитие указанных положений Федеральное космическое агентство (Роскосмос) в 2015 году утвердило Концепцию российской пилотируемой космонавтики [22], а также Стратегию российской пилотируемой космонавтики на период до 2035 года [62].

Упомянутые документы предусматривают, в том числе, пилотируемые полеты в окололунное пространство и на Луну, развертывание и эксплуатацию на Луне постоянно действующей базы, расширение области и масштабов освоения ближнего космоса, создание и обслуживание межорбитальных буксиров, а также создание задела для пилотируемого полета на Марс. Необходимой составляющей данных планов является развитие орбитальных станций (ОС), зарекомендовавших себя незаменимыми платформами для

космических исследований и отработки техники и технологий в условиях космоса. Эффективным средством обеспечения грузопотока при освоении Луны могут являться многоразовые электроракетные межорбитальные буксиры (ЭМБ) – космические аппараты или комплексы с электроракетной маршевой двигательной установкой [1, 5, 23, 32, 44, 47, 64].

Электроснабжение – одна из ключевых проблем создания орбитальных станций и электроракетных межорбитальных буксиров. Функциональные возможности КА определяются характеристиками системы электроснабжения (СЭС), и требования к ее выходной мощности для крупных комплексов очень высоки.

Поиск эффективных источников энергии космического назначения не прекращается, однако на протяжении многих лет по совокупности качеств самыми эффективными в этой области остаются полупроводниковые солнечные батареи (СБ), которые демонстрируют постепенное, но уверенное улучшение характеристик (исключение пока составляют КА для исследования дальних планет). Фотоэлектрические преобразователи (ФЭП), основной элемент СБ, со времени появления первых образцов стали значительно лучше: их КПД возрос с 5 до 30 %, стойкость к космическим условиям увеличилась, производство стало массовым.

Совершенство систем электроснабжения на основе СБ достигается применением современных компонентов только в совокупности с рациональными проектными решениями. В ходе проектирования СЭС, а также КА в целом должны быть выбраны электрическая схема, компоновка и количество элементов, алгоритм работы. СЭС на основе СБ насчитывает тысячи элементов, имеющих разброс параметров и работающих в неидентичных условиях. Сложные взаимные связи ограничивают каждый из них в возможности функционировать с предельной эффективностью, а используемые в настоящее время методики расчета нацелены преимущественно на совокупный, усредненный расчет. Поэтому важнейшая роль в создании КА, особенно оснащаемых СБ большой мощности, отводится расчету и

математическому моделированию, которые способны изыскать скрытые резервы системы, а также существенно снизить затраты на экспериментальную отработку.

Таким образом, представляется актуальной разработка методики проектирования и расчета модулей орбитальных станций и многоразовых электроракетных буксиров в части системы электроснабжения. Совершенствование СЭС востребовано и может быть достигнуто путем глубокого анализа физических процессов и учета факторов, поддающихся расчету с применением современной вычислительной техники.

Целью исследования является разработка методики проектирования и расчета модулей орбитальных станций (ОС) и многоразовых электроракетных межорбитальных буксиров (ЭМБ) с системой электроснабжения на основе солнечных батарей большой мощности с повышенным ресурсом и удельными характеристиками, а также выработка рекомендаций по определению оптимальных проектных решений с учетом:

- затенения СБ планетой и элементами КА;
- влияния ионизирующего излучения радиационных поясов Земли;
- изменения расстояния до Солнца;
- требований теплового режима;
- требований ресурса.

Научной задачей исследования является установление зависимости проектных параметров модулей ОС и ЭМБ с солнечными батареями большой мощности, имеющих связь с системой электроснабжения, от факторов космического пространства и требований назначения модуля, разработка и совершенствование методик расчета производительности системы, определение влияния проектных параметров модуля на удельные характеристики и ресурс системы, верификация методик путем космических экспериментов, постановка, проведение и анализ результатов космических экспериментов.

При исследовании поставлены и решены следующие **основные задачи**:

1. В порядке изучения существующего опыта выполнен анализ опыта разработки и эксплуатации СЭС станций «Мир» и МКС.

2. В ходе исследования работы СБ модулей при частичном затенении:

– предложены математическая модель и методика расчета мощности СБ при частичном затенении с учетом электрических процессов и выполнено исследование мощности СБ с учетом указанных условий;

– методика, реализованная в виде специального ПО, подтверждена экспериментально с использованием телеметрии служебного модуля (СМ) российского сегмента Международной космической станции (РС МКС);

– предложена методика вероятностного расчета мощности СБ при частичном затенении с учетом электрических процессов в СБ, применимая на этапе проектирования модулей при недостатке исходных данных.

3. В рамках исследования деградации СБ ЭМБ от ионизирующего излучения радиационных поясов Земли (РПЗ):

– предложена математическая модель процесса;

– предложена методика расчета мощности СБ ЭМБ с учетом деградации от излучений РПЗ и разработано соответствующее ПО;

– выполнен анализ деградации, выработаны рекомендации по ее снижению;

– предложены эмпирические формулы для проектного расчета мощности СБ ЭМБ с учетом деградации от ионизирующего излучения РПЗ.

4. В рамках исследования влияния температуры на мощность СБ:

– выполнено экспериментальное исследование с использованием телеметрических данных корабля «Прогресс МС»;

– предложены рекомендации по учету изменений температуры СБ при проектировании СЭС.

5. В порядке методического обеспечения проектной разработки модулей ОС и ЭМБ:

- исследовано, как влияет изменения расстояния до Солнца на производительность СЭС, предложена методика учета;

- предложены формулы для расчета средневитковых потерь энергии в буферных аккумуляторах;

- предложен способ учета требований теплового режима;

- предложена методика проектного расчета освещенности интерьера пилотируемого КА с учетом отражения света элементами интерьера.

6. В порядке практической реализации предложенные методики применены при проектировании научно-энергетического модуля для РС МКС.

Методика исследования. Методологически исследования основаны на математическом моделировании физических процессов с последующим экспериментальным подтверждением.

Научная новизна состоит в следующем:

1. При исследовании влияния частичного затенения на работу СБ:

- предложена методика вероятностного расчета мощности СБ при частичном затенении с учетом электрических процессов в СБ;

- выполнена верификация математической модели работы СБ при частичном затенении с использованием телеметрии служебного модуля РС МКС.

2. При исследовании деградации СБ ЭМБ от ионизирующего излучения РПЗ:

- предложена оригинальная математическая модель для расчета деградации;

- впервые выполнен комплексный анализ деградации СБ МБ в РПЗ с учетом параметров траектории МБ и толщины защитного покрытия ФЭП;

- впервые выполнена оценка эффективности способов снижения деградации СБ МБ в РПЗ;

- впервые предложены эмпирические формулы для проектного расчета

деградации СБ МБ в РПЗ.

3. Предложены оригинальные методики учета требований теплового режима при расчете допустимой нагрузки на СЭС и проектного расчета освещенности интерьера ПКА с учетом отраженного света.

Теоретическая значимость работы в том, что определены характер и законы влияния затенения СБ планетой и конструктивными элементами КА, а также ионизирующего излучения РПЗ на мощность СЭС ОС и ЭМБ. Предложены методики расчета. Выполнена оценка эффективности способов снижения деградации СБ МБ от ионизирующего излучения РПЗ, выполнено экспериментальное подтверждение корректности методик.

Практическая значимость работы состоит в следующем:

1. С использованием предложенных методик в РКК «Энергия» выпущен проект научно-энергетического модуля (НЭМ) для РС МКС.
2. На основе предложенной методики разработано ПО.
3. Выработаны практические рекомендации по выбору проектных параметров СЭС для ОС и ЭМБ.

Достоверность и обоснованность полученных результатов обеспечена непротиворечивостью исходных теоретических положений, внутренней логикой исследования, применением достоверных методов, описывающих сущность изучаемого явления и отвечающих поставленным целям и задачам диссертационной работы.

Апробация результатов работы. Разработанные в ходе исследования расчетные методики апробированы в РКК «Энергия» при проектировании научно-энергетического модуля (НЭМ) для российского сегмента МКС. Корректность методики расчета производительности СБ орбитального КА с учетом затенения планетой и элементами конструкции **подтверждена экспериментально** телеметрическими данными служебного модуля (СМ) российского сегмента МКС. Теоретические выводы о влиянии температуры на производительность СБ **подтверждены экспериментально** телеметрией космического корабля «Прогресс МС».

Основные положения и результаты работы **опубликованы** в шести статьях в рецензируемых научных журналах, входящих в рекомендованный ВАК Минобрнауки РФ перечень изданий (см. список публикаций), а также **доложены** на конференциях, семинарах и научно-техническом совете:

– конференция «XLI академические чтения по космонавтике», Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24-27 января 2017 г.;

– конференция «Актуальные проблемы ракетно-космической техники – V Козловские чтения», г. Самара, 11-15 сентября 2017 г.;

– семинары по вопросам электроракетного движения, Москва, МАИ, институт двигателестроения, кафедра 208 «Электроракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки», 17 января 2018 г. и 20 марта 2019 г.;

– заседание секции № 2 Пилотируемые космические комплексы и системы» научно-технического совета ПАО «РКК «Энергия», 4 декабря 2018 г.

Личный вклад:

1. В исследовании влияния частичного затенения на работу СБ:

– предложение математической модели работы СБ и методик расчета производительности;

– участие в разработке ПО для расчета производительности СБ орбитального КА (предложение расчетных формул, разработка технического задания, сопровождение разработки);

– верификация математической модели СБ и ПО с использованием телеметрии служебного модуля российского сегмента МКС;

– экспериментальное исследование зависимости мощности СБ от температуры с использованием телеметрии корабля «Прогресс МС».

2. В исследовании деградации СБ ЭМБ от ионизирующего излучения РПЗ:

– разработка математической модели, методики расчета и ПО;

- комплексный анализ деградации СБ ЭМБ в РПЗ, анализ способов снижения деградации и оценка их эффективности;

- предложение эмпирических формул для проектного расчета.

3. В методическом обеспечении проектной разработки и в разработке СЭС научно-энергетического модуля (НЭМ) для РС МКС:

- участие в проектировании СЭС с выполнением расчетов производительности СБ;

- предложение методики расчета потерь энергии СБ КА на круговой орбите из-за затенения планетой при произвольных углах склонения Солнца;

- предложение методики расчета потерь энергии в буферных аккумуляторах орбитального КА с учетом неравномерности энергопотребления;

- предложение методики учета требований теплового режима при расчете допустимой нагрузки на СЭС;

- разработка методики и выполнение проектного расчета освещенности интерьера модуля с учетом отраженного света.

Соискатель является единоличным автором **трех** из шести опубликованных научных статей.

Положения, выносимые на защиту:

1. По исследованию влияния частичного затенения на работу СБ:

- методика расчета производительности СБ с учетом затенения и электрических процессов в СБ;

- верификация указанной методики с использованием телеметрии служебного модуля РС МКС;

- методика вероятностного расчета производительности СБ с учетом затенения и электрических процессов в СБ;

- экспериментальное исследование влияния температуры на мощность СБ с использованием телеметрии космического корабля «Прогресс МС»

2. По исследованию деградации СБ ЭМБ от ионизирующего излучения РПЗ:

- математическая модель и методика расчета мощности СБ ЭМБ с учетом деградации от ионизирующего излучения РПЗ;
- анализ деградации и его результаты;
- проектная методика расчета мощности СБ ЭМБ с учетом ионизирующего излучения РПЗ.

3. Результаты применения предложенных методик при разработке НЭМ для РС МКС.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка сокращений, списка литературы и списка публикаций. В первой главе представлен анализ опыта разработки и эксплуатации СЭС станций «Мир» и МКС и выполнена постановка задачи исследования. Во второй главе предложена методика проектирования СЭС орбитальных станций и многоразовых электроракетных межорбитальных буксиров. В третьей приведены результаты использования методики при проектировании научно-энергетического модуля (НЭМ) разработки РКК «Энергия» для российского сегмента Международной космической станции (РС МКС). В четвертой главе приведен сравнительный анализ расчетной и экспериментальной производительности солнечных батарей орбитального космического аппарата на примере служебного модуля (СМ) российского сегмента МКС.

Глава 1 Анализ опыта разработки и эксплуатации системы электроснабжения модулей станции «Мир» и Международной космической станции и постановка задачи исследования

1.1 Анализ опыта разработки и эксплуатации систем электроснабжения модулей станций «Мир» и Международной космической станции

Каждая орбитальная станция – особая страница в летописи отечественной и мировой космонавтики. За всю историю их было тринадцать, что крайне мало в сравнении с общим количеством космических аппаратов (КА) (таблица 1.1) [25, 38].

Таблица 1.1 – Полный список орбитальных станций (на сентябрь 2018 г.)

| Орбитальная станция | Государство | Дата запуска | Дата спуска | Количество экспедиций |
|---------------------|--------------|--------------|-------------|-----------------------|
| «Салют»* | СССР | 19.04.1971 | 11.10.1971 | 2 |
| «Салют-2» («Алмаз») | СССР | 03.04.1973 | 28.05.1973 | – |
| «Космос-557» | СССР | 11.05.1973 | 22.05.1973 | – |
| Skylab | США | 14.05.1973 | 11.07.1979 | 3 |
| «Салют-3» («Алмаз») | СССР | 25.06.1974 | 24.01.1975 | 1 |
| «Салют-4» | СССР | 26.12.1974 | 03.02.1977 | 2 |
| «Салют-5» («Алмаз») | СССР | 22.06.1976 | 08.08.1977 | 2 |
| «Салют-6» | СССР | 29.09.1977 | 29.07.1982 | 15 |
| «Салют-7» | СССР | 19.04.1982 | 07.02.1991 | 10 |
| «Мир» | СССР, Россия | 20.02.1986 | 23.03.2001 | 28 |
| МКС | ** | 20.11.1998 | – | 82 |
| «Тяньгун-1» | Китай | 29.09.2011 | 02.04.2018 | 2 |
| «Тяньгун-2» | Китай | 15.09.2016 | – | 1 |

* Также считается, что первая, экспериментальная орбитальная станция была создана 16 января 1969 г. в результате стыковки космических кораблей «Союз-4» (космонавт В. Шаталов) и «Союз-5» (экипаж Б. Волинов, Е. Хрунов, А. Елисеев)

** Россия, США, Канада, Япония и государства Европейского космического агентства (ЕКА)

Опыт разработки и эксплуатации станций необычайно ценен, каждая из них создавалась после тщательного анализа недостатков предшественниц, вбирая лучшие, испытанные технические решения. В настоящее время проекты ОС, планетных баз и межпланетных пилотируемых комплексов предполагают широкое заимствование идей, конструкций, систем и устройств, апробированных на Международной космической станции (МКС). В свою очередь, ее российский сегмент (РС) использует многое от орбитального комплекса «Мир» – уникального и успешно функционировавшего технического сооружения. Создатели комплекса учли ошибки, обнаруженные при полетах станций «Салют», заложили и проверили в действии ключевые технические решения, настолько успешные и не теряющие актуальности, что в облике и устройстве даже перспективных станций и межпланетных комплексов неизменно угадываются черты комплекса «Мир». Теперь и его наследник, российский сегмент МКС уверенно рассматривается как основа для новой орбитальной станции [22, 37, 47, 62].

Отличительной чертой станции «Мир» и РС МКС являются постепенность развития, совмещение развертывания с целевым использованием, стремление наделить каждый модуль несколькими функциями, заранее предполагаемая возможность их замены, использование доступных ракет-носителей и нацеленность на большой срок эксплуатации комплекса в целом. Сформировавшаяся в нашей стране методология проектирования предполагает широкое и непосредственное заимствование проверенных технических решений. Выбор долговременных орбитальных станций как основного направления развития космонавтики, сделанный в Советском союзе еще в 1970-е годы, и методичное следование этому курсу теперь приносят свои плоды. Отечественные наработки в данной области можно считать лучшей основой для перспективных проектов пилотируемых комплексов, в том числе межпланетных. Это подтверждают, в частности, проекты китайских ОС: космонавтика Китая, несмотря на далеко идущие планы, сейчас, по сути, повторяет путь, пройденный в СССР в начале 1970-х

годов.

Особенность систем электроснабжения орбитальных станций – высокая выходная мощность, разнообразие и частая смена потребителей, широкий диапазон потребляемой мощности, высокие требования к ресурсу, безопасности и отказоустойчивости, высокая стоимость. В данной главе изложен опыт разработки и эксплуатации энергетических систем модулей орбитального комплекса «Мир», российского и американского сегментов МКС, а также, в небольшой степени, станций «Салют».

Система электропитания (СЭП) орбитальной станции «Салют» была создана в 1970-71 гг. на базе СЭП кораблей «Союз» но, в отличие от них, имела вдвое большую мощность и ресурс. Принципиальные проектные решения, лежащие в ее основе [20]:

- после стыковки кораблей «Союз» к ОС «Салют» их СЭП объединялись в единый энергокомплекс, при этом СБ кораблей подключались к СЭП орбитального блока, а буферные аккумуляторные батареи (АБ) кораблей консервировались в заряженном состоянии;

- АБ разделялись на буферные, постоянно работающие в режиме заряда и разряда чтобы компенсировать периоды затенения СБ Землей, и резервные, используемые только во время повышенного энергопотребления или во внештатных ситуациях;

- работу научной аппаратуры обеспечивала автономная подсистема электропитания со стабилизатором выходного напряжения;

- на станциях «Салют», «Салют-2» и «Салют-3» система ориентации СБ (СОСБ) не была предусмотрена, крепление СБ к орбитальному блоку и кораблям было жестким, направление СБ на Солнце обеспечивалось поворотом всей станции [20].

Система ориентации СБ была введена впервые на станции «Салют-4». Эксплуатация станции показала, что введение СОСБ повышает среднегодовую мощность СЭП на 30 %, в 2-3 раза увеличивает время на астрофизические и геофизические эксперименты, в 3-4 раза сокращает расход рабочего тела на

ориентацию ОС. Также было выявлено наличие критических элементов, отказ которых приводил к выходу из строя всей СЭП. В частности, подобные последствия имел отказ любого из 176 аккумуляторов [20].

Благодаря опыту, полученному при эксплуатации СЭП орбитальных блоков станций «Салют», а также в результате анализа устройства систем электроснабжения отечественных и зарубежных КА была создана высоконадежная и производительная, весьма совершенная система электропитания орбитального комплекса «Мир». К началу разработки (1976 г.) определился перечень ключевых требований [20]:

- 1) срок непрерывной работы 15 лет;
- 2) моментальная выходная мощность 50 кВт;
- 3) устойчивость к внешним воздействиям:
 - термоциклирование в диапазоне температуры от минус 60 до +70 °С;
 - радиационные воздействия;
 - космическая пыль и микрометеороиды;
 - циклические ударные и изгибные нагрузки на СБ и их приводы при динамических операциях коррекции орбиты, стыковке и отделении транспортных кораблей, ориентации орбитального комплекса, работе космонавтов и занятиях на тренажерах;
- 4) наличие неремонтопригодных частей (солнечные батареи и выходные элементы приводов);
- 5) резкие колебания электропотребления и разнообразный состав потребителей;
- 6) вынужденное использование элементов с малым ресурсом;
- 7) жесткие специальные требования по условиям эксплуатации аккумуляторных батарей;
- 8) необходимость плановой замены аппаратуры управления;
- 9) необходимость организации грузопотока с заменяемыми элементами;

- 10) периодическое наращивание и изменение состава энергокомплекса;
- 11) необходимость гибкой схемы разводки энергопотоков по модулям ОК и комплектам бортовой аппаратуры;
- 12) работа в условиях предельного использования энергомощности;
- 13) неизбежное снижение эффективности солнечных батарей и необходимость их замены и дополнения, связанная с большим объемом ремонтно-восстановительных работ;
- 14) необходимость постоянного поддержания определенного запаса электроэнергии на борту ОК для обеспечения операций по выходу из нештатных ситуаций при потере ориентации ОК.

Одной из ключевых проблем, которая препятствовала созданию новой СЭП, было отсутствие аккумуляторов с нужными характеристиками. Батареи, выпускаемые отечественной промышленностью, имели недостаточную удельную емкость, ресурс и надежность, чтобы изготовить на их основе систему электропитания по новым требованиям. Причем, как показали проведенные в НПО «Энергия» исследования, проблема не устранялась даже при повышении удельных характеристик аккумуляторов [20].

Для решения задачи было предложено придать энергокомплексу станции «Мир» модульную структуру, в которой отказ даже нескольких модулей не нарушал бы работы системы в целом, а все модули работали с одинаковой энергоотдачей. При работе они должны были проявлять такую согласованность действий, при которой вклады всех модулей автоматически выравниваются, и среди них нет как перегруженных, так и недогруженных. Подобный режим может быть обеспечен введением централизованного управления или, что гораздо надежнее, заложенным в каждый модуль типовым законом реагирования на изменение нагрузки. Во втором варианте режим работы каждого модуля меняется автоматически, без специального внешнего управления, а индивидуальное стремление каждого модуля подстроиться под общий режим автоматически ведет систему к достижению максимального КПД. При этом даже допустим некоторый разброс параметров модулей между собой.

В соответствии с такой концепцией была разработана система электропитания принципиально нового типа. Ее структура обеспечивала достаточное резервирование элементов, тестируемость и ремонтпригодность, стабильное выходное напряжение, наращиваемую конфигурацию и варьируемую схему распределения энергопотоков [20].

В базовом блоке станции «Мир» комплект АБ был разделен на 12 электрически независимых батарей (блоков 800А), подключенных к шинам СЭП через индивидуальные зарядно-разрядные устройства. СБ также были разделены на 12 электрически независимых генераторов тока, работавших через индивидуальные регуляторы тока. По модульному принципу были реализованы все приборы автоматического управления, регулирования и телеметрического контроля, все стабилизаторы напряжения и тока.

Устройством, которое реализовывало описанный выше принцип синергии модулей, для каждого генератора СБ стал регулятор тока (РТ), а для каждой АБ – зарядно-разрядное устройство (ЗРУ). ЗРУ включало в себя преобразователь тока (ПТАБ) и его блок управления (БУПТ). Объединяющей функцией регуляторов и преобразователей было поддержание напряжения на шинах СЭП в заданных пределах (номинальное значение 28,5 В, допустимые отклонения – десятые доли вольта).

Чтобы напряжение не падало ниже допустимого предела, РТ и ПТАБ, используя широтно-импульсную модуляцию (ШИМ), по мере необходимости открывали подачу тока в шину: сначала от генераторов солнечной батареи, затем, если этого не хватало, от аккумуляторов. Если какой-то из генераторов оказывался в тени, и напряжение на его выходе становилось слишком низким, регулятор выключал генератор из общей цепи, предохраняя от обратного тока. Если ток переставали давать значительное количество генераторов, напряжение поддерживали аккумуляторы. Когда нагрузка на СЭП была неполной, и напряжение на шине поднималось выше определенного значения, блоки ПТАБ опять подключали аккумуляторы, но теперь через них шел обратный ток, зарядный. Если аккумуляторы были заряжены и генераторы вырабатывали избыточную мощность, регуляторы тока, реагируя на дальнейшее повышение

напряжения, снижали ток путем уменьшения скважности ШИМ.

Благодаря ЗРУ каждая АБ становилась почти идеальным источником напряжения: напряжение на ее клеммах стабилизировалось со статической ошибкой не более 0,1 В, при этом зарядные и разрядные токи могли быть в пределах от нуля до 50 А. И все это при условии, что напряжение на АБ в процессе заряда и разряда меняется, емкость их не стабильна, батареи чувствительны к условиям заряда и разряда, а параметры образцов имеют разброс.

Чтобы максимально повысить эффективность использования каждой АБ, ЗРУ не только стабилизировали выходное напряжение, но и реализовывали специальные режимы работы батарей: «неполный заряд», «циклирование с глубоким разрядом и зарядом» и «восстановление емкости». АБ также были улучшены и имели несколько степеней защиты от избыточного заряда и чрезмерного разряда, что обеспечивалось датчиками напряжения и давления. Уровень заряженности АБ контролировали реверсивные интеграторы тока.

Таким образом, введение регуляторов тока для каждого генератора СБ и каждой АБ обеспечивало:

- локализацию одиночных отказов в пределах одного генератора или АБ, и, тем самым, отсутствие критичных элементов в системе;
- оптимальный режим работы каждой АБ с учетом ее индивидуальных особенностей, что повышало удельные характеристики и надежность системы в целом;
- управление режимом заряда и разряда каждой АБ с учетом ее текущего состояния;
- выравнивание величины зарядных и разрядных токов между параллельно соединенными АБ;
- стабилизацию напряжения на шинах СЭП;
- возможность ремонта СЭП без перерыва в электроснабжении орбитального комплекса.

На орбитальном комплексе «Мир» впервые в мировой практике была решена сложнейшая электротехническая проблема параллельной работы любого количества источников постоянного тока со стабильным выходным напряжением и с точным автоматическим делением суммарного тока нагрузки. Благодаря модульной структуре удельная мощность СЭП комплекса «Мир» оказалась в два раза выше, чем СЭП станции «Салют» – 5,2 Вт/кг вместо 2,6 Вт/кг. Устранение критичных элементов сделало систему высоконадежной, и это позволило, например, отказаться в дальнейшем от средств аварийного освещения с автономным питанием. Индивидуальное управление каждой АБ и выравнивание величины зарядных и разрядных токов значительно улучшило условия их работы. Более чем в три раза увеличились долговечность и надежность аккумуляторов. Поскольку напряжение на шинах СЭП не зависело от напряжения на АБ, был обеспечен более полный заряд и разряд, что увеличило эффективность использования аккумуляторов комплекса «Мир» в сравнении с аккумуляторами станции «Салют» на 25 %. Стабилизация напряжения на шинах СЭП позволила вдвое повысить экономичность использования электроэнергии при тех же потребителях.

Структура СЭП модулей станции «Мир» оказалась настолько удачной, что без принципиальных изменений была воспроизведена на модулях российского сегмента МКС – функционально-грузовом блоке (ФГБ) «Заря», служебном модуле (СМ) «Звезда», разрабатываемых многоцелевом лабораторном модуле (МЛМ) «Наука» и научно-энергетическом модуле (НЭМ) [4, 19].

Далее приведено краткое описание состава и принципа действия энергокомплекса станции «Мир».

Система электропитания базового блока (ББ) была ведущей и наибольшей по мощности в составе станции. Она содержала 12 АБ и 77 приборов управления. Основные элементы СЭП ББ:

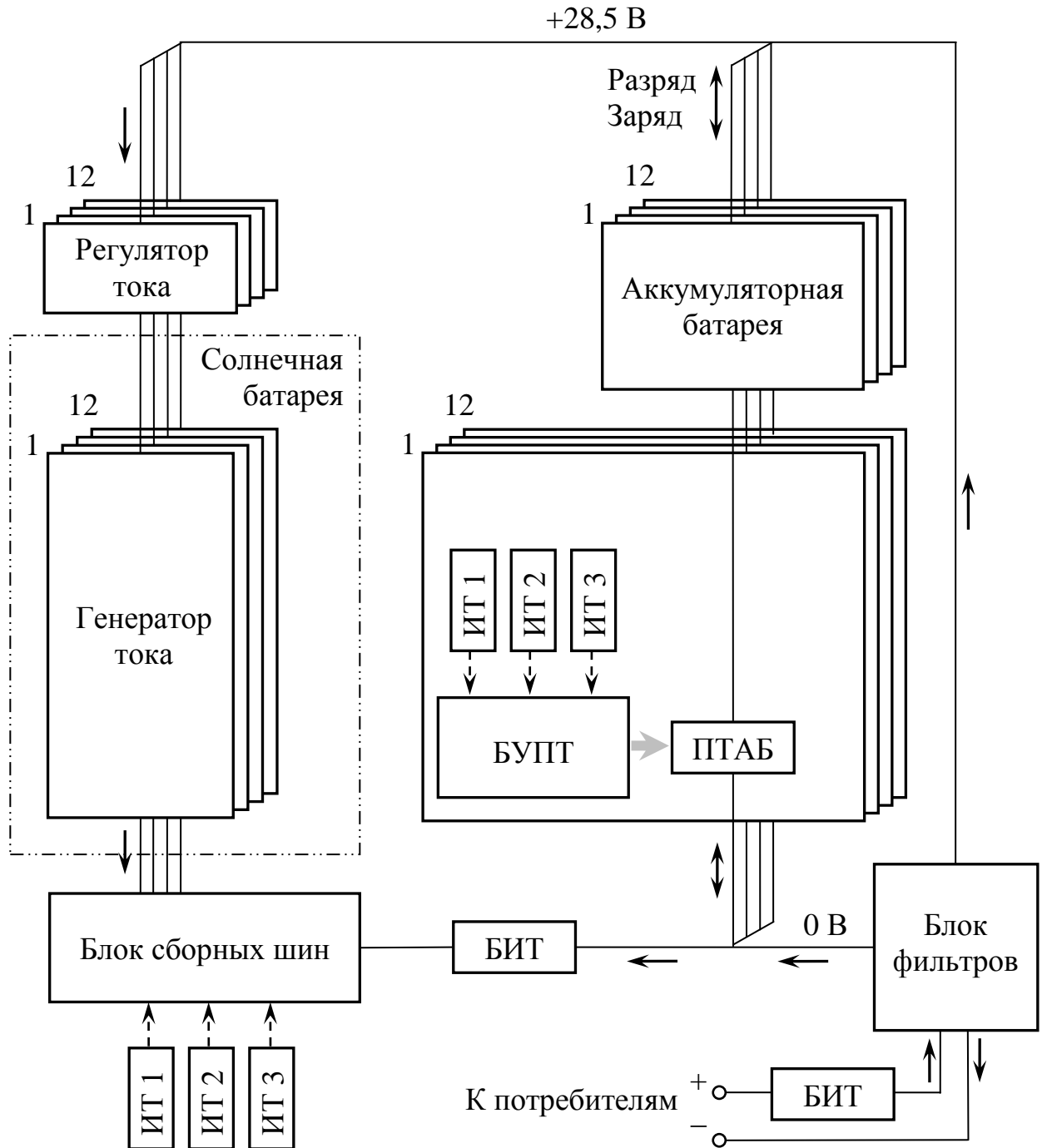
- солнечные батареи;
- унифицированные аккумуляторные батареи;

- комплект приборов автоматического регулирования токов генераторов СБ, АБ, зарядно-разрядных устройств;
- измерительная аппаратура;
- кабельная сеть.

СБ базового блока были электрически разделены на 12 генераторов тока (ГТ), каждый из которых имел свой регулятор тока (РТ). К СЭП ББ были постоянно подсоединены четыре панели СБ, а при необходимости могли быть подключены еще пять групп генераторов тока СБ.

СЭП остальных модулей имели аналогичное устройство. Отличие, в основном, состояло в количестве ГТ и АБ. Генераторы тока СБ всех модулей ОК «Мир» объединялись в 14 групп, подключаемых к СЭП различных модулей. При этом шесть групп ГТ могли переключаться по сигналам командной радиолинии (КРЛ).

Блок-схема СЭП базового блока ОК «Мир» представлена на рисунке 1.1. Электрический ток с генераторов тока СБ подавался на шины СЭП через индивидуальные регуляторы тока, которые стабилизировали выходное напряжение. С шин СЭП ток поступал в первую очередь потребителям электроэнергии (через блок фильтров БФ), а при его избытке – на АБ, которые управлялись зарядно-разрядными устройствами. Когда потребителям не доставало тока солнечных батарей и СБ не могли поддержать напряжение на шине даже при полностью открытых регуляторах, недостающий ток добавляли АБ, для чего преобразователи тока ПТАБ открывали его подачу. Преобразователями тока управляли блоки управления БУПТ, которые отслеживали напряжение на шине. Таким образом, был организован процесс автоматического заряда и разряда АБ с одновременной стабилизацией напряжения на шинах СЭП, причем без каких-либо специальных управляющих связей с регуляторами тока. При наличии избыточной мощности в СЭП, а также после окончания заряда аккумуляторов регуляторы уменьшали подачу тока, поддерживая напряжение на шинах СЭП в заданных пределах.



БИТ – бесшунтовый измеритель тока

БУПТ – блок управления переключателем тока

ИТ – интегратор тока

ПТАБ – переключатель тока аккумуляторной батареи

→ Силовой провод и направление тока

➔ Управляющий сигнал

---➔ Измерительный сигнал

Рисунок 1.1 – Блок-схема системы электропитания базового блока орбитального комплекса «Мир».

Как было отмечено выше, зависимость режима работы БУПТ и ПТАБ от напряжения на шине питания СЭП ББ была подобрана таким образом, что обеспечивалось равное участие всех АБ в процессе заряда и разряда, причем без специальных управляющих связей между блоками БУПТ. А выход из строя одной или даже нескольких АБ не нарушал работоспособности системы.

Процессы в СЭП контролировались по показаниям бесшунтовых измерителей тока (БИТ), интеграторов тока (ИТ) и датчиков напряжения на клеммах АБ. Блок сборных шин (БСШ) обеспечивал объединение всех элементов СЭП в единую систему автоматического регулирования.

В состав СЭП базового блока помимо прочего входили два стабилизатора тока СТ-25, предназначенных для заряда АБ транспортных кораблей. Однако по своей роли в процессе энергообмена это были типичные потребители тока. Рабочее состояние СЭП базового блока контролировалось по показаниям 180 телеметрических параметров. Телеметрические датчики входили в состав приборов управления, все датчики, кроме температурных, были дублированы, а наиболее важные – троированы. В составе СЭП модулей «Квант-2» и «Спектр» имелись блоки силовых коммутаторов БСК, которые обеспечивали переключение групп генераторов СБ от СЭП одного модуля к СЭП другого по командам КРЛ.

При всех отмеченных преимуществах система электропитания ОК «Мир» имела недостатки, преодолимые только при переходе на новую концепцию построения СЭП и станции в целом. Во-первых, недостатком были большие омические потери в кабельной сети и ее нагрев. Сравнительно низкое номинальное напряжение на шинах питания (28,5 В), унаследованное от первых спутников, кораблей «Восток», «Восход», «Союз» и станций «Салют», плохо соответствовало принципиально новому уровню мощности СЭП комплекса, пиковое значение которой могло достигать 65 кВт. В подобных случаях кабели должны быть рассчитаны на токи в десятки и сотни ампер. Наиболее приемлемый способ уменьшить омические потери – увеличить сечение проводов. Недостаточный контроль за массой кабелей на этапе изготовления ББ привел к превышению веса модуля, из-за чего было принято решение вывести его на орбиту с меньшим наклоном – не 65°, как планировалось, а 51,6°. В результате была потеряна возможность наблюдать со

станции бóльшую часть территории Советского Союза.

Второй недостаток – значительное затенение солнечных батарей модулями и другими элементами комплекса. Наличие собственных СБ у всех крупных модулей, с одной стороны, делало их энергонезависимыми, а с другой усложняло форму комплекса и исключало возможность полного освещения всех батарей. КПД и удельная мощность СЭП станции «Мир» в целом были ниже, чем у модулей в отдельности. Те же последствия имело и несовершенство систем ориентации СБ – батареи имели только одну степень вращения. Поскольку оси вращения не были параллельны, даже поворот станции в целом не устранял недостаток полностью.

Принципиально новый подход, призванный решить эти проблемы, был заложен в проекте станции «Мир-2» (1986-1987 гг.) [38]. Основой станции должна была стать протяженная в двух направлениях ферменная конструкция, обеспечивающая хорошее освещение энергетических модулей. К ферме должны были крепиться большие СБ с двумя степенями вращения, а также солнечные концентраторы с паротурбинными преобразователями. Однако проект требовал дополнительных исследований и новых технических возможностей: необходимо было использовать тяжелые ракеты-носители, отработать процесс доставки на орбиту и сборки больших ферменных конструкций, а также применение СБ, устройств и кабелей с повышенным электрическим напряжением в условиях космического вакуума.

В первоначальной версии проекта МКС каждый из сегментов станции – российский и американский – предусматривал собственные средства электроснабжения с возможностью энергообмена. Американские энергетические модули вводились в состав МКС постепенно, а до этого электричеством станцию обеспечивали служебный модуль (СМ) «Звезда» и функционально-грузовой блок (ФГБ) «Заря». Предполагалась стыковка специальных энергетических модулей как к американскому, так и к российскому сегментам. В состав РС МКС должна была войти специальная научно-энергетическая платформа (НЭП), однако из-за недостатка финансирования ее создание было прекращено, и поставщиком недостающей электроэнергии для РС МКС стали солнечные батареи американского сегмента. Американский энергокомплекс, состоящий из девяти модулей (S0 – S4, P1 –

Р4), к 2010 году был полностью развернут, а солнечные батареи ФГБ сложены для того чтобы освободить пространство радиаторам АС МКС.

В настоящее время (2019 г.) энергообеспечение МКС осуществляют СЭП российского модуля СМ и система электроснабжения американского сегмента. Системой электропитания оснащен также многоцелевой лабораторный модуль (МЛМ) «Наука», который планируется ввести в состав станции. После стыковки к МКС солнечные батареи МЛМ предполагается свернуть. Запланированное развитие РС МКС, деградация американских солнечных батарей и сокращение поставок электроэнергии с американской стороны заставили вновь поднять вопрос об энергетической независимости российского сегмента. В связи с этим в РКК «Энергия» ведется разработка научно-энергетического модуля (НЭМ), основным назначением которого станет проведение научных исследований и обеспечение электроэнергией российского сегмента [30].

Система электроснабжения НЭМ имеет особенности, отличающие ее от СЭП функционально-грузового блока «Заря», служебного модуля СМ «Звезда» и многоцелевого лабораторного модуля «Наука» [4]:

- применение фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) на основе арсенида галлия;
- переход на новое рабочее напряжение номинальным значением 120 В вместо 28,5 В;
- применение незаменяемых никель-водородных аккумуляторных батарей, размещаемых снаружи гермоотсека;
- рекордно большие для отечественных КА солнечные батареи площадью более 200 м²;
- использование механизмов выдвижения и раскрытия оригинальной конструкции для развертывания СБ;
- система ориентации СБ, обеспечивающая вращение консолей СБ вокруг двух взаимно перпендикулярных осей.

Система электроснабжения американского сегмента (Electric Power System, EPS) включает устройства выработки, хранения, распределения

электроэнергии и устройства управления. Ключевым решением, которое обеспечивает надежность системы и возможность ее постепенного наращивания, является разделение на восемь независимых каналов электропитания [7].

Источником электроэнергии служат солнечные батареи, изготовленные в виде четырех фотовольтаических модулей (Photovoltaic Module, PVM). Каждый модуль представляет собой законченную конструкцию, доставляемую к МКС одним пуском орбитального корабля «Спейс Шаттл». После доставки и стыковки к МКС на каждом модуле PVM разворачиваются две консоли (крыла) солнечных батарей (solar array wing). В составе EPS, таким образом, имеется восемь консолей СБ, которые и дают ток в восемь каналов электропитания.

Каждая консоль представляет собой раздвижную ферменную конструкцию, на которой закреплены два полотна фотоэлементов. После установки энергоблока на станцию консоль автоматически раздвигается, увеличиваясь в длине с 4,3 до 32,6 м, и разворачивает сложенные гармошкой полотна фотоэлементов. Каждое полотно, по сути – печатная монтажная плата из двух слоев каптона толщиной 25 мкм. Фотоэлементы привариваются к медному проводящему слою, нанесенному на поверхность полотна, а высоковольтные токосъемные шины сделаны в виде печатных проводников, расположенных между слоями каптона. Секция полотна имеет размер 0,4×4,3 м и насчитывает 200 кремниевых фотоэлементов размером 8×8 см. Каждые 400 элементов соединены электрически в последовательную цепочку (элементарный генератор тока) с номинальным напряжением 160 В.

Подсистема хранения энергии (Energy Storage Subsystem, ESS) предназначена, в первую очередь, для компенсации перерывов поступления электроэнергии на затененном участке орбиты. Она включает три никель-водородных (NiH₂) аккумуляторных батареи на каждый из восьми каналов электропитания. Каждая АБ состоит из двух орбитальных заменяемых блоков (Orbital Replacement Unit, ORU). Работой каждой батареи (блока) управляет зарядно-разрядное устройство (Battery Charge/Discharge Unit, BCDU).

Система энергоснабжения АС МКС в целом разделяется на две подсистемы – первичную и вторичную. Первичная включает устройства

выработки, хранения и распределения энергии, рабочее напряжение которых от 137 до 173 В постоянного тока. Рабочее напряжение вторичной подсистемы от 123 до 126 В, ее назначение – обеспечивать энергией конечных потребителей. Преобразователи напряжения двух направлений (American to Russian Converter Units, ARCU, и Russian to American Converter Unit, RACU) обеспечивают подачу электроэнергии из шин вторичной подсистемы СЭС американского сегмента в шины СЭП сегмента российского и обратно с преобразованием напряжения (номинальное рабочее напряжение СЭП РС МКС 28,5 В постоянного тока).

Система энергоснабжения АС МКС имеет ряд отличительных особенностей. Во-первых, это наличие так называемых альфа- и бетта-шарниров – высокоресурсных поворотных узлов, которые обеспечивают вращение консолей СБ без ограничений вокруг двух осей с одновременной передачей тока большой мощности и высокого напряжения. Это серьезное ноу-хау американской космической промышленности. Другая особенность – использование системы управления с распределенно-иерархической структурой, включающей большое количество микроконтроллеров (Programmable Logic Controller, PLC – программируемая логическая интегральная схема, ПЛИС). ПЛИС, к примеру, входят в состав каждого зарядно-разрядного устройства аккумуляторных батарей (BCDU): они автоматически поддерживают оптимальный режим работы АБ, при этом принимают управляющие сигналы и от центрального процессора. Система управления обеспечивает работу всех составных частей СЭС как единого целого, реализуя четыре режима: нормальный безопасный, нормальный опасный, восстановительный и аварийный.

Заданное напряжение на шине питания поддерживается за счет шунтирования избыточного тока СБ. Каждое крыло батарей снабжено шунтирующим устройством SSU с блоком управления PVCE. Регулирование осуществляется в две стадии: грубо, путем шунтирования отдельных последовательных цепочек ФЭП, и точно, за счет периодического широтно-импульсного шунтирования крыла в целом. Синфазность работы всех устройств SSU обеспечивается пилообразным управляющим сигналом с частотой 20 кГц от одного источника. Преимущества шунтирования – меньший

нагрев ФЭП, меньшие пульсации в электрической цепи СБ, и соответственно, сниженные требования к фильтрам, повышенные ресурс и надежность системы. Недостаток – необходимость вводить массивные шунтирующие элементы и обеспечивать отведение тепла от них.

К достоинствам системы энергоснабжения АС МКС можно отнести:

- рекордно высокую выходную мощность;
- модульность построения (система доставлялась на станцию унифицированными блоками и начала давать ток сразу после установки и включения первого из них);
- заранее спланированную конфигурацию, которая позволяет эффективно собирать солнечный свет;
- удачную конструкцию крыльев и полотен СБ, обеспечивающую батареям высокую удельную мощность;
- удачную конструкцию высоковольтных проводников, кабелей и разъемов, которая обеспечивает надежную работу СБ в космическом вакууме;
- высокое номинальное напряжение;
- частичную ремонтпригодность.

Недостатки СЭС американского сегмента, в основном, обусловлены повышенной сложностью, введением централизованного управления, нацеленностью на использование космической транспортной системы «Спейс Шаттл» и применением не самых совершенных ФЭП.

Применение централизованной системы управления, с одной стороны, облегчает контроль за СЭС в целом, с другой – снижает ее надежность, заставляя вводить резервирующие элементы и предусматривать аварийные режимы работы.

Не представляется возможным использовать отработанную конструкцию модулей СЭС ни для продления ресурса МКС, ни для создания новых станций. Модули спроектированы для доставки в отсеках кораблей «Спейс Шаттл», которые признаны экономически неэффективными. После исчерпания ресурса полеты кораблей прекращены, а их концепция считается бесперспективной.

Доставка ракетой потребует значительного изменения конструкции модулей.

Идея использовать ФЭП на основе кремния с КПД примерно 16 % для СБ американского сегмента унаследована из проектов 1970-х и 1980-х годов и продиктована производственными возможностями того времени. Сейчас предпочтительнее ФЭП на основе арсенида галлия, серийные трехпереходные образцы которых имеют КПД 28-29 %. Повышение КПД позволяет снизить массу не только самих СБ, но и системы ориентации, а также расход топлива на поддержание орбиты станции (СБ, особенно большой площади, являются основной причиной аэродинамического торможения). Наконец, ФЭП на основе арсенида галлия значительно более стойки, чем кремниевые, к воздействию ионизирующих космических излучений, и этот фактор существен для КА с длительным ресурсом. Например, в 2017 г., после 10-15 лет эксплуатации СБ американского сегмента часть их полотен из-за сильной деградации была заменена – новые полотна уложены астронавтами поверх старых.

1.2 Постановка задачи исследования

Целью исследования является разработка методики проектирования и расчета модулей орбитальных станций (ОС) и многоразовых электроракетных межорбитальных буксиров (ЭМБ) с системой электроснабжения на основе СБ большой мощности с повышенным ресурсом и удельными характеристиками, а также выработка рекомендаций по определению оптимальных проектных решений с учетом затенения СБ планетой и элементами КА, влияния ионизирующего излучения радиационных поясов Земли, изменения расстояния до Солнца, требований теплового режима и ресурса.

Для достижения указанной цели при исследовании поставлены и решены следующие основные задачи:

1. В порядке изучения существующего опыта выполнен анализ опыта разработки и эксплуатации СЭС станций «Мир» и МКС.

2. В ходе исследования работы СБ модулей при частичном затенении:

- предложены математическая модель и методика расчета мощности СБ при частичном затенении с учетом электрических процессов, выполнено

исследование мощности СБ с учетом указанных условий;

– методика, реализованная в виде специального ПО, подтверждена экспериментально с использованием телеметрии служебного модуля (СМ) российского сегмента Международной космической станции (РС МКС);

– предложена методика вероятностного учета непропорционального снижения мощности СБ при частичном затенении, применимая на этапе проектирования модулей при недостатке исходных данных.

3. В рамках исследования деградации СБ ЭМБ от ионизирующего излучения радиационных поясов Земли (РПЗ):

– предложена математическая модель процесса;

– предложена методика расчета мощности СБ ЭМБ с учетом деградации от излучений РПЗ и разработано соответствующее ПО;

– выполнен анализ деградации, выработаны рекомендации по ее снижению;

– предложены эмпирические формулы для проектного расчета мощности СБ ЭМБ с учетом деградации от ионизирующего излучения РПЗ.

4. В рамках исследования влияния температуры на мощность СБ:

– выполнено экспериментальное исследование с использованием телеметрических данных корабля «Прогресс МС»;

– выработаны рекомендации по учету изменений температуры СБ при проектировании СЭС.

5. В порядке методического обеспечения проектной разработки модулей ОС и ЭМБ:

– исследовано, как влияет изменения расстояния до Солнца на производительность СЭС, предложена методика учета;

– предложены формулы для расчета средневитковых потерь энергии в буферных аккумуляторах;

– предложен способ учета требований теплового режима;

– предложена методика проектного расчета освещенности интерьера пилотируемого КА с учетом отражения света элементами интерьера.

6. В порядке практической реализации предложенные методики применены при проектировании научно-энергетического модуля для РС МКС.

Глава 2 Методика проектирования систем электроснабжения орбитальных станций и многоразовых электроракетных межорбитальных буксиров

2.1 Учет затенения солнечных батарей планетой и элементами космических аппаратов

2.1.1 Описание проблемы

При разработке космических аппаратов (КА) и их комплексов с системой электроснабжения на основе солнечных батарей (СБ), как правило, возникает необходимость определить электрическую мощность СБ с учетом затенения КА планетой, а также с учетом частичного затенения батарей конструктивными элементами аппарата [4, 37]. В наиболее сложном виде проблема возникла при проектировании научно-энергетического модуля (НЭМ) для российского сегмента МКС, СБ которого должны значительное время находиться в тени различных элементов станции.

Аналитического решения задача обычно не имеет из-за, как правило, сложной формы КА и СБ и непрерывного вращения КА вокруг центра масс. Но, главное, снижение мощности не пропорционально площади освещенной части СБ, и, вообще, количеству падающего на них света. В точной постановке задача предполагает анализ трехмерной модели КА, определение условий освещения каждого ФЭП и решение нелинейных уравнений электрических цепей. При этом указанное надо выполнить для сотен или тысяч ракурсов освещения. Решение задачи не обходится без упрощений, и существующие методики отличаются их видом и степенью.

Методы, предложенные в [52], основаны на геометрических упрощениях модели КА. Программно-математическое обеспечение, разработанное для летной эксплуатации РС МКС [60], использует модель станции, сформированную из многих геометрических примитивов, что позволяет с

большой точностью определить форму тени на панелях СБ. Однако электрическая мощность СБ при этом считается пропорциональной площади их освещенной части, а расхождения устраняются с помощью поправочных коэффициентов, определяемых сравнением результатов расчета с телеметрическими данными после каждого выполненного витка станции.

В настоящей работе предложена математическая модель СБ при частичном затенении, учитывающая электрические процессы, а также методика решения уравнений. На основе указанной модели факультетом вычислительной математики и кибернетики МГУ имени М.В. Ломоносова разработано специальное программное обеспечение (ПО), успешно примененное при проектировании модулей для РС МКС и транспортных кораблей [54].

На основе указанной модели также предложена методика вероятностного расчета, применимая при отсутствии специального ПО и недостатке исходных данных. Методика позволяет учесть нелинейность снижения мощности при частичном затенении, обусловленную электрическими процессами, причем на ранних стадиях проектирования КА, когда нет детального представления о схеме и конструкции СБ.

2.1.2 Постановка задачи

Обозначим $W_{СБ}(t)$ электрическую мощность СБ в момент времени t . На нее влияют положение КА как материальной точки в системе Солнца и ближайшей планеты, а также ориентация батарей и аппарата по направлению к Солнцу.

Орбитальные КА, как правило, испытывают периодическое затенение планетой и для компенсации перебоев поступления тока от СБ снабжаются буферными аккумуляторами. СБ и аккумуляторы совместно с аппаратурой регулирования и контроля (АРК) должны обеспечивать питание бортовых потребителей тока по требуемой циклограмме в течение каждого орбитального витка, поэтому для разработчиков КА практический интерес представляют средневитковые величины мощности СБ и СЭС:

$$\bar{W}_{\text{СБ}} = \frac{1}{T} \int_0^T W_{\text{СБ}}(t) dt; \quad (2.1.1)$$

$$\bar{W}_{\text{СЭС}} = \bar{W}_{\text{СБ}} \eta_{\text{буф}} \eta_{\text{рт}}, \quad (2.1.2)$$

где T – период орбиты, $\eta_{\text{буф}}$ и $\eta_{\text{рт}}$ – коэффициенты средневитковых потерь энергии при ее преобразовании в буферных аккумуляторах и АРК.

Аналогичные величины можно использовать при расчете СЭС КА, вращающегося вокруг собственного центра масс, при этом можно считать T периодом вращения.

Ключевой характеристикой СБ является максимальная мощность СБ $W_{\text{СБ}}^0$, развиваемая при полном освещении батарей отвесными лучами Солнца. Она важна не только как показатель энергетических возможностей СЭС, но и как единица измерения других мощностных характеристик. Величина $W_{\text{СБ}}^0$ зависит от расстояния до Солнца и технического состояния батарей. Оба фактора меняются сравнительно медленно, поэтому при расчете средневитковых величин максимальную мощность $W_{\text{СБ}}^0$ можно считать постоянной.

Для учета влияния затенения на производительность СБ вводится так называемый коэффициент освещенности (коэффициент затенения), показывающий, какова моментальная мощность СБ по отношению к максимальной:

$$k_{\text{осв}}(t) = \frac{W_{\text{СБ}}(t)}{W_{\text{СБ}}^0}. \quad (2.1.3)$$

Примерный вид графика коэффициента освещенности СБ орбитального КА в течение одного орбитального витка показан на рисунке 2.1.

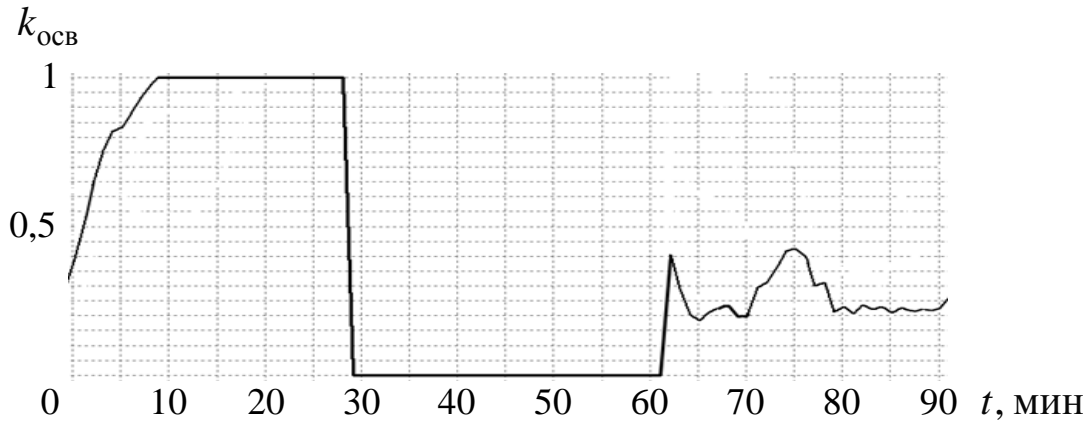


Рисунок 2.1 – Примерный график коэффициента освещенности СБ орбитального КА в течение орбитального витка

По графику видно, например, что примерно треть витка аппарат находится в тени Земли и поступление энергии полностью отсутствует, о чем свидетельствует почти прямоугольная «яма» в центре графика. Наличие горизонтального «плато» левее говорит, что некоторое время до захода в тень планеты солнечные батареи были полностью освещены и, автоматически отслеживая направление на Солнце, вырабатывали максимальную мощность. Всю остальную часть витка мощность батарей сложно менялась из-за затенения СБ конструктивными элементами КА.

Для вычисления мощностных характеристик, осредненных за виток, введем средневитковый коэффициент освещенности:

$$\bar{k}_{\text{осв}} = \frac{1}{T} \int_0^T k_{\text{осв}}(t) dt. \quad (2.1.4)$$

Тогда средневитковая мощность СЭС выражается формулой

$$\bar{W}_{\text{СЭС}} = W_{\text{СБ}}^0 \bar{k}_{\text{осв}} \eta_{\text{буф}} \eta_{\text{рт}}. \quad (2.1.5)$$

Средневитковый коэффициент освещенности представляется в виде произведения

$$\bar{k}_{\text{осв}} = \bar{k}_{\text{пл}} \bar{k}_{\text{а}}, \quad (2.1.6)$$

где первый множитель $\bar{k}_{\text{пл}}$ характеризует затенение СБ планетой, а второй ($\bar{k}_{\text{а}}$)

– затенение элементами КА и ориентацию СБ на Солнце.

2.1.3 Учет затенения планетой

Если солнечные батареи в течение всего освещенного участка орбиты полностью освещены и ориентированы нормалью на Солнце, то $\bar{k}_a = 1$. Затенение в этом случае обусловлено только планетой: $\bar{k}_{\text{осв}} = \bar{k}_{\text{пл}}$, и относительное количество собираемой энергии равно относительной продолжительности освещенного участка орбиты:

$$\bar{k}_{\text{пл}} = \tau = T_{\text{осв}}/T, \quad (2.1.7)$$

где T – период витка, $T_{\text{осв}}$ – время нахождения КА на его освещенной части.

При выходе КА из тени Земли максимальная освещенность Солнцем достигается не мгновенно, а в течении некоторого времени, поскольку Солнце на небосводе представляет собой светящийся диск и выходит из-за горизонта Земли постепенно. Несложно вычислить, что при наблюдении с низкоорбитального околоземного спутника и отсутствии атмосферы время восхода должно составить не менее 7,5 с. Анализ телеметрических данных, полученных с корабля «Прогресс МС-07» (см. главу 4), показывает, что мощность СБ корабля поднимается от нуля до максимума за 20-25 с. Это обусловлено еще и наличием атмосферы. Ее присутствие сказывается двояко: с одной стороны, атмосфера поглощает и рассеивает солнечные лучи, а с другой – преломляет их и позволяет увидеть Солнце раньше, когда светило, чисто геометрически, еще находится за горизонтом.

Очевидно, что все указанные причины сглаживают и сдвигают по времени фронты и спады графика мгновенной мощности, соответствующие моментам выхода и захода КА в тень планеты. Но учет этого нюанса позволяет уточнить расчет средневитковой мощности СБ околоземного орбитального КА не более чем на 0,7 %.

Если не принимать в расчет преломления и рассеяния света в атмосфере, относительную продолжительность освещенного участка орбиты τ можно

найти из геометрических соображений после баллистического расчета КА, исходя из параметров орбиты, положения Солнца, а также формы и размеров планеты. В частности, если считать планету сферической, то для спутника с круговой орбитой

$$\tau = \begin{cases} 1 - \frac{1}{\pi} \arcsin \frac{\sqrt{(R_{\text{пл}}/r)^2 - \sin^2 \beta}}{\cos \beta}, & \text{если } |\beta| < \beta_{\text{кр}}, \\ 1, & \text{если } |\beta| \geq \beta_{\text{кр}} \end{cases}, \quad (2.1.8)$$

где β – угол между плоскостью орбиты спутника и направлением на Солнце (так называемый угол склонения Солнца), $\beta_{\text{кр}} = \arcsin(R_{\text{пл}}/r)$ – критический угол склонения Солнца, $R_{\text{пл}}$ – радиус планетного сфероида, r – радиус орбиты КА.

На рисунке 2.12 показан примерный график относительной продолжительности освещенного участка круговой орбиты в зависимости от угла склонения Солнца, построенный по формуле (2.1.8).

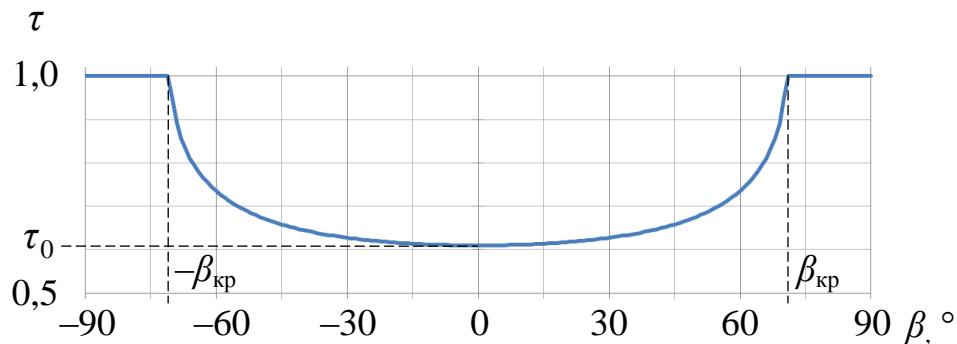


Рисунок 2.12 – Примерный график относительной продолжительности освещенного участка круговой орбиты в зависимости от угла склонения Солнца

Если угол склонения Солнца β по абсолютной величине меньше $\beta_{\text{кр}}$, то некоторую часть витка спутник находится в тени Земли и $\tau < 1$. При $|\beta| \geq \beta_{\text{кр}}$ спутник постоянно освещен, и $\tau = 1$ (спутник движется по так называемой «солнечной» орбите). Продолжительность освещенного участка минимальна ($\tau = \tau_0$), когда Солнце находится в плоскости орбиты спутника ($\beta = 0$):

$$\tau_0 = 1 - \frac{1}{\pi} \arcsin \frac{R_{\text{пл}}}{r} = 1 - \frac{\beta_{\text{кр}}}{\pi}, \quad (2.1.9)$$

Вывод формулы (2.1.8) иллюстрирует рисунок 2.13.

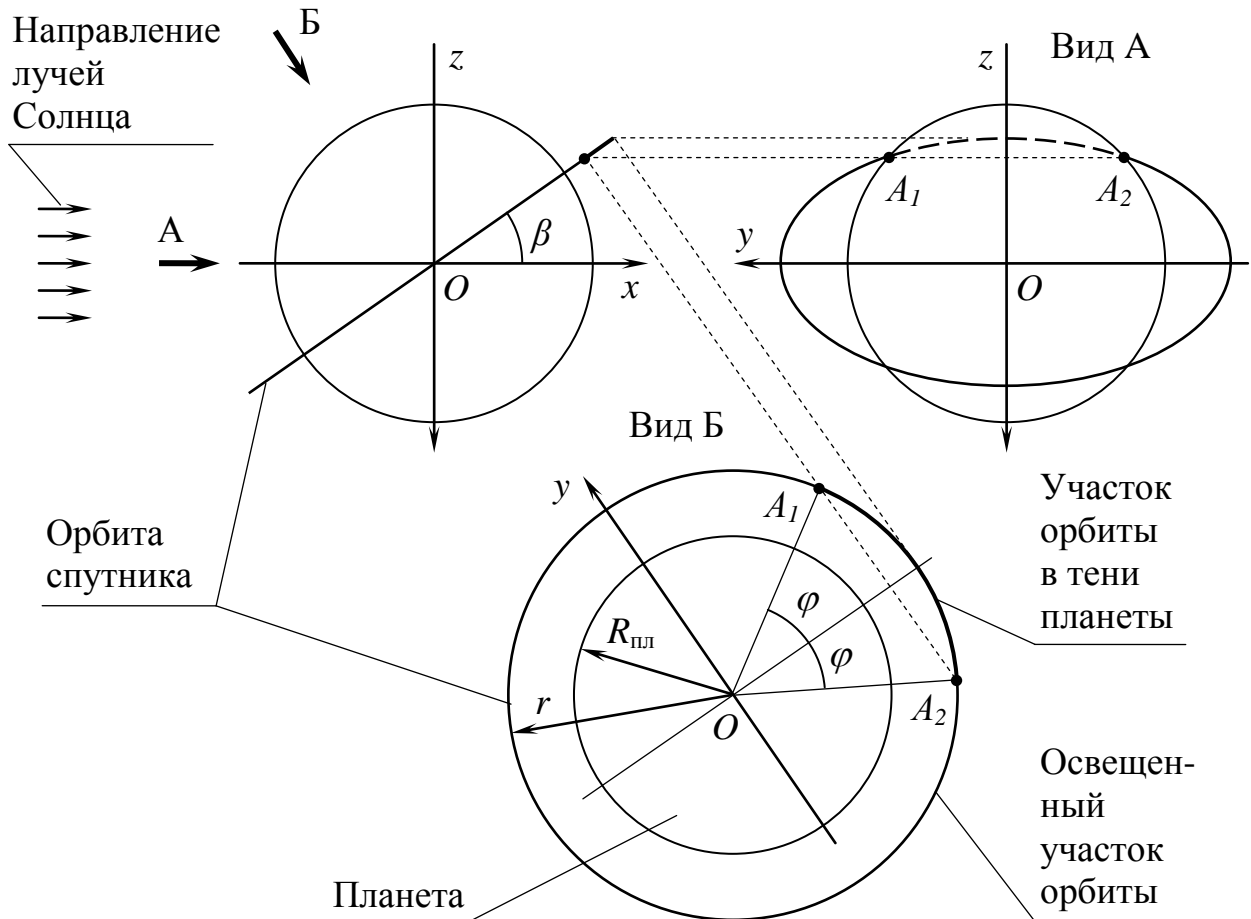


Рисунок 2.13 – К расчету продолжительности освещенного участка круговой орбиты

При взгляде со стороны Солнца (вид А на рисунке 2.13) орбита спутника выглядит как эллипс с полуосями r и $r \sin \beta$ соответственно. Контур планеты представлен окружностью радиуса $R_{\text{пл}}$. Решая совместно уравнения эллипса и окружности, можно найти координаты x и z точек их пересечения A_1 и A_2 , в которых спутник выходит на свет и заходит в тень планеты. Расстояние от спутника до начала координат (центра планеты O) равно r . Исходя из этого, находится координата y точек A_1 и A_2 . Взгляд на орбиту спутника в плане (вид Б) позволяет вычислить величину угла φ и, следовательно, относительную

длину теневого и освещенного участков орбиты.

Движение околоземных спутников по низким круговым орбитам часто характеризуется не радиусом орбиты, а ее средней высотой. В этом случае вместо (2.1.8) удобнее использовать формулы

$$\tau = \begin{cases} 1 - \frac{1}{\pi} \arcsin \frac{\sqrt{(1 + h/R_{\text{пл}})^{-2} - \sin^2 \beta}}{\cos \beta}, & \text{если } |\beta| < \beta_{\text{кр}}, \\ 1, & \text{если } |\beta| \geq \beta_{\text{кр}} \end{cases}, \quad (2.1.10)$$

$$\beta_{\text{кр}} = \arcsin[1/(1 + h/R_{\text{пл}})], \quad (2.1.11)$$

где h – высота орбиты КА над поверхностью планеты.

Угол склонения Солнца β является ключевой величиной в расчете производительности СБ спутников планет. От него, как правило, однозначно зависит средневитковая мощность СБ. Угол изменяется сравнительно медленно и предсказуемым образом, что дает возможность вместо сквозного расчета за длительный период времени выполнить несколько типовых расчетов для ряда значений β и после интерполяции использовать полученные результаты для быстрого вычисления производительности СБ как на любую дату, так и в среднем за произвольный период. Характерный график зависимости угла склонения Солнца от даты представлен на рисунке 2.14.

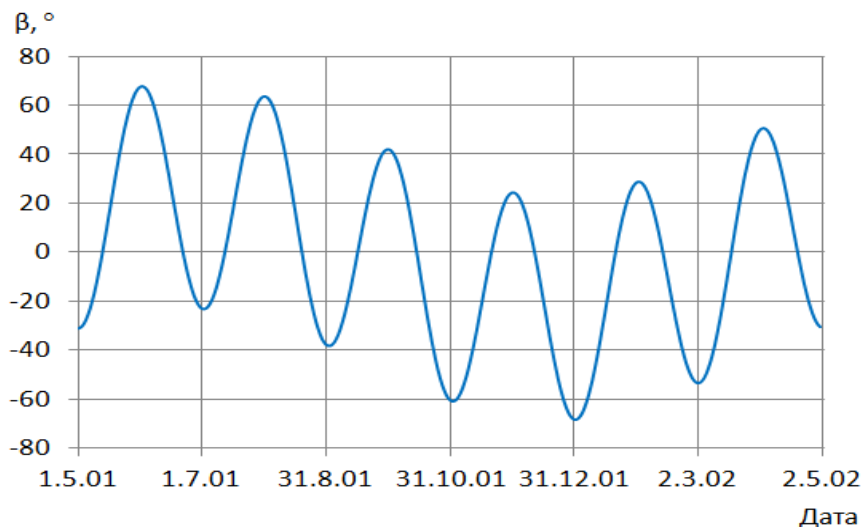


Рисунок 2.14 – Характерный вид графика зависимости угла склонения Солнца орбиты спутника Земли от даты

График представляет собой результат сложения двух периодических кривых, близких к синусоиде. Период первой кривой равен длительности обращения планеты вокруг Солнца (планетный год – для Земли 365,25 суток), а ее амплитуда есть угол наклона экватора планеты к плоскости эклиптики (для Земли $23^{\circ}27'$, см., например, [29]). Вторая кривая обусловлена прецессией орбиты спутника: из-за нецентральности поля тяготения планеты, а также приливных сил Солнца и естественных спутников орбита КА меняет свое положение в пространстве, и вектор орбитального вращения медленно описывает конус вокруг оси вращения планеты. Период второй кривой равен периоду прецессии, а ее амплитуда равна наклонению орбиты аппарата к экватору планеты. Формула для расчета прецессии приведена, например, в [43].

Располагая зависимостью угла склонения Солнца от номера витка n , можно определить коэффициент снижения средневитковой мощности СЭС от затенения СБ планетой на этом витке:

$$\bar{k}_{пл}(n) = \tau(\beta(n)). \quad (2.1.12)$$

Вместо номера витка можно использовать дату, что несколько снижает точность расчета, так как угол β в течение суток может заметно измениться. Средний коэффициент затенения СБ планетой за длительный период T , например, за месяц или за год, можно вычислить интегрированием:

$$\bar{k}_{пл,T} = \frac{1}{T} \int_0^T \tau(\beta(t)) dt. \quad (2.1.13)$$

2.1.4 Учет затенения солнечных батарей конструктивными элементами космических аппаратов

Рассмотрим случай, когда СБ могут затеняться конструктивными элементами КА или не отслеживают строго направление на Солнце, то есть $\bar{k}_a < 1$. Как было отмечено выше, вычисление коэффициента затенения СБ конструктивными элементами – сложная задача, не имеющая аналитического решения. В настоящей работе предложены два способа ее решения –

основанный на определении условий работы каждого ФЭП и вероятностный.

В наиболее сложном виде задача возникла при проектировании научно-энергетического модуля (НЭМ) для российского сегмента МКС. Модуль должен быть расположен на стороне станции, преимущественно обращенной к Земле, в результате чего на него будут отбрасывают тень другие элементы МКС (рисунок 2.15).

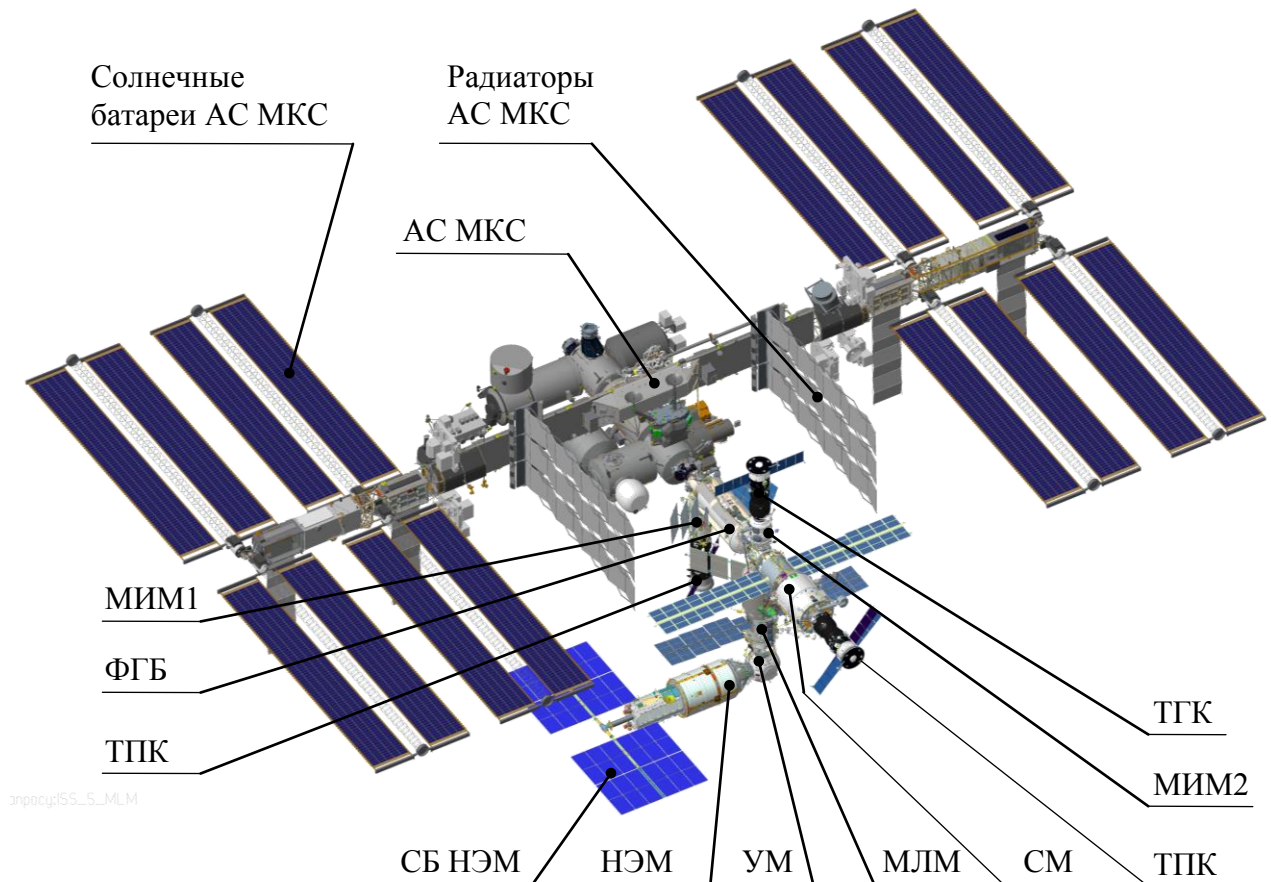


Рисунок 2.5 – МКС, включая научно-энергетический модуль: ТГК – транспортный грузовой корабль «Прогресс»; МИМ2 – малый исследовательский модуль № 2 «Пирс»; ТПК – транспортный пилотируемый корабль «Союз»; СМ – служебный модуль «Звезда»; МЛМ – многоцелевой лабораторный модуль «Наука»; УМ – узловой модуль «Причал»; НЭМ – научно-энергетический модуль; СБ НЭМ – солнечные батареи НЭМ; МИМ1 – малый исследовательский модуль № 1 «Рассвет»; ФГБ – функционально-грузовой блок «Заря»; АС МКС – американский сегмент МКС; СБ АС МКС – солнечные батареи АС МКС

Благодаря тому, что МКС, в основном, ориентирована по осям орбитальной системы координат, картина теней на солнечных батареях НЭМ

при равных углах склонения Солнца виток за витком повторяется. Это делает целесообразным построить серию графиков $k_{\text{осв}}(t)$, как на рисунке 2.11, для ряда углов β . Для НЭМ первоначально такая работа была выполнена в Центре математического моделирования Главной оперативной группы управления (ЦММ ГОГУ) РКК «Энергия» в Центре управления полетом. Было проанализировано несколько сотен проекций МКС в различных направлениях, на которых подсчитана относительная площадь видимой части солнечных батарей НЭМ. Ее величина и считалась значением коэффициента $k_{\text{осв}}$. Затем построена серия графиков $k_{\text{осв}}(t)$ при разных β , а для каждого графика определено среднее значение $\bar{k}_{\text{осв}}(\beta)$. Последние отложены на сводном графике (см. рисунок 2.16).

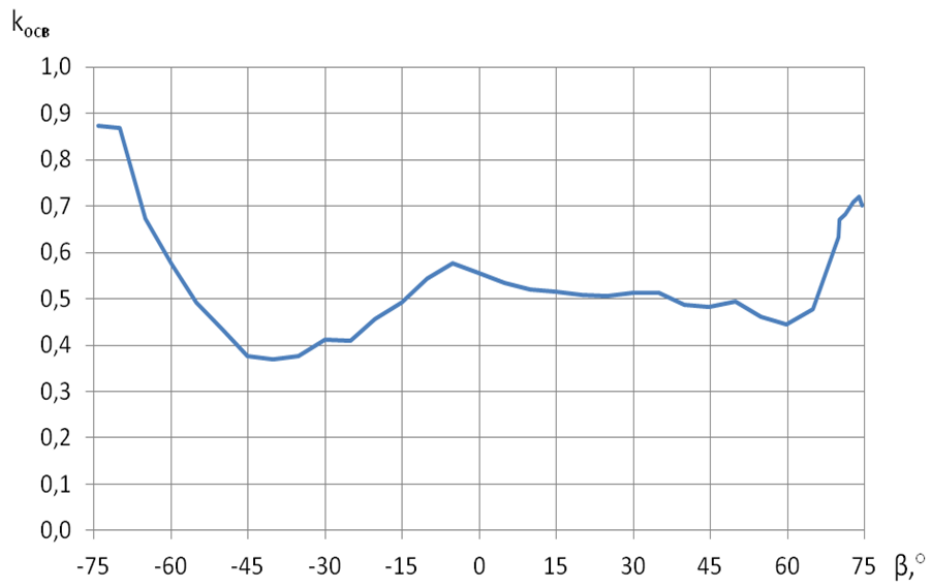


Рисунок 2.16 – Средние коэффициенты освещенности СБ НЭМ в зависимости от угла склонения Солнца

Геометрическое определение коэффициента освещенности $k_{\text{осв}}(t)$, без учета особенностей работы фотоэлектрических преобразователей, имеет существенную погрешность, так как выходная мощность батарей не пропорциональна площади их освещенной части, что иллюстрирует рисунок 2.7.

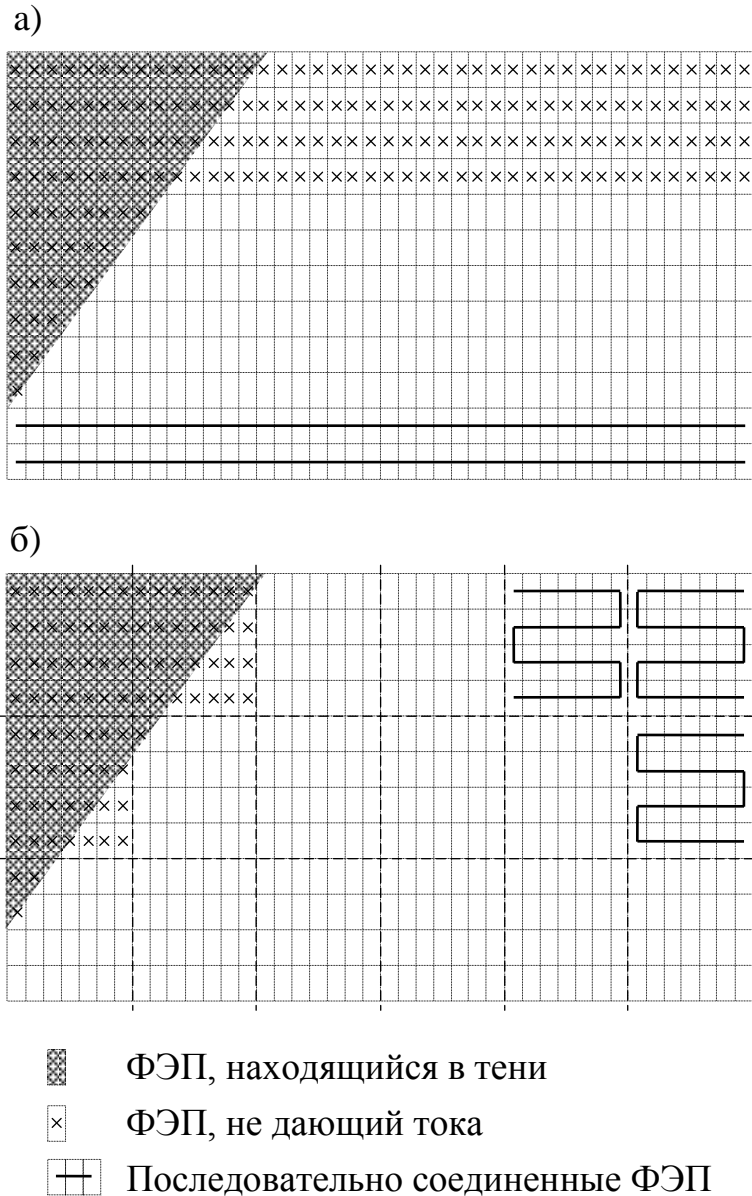


Рисунок 2.7 – Работа панели СБ с линейным (а) и компактным (б) расположением последовательных цепочек ФЭП при частичном освещении

При частичном затенении СБ ток в общую цепь не дают преобразователи не только оказавшиеся в тени, но и многие освещенные. Объясняется это принципом электрического соединения ФЭП: в составе СБ они могут быть соединены, например, последовательно-параллельно – сначала в последовательные цепочки (линейки, элементарные генераторы) с достаточно большим напряжением на концах, а затем параллельно для обеспечения необходимой мощности. Суммарный ток цепочек направляется на шину питания, напряжение на которой поддерживается регуляторами тока или за

счет буферных аккумуляторов. Цепочка перестанет давать ток в общую цепь, если напряжение на ее концах станет ниже напряжения стабилизации, что происходит при затенении даже нескольких ФЭП цепочки.

Представленная далее математическая модель обеспечивает расчет мощности СБ при частичном затенении с учетом электрических процессов. Модель учитывает расположение фотоэлементов, их вольтамперные характеристики (ВАХ), схему электрического соединения, а также ВАХ блокирующих и шунтирующих диодов, если последние предусмотрены. Модель позволяет построить ВАХ последовательной цепочки ФЭП, панели СБ и СБ в целом. С помощью ВАХ СБ можно вычислить возникающий ток и вырабатываемую мощность (если известно напряжение на шине питания, которое, как правило, задано) или определить максимальную мощность СБ.

В основе предлагаемой модели СБ лежит математическая модель последовательной цепочки ФЭП (линейки, элементарного генератора тока), содержащей также блокирующий диод. Разность потенциалов на концах цепочки представляет собой алгебраическую сумму напряжений ФЭП U_i за вычетом падения напряжения на диоде U_d . Полагаем, что цепочка подключена к шине питания с напряжением $U_{\text{пит}}$:

$$\sum_{i=1}^N U_i - U_d = U_{\text{пит}}, \quad (2.1.14)$$

где N – количество ФЭП в цепочке.

Известно, что сила фототока пропорциональна освещенности ФЭП [51]. Это справедливо при неизменном угле падения лучей γ , так как, в отличие от освещенности, фототок не пропорционален $\cos\gamma$ (с увеличением γ растут потери из-за отражения и поглощения света материалом ФЭП и защитным покрытием).

Введем величину относительной силы фототока ФЭП $\varepsilon = I_{\text{ф}}/I_{\text{ф.0}}$, где $I_{\text{ф}}$ – абсолютный фототок, $I_{\text{ф.0}}$ – фототок при равномерном освещении преобразователя отвесными лучами Солнца. При равномерном освещении преобразователя $\varepsilon = f(\gamma)$, где функция f учитывает потери, связанные с углом

падения лучей света γ , $f(0) = 1$. Точный вид данной функции зависит от типа ФЭП, технологии изготовления и оптического покрытия. При отсутствии необходимых данных предлагается считать $f(\gamma) = \cos^\alpha \gamma$, где $\alpha = 1 \dots 2$.

Размеры ФЭП обычно во много раз меньше размеров панели СБ, поэтому не представляется целесообразным рассматривать частичное затенение отдельных ФЭП. Полагаем, что фотоэлемент или находится полностью в тени, или полностью освещен, что определяется освещенностью точки в центре его лицевой стороны. Считаем также, что все ФЭП одной цепочки установлены в одной плоскости, как обычно бывает на практике. Таким образом:

$$\varepsilon_i = \begin{cases} 0, & \text{если центр ФЭП в тени} \\ f(\gamma), & \text{если центр ФЭП на свету} \end{cases}. \quad (2.1.15)$$

Если известны ВАХ ФЭП в виде $U(I, \varepsilon_i)$ и ВАХ блокирующих диодов в виде $U_{\text{д}}(I)$, то протекающий ток можно найти из уравнения

$$\sum_{i=1}^N U(I, \varepsilon_i) - U_{\text{д}}(I) = U_{\text{пит}}. \quad (2.1.16)$$

Группируем напряжения ФЭП по условиям освещенности (рисунок 2.8):

$$n_0 U(I, 0) + n_1 U(I, f(\gamma)) - U_{\text{д}}(I) = U_{\text{пит}}, \quad (2.1.17)$$

где n_0 – количество затененных ФЭП в цепочке, n_1 – количество освещенных ФЭП, $N = n_0 + n_1$ – общее количество ФЭП в цепочке.

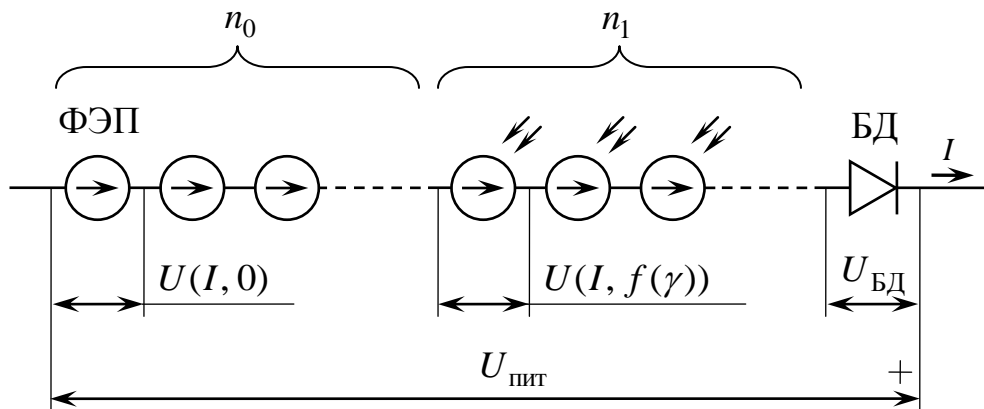


Рисунок 2.8 – К выводу уравнения баланса напряжений в последовательной цепочке ФЭП

Уравнение (2.1.17) является ключевым в предлагаемой математической модели и, по сути, представляет собой ВАХ последовательной цепочки ФЭП. Решать его можно численно (рекомендуется метод деления отрезка пополам), для чего надо задать ВАХ ФЭП и блокирующих диодов, разрешенные относительно напряжения.

В режиме положительного напряжения ВАХ ФЭП описывается уравнением

$$I = \varepsilon I_{\phi,0} - I_{o,n} \left[\exp \frac{q(U + IR_{\Pi})}{AkT} - 1 \right] - \frac{U + IR_{\Pi}}{R_{\text{ш}}}, \quad U \geq 0 \quad (2.1.18)$$

где $I_{\phi,0}$ – фототок при полном отвесном освещении, $I_{o,n}$ – обратный ток насыщения, q – заряд электрона, k – постоянная Больцмана, T – температура ФЭП, A – коэффициент неидеальности (диодный коэффициент), R_{Π} – сопротивление последовательное, $R_{\text{ш}}$ – сопротивление шунтирующее.

Уравнение (2.1.18) соответствует эквивалентной электрической схеме ФЭП, изображенной на рисунке 2.9, и представляет собой уравнение баланса токов в узле K . Далее полагаем, что температура ФЭП и их вольтамперные характеристики постоянны.

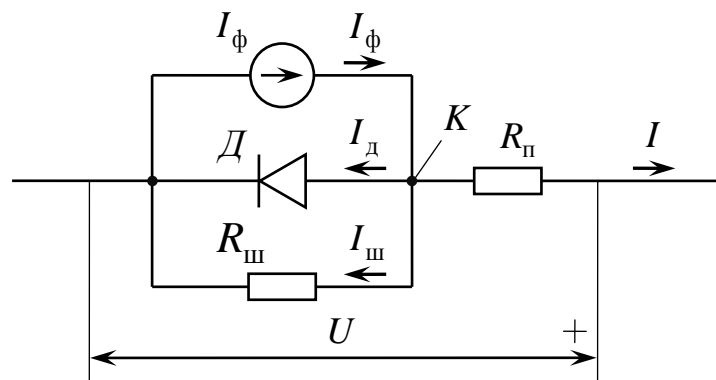


Рисунок 2.9 – Эквивалентная схема ФЭП: I_{ϕ} – источник фототока (сила фототока); D – эквивалентный диод; $I_{\text{д}}$ – ток утечки через эквивалентный диод; $R_{\text{ш}}$ – сопротивление шунтирующее; $I_{\text{ш}}$ – сила тока утечки через шунтирующее сопротивление, R_{Π} – сопротивление параллельное, U , I – напряжение и сила тока на выводах ФЭП

Ветвь ВАХ ФЭП в режиме обратного напряжения при наличии шунтирующего диода предлагается задать уравнением:

$$I = I_{к.з}(\varepsilon) + I_{о.н.ш} \left[\exp\left(-\frac{qU}{kT}\right) - 1 \right], \quad U < 0, \quad (2.1.19)$$

где $I_{к.з}(\varepsilon)$ – ток короткого замыкания при освещенности ε , который находится из уравнения (2.1.18) при $U=0$; $I_{о.н.ш}$ – обратный ток насыщения шунтирующего диода.

На рисунке 2.10 показана серия ВАХ ФЭП при различной освещенности, построенная по уравнениям (2.1.18) и (2.1.19).

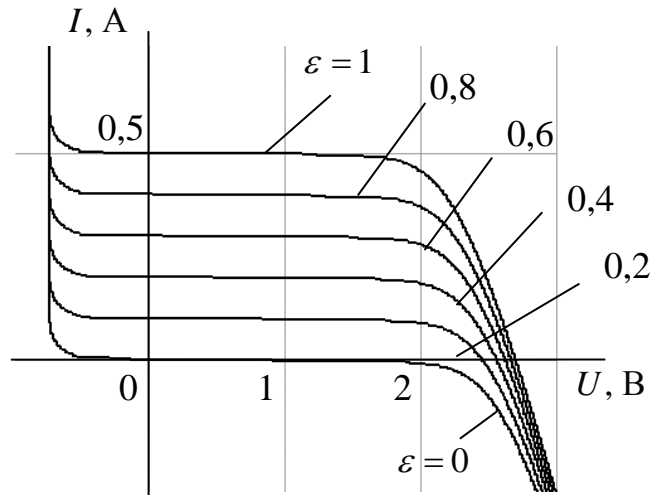


Рисунок 2.10 – Пример вольтамперных характеристик ФЭП при различной относительной освещенности

Для представления ВАХ ФЭП в виде зависимости $U(I, \varepsilon)$ надо решить уравнения (2.1.18) и (2.1.19) относительно U . Если $I \leq I_{к.з}(\varepsilon)$, то напряжение U должно определяться из уравнения (2.1.18), в противном случае – из (2.1.19). Первое из них может быть решено только численно – например, методом хорд, Ньютона или делением отрезка пополам – особой эффективности какой-либо из них в данном случае не демонстрирует. Методика предполагает многократное вычисление $U(I, \varepsilon)$ при решении уравнения (2.1.17), поэтому рекомендуется разработать соответствующую программную процедуру (функцию). Возможно, что при применении описанной методики возникнет необходимость ускорить

выполнение процедуры из-за вложенности итерационных циклов. Несколько огрубив расчет, можно положить $R_{ш} = \infty$ и решать уравнение (2.1.18) аналитически:

$$U = \frac{AkT}{q} \ln \left(1 + \frac{\varepsilon I_{\phi.0} - I}{I_{o.H}} \right) - IR_{п}, \quad I < I_{к.з}(\varepsilon),$$

где ток короткого замыкания $I_{к.з}(\varepsilon)$ находится решением этого же уравнения относительно I при $U = 0$.

Заметим, что результаты реализации данной математической модели, представленные в разделе (2.2.4), получены с помощью типового персонального компьютера без подобного упрощения.

Применение шунтирующих диодов в СБ необходимо, если допускается возможность частичного затенения батареи: диоды защищают неактивные ФЭП от пробоя обратным напряжением смещения, а также уменьшают внутреннее сопротивление последовательных цепочек в прямом направлении при затенении части ФЭП. Предлагаемая модель пригодна и в случае, когда шунтирующих диодов нет. Для этого ВАХ ФЭП предлагается описывать уравнениями:

$$\begin{aligned} I &= \varepsilon I_{\phi.0} - I_{o.H} \left[\exp \frac{q(U + IR_{п})}{AkT} - 1 \right] - \frac{U + IR_{п}}{R_{ш}}, \quad U + IR_{п} \geq -U_{пр} \\ I &= I_{пр}(\varepsilon) + I_1 \left[\exp \left(-\frac{U + IR_{п} + U_{пр}}{U_1} \right) - 1 \right], \quad U + IR_{п} < -U_{пр} \end{aligned}, \quad (2.1.20)$$

где $U_{пр}$ – модуль напряжения пробоя; $I_{пр}(\varepsilon)$ – ток пробоя, вычисляемый из (4) при $U + IR_{п} = -U_{пр}$; параметры I_1 , U_1 определяют форму ВАХ в области пробоя.

ВАХ блокирующего диода задается аналогично (2.1.20) – с разделением области значений напряжения на две части – до лавинного пробоя и при пробое:

$$I = I_{\text{о.н.д}} \left[\exp \frac{qU_{\text{д}}}{kT} - 1 \right], \quad U_{\text{д}} \geq -U_{\text{пр.д}}, \quad (2.1.21)$$

$$I = -I_{\text{пр.д}} - I_2 \ln \frac{U_{\text{д}} + U_{\text{пр.д}}}{U_2}, \quad U_{\text{д}} < -U_{\text{пр.д}},$$

где $I_{\text{о.н.д}}$ – обратный ток насыщения диода, q – заряд электрона, k – постоянная Больцмана, T – температура диода, $U_{\text{пр}}$ – модуль напряжения пробоя диода, $I_{\text{пр.д}} = I_{\text{о.н.д}} \left[1 - \exp \left(-\frac{qU_{\text{пр.д}}}{kT} \right) \right]$ – модуль тока пробоя диода, I_2 , U_2 – константы, задающие форму ветви ВАХ диода в области лавинного пробоя.

Пример графика ВАХ блокирующего диода, построенный по уравнениям (2.1.21), показан на рисунке 2.11.

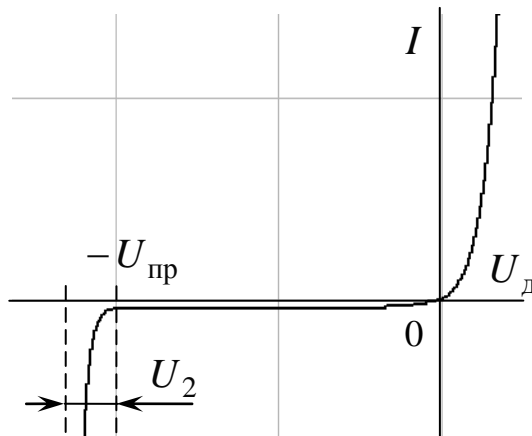


Рисунок 2.11 – Пример вольт-амперной характеристики диода с учетом лавинного пробоя

Уравнения ВАХ блокирующего диода (2.1.21) могут быть решены относительно $U_{\text{д}}$ аналитически. По ним также рекомендуется разработать программную процедуру (функцию), чтобы использовать при численном решении уравнения (2.1.17).

Решая уравнения (2.1.17) относительно I при различных значениях напряжения на концах цепочки $U_{\text{пит}} = U$ и разном количестве затененных ФЭП n_0 , можно построить серию ВАХ цепочки, как на рисунке 2.12.

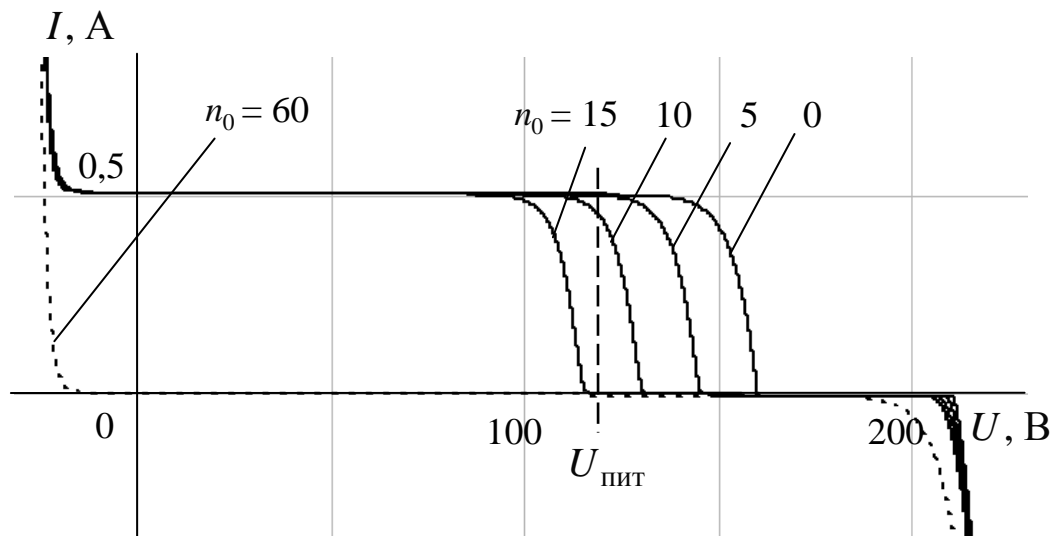


Рисунок 2.12 – Вольтамперные характеристики цепочки из 60 ФЭП при различном количестве затененных элементов n_0

На рисунке 2.12 видно, что если напряжение на концах цепочки $U_{\text{пит}}$ стабилизировано, при относительно небольшом количестве затененных элементов ток в цепочке практически равен максимальному. В рассмотренном случае при $n_0 = 10$ ток становится ниже, а при $n_0 = 15$ исчезает. Вычислив ток цепочки для множества значений n_0 , можно построить график, как на рисунке 2.13.

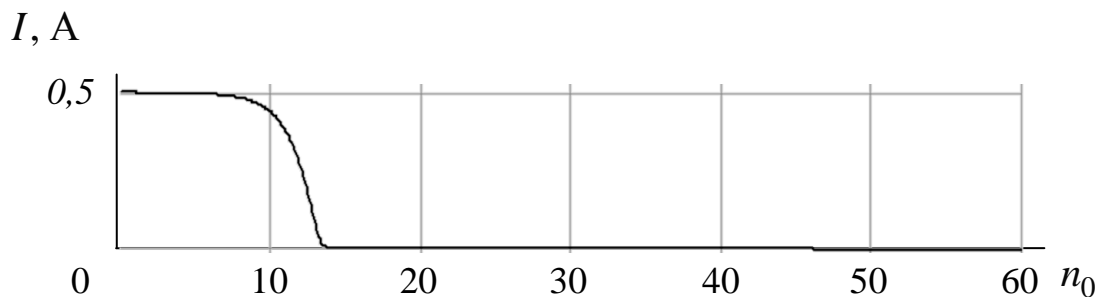


Рисунок 2.13 – Сила тока цепочки в зависимости от количества затененных ФЭП при стабилизированном напряжении на концах цепочки

После того, как модель последовательной цепочки ФЭП описанным образом подготовлена, необходимо включить ее в геометрическую модель панели СБ. Последняя представляет собой чертеж панели, на котором должны

быть указаны расположение ФЭП и способ их группирования в последовательные цепочки (области размещения цепочек). Необходимая информация для использования в вычислительном алгоритме представляется, например, в виде таблицы – перечня цепочек и входящих в них преобразователей с указанием координат центров ФЭП – или в виде программной процедуры. Если ФЭП в пределах одной цепочки соединены только последовательно, порядок их электрического соединения между собой не результат расчета не влияет и в математической модели не учитывается.

При известной форме тени с помощью модели панели СБ подсчитывается количество освещенных и затененных ФЭП в каждой последовательной цепочке, а затем с помощью уравнения (2.1.17) вычисляется генерируемый ток. Сила тока всей панели находится как сумма токов расположенных на ней цепочек ФЭП, а мощность – умножением на напряжение питания:

$$I = \sum_k I_k ; \quad (2.1.22)$$

$$P = U_{\text{пит}} I . \quad (2.1.23)$$

Представленная методика расчета мощности СБ использована при разработке специального программного обеспечения (ПО) для расчета производительности СБ КА, описанного ниже. Автором также предложена методика вероятностного расчета, применимая на этапе проектирования КА при отсутствии специального ПО и недостатке исходных данных.

2.1.5 Краткое описание специального программного обеспечения

Программное изделие «Специальное ПО для расчета затенения солнечных батарей космических аппаратов» (далее ПО) разработано на факультете вычислительной математики и кибернетики (ВМК) МГУ имени М.В. Ломоносова по заказу РКК «Энергия» и предназначено для расчета производительности СБ орбитальных космических аппаратов (КА) с учетом затенения батарей планетой и конструктивными элементами орбитального комплекса [54].

Участие автора в создании ПО заключается в предложении

математической модели СБ и методики расчета мощности, разработке технического задания на разработку ПО и верификации ПО (см. раздел 4.1).

ПО представляет собой совокупность исполняемых программ и файлов с данными для использования на персональных компьютерах с операционной системой Microsoft Windows. Исходными данными для ПО являются геометрическая модель КА, геометрическая модель СБ, схема группирования фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) в генераторы тока, вольт-амперные характеристики (ВАХ) ФЭП и блокирующих диодов, параметры орбиты КА, а также ориентация КА и его подвижных частей. Согласно заложенному алгоритму программа вычисляет траекторию и положение КА относительно Солнца и Земли, определяет форму теней на поверхности СБ методом трассировки лучей, вычисляет токи в генераторах СБ и, в итоге, находит электрическую мощность на выходе СБ. Токи вычисляются путем решения уравнений, которые учитывают ВАХ ФЭП и блокирующих диодов, а также схему электрического соединения и раскладку ФЭП на панелях батарей. Результатом расчета являются таблицы и графики моментальной и средневитковой мощности, а также коэффициенты затенения (освещенности). Пример расчетного графика коэффициента освещенности СБ КА для одного орбитального витка показан на рисунке 2.14.

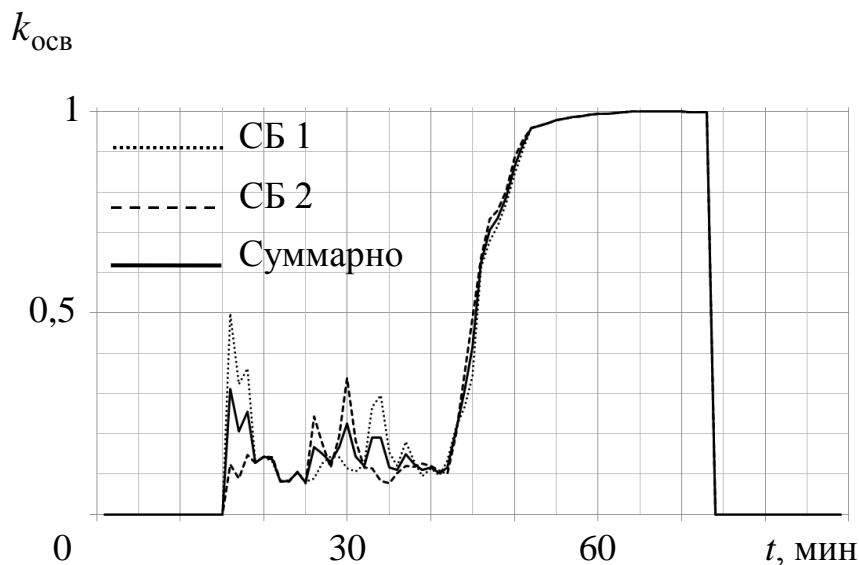


Рисунок 2.14 – Пример зависимости коэффициента освещенности СБ КА от времени в течение орбитального витка, полученной с помощью специального

Таким образом, характерной чертой орбитальных станций (комплексов) с солнечными батареями большой мощности является возможность периодического частичного затенения СБ конструктивными элементами станции, в связи с чем актуальна методика определения производительности СЭС с учетом затенения. Расчет путем геометрического подсчета площади затеняемой части СБ дает значительно завышенный результат, так как из-за взаимной электрической связи многие освещенные ФЭП в этом случае тоже не вырабатывают ток.

Предложены математическая модель СБ при частичном затенении с учетом электрических процессов. Предложена методика расчета производительности СЭС на основе СБ орбитального космического аппарата или комплекса при затенении батарей планетой и конструктивными элементами с учетом электрических процессов в СБ.

Методика использована в алгоритме специального программного обеспечения, разработанного на факультете вычислительной математики и кибернетики (ВМК) МГУ имени М.В. Ломоносова по заказу РКК «Энергия». Участие автора в создании ПО заключается в предложении математической модели и методики расчета мощности СБ, разработке технического задания и выполнении верификации.

2.2 Вероятностный учет непропорционального снижения мощности солнечных батарей при частичном затенении

2.2.1 Описание проблемы

Существует сравнительно простой приближенный способ вычисления мощности солнечных батарей при частичном затенении – подсчетом площади их освещенной части. Для этого можно, например, проанализировать изображения модели КА в необходимых ракурсах с помощью специальных или распространенных компьютерных программ. Однако полученная таким образом величина будет лишь верхней, довольно грубой оценкой. Вопреки очевидному предположению, электрическая мощность СБ не пропорциональна площади освещенной части, что обусловлено схемой электрического соединения ФЭП. Предлагаемая методика позволяет уточнить результат, полученный чисто геометрически, даже если нет детальных представлений о конструкции и схеме солнечных батарей.

Непропорциональность снижения мощности СБ при частичном затенении предлагается учесть вероятностным способом. Основная идея методики в том, что моментальная мощность СБ представляется случайной величиной, наиболее вероятное значение которой зависит только от площади тени. Поскольку разработчиков орбитальных КА более всего интересует средняя мощность за период, флуктуациями, связанными с формой тени, можно пренебречь, так как при достаточно длительном периоде осреднения они, в среднем, стремятся к нулю.

Вторым ключевым предложением является отказ от анализа электрических процессов во всей батарее в целом. В работе показано, что для получения необходимых данных достаточно исследовать поведение типовой части СБ, например, панели. Экстраполировать результаты, полученные для одной панели, на СБ в целом, предлагается с помощью оригинального закона распределения вероятностей.

Рассмотрим СБ как совокупность достаточно большого числа частей, не зависящих друг от друга по площади тени. Относительная площадь освещения

каждой части представляет собой случайную величину. Согласно центральной предельной теореме теории вероятностей сумма указанных распределений должна стремиться к распределению нормальному. Следовательно, суммарная мощность СБ должна флуктуировать около некоторого, наиболее вероятного значения, которое зависит только от суммарной площади тени. Если исходить из описанных далее качественных рассуждений, мощность СБ должна зависеть от относительной площади освещенной части СБ, как показано на рисунке 2.15.

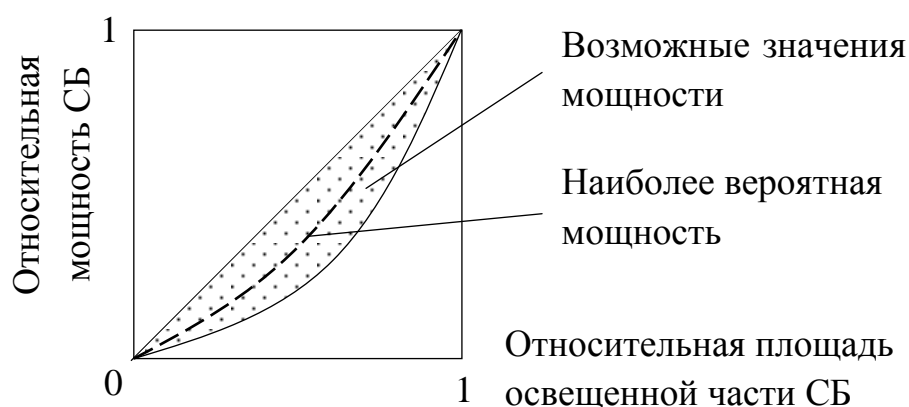


Рисунок 2.15 – Предполагаемая зависимость мощности СБ от площади освещенной части

Действительно, батарея вырабатывает энергию только из собранного света, поэтому ее относительная мощность не может превышать относительной площади освещенной части и точки на рисунке 2.15, соответствующие режимам работы СБ, должны находиться ниже диагонали квадрата: их множество изображено как серповидная область. Такая форма области диктуется тем, что при малом затенении работа СБ существенно не отличается от полностью освещенной и нижняя граница области справа должна быть поджата к диагонали. А наиболее разнообразны тени, когда батарея освещена наполовину, следовательно, именно в средней части графика следует ожидать максимальных флуктуаций мощности. Наиболее вероятные значения мощности должны располагаться приблизительно в центрах вертикальных сечений множества точек, то есть на дугообразной кривой под диагональю квадрата.

Практически, связь между площадью освещенной части панели и ее наиболее вероятной мощностью предлагается устанавливать математическим

моделированием панели. Далее показано, насколько моделирование подтверждает результаты качественных рассуждений.

2.2.2 Постановка задачи

Обозначим $S_{\text{СБ}}$ площадь СБ, S и $s = S/S_{\text{СБ}}$ – абсолютную и относительную площади ее освещенной части. Пусть P – моментальная мощность СБ, а P_{max} – ее максимальное значение, достигаемое при полном освещении отвесными лучами Солнца. Обозначим $p = P/P_{\text{max}}$ относительную мощность СБ. Здесь и далее полагаем, что интенсивность солнечных лучей постоянна.

Среди энергетических параметров орбитального КА одной из важнейших является количество электроэнергии, вырабатываемой СБ за один виток:

$Q = \int_0^T P dt$. На практике чаще используется средневитковая мощность

$P_{\text{cp}} = (1/T) \int_0^T P dt$, где T – период орбиты. Также полезной при проектировании величиной является безразмерная средневитковая относительная мощность, которая показывает, какая доля максимально возможной энергии поступила от СБ за один виток:

$$p_{\text{cp}} = \frac{P_{\text{cp}}}{P_{\text{max}}} = \frac{1}{T} \int_0^T p dt. \quad (2.2.1)$$

Как было отмечено выше, моментальную мощность P считаем случайной величиной, распределение которой зависит от площади освещенной части СБ S . Пусть известно, как освещенность меняется со временем: $S = S(t)$. Следовательно, изменение мощности является случайным процессом, мгновенные значения которой $P(t)$ флуктуируют около кривой математического ожидания $\langle P \rangle(t)$, зависящей от текущей освещенности: $\langle P \rangle(t) = \langle P \rangle(S(t))$. Известно, что интеграл случайной величины по времени стремится к интегралу ее математического ожидания, и тем сильнее, чем больше интервал интегрирования. Таким образом, вычислить наиболее вероятную средневитковую мощность можно по формуле

$$\langle P \rangle_{\text{cp}} = \frac{1}{T} \int_0^T \langle P \rangle(S(t)) dt. \quad (2.2.2)$$

При использовании безразмерных величин

$$\langle P \rangle_{\text{cp}} = \langle p \rangle_{\text{cp}} P_{\text{max}}, \quad (2.2.3)$$

$$\langle p \rangle_{\text{cp}} = \frac{1}{T} \int_0^T \langle p \rangle(s(t)) dt. \quad (2.2.4)$$

Необходимые зависимости $\langle p \rangle(s)$ или $\langle P \rangle(S)$ определяются с помощью методики, приведенной ниже: сначала для типовой части СБ (панели), а затем для СБ в целом.

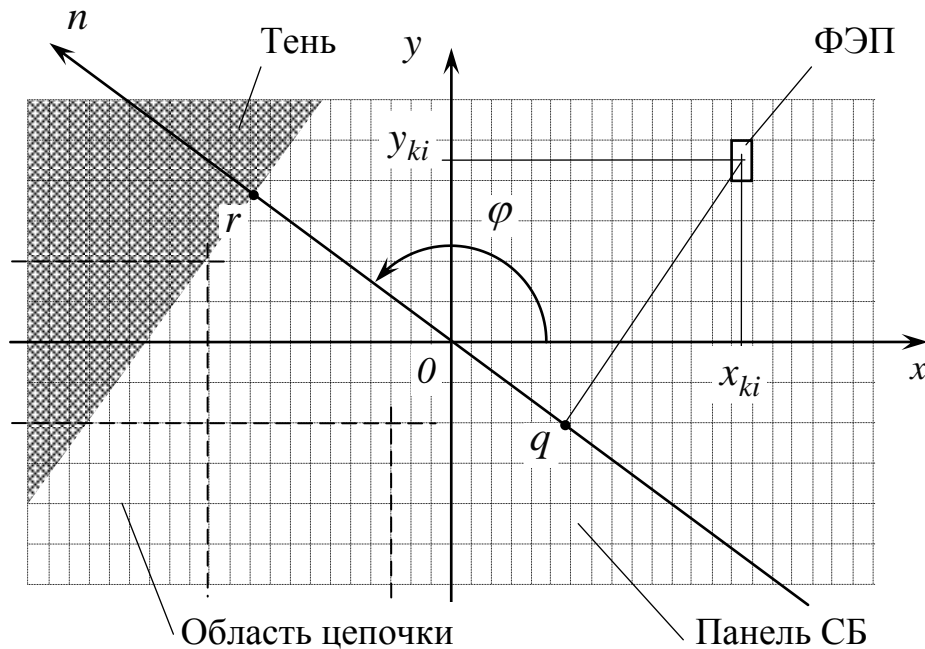
Отметим, что задача сформулирована для случая, когда СБ постоянно ориентирована нормалью на Солнце. Методика применима и в более общих случаях, если СБ отслеживает Солнце, имея лишь одну степень свободы, или вовсе не ориентированы на Солнце. Тогда необходимо учитывать угол падения лучей $\gamma(t)$, меняющийся со временем, а в приведенных выше формулах считать величину s относительным потоком света, упавшим на батарею. Анализируя вид (проекцию) КА со стороны Солнца, можно найти площадь видимой части СБ на проекции, и, обозначив эту площадь S , получить: $s = S/S_{\text{СБ}}$. Наиболее вероятная мощность СБ теперь будет еще и функцией угла падения лучей: $\langle p \rangle = \langle p \rangle(s, \gamma)$. Если закон изменения $\gamma(t)$ установить сложно, угол можно считать случайной величиной и, указав ее распределение, вновь свести задачу к поиску функции $\langle p \rangle(s)$. Подробное рассмотрение такого варианта задачи выходит за рамки представленной работы.

2.2.3 Математическая модель панели солнечной батареи

Вероятностную связь между площадью освещенной части и электрической мощностью панели СБ предлагается установить численным исследованием математической модели панели, например, описанной в разделе 2.1.4. В модели должно быть указано расположение фотоэлементов, их группировка в последовательные цепочки, вольтамперные характеристики

(ВАХ) ФЭП, ВАХ шунтирующих и блокирующих диодов. Также должно быть задано напряжение на шине питания. Тогда модель обеспечивает расчет силы тока и электрической мощности на выходе панели при различной форме тени. Заметим, что расположение ФЭП на панели не обязательно должно в точности совпадать реальной конструкции: практика применения данной методики показывает, что отступления влияют на результат незначительно, это и позволяет использовать ее на ранних стадиях проектирования КА.

Тень на поверхности панели предлагается моделировать областью по одну сторону от прямолинейной границы, как показано на рисунке 2.16.



Перечень ФЭП

| Номер цепочки | Номер ФЭП в цепочке | Координаты центра ФЭП | |
|---------------|---------------------|-----------------------|----------|
| ... | ... | ... | ... |
| k | i | x_{ki} | y_{ki} |
| ... | ... | ... | ... |

Рисунок 2.16 – Геометрическая модель панели СБ и тени

Граница света и тени задается углом ориентации нормали φ и расстоянием до центра панели r (вернее, координатой r , которая может быть отрицательной). Исследовать действие тени с более сложной границей, а также состоящей из нескольких пятен, не представляется целесообразным: во-первых, наиболее существенные потери энергии наблюдаются при затенении СБ крупногабаритными элементами КА, а во-вторых, меняя нумерацию цепочек и ФЭП внутри цепочки, можно свести задачу к эквивалентной, но с тенью более простой формы.

После того, как подготовлена геометрическая модель панели, несложно составить программную процедуру (функцию), определяющую условия освещенности каждого ФЭП в зависимости от параметров тени:

$$\varepsilon_{ki}(x_{ki}, y_{ki}, r, \varphi) = \begin{cases} 0, & r < q \text{ (ФЭП в тени)} \\ f(\gamma), & r \geq q \text{ (ФЭП на свету)} \end{cases}, \quad (2.2.5)$$

где $q = x_{ki} \cos \varphi + y_{ki} \sin \varphi$ – координата проекции центра ФЭП на ось n .

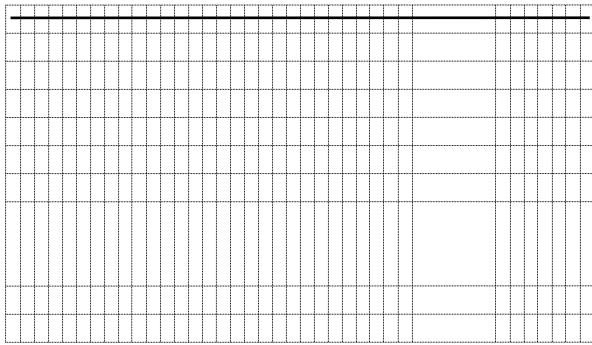
2.2.4 Моделирование работы панели при частичном освещении

Для численного эксперимента программно реализована модель панели СБ прямоугольной формы с соотношением сторон 2:3. Вдоль длинной стороны панели располагается 60 ФЭП, вдоль короткой 20. Соотношение сторон преобразователя, вернее, области, занимаемой одним ФЭП – 1:2. Предполагается, что ФЭП сгруппированы в последовательные цепочки по 60 штук, а при полном освещении цепочка создает напряжение холостого хода примерно 160 В. Все цепочки подключены параллельно к шине питания, напряжение на которой стабилизировано на уровне 120 В за счет подбора нагрузки или регулятором тока.

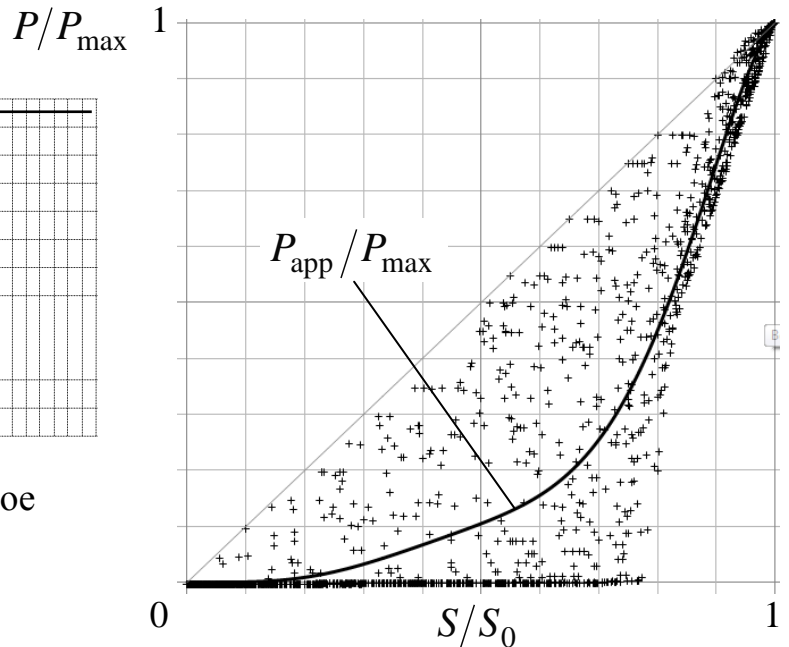
Рассмотрено несколько вариантов расположения цепочек ФЭП на панели СБ, для каждого из которых выполнено 2000 расчетов с вариацией формы тени (такое количество принято для наглядности, практически достаточно на порядок меньше). Тень задавалась, как показано на рисунке 2.16 – углом φ , который выбирался случайно в интервале $0 \leq \varphi < 2\pi$, а также координатой r , также случайной величиной из интервала $-d/2 < r < d/2$, где d – длина

диагонали панели (оба распределения равномерные). Результат каждого расчета отображался точкой на поле с координатами S/S_0 , P/P_{\max} (S_0 – площадь панели, S – площадь ее освещенной части, P/P_{\max} – относительная мощность панели, рисунок 2.17).

а)



Расположение цепочек линейное



б)

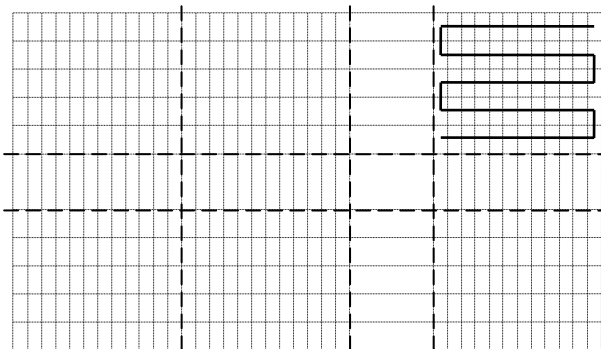
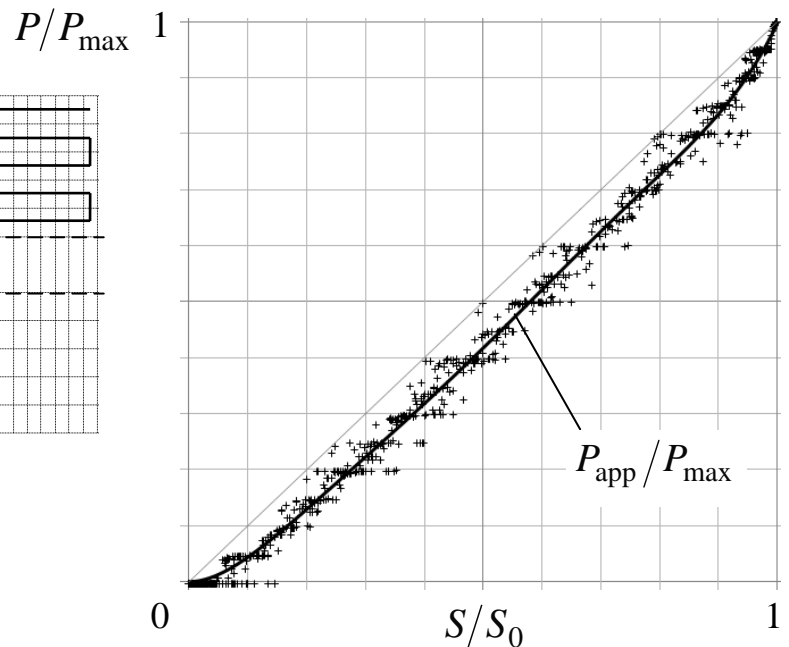
Расположение цепочек
прямоугольными областями

Рисунок 2.17 – Результаты математического моделирования работы панели СБ при частичном затенении для линейного расположения последовательных цепочек ФЭП (а) и для компактного (б). Количество ФЭП на панели (по горизонтали и по вертикали) – 60×20 шт.

На рисунке 2.17 видно, что точки, отложенные на поле графика согласно расчету, располагаются, в основном, в ограниченной области под диагональю поля, демонстрируя корреляцию между величинами S и P , как было установлено на основе качественных рассуждений (см. рисунок 2.15). Обращают на себя внимание существенные потери мощности при частичном затенении панели с линейным расположением цепочек ФЭП. Очевидно, что компактное расположение более целесообразно, если СБ должны эксплуатироваться в условиях частого частичного затенения.

Методом наименьших квадратов построена аппроксимирующая кривая $P_{\text{app}}/P_{\text{max}}$, которую, практически, можно считать искомой зависимостью $\langle p \rangle(s)$ математического ожидания относительной мощности панели от относительной площади ее освещенной части. Действительно, в любом достаточно малом интервале ΔS точка аппроксимации $P_{\text{app}}/P_{\text{max}}$ стремится к среднему значению ординат расчетных точек этого интервала, которое, в свою очередь, стремится по вероятности к математическому ожиданию $\langle p \rangle$.

Для аппроксимации опробованы полиномы и тригонометрические ряды вида $x + \sum_{n=1}^N \sin n\pi x$. Наилучшее качество (малая невязка и хорошая устойчивость аппроксимации с увеличением количества членов ряда) достигнуто при использовании полиномов степени от 5 до 9 и тригонометрических рядов при $N = 3..5$.

Описанный расчет панели, по сути, реализует метод Монте-Карло. Поэтому при выполнении численных расчетов для различных форм тени не рекомендуется брать значения параметров r и φ с равномерным шагом, так как ФЭП тоже расположены периодически и в этом случае возможны резонансы в виде устойчивых локальных сгущений расчетных точек.

2.2.5 Расчет наиболее вероятной мощности солнечной батареи

Полученный выше результат расчета панели не применим к СБ в целом, поскольку при заданной площади освещения батареи ее панели могут

отличаться по характеру освещенности. Предложим формулы для вычисления наиболее вероятной мощности СБ, исходя из предположения, что батарея состоит из достаточно большого числа панелей, незначительно отличающихся друг от друга размером и раскладкой ФЭП.

Обозначим S_{Π} площадь панели, S_i – площадь освещенной части i -й панели ($i = 1, \dots, N$), $S_{\Sigma} = S_1 + \dots + S_N$ – площадь освещенной части СБ, $S_{СБ}$ – полную площадь СБ. Используем и величины относительной освещенности:

$$s_i = \frac{S_i}{S_{\Pi}}, \quad (2.2.6)$$

$$s_{\text{бат}} = \frac{S_{\Sigma}}{S_{СБ}} = \frac{s_1 + \dots + s_N}{N}, \quad (2.2.7)$$

где N – количество панелей в СБ.

Чтобы найти, как зависит наиболее вероятная мощность СБ от площади освещенной части с учетом случайности формы тени, предположим, что площадь освещенной части СБ S_{Σ} фиксирована, но слагающие ее величины S_i случайны. Тогда относительные площади s_i случайным образом располагаются около своего среднего $s_{\text{бат}}$, которое известно. Обозначим плотность вероятности их распределения $f(s)$. Если предположить, что тень состоит из случайно расположенных пятен одинаковой площади F , то s_i пропорциональна количеству таких пятен на панели $k_i = (S_{\Pi}/F)s_i$, которое подчиняется биномиальному закону распределения с плотностью вероятности $f(s) = C_n^k s_{\text{бат}}^k (1 - s_{\text{бат}})^{n-k}$ (индекс i опущен). Данная функция определена на дискретном множестве: $s = (F/S_{\Pi})k$; $k = 0, 1, \dots, n$; $n = S_{\Pi}/F$. Однако ближе к действительности считать тень совокупностью пятен разного размера, следовательно, представлять распределение $f(s)$ корректнее осредненной суммой биномиальных распределений для разных n . Известно, что при больших n биномиальное распределение, также как и их сумма, стремится к нормальному распределению. А если к совокупности факторов, заставляющих некоторую случайную величину x следовать нормальному распределению,

добавляется условие положительности, величина может удовлетворять логарифмически нормальному распределению

$$P_{\text{log.norm}}(x) = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \operatorname{erf} \left[\frac{\ln(x/\mu)}{\sigma\sqrt{2}} \right], \quad (2.2.8)$$

где $\operatorname{erf}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x e^{-t^2} dt$ – функция ошибок, μ – медиана, σ – параметр, характеризующий дисперсию, $x \geq 0$ [49].

Плотность вероятности логарифмически нормального распределения

$$p_{\text{log.norm}}(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi x\sigma}} \exp \left[-\frac{\ln^2(x/\mu)}{2\sigma^2} \right]. \quad (2.2.9)$$

В данной задаче величина s не просто положительная, а находится в интервале $0 < s < 1$, который можно рассматривать как пересечение полубесконечных интервалов $s > 0$ и $s < 1$. Меняя в условиях задачи освещенную часть СБ на затемненную и наоборот, мы должны получать идентичные по смыслу результаты, то есть, при замене $s_{\text{бат}}$ на $1 - s_{\text{бат}}$ функция плотности вероятности должна меняться на симметричную ей относительно точки $s = 1/2$:

$$f(s)|_{s_{\text{бат}}} = f(1-s)|_{1-s_{\text{бат}}}. \quad (2.2.10)$$

В представленной работе предлагается использовать закон распределения, полученный путем слияния двух логарифмически нормальных распределений, которые имеют особыми точками 0 и 1 соответственно. Условно назовем его парным логарифмически нормальным законом распределения:

$$F(x) = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \operatorname{erf} \left[\frac{\ln \frac{x}{\mu} - \ln \frac{1-x}{1-\mu}}{\sigma\sqrt{2}} \right]. \quad (2.2.11)$$

Плотность вероятности парного логарифмически нормального закона распределения выражается формулой

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma x(1-x)}} \exp\left[-\frac{1}{2\sigma^2} \left(\ln \frac{x}{\mu} - \ln \frac{1-x}{1-\mu}\right)^2\right], \quad (2.2.12)$$

а ее графики при различных значениях параметров μ и σ показаны на рисунке 2.18.

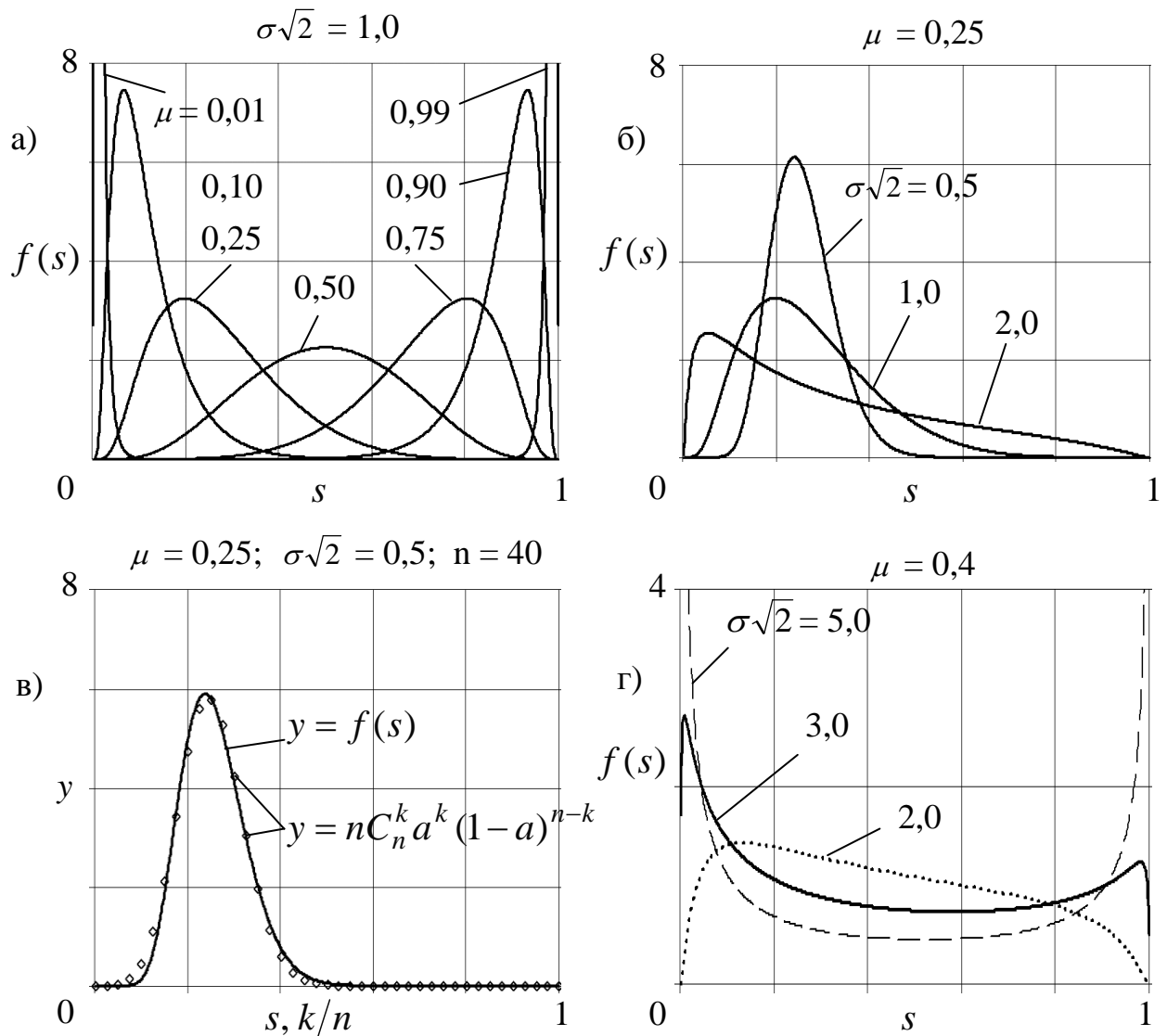


Рисунок 2.18 – Плотность вероятности парного логарифмически нормального закона распределения

Парное логарифмически нормальное распределение (2.2.11) с плотностью вероятности (2.2.12) задано на отрезке $0 \leq s \leq 1$, удовлетворяет описанным выше требованиям симметрии (рисунок 2.18, а), стремится к нормальному при малых σ (рисунок 2.18, б), а также близко к биномиальному при больших n

(рисунок 2.18, в). Кроме того, в отличие от указанных распределений оно может иметь два максимума, если σ достаточно велико (рисунок 2.18, г). Это особенно важно для описания модели затенения СБ: если батарея заслоняется от Солнца сравнительно крупным предметом, значительная часть панелей будет или полностью на свету, или полностью в тени, частично освещенных будет мало. Следовательно, значения s_i преимущественно разделятся на две группы – близкие к 0 и близкие к 1, причем отношение их количеств будет пропорционально относительной освещенности СБ $s_{\text{бат}}$. Этот случай соответствует сравнительно большим σ ($\sigma\sqrt{2} \gtrsim 3$). Если, напротив, затенение СБ создается множеством разрозненных мелких предметов, шансов получить свою порцию тени у каждой панели больше и по степени затенения они станут ближе друг другу. В таком случае точки s_i сгруппируются около единого среднего значения. Этот случай соответствует сравнительно малым σ .

Таким образом, параметр σ (или $\sigma\sqrt{2}$) можно рассматривать как характеристику связности тени или сложности ее границы. Чем крупнее и проще по форме предметы, которые могут отбрасывать тень, тем большим должно быть σ . По предварительной оценке, если затеняющий предмет соизмерим с панелью, $\sigma \approx 1,5..2$.

Относительная освещенность СБ $s_{\text{бат}}$, как следует из (2.2.7), является математическим ожиданием распределения $f(s)$:

$$s_{\text{бат}} = \int_0^1 f(s) s ds. \quad (2.2.13)$$

Плотность вероятности $f(s)$ зависит от параметров μ и σ . Следовательно, с последними функционально связана и относительная освещенность СБ: $s_{\text{бат}} = s_{\text{бат}}(\mu, \sigma)$. Замечено, что при $\sigma < 0,5$ $s_{\text{бат}} \approx \mu$. То есть, параметр μ прямо зависит от относительной площади тени на СБ и наоборот. Данная методика требует вычисления μ исходя из заданных $s_{\text{бат}}$ и σ . Это можно сделать численным решением уравнений (2.2.12) и (2.2.13) совместно или решением уравнения на основе следующей эмпирической формулы, которая, по сути является приближенным значением интеграла (2.2.12) с

учетом (2.2.13):

$$s_{\text{бат}} = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \operatorname{erf} \left\{ \frac{\ln[\mu/(1-\mu)]}{\sigma + 2,33e^{-\sigma/e}} \right\}. \quad (2.2.14)$$

Обозначим P_i и $p_i = P_i/P_{\text{п.макс}}$ абсолютную и относительную мощность i -й панели, и пусть $P_{\text{бат}}$ и $p_{\text{бат}} = P_{\text{бат}}/P_{\text{макс}}$ – аналогичные величины для СБ в целом. $P_{\text{бат}} = P_1 + \dots + P_N$, следовательно, $p_{\text{бат}} = (p_1 + \dots + p_N)/N$. Все указанные величины случайные, скобками $\langle \rangle$ обозначим величины их математического ожидания.

Рисунок 2.19 показывает связь наиболее вероятной относительной мощности панели с наиболее вероятной относительной мощностью СБ. Если площадь освещения СБ задана, то площадь освещения i -й панели s_i – реализация случайной величины из отрезка $[0, 1]$ с плотностью вероятности $f(s)$. Величина $\langle p_i \rangle = \langle p \rangle(s_i)$ – наиболее вероятная при этом мощность панели.

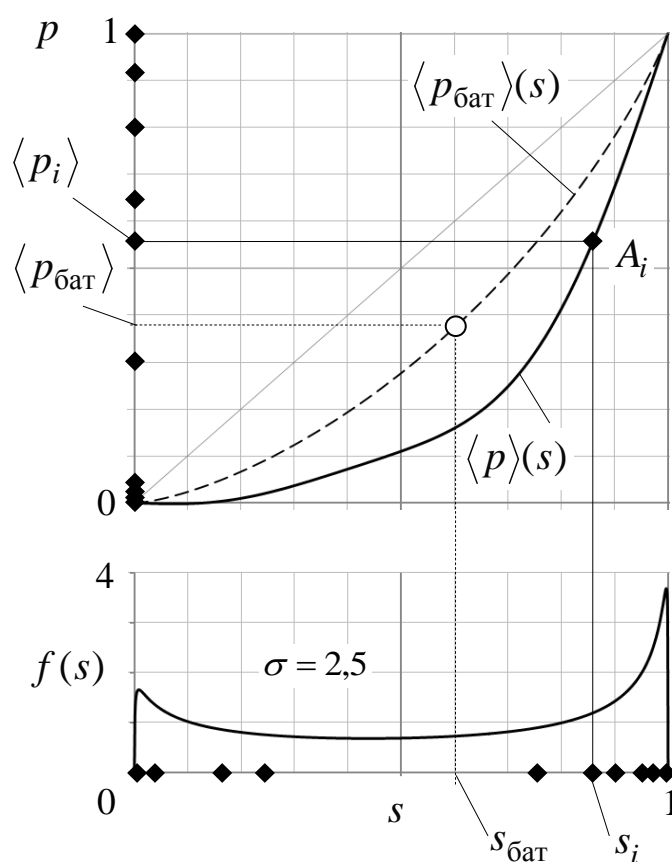


Рисунок 2.19 – Связь наиболее вероятной относительной мощности панелей и СБ в целом

Из функциональной зависимости $\langle p \rangle(s)$ следует, что $\langle p_i \rangle$ тоже распределены на оси p по некоторому закону, причем математическое ожидание этого закона есть наиболее вероятная мощность СБ $\langle p_{\text{бат}} \rangle$, так как к первому стремится по вероятности среднее арифметическое значение всех $\langle p_i \rangle$.

В примере, который иллюстрирует рисунок 2.19, сравнительно мало панелей, освещенных наполовину: точки A_i , изображающие состояние панелей, располагаются, в основном, ближе к концам кривой $\langle p \rangle(s)$. Средняя, наиболее прогнутая часть кривой практически не задействуется, поэтому ожидаемая мощность СБ $\langle p_{\text{бат}} \rangle$ значительно выше, чем ожидаемая мощность любой ее панели при том же относительном освещении.

Обозначим $g(\langle p \rangle)$ плотность распределения величин $\langle p_i \rangle$ на оси p . Тогда

$$\langle p_{\text{бат}} \rangle = \int_0^1 g(\langle p \rangle) \langle p \rangle d\langle p \rangle. \quad (2.2.15)$$

Произведение $g(\langle p \rangle) d\langle p \rangle$ есть относительное количество панелей, наиболее вероятная мощность $\langle p \rangle$ которых находится в интервале $(\langle p \rangle, \langle p \rangle + d\langle p \rangle)$. Освещенность этих панелей лежит в интервале $(s, s + ds)$, значит их количество равно также и $f(s)ds$, то есть $g(\langle p \rangle) d\langle p \rangle = f(s)ds$. С учетом этого

$$\langle p_{\text{бат}} \rangle = \int_0^1 f(s) \langle p \rangle(s) ds. \quad (2.2.16)$$

Формула (2.2.16) позволяет установить наиболее вероятную относительную мощность СБ, если известна зависимость наиболее вероятной мощности панели от площади освещенной части $\langle p \rangle(s)$. Заметим, что относительная площадь освещенной части СБ $s_{\text{бат}}$ в формуле не фигурирует, но влияет на результат через параметр μ распределения $f(s)$.

На рисунке 2.20 представлены результаты расчета наиболее вероятной мощности СБ при различных значениях параметра σ . Предполагается, что СБ составлена из панелей с линейным расположением цепочек ФЭП, график наиболее вероятной мощности которых изображен на рисунке 2.17, а.

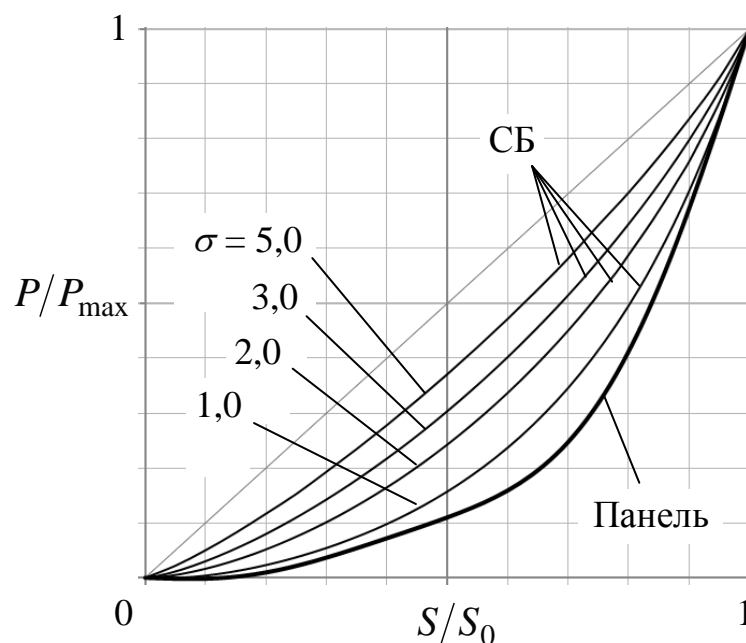


Рисунок 2.20 – Наиболее вероятная мощность СБ и панели в зависимости от площади затененной части для линейного расположения последовательных цепочек ФЭП (S_0 – площадь СБ или панели соответственно)

Таким образом, при частичном затенении необходимо учитывать схему и электрические процессы в СБ, так как чисто геометрический расчет дает значительно завышенный результат. Предложенная вероятностная методика позволяет учесть электрические процессы, даже если нет детальных представлений о конструкции и схеме СБ, используя в качестве основы результаты геометрического расчета. Методика основана на принципах теории вероятности, и результат расчета представляет собой наиболее вероятное значение мощности – моментальной или осредненной за произвольный период. Погрешность вычисления средней мощности тем меньше, чем длительнее период осреднения.

Наименьшее падение мощности при частичном затенении имеют СБ с компактным расположением последовательных цепочек. При этом практически не стоит стремиться к предельной компактности: потери близки к

минимальным, даже если области расположения цепочек имеют вид прямоугольников с отношением сторон 1:2.

Потери мощности при частичном затенении наиболее существенны, если последовательные цепочки ФЭП расположены на панелях СБ линейно. Если компактное расположение ФЭП технически недопустимо, снизить потери можно, увеличив общее количество ФЭП в СБ.

При одинаковой площади тени средние потери энергии больше, если тень раздроблена на пятна или имеет длинную границу.

2.3 Влияние расстояния до Солнца на мощность солнечной батареи

В разделе 2.1 введено понятие максимальной мощности СБ $W_{СБ}^0$, которая достигается при полном освещении батареей отвесными лучами Солнца. При расчете средневитковой мощности СБ указанная величина может считаться постоянной на том основании, что меняется сравнительно медленно, так как зависит, главным образом, от расстояния от Солнца и технического состояния СБ. Далее показано, каким образом происходит изменение $W_{СБ}^0$ из-за непостоянства расстояния между Солнцем и КА и как это изменение целесообразно учитывать.

Чтобы найти электрическую мощность СБ на известном расстоянии от Солнца, нужно, вообще, определить не только освещенность, но и равновесную температуру ФЭП, которая в условиях космического полета меняется вместе с освещенностью. Оба фактора по-своему влияют на форму ВАХ ФЭП, тем не менее, во многих практических случаях учет изменения температуры не требуется.

Расстояние от Солнца меняется не только у межпланетных КА, но даже у искусственных спутников планет – преимущественно из-за эксцентриситета орбит самих планет. Например, из-за того, что орбита Земли не является идеальной окружностью, освещенность на ее поверхности и, соответственно, освещенность СБ околоземных КА в течение года варьируется в пределах $\pm 3,2\%$ от среднего. Вообще, относительную амплитуду колебаний освещенности $\Delta E/E_{cp}$ любой планеты, вызванную эллиптичностью ее орбиты,

можно вычислить по формуле

$$\frac{\Delta E}{E_{\text{cp}}} = \frac{2e}{1+e^2}, \quad (2.3.1)$$

где e – эксцентриситет орбиты планеты, $E_{\text{cp}} = (E_{\text{min}} + E_{\text{max}})/2$ – средняя освещенность, $E_{\text{min}}, E_{\text{max}}$ – минимальное и максимальное значения освещенности, наблюдаемые в афелии и перигелии планеты соответственно.

Формула (2.3.1) получена в предположении, что освещенность обратно пропорциональна квадрату расстояния от Солнца r , которое удовлетворяет уравнению эллипса в полярной системе координат:

$$E/E_0 = (r_0/r)^2, \quad (2.3.2)$$

$$r = \frac{p}{1+e \cos \vartheta}, \quad (2.3.3)$$

где r – расстояние от Солнца, E_0 – освещенность, наблюдаемая на расстоянии r_0 от Солнца, p – параметр орбиты планеты, ϑ – полярный угол, отсчитываемый от перигелия (см., например, [46]).

В результате собственного орбитального движения спутник планеты тоже приближается к Солнцу и удаляется от него, но вызванные этим колебания освещенности, как правило, значительно меньше годовых. Так, для низкоорбитального околоземного КА их размах составляет примерно $\pm 0,01\%$, для геостационарного $\pm 0,056\%$, а для находящегося около Луны $\pm 0,32\%$.

Как показано в разделе 2.1.4, если температура ФЭП поддерживается постоянной, а спектральный состав света неизменен, с увеличением освещенности кривая ВАХ ФЭП почти конгруэнтно смещается вверх вдоль оси тока (см. рисунок 2.10). Фототок ФЭП (близкий к току КЗ), практически, пропорционален освещенности [21], что нашло отражение в формуле (2.1.18):

$$I_{\text{ф}} = \varepsilon I_{\text{ф},0}, \quad (2.3.4)$$

где $I_{\text{ф},0}$ – фототок при освещенности E_0 , $\varepsilon = E/E_0$ – относительная освещенность.

С изменением расстояния до Солнца меняется равновесная температура

ФЭП. Можно дать верхнюю оценку амплитуды колебаний температуры околоземного КА, если пренебречь тепловым излучением Земли. Из закона Стефана-Больцмана и условия теплового равновесия тела следует, что поток падающего на него электромагнитного излучения (а значит, и его освещенность), пропорционален четвертой степени температуры. Поэтому относительные изменения температуры составляют четверть относительных изменений освещенности, когда те и другие малы.

Например, годовые колебания равновесной температуры Земли из-за эллиптичности ее орбиты имеют размах $\pm 0,8\%$, то есть, практически, $\pm 2,5 \dots 3,5$ °С. Для околоземного КА эти колебания не могут быть больше из-за теплового излучения планеты, которое сглаживает общий поток тепла на аппарат.

Как показано в разделе 2.5.2, с ростом температуры ФЭП кривая ВАХ, несколько меняя форму, смещается влево, вдоль оси напряжения, и в значительно меньшей степени вверх, вдоль оси тока (см. рисунок 2.22). Производители, как правило, указывают температурные градиенты основных электрических параметров ФЭП. Например, для упомянутых в разделе 2.5.2 кремниевых ФЭП производства ПАО «Сатурн», г. Краснодар, относительный прирост тока КЗ (то есть, практически, прирост фототока) равен $0,43 \cdot 10^{-3} 1/^\circ\text{C}$. Нетрудно показать, что при годовых колебаниях равновесной температуры околоземного КА относительное изменение тока СБ составляет не более $\pm 0,15\%$.

Таким образом, если напряжение на шине питания СЭС околоземного КА стабилизировано (например, регулятором тока или буферными аккумуляторами), а рабочая точка ФЭП находится на горизонтальном участке ВАХ (то есть левее оптимальной), целесообразно учитывать изменения фототока, обусловленные только годовым изменением освещенности СБ (формулы (2.3.2), (2.3.3), (2.3.4)). Изменения фототока из-за годовых колебаний равновесной температуры ФЭП на два порядка меньше.

Если изменение расстояния от КА до Солнца значительно (например, при перелете на другие планеты солнечной системы), а также если в процессе эксплуатации СБ околоземного КА рабочая точка ФЭП может оказаться на сгибе или на наклонном участке ВАХ, при вычислении мощности необходим

учет изменений температуры СБ (см. раздел 2.5). Характерные случаи для этого – использование экстремального регулятора или стабилизация напряжения с помощью СБ.

2.4 Учет потерь энергии в буферных аккумуляторах

Под потерями энергии в буферных аккумуляторах здесь понимаются потери, происходящие не только в самих аккумуляторных батареях (АБ), но и в аппаратуре регулирования и контроля (АРК), обеспечивающей работу АБ. Обозначим $\eta_{\text{АБ}}$ и $\eta_{\text{ЗР}}$ КПД батарей и АРК соответственно, а η – их общий КПД в канале заряд-разряд:

$$\eta = \eta_{\text{АБ}}\eta_{\text{ЗР}}. \quad (2.4.1)$$

Величина потерь энергии в буферных аккумуляторах связана со светотеневой обстановкой на орбите – от последней зависит, в какой степени аккумуляторы будут востребованы и какой через них будет пропущен заряд. Потери энергии за один виток определяются коэффициентом

$$\eta_{\text{буф}} = \frac{\eta}{1 - (1 - \eta)\tau}, \quad (2.4.2)$$

где τ – относительная продолжительность освещенного участка орбиты (см. раздел 2.1.3).

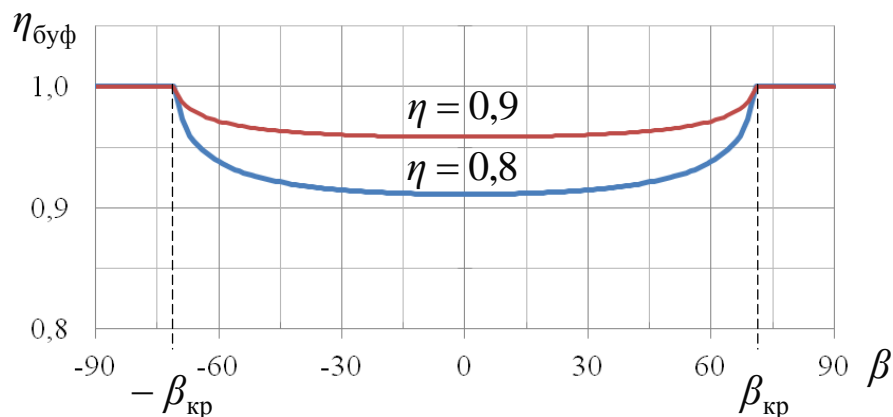


Рисунок 2.21 – Пример зависимости потерь энергии в буферных аккумуляторах от угла склонения Солнца при различных КПД АБ и АРК

Формула (2.4.2) получается из предположений, что, во-первых, в цикле электроснабжения в среднем за виток соблюден баланс прихода и расхода, а, во-вторых, потребляемая мощность нагрузки постоянна. На рисунке 2.21 представлен характерный вид зависимости $\eta_{\text{буф}}$ от угла склонения Солнца.

Потери в АБ и АРК могут быть больше, чем следует из (2.4.2), если потребление тока неравномерно и на теневом участке орбиты оно интенсивнее, чем на освещенном. Обозначим, \bar{P}_H среднее энергопотребление за один виток, $\bar{P}_{H.\text{осв}}$ – потребление на освещенном участке орбиты, осредненное за время полета по нему, $\bar{P}_{H.\text{тен}}$ – аналогичную величину для теневого участка. Несложно убедиться, что эти величины связаны соотношением $\bar{P}_H = \tau \bar{P}_{H.\text{осв}} + (1 - \tau) \bar{P}_{H.\text{тен}}$.

Введем коэффициент неравномерности потребления электроэнергии

$$\delta = \frac{\bar{P}_{H.\text{осв}} - \bar{P}_{H.\text{тен}}}{\bar{P}_H}. \quad (2.4.3)$$

Коэффициент может принимать значения от минус $1/(1 - \tau)$ до $1/\tau$. Наименьшему соответствует случай, когда ток потребляется только на теневом участке орбиты, наибольшему – только на освещенном.

Из уравнения баланса прихода и расхода энергии за один виток получаем:

$$\eta_{\text{буф}} = \frac{\eta}{1 - (1 - \eta)[1 + \delta(1 - \tau)]\tau}. \quad (2.4.4)$$

При $\delta = 0$ среднее энергопотребление одинаково, то есть $\bar{P}_{H.\text{осв}} = \bar{P}_{H.\text{тен}}$, и формула (2.4.4) упрощается до (2.4.2). Такое, в частности, имеет место, если электропотребление постоянно: $\bar{P}_H(t) = \text{const}$.

Если потребление тока происходит только на свету, то $\eta_{\text{буф}} = 1$, (аккумуляторы, по сути, не используются), а если только в тени, $\eta_{\text{буф}} = \eta$. Последний случай является наихудшим с точки зрения потерь энергии в аккумуляторах, и его можно принять в расчет, если распределение электрической нагрузки по времени не предсказуемо. Если точный график потребляемой мощности заранее неизвестен, но, по опыту, электропотребление сравнительно равномерно, практически можно использовать формулу (2.4.2).

2.5 Анализ влияния температуры на мощность солнечной батареи

2.5.1 Описание проблемы

Электрические параметры фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), как и всех полупроводниковых приборов, заметно зависят от температуры, в связи с чем нагрев влияет на выходную мощность СБ. Учет этого влияния в общей постановке сложен из-за многофакторности, большого количества параметров и наличия обратных связей. Описанные в разделе 2.1 методики расчета электрической мощности СБ не учитывают изменений электрических параметров ФЭП при нагреве. Вольтамперные характеристики преобразователей полагаются статичными, соответствующими некоторой заданной температуре. Возникает вопрос о приемлемости и обоснованности такого допущения.

Зависимость мощности СБ от температуры можно, в целом, выяснить с помощью некоторых упрощений. Приведенный анализ показывает, что отказ от учета изменений температуры при расчете мощности СБ оправдан, если напряжение на шине питания СЭС стабилизировано, а рабочее напряжение ФЭП заметно меньше оптимального. Такому условию соответствуют, например, системы электропитания модулей СМ, НЭМ, МЛМ и ФГБ Международной космической станции, СЭП модулей орбитального комплекса «Мир», а также системы электропитания кораблей «Прогресс МС» в режиме работы всех секций СБ. В указанных случаях колебания температуры в предусмотренных техническим заданием пределах практически не влияют на силу тока СБ. Учет температуры необходим, к примеру, при выполнении расчета СЭС с экстремальным регулятором или при стабилизации напряжения с помощью СБ.

В работе дано теоретическое объяснение работы СБ при нагреве путем анализа вольтамперных характеристик (ВАХ) ФЭП, а также представлено экспериментальное подтверждение, полученное анализом телеметрических измерений корабля «Прогресс МС» (см раздел 4.2).

2.5.2 Связь температуры и мощности солнечной батареи

Влияние температуры на мощность СБ не однозначно: в зависимости от условий работы нагрев может вести и к сравнительно небольшому увеличению вырабатываемой мощности, и к значительному снижению. В целом, результат определяется положением рабочей точки на вольтамперной характеристике, которое, в свою очередь, зависит от способа согласования СБ с нагрузкой.

Вольтамперные характеристики ФЭП для разной температуры показаны на рисунке 2.22. Используются данные для ФЭП на основе кремния производства ПАО «Сатурн» (г. Краснодар). Прочие преобразователи, в том числе на основе других полупроводниковых материалов, имеют похожий вид и при изменении температуры ведут себя аналогично.

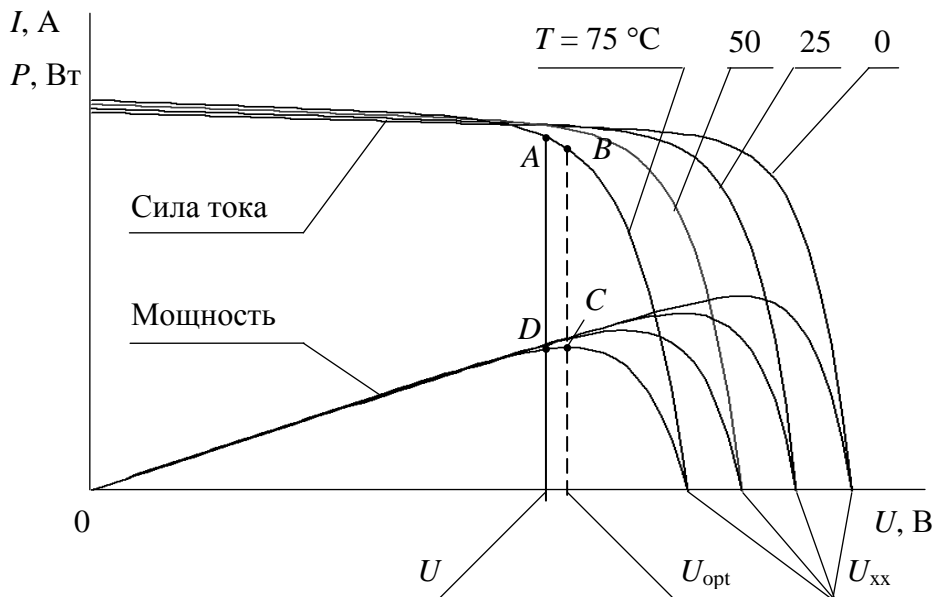


Рисунок 2.22 – Вольтамперные и вольтваттные характеристики ФЭП при различной температуре

На рисунке 2.22 видно, что с повышением температуры ВАХ смещается вдоль оси U влево, а вдоль оси I – вверх, слегка изменяя форму. Напряжение холостого хода $U_{\text{вх}}$ снижается почти линейно температуре, а ток короткого замыкания (КЗ) $I_{\text{кз}}$ повышается, хотя гораздо медленнее. Максимум мощности (точка C) смещается влево и вниз, что свидетельствует об уменьшении оптимального тока I_{opt} , оптимального напряжения U_{opt} и максимальной

мощности $P_{\max} = I_{\text{opt}} U_{\text{opt}}$.

Действующие ток и напряжение определяют режим работы ФЭП. Их сочетание задает так называемую рабочую точку на ВАХ (точка *A* на рисунке 2.22). Ток ФЭП равен ее ординате и при неизменном рабочем напряжении зависит от температуры – точнее, от того, какая именно ВАХ реализуется. Если, например, напряжение ФЭП U стабилизировано, ток зависит от температуры, как показано на рисунке 2.23.

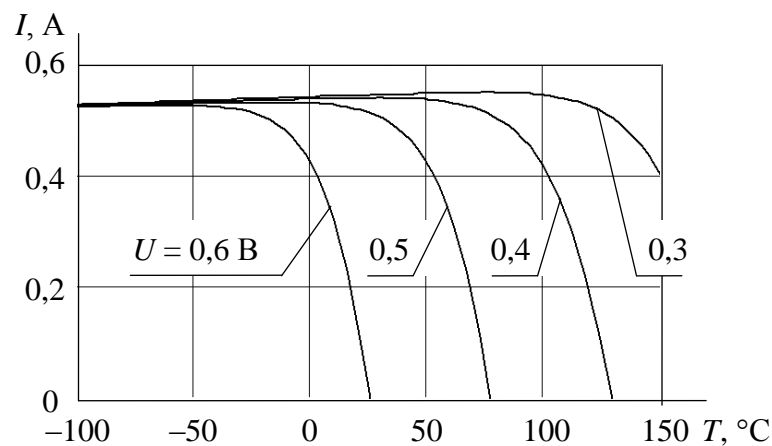


Рисунок 2.23 – Зависимость тока ФЭП от температуры при фиксированном напряжении

2.5.3 Влияние температуры на мощность солнечной батареи при стабилизированном напряжении питания

В системах энергоснабжения КА солнечные батареи, как правило, согласуются с нагрузкой стабилизацией напряжения или экстремальным регулированием. В СЭС модулей СМ, МЛМ и НЭМ РС МКС напряжение на шине питания с высокой точностью поддерживают регуляторы, которые, в зависимости от текущего электропотребления, отсекают избыточный ток СБ. Схема отлично зарекомендовала себя еще на орбитальном комплексе «Мир» (см. раздел 1.1). Она целесообразна, когда состав потребителей заранее неизвестен и нет цели ежесекундно извлекать из СБ максимально возможную мощность. Подход снижает требования к потребителям тока и обеспечивает возможность постепенно наращивать СЭС без дополнительных согласующих устройств.

На рисунке 2.23 видно, что при стабилизированном напряжении ток ФЭП с повышением температуры сначала растет до величины, зависящей от напряжения стабилизации, затем падает по кривой с увеличивающимся наклоном, в итоге обращаясь в ноль. Ширина температурного интервала, на котором ток снижается от максимума до нуля, для упомянутых ФЭП составляет 60-70 °С. Верхний предел интервала температур, наиболее выгодного с точки зрения эффективной работы ФЭП, зависит от напряжения стабилизации: чем ниже рабочее напряжение, тем выше верхний предел температуры.

В системах электропитания (СЭП) кораблей «Союз», «Прогресс» и их модификаций напряжение тоже стабилизировано, хотя и с меньшей точностью, буферными аккумуляторами. Корректнее сказать, что напряжение на шине питания здесь поддерживается в допустимом интервале за счет баланса между СБ, буферными аккумуляторами и потребителями тока. Но ведущая роль в этом процессе принадлежит аккумуляторам: напряжение на шине близко или к их ЭДС, или к зарядному напряжению в зависимости от того, в каком режиме работают аккумуляторы.

В СЭС, устроенных по принципу стабилизации напряжения, изменения тока СБ с колебаниями температуры незначительны, если последняя находится в интервале допустимых значений, предусмотренных на этапе разработки КА, а назначенный ресурс системы не выработан. Это подтверждает анализ ТМИ СМ и корабля «Прогресс МС-07» (см. раздел 4.2). Следовательно, при расчете СБ модулей СМ, НЭМ, МЛМ, ФГБ, а также других КА, в СЭС которых использован принцип стабилизации напряжения, предлагаемая методика расчета мощности СБ и созданное на ее основе специальное ПО применимы без доработки в части учета температуры.

Из описанных закономерностей также следует простое техническое решение, позволяющее исключить потери мощности СБ при нагреве: для этого надо уменьшить действующее напряжение на каждом преобразователе, например, соединяя ФЭП в достаточно длинные последовательные цепочки. Чтобы определить требуемое количество ФЭП в цепочке, необходимо построить ВАХ преобразователя для максимальной предполагаемой температуры эксплуатации, после чего выбрать рабочую точку несколько левее

оптимальной. Разделив напряжение на шине питания СЭС на рабочее напряжение ФЭП, получим количество преобразователей в цепочке в первом приближении. Следует также предусмотреть дополнительное количество ФЭП в цепочке для компенсации падения напряжения в пассивных элементах цепи и для ухудшения характеристик преобразователей в ходе эксплуатации. Недостаток описанного технического решения – неэффективное использование ФЭП при более низких температурах.

2.5.4 Влияние температуры на мощность солнечной батареи системы электроснабжения с экстремальным регулятором

Экстремальным регулятором называют согласующее устройство между источником и потребителем тока, обеспечивающее эксплуатацию источника постоянно в режиме максимальной энергоотдачи. Электрическая мощность, поступающая от источника тока, зависит от сопротивления нагрузки и достигает максимума только при определенной величине последней. Характеристики источника и нагрузки, как правило, не стабильны, и однажды подстроенные друг по друга, в дальнейшем они не работают с прежней эффективностью. Экстремальный регулятор автоматически устанавливает оптимальные ток и напряжение на источнике, реагируя на изменяющиеся условия, и практически полностью передает поступающую энергию потребителю.

Режим максимальной мощности источника тока можно определить по вольтамперной (ВАХ) или по вольтваттной (ВВХ) характеристике. Кривые ВАХ и ВВХ СБ, практически, подобны изображенным на рисунке 2.22, отличаясь, в основном, масштабом осей графика. Пик ВВХ (точка *C* на рисунке 2.22) задает оптимальную рабочую точку *B* на ВАХ и оптимальное напряжение U_{opt} . Ордината точки *B* равна оптимальному току I_{opt} . Чтобы СБ отдавали нагрузке наибольшую мощность, сопротивление нагрузки $R_{\text{н}}$ должно быть равно отношению $U_{\text{opt}}/I_{\text{opt}}$. При колебаниях температуры (а также при деградации ФЭП) U_{opt} и I_{opt} меняются не пропорционально друг другу, из-за чего СБ и нагрузка, согласованные при одной температуре, работают не самым

эффективным образом при другой. Экстремальный регулятор, включенный между СБ и потребителями тока, становится непосредственной нагрузкой батарей, а его способность менять входное сопротивление и находить оптимальное обеспечивает СБ максимальную энергоотдачу в меняющихся условиях.

Если проанализировать серию ВАХ рисунка 2.22 при различных температурах, можно построить зависимость, как на рисунке 2.24.

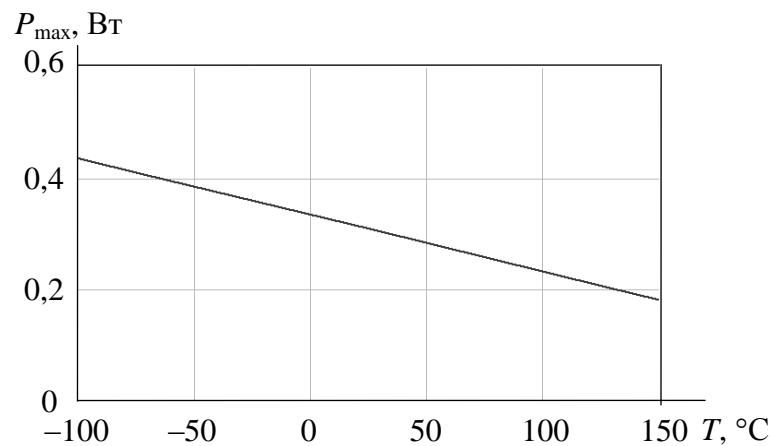


Рисунок 2.24 – Примерная зависимость максимальной мощности ФЭП от температуры

В примере на рисунке 2.24 график имеет прямолинейный вид из-за того, что оптимальное напряжение U_{opt} полагается зависящим от температуры линейно, а оптимальный ток I_{opt} , согласно данным производителя, от температуры не зависит. Вообще же зависимость максимальной мощности от температуры не линейна, но обязательно монотонно убывает.

Чтобы выяснить, как изменение температуры влияет на максимальную мощность конкретного ФЭП, надо знать зависимость оптимального тока и напряжения ФЭП от температуры. Производители, как правило, приводят температурные градиенты указанных величин (изменение при нагреве на 1 °C), а также допустимый диапазон линеаризации. Это позволяет в известном интервале температур использовать приближенные формулы:

$$\begin{aligned} U_{\text{opt}} &= U_{\text{opt},0} + \Delta U_{\text{opt}}(T - T_0) \\ I_{\text{opt}} &= I_{\text{opt},0} + \Delta I_{\text{opt}}(T - T_0) \end{aligned} \quad ,$$

где $U_{\text{opt},0}$ и I_{opt} – оптимальные ток и напряжение при температуре T_0 ; $\Delta U_{\text{opt}} < 0$ и $\Delta I_{\text{opt}} < 0$ – температурные градиенты.

Максимальная мощность упомянутых выше кремниевых ФЭП заметно зависит от температуры: при нагреве на 1 °С она снижается на 0,4...0,7 %. Очевидно, что для расчета мощности СЭС с экстремальным регулированием изложенная в главе 2 методика должна быть доработана так, чтобы температура каждого ФЭП вошла в список переменных величин математической модели СБ.

Экстремальное регулирование необходимо, если требуется постоянно эксплуатировать СБ в режиме максимальной энергоотдачи, например, в спутниках-ретрансляторах для обеспечения наилучшего радиоприема или в КА с электроракетной маршевой тягой. На космических аппаратах и комплексах с переменным составом потребителей тока, а также на КА, бортовая аппаратура которых рассчитана на заранее заданную потребляемую мощность, применение экстремальных регуляторов не целесообразно.

Таким образом, анализ зависимости вольтамперной характеристики фотоэлектрического преобразователя от температуры показывает, что характер влияния температуры на мощность СБ определяется способом согласования СБ с нагрузкой. Если напряжение на шине питания СЭС стабилизировано (например, регуляторами тока или буферными аккумуляторами), а рабочее напряжение ФЭП заметно меньше напряжения максимальной мощности, колебания температуры вызывают незначительные изменения тока и выходной мощности СБ. Подобное характерно для СЭП модулей станции «Мир» и российского сегмента МКС, а также кораблей «Прогресс МС» в режиме работы обеих секций СБ. Учет изменения температуры необходим в случае применения экстремальных регуляторов или стабилизации напряжения солнечной батареи.

2.6 Учет влияния ионизирующих космических излучений

2.6.1 Описание проблемы

Растущее внимание к проектам освоения Луны делает актуальной проблему обеспечения больших грузопотоков между планетами [5, 32]. Транспортирование грузов должно включать межорбитальную буксировку, которая, в отличие от прочих стадий, может быть эффективнее осуществлена посредством электроракетных двигателей с высоким удельным импульсом и малым расходом рабочего тела [23]. Наиболее близкими к воплощению видятся проекты буксиров с энергоустановками на основе солнечных батарей и атомных реакторов [1, 5, 44, 47, 64].

Характерной особенностью электроракетных буксиров является медленное удаление от планеты по спиральной траектории. Однако известно, что в околоземном пространстве на высоте 1000 км и более аппараты испытывают значительное воздействие ионизирующего космического излучения, которое неблагоприятно сказывается на здоровье живых организмов, ухудшает конструкционные свойства материалов, вызывает сбои и отказы элементов электронной аппаратуры, снижает производительность полупроводниковых солнечных батарей (СБ) [1, 5, 27, 31, 47, 51, 66, 67, 68]. В данной работе исследована проблема деградации СБ в радиационных поясах Земли (РПЗ). Проекты космических кораблей и межорбитальных буксиров на электроракетной тяге рассматривают солнечные батареи большой площади как вероятный источник питания двигательной установки [1, 5, 44, 47]. Перед разработчиками буксиров встанет задача определять дозу ионизирующего излучения РПЗ, вычислять степень деградации батарей и выбирать наиболее эффективные способы защиты.

Представленная задача является комплексной и включает три самостоятельные задачи:

- 1) расчет траектории межорбитального перелета с малой тягой;
- 2) расчет количества ионизирующего излучения РПЗ, поглощаемого ФЭП в течение перелета;

3) расчет деградации СБ от поглощенного излучения.

Численно-аналитические решения задачи удаления КА с малой тягой от планеты известны [41, 46]. Но практика показывает, что более эффективно выполнять расчет его траектории численным решением уравнений движения в естественных координатах, в оскулирующих переменных или в равноденственных элементах [18, 41, 46]. В общем случае задача должна также включать задачу оптимального управления [18, 26, 29, 55, 56, 61], однако поиск специального режима управления с целью снижения деградации СБ выходит за рамки данной работы. Тем не менее, следует отметить, что предложенные здесь уравнения движения эффективны не только для расчета неуправляемого полета, но и для постановки и решения задач оптимального управления.

Общие методики расчета количества поглощаемого ионизирующего излучения РПЗ изложены в серии стандартов [8, 9, 10, 11, 12, 13, 43]. При проектировании околоземных спутников обычно используются интегральные величины, которые рассчитаны для серии орбит и стандартизованы. Корабли и буксиры на электроракетной тяге должны двигаться по более сложным траекториям, и для них готовые данные позволяют получить лишь грубую оценку.

Согласно общей методике, рекомендованной в стандарте [43], околоземное пространство разбивается на ячейки с постоянными радиационными условиями, и накопленное излучение вычисляется исходя из времени нахождения КА в каждой из них. В работе [6] расчет деградации СБ межорбитального буксира в РПЗ выполнен путем деления околоземного пространства на ряд эшелонов высотой от 500 до 1000 км, а траектория КА рассматривается как совокупность эллиптических орбит. Количество поглощенного излучения определяется аналогично – по времени нахождения аппарата в каждом эшелоне. Решение задачи в подобной постановке может претендовать на высокую точность лишь при достаточно малых размерах ячеек (эшелонов), что приводит к многократному увеличению количества вычислительных операций и росту погрешностей вычисления.

В ходе настоящего исследования предложена и реализована методика расчета, отличная от упомянутых, которая обеспечивает малую,

контролируемую методическую погрешность и при этом низкие требования к вычислительным ресурсам, что актуально для данной задачи. Сокращается время разработки и отладки ПО, что тоже не маловажно.

Согласно предложенной методике таблицы спектров заряженных частиц интерполируются как по пространственным координатам, так и по уровням энергии, а все зависимости – исходные, вспомогательные и искомые – рассматриваются как непрерывные и, по возможности, гладкие функции координат и энергии. Независимые величины выбираются таким образом, чтобы численное интегрирование с постоянным шагом обеспечивало одинаково высокую точность на всем расчетном интервале. Варьируя шаг дискретизации, исследователь получает возможность привести методическую погрешность к величине, заведомо меньшей погрешности исходных данных. Еще одна особенность данной методики в том, что она не предполагает интегрирования потока заряженных частиц вдоль траектории КА для отдельных интервалов энергии. Вместо этого интегрируется одна величина, в которой сложены потоки частиц всех видов и энергии с учетом их способности вызывать деградацию фотоэлементов. Таким образом, расчеты траектории, поглощенного излучения и деградации объединены в одно целое, что, наряду с другими мерами, обеспечивает эффективность методики.

2.6.2 Методика расчета траектории межорбитального буксира

Космический аппарат с малой, но постоянно действующей тягой может удаляться от планеты по спирали (рисунок 2.25) [18, 41, 46]. Чтобы быстрее преодолеть тяготение и сократить затраты топлива (рабочего тела), тягу надо направить по вектору скорости аппарата. При этом даже если начальная орбита КА эллиптическая, эксцентриситет последующих витков постепенно уменьшается. В работе [26] траектория перелета с низкой околоземной орбиты на низкую окололунную рассмотрена как одно целое, без деления на участки по сферам действия планет. Показательно, что и в подобной постановке энергетически самым эффективным оказывается перелет, когда удаление и сближение с планетой происходят по спирали с минимальным эксцентриситетом.

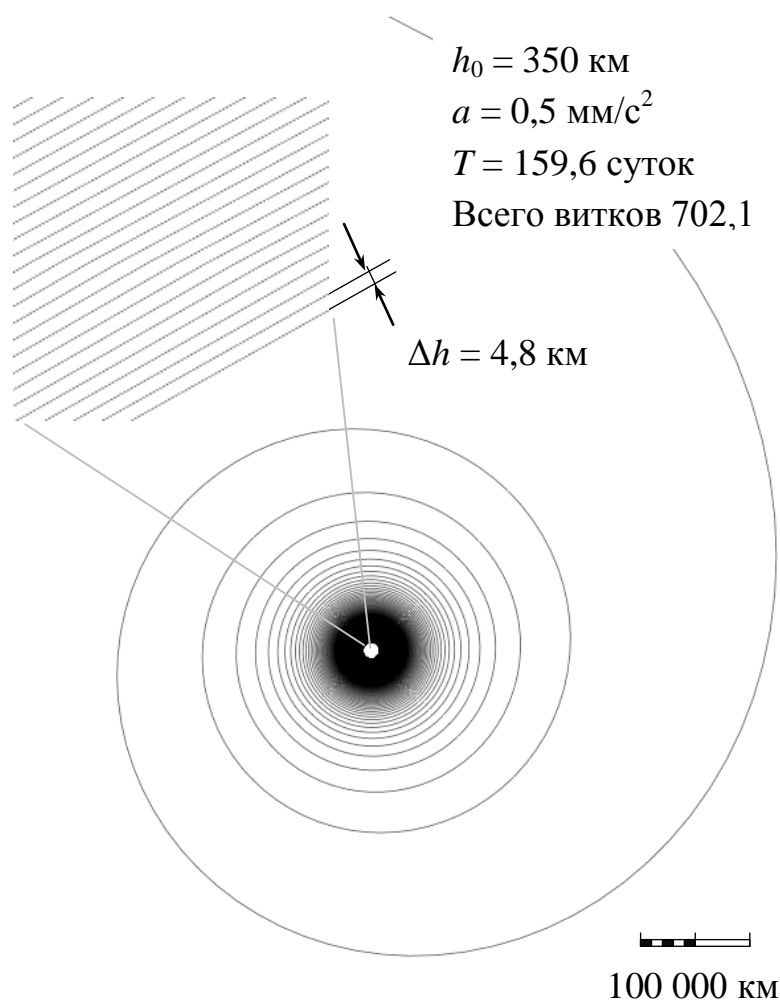


Рисунок 2.25 – Вид траектории буксира в плоскости движения

Круговая спираль может быть не лучшим вариантом с точки зрения сохранения СБ от ионизирующего излучения РПЗ. В работе [61] показана возможность управления вектором тяги, снижающего негативное воздействие РПЗ на СБ, однако сделано это в предположении, что до включения ЭРДУ аппарат с помощью химического разгонного блока переведен на сильно вытянутую промежуточную орбиту. Это так называемая комбинированная схема выведения, которая, предположительно, может быть использована для доставки спутников на геостационарную орбиту [55]. К сожалению, она мало пригодна для тяжелых многоразовых электроракетных буксиров.

В настоящей работе показано, что для снижения деградации СБ в РПЗ целесообразно увеличить наклонение траектории буксира к экватору Земли. Вообще же, поиск специального закона управления, сокращающего пребывание

КА в РПЗ, может стать развитием данного исследования, тем более что в уравнениях предлагаемой модели предусмотрены функции, описывающие управление вектором тяги.

Согласно представленной методике в первую очередь определяется плоское движения КА в центральном поле тяготения, а затем, исходя из предположений об ориентации плоскости движения, вычисляется траектория аппарата в околоземном пространстве. В отличие от рекомендаций стандарта [43], расчет плоского движения КА здесь предлагается выполнять не путем решения уравнений Кеплера, а численным интегрированием уравнений движения в поле тяготения, что дает возможность рассматривать траектории не только эллиптические, но и более сложные, характерные для перелетов с постоянно действующей тягой. В качестве независимой переменной используется не время, а угловая координата аппарата в полярной системе координат. Таким образом, решается присущая данной задаче вычислительная проблема, связанная с тем, что скорость и кривизна траектории КА меняются в десятки и сотни раз, требуя сложных методов интегрирования с переменным шагом. Предложенная форма уравнений позволяет интегрировать с малой погрешностью сравнительно небольшим количеством постоянных шагов.

Рассмотрим уравнение движения космического аппарата в поле тяготения Земли, считая поле центральным, сферически симметричным:

$$\ddot{\vec{r}} = -(\mu/r^3) \vec{r} + \vec{a}, \quad (2.6.1)$$

где \vec{r} – радиус-вектор, проведенный к центру масс КА из центра Земли, μ – гравитационный параметр Земли, \vec{a} – ускорение силы тяги.

Введем полярные координаты r, ϑ , где ϑ – угол между направлениями на начальное и текущее положения а из центра тяготения (полярный угол). Уравнение (2.6.1) запишется в виде системы обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ):

$$\begin{aligned} \ddot{r} - \omega^2 r + \mu/r^2 - a_r &= 0, \\ r\dot{\omega} + 2\omega\dot{r} - a_n &= 0, \end{aligned} \quad (2.6.2)$$

где $\omega = d\vartheta/dt$ – угловая скорость КА относительно центра тяготения, a_r и a_n –

радиальная и трансверсальная составляющие ускорения силы тяги.

Преобразуем систему (2.6.2), выбрав в качестве независимой переменной полярный угол \mathcal{G} (это допустимо, поскольку \mathcal{G} – монотонно возрастающая функция времени). Введем также функцию $u = dr/d\mathcal{G}$, а дифференцирование по \mathcal{G} обозначим штрихом:

$$\begin{aligned} r' &= u, \\ u' &= r + \frac{2u^2}{r} - \frac{\mu}{\omega^2 r^2} + \frac{1}{\omega^2} \left(a_r - a_n \frac{u}{r} \right), \\ \omega' &= \frac{a_n}{\omega r} - \frac{2\omega u}{r}. \end{aligned} \quad (2.6.3)$$

Зададим направление тяги углом δ , равным отклонению ее вектора от направления полета. Отклонение вектора скорости от трансверсального направления (от плоскости местного горизонта) обозначим $\Theta = \arctg(u/r)$. Теперь систему (2.6.3) можно записать в виде:

$$\begin{aligned} r' &= u, \\ u' &= r + \frac{2u^2}{r} + \frac{1}{\omega^2} \left(\frac{a \sin \delta}{\cos \Theta} - \frac{\mu}{r^2} \right), \\ \omega' &= \frac{a \cos(\Theta + \delta)}{\omega r} - \frac{2\omega u}{r}. \end{aligned} \quad (2.6.4)$$

Полученные уравнения не только имеют сравнительно простой вид и удобны для численного интегрирования. Важно, что введение независимой переменной \mathcal{G} исключает проблему больших градиентов, характерную для данной задачи, и позволяет интегрировать с постоянным шагом, сохраняя высокую точность на всем расчетном интервале. Пример найденной траектории КА представлен на рисунке 2.25. Тяговое ускорение направлено по вектору скорости, шаг интегрирования $\Delta\mathcal{G} = 2^\circ$.

Далее приведены результаты расчетов, выполненных в предположении, что тяга все время направлена по вектору скорости, то есть $\delta \equiv 0$. Однако уравнения (2.6.4) удобны и при решении задач оптимального управления, когда a и δ рассматриваются как функции управления.

Систему (2.6.4) можно привести к безразмерному виду, введя в качестве

единиц измерения следующие величины: для r и u – радиус опорной орбиты R_0 ; для тягового ускорения a – ускорение свободного падения на опорной орбите $g_0 = \mu/R_0^2$; для угловой скорости ω – скорость на опорной орбите $\omega_1 = \sqrt{g_0/R_0}$, для времени t – обратную величину $1/\omega_1$. В безразмерном виде уравнения аналогичны (2.6.4), с тем отличием, что $\mu=1$, а величина a – единственный параметр, безразмерный и притом малый: при характерном ускорении электроракетных буксиров $a \sim 10^{-4}$.

Согласно рисунку 2.25 буксир преодолевает тяготение Земли и перестает быть ее спутником на расстоянии примерно 600 тыс. км. В действительности это должно происходить раньше благодаря притяжению Луны. С приближением к границе сфер действия планет траектория аппарата существенно меняется, но в области РПЗ (примерно от 1 до 70 тыс. км) ее возмущение Луной мало и поэтому в данной методике не учитывается.

При переходе от плоского движения к пространственному считаем, что плоскость траектории КА проходит через центр Земли и неподвижна относительно звезд. Серия расчетов с вариацией долготы восходящего узла траектории показывает, что учет прецессии плоскости движения может уточнить результат незначительно. На рисунке 2.26 показан пример траектории буксира относительно планеты на разных стадиях удаления. Текущие пространственные координаты буксира относительно Земли λ, φ (широта и долгота проекции аппарата на земной сфероид) находятся из геометрических соотношений:

$$\begin{aligned} \sin \lambda &= \sin i \sin(\vartheta + \tilde{\omega}), \\ \operatorname{tg}(\varphi - \varphi_{\gamma 0} - \Omega - \omega_{\text{сут}} t) &= \cos i \operatorname{tg}(\vartheta + \tilde{\omega}), \end{aligned} \quad (2.6.5)$$

где i – наклонение плоскости движения к экватору Земли, Ω – долгота восходящего узла траектории, $\tilde{\omega}$ – полярный угол начального положения КА, отсчитываемый от восходящего узла, $\omega_{\text{сут}}$ – скорость вращения Земли относительно неподвижных звезд, $\varphi_{\gamma 0}$ – долгота точки весеннего равноденствия в начальный момент.

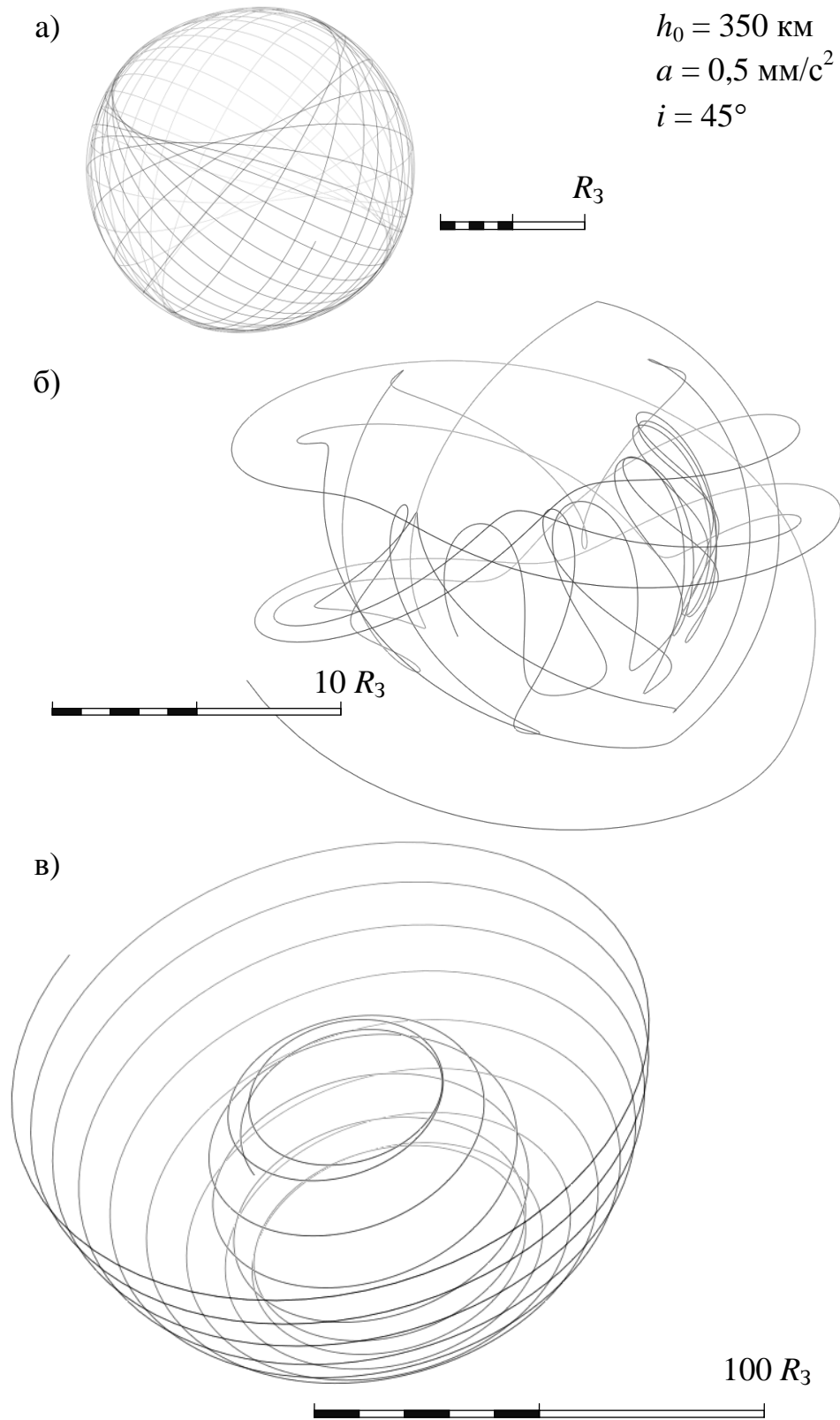


Рисунок 2.26 – Вид траектории буксира относительно Земли: а) витки №№ 1-25; б) витки №№ 680-700; в) витки №№ 700-702

Чтобы представить широту λ и долготу φ как функции угла ϑ ,

необходимо также знать зависимость $t(\vartheta)$. Для ее определения можно использовать соотношение $t(\vartheta) = \int_0^{\vartheta} \frac{d\vartheta}{\omega}$, но соответствующая вычислительная процедура значительно ускорится, если сформулировать ее как начальную задачу для обыкновенного дифференциального уравнения и решать совместно с системой (2.6.4):

$$\begin{aligned} t' &= 1/\omega, \\ t(0) &= 0. \end{aligned} \tag{2.6.6}$$

Зависимости $r(\vartheta)$, $\lambda(\vartheta)$, $\varphi(\vartheta)$ и $t(\vartheta)$ полностью определяют движение буксира в системе координат Земли.

2.6.3 Методика расчета поглощенного излучения

Ионизирующее космическое излучение по происхождению разделяется на излучение радиационных поясов Земли (РПЗ), солнечные и галактические космические лучи. В окрестности Земли, в пределах 6-10 ее радиусов, на солнечные батареи космических аппаратов негативно действует, в основном, излучение радиационных поясов, которые представляют собой заряженные частицы – свободные электроны, протоны и ионы различных атомов, захваченные магнитным полем планеты. Пояса тесно связаны со структурой поля [50, 63], которое в первом приближении можно считать полем магнитного диполя. На сравнительно небольших расстояниях от Земли оно имеет более сложную форму и обычно описывается разложением по системе сферических функций, но в представленной работе модель геомагнитного поля как магнитного диполя использована для всего околоземного пространства, а уточнение модели рассматривается как возможное улучшение методики.

Распределение плотности потока частиц РПЗ описывается с помощью системы геомагнитных координат (LB-координат), в которых L – номер силовой линии магнитного поля, B – величина магнитной индукции (рисунок 2.27, а).

Каждая частица РПЗ совершает сложное движение в пределах тороидальной дрейфовой оболочки (L-оболочки), средний слой которой

образован магнитными линиями с одинаковым номером L (рисунок 2.27, б). Благодаря дрейфу частиц вокруг геомагнитной оси планеты интенсивность их потока постоянна вдоль каждой параллели оболочки, поэтому спектр и интенсивность потока однозначно определяются величинами L и B . В качестве примера на рисунке 2.27 (в) показано распределение потока электронов с энергией от 0,50 до 0,75 МэВ в осевом сечении РПЗ.

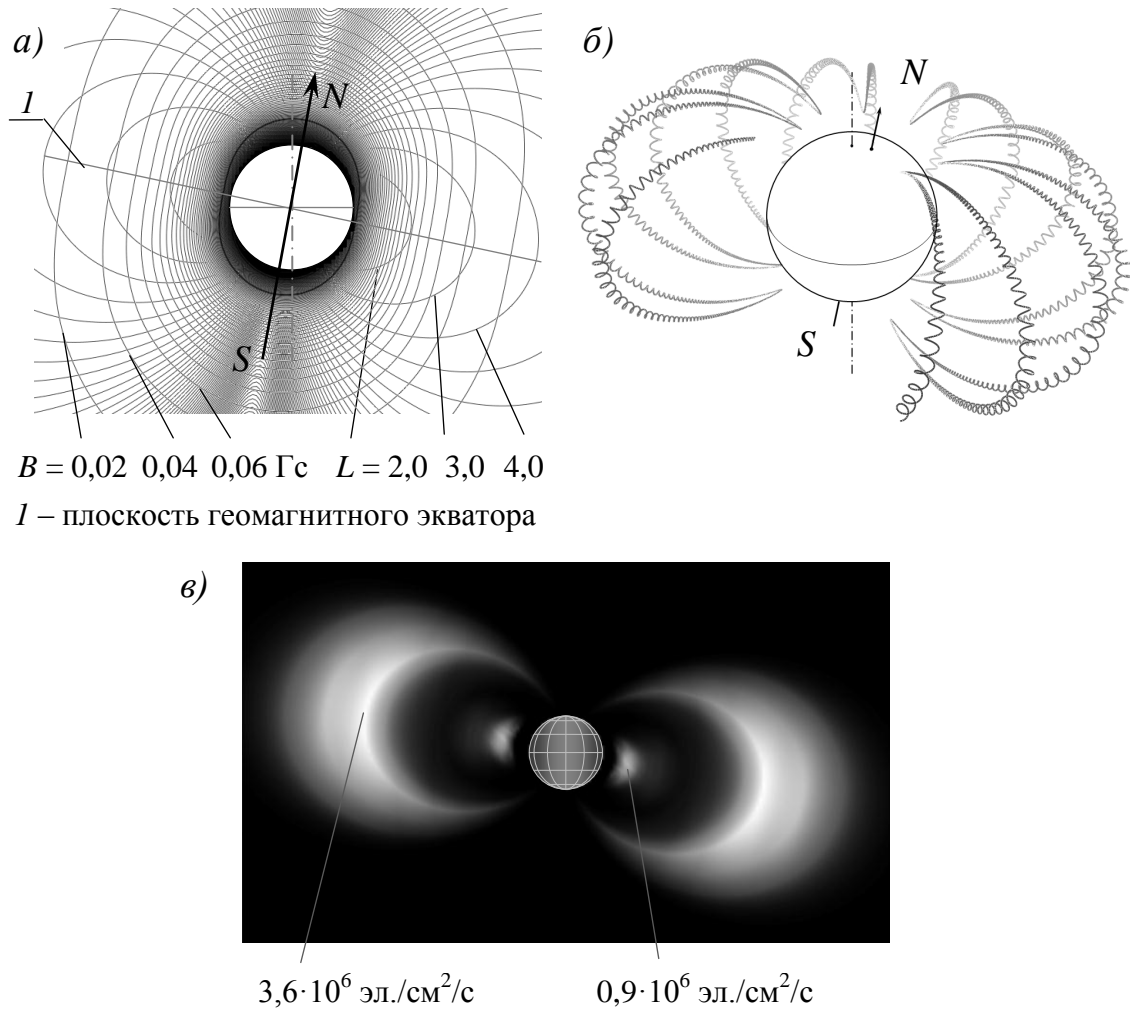


Рисунок 2.27 – Радиационные пояса Земли: а – система LV-координат; б – траектория движения заряженной частицы; в – распределение интенсивности потока электронов с энергией от 0,50 до 0,75 МэВ в осевом сечении РПЗ

Радиационные пояса Земли не статичны. Непосредственно связанные с магнитным полем, они деформируются вместе с ним под изменчивым давлением солнечного ветра. Подобные флуктуации плохо предсказуемы, поэтому на практике выполняются два расчета – для периодов минимальной и максимальной солнечной активности. Временное повышение концентрации

частиц РПЗ может происходить и по искусственным причинам, например, из-за космических ядерных взрывов. В связи с этим принято отличать естественные радиационные пояса Земли (ЕРПЗ), возникающие исключительно под действием природных сил, от имеющих искусственную составляющую.

Радиационные пояса Земли, как и магнитное поле, ограничены в пространстве: со стороны Солнца они сжаты давлением солнечного ветра, из-за чего их внешняя область (более 8-10 радиусов планеты) имеет сложную форму, подверженную суточным изменениям. Однако в этой зоне интенсивность заряженных частиц РПЗ сравнительно невелика, поэтому для расчета деградации СБ КА на высоте до 10 радиусов Земли статической модели геомагнитного поля вполне достаточно. При проектировании солнечных батарей КА практически применимы модели ЕРПЗ, изложенные в [43]. Потoki ионов других веществ ЕРПЗ ввиду их крайней малости не учитываются.

Для описания потока заряженных частиц используются следующие величины: плотность всенаправленного потока J – количество частиц, пролетающих сквозь воображаемую сферу с площадью поперечного сечения 1 см^2 за 1 с ; плотность интегрального потока $J(> E)$ – плотность всенаправленного потока частиц с энергией не меньше E ; дифференциальная плотность потока – плотность потока частиц в узком интервале энергий, отнесенная к ширине интервала:

$$j(E) = \lim_{\Delta E \rightarrow 0} \frac{J(> E) - J(> E + \Delta E)}{\Delta E} = -\frac{dJ}{dE}. \quad (2.6.7)$$

Модели потоков электронов и протонов ЕРПЗ заданы в [43] виде таблиц величин $J(> E)$ для различных пар ЛВ-координат. Зная закон преобразования исходных координат к геомагнитным, можно найти плотность потока в любой точке пространства. А если известна траектория движения КА, можно интегрированием вычислить суммарный поток частиц за время полета T :

$$N(> E) = \int_0^T J(> E) dt. \quad (2.6.8)$$

Рисунок 2.28 демонстрирует процесс накопления частиц различных интервалов энергии при полете по описанной выше траектории. Величины

суммарного потока, представленные на графике, определяются формулой

$$N_{E_i < E < E_{i+1}}(t) = \int_0^t [J(> E_i) - J(> E_{i+1})] dt. \quad (2.6.9)$$

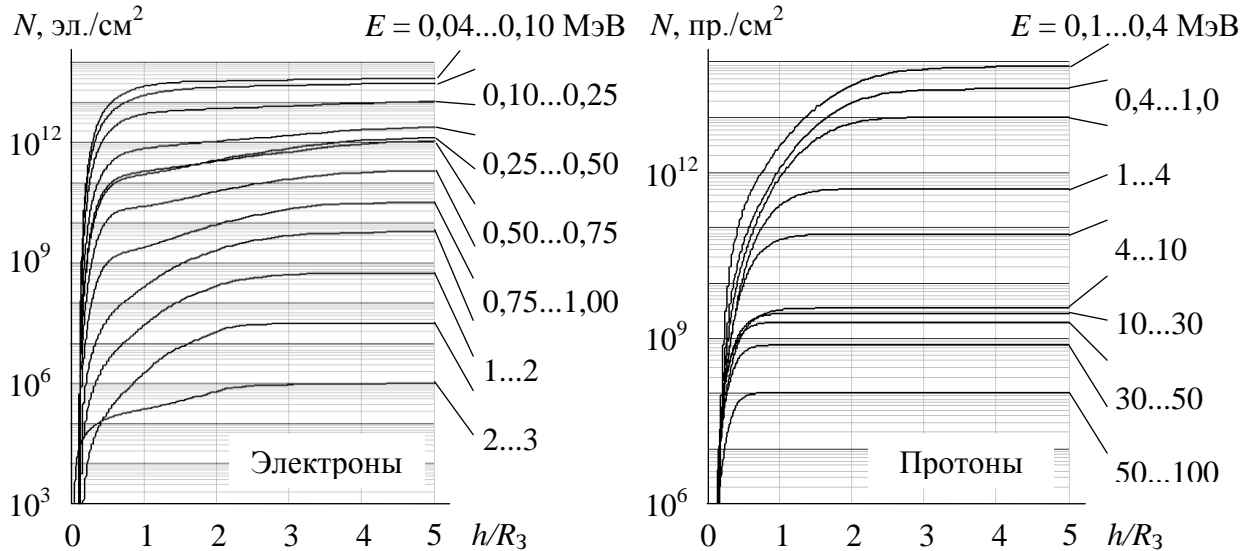


Рисунок 2.28 – Суммарный поток частиц, накапливаемый буксиром по мере прохождения РПЗ

Поскольку буксир удаляется от Земли монотонно, на линии абсцисс указано не время, а соответствующее расстояние от аппарата до поверхности планеты. Это позволяет заметить, что наиболее интенсивно частицы РПЗ накапливаются при прохождении высот до 2-3 радиусов Земли. На большем расстоянии интенсивность РПЗ тоже высока, но скорость удаления КА постепенно возрастает и эту область он преодолевает быстрее.

Интегрирование потока частиц каждого вида и энергии требует длительного машинного времени, но может быть заменено интегрированием одной величины, в которой уже просуммированы приведенные потоки частиц разной энергии с учетом их способности вызывать деградацию фотоэлементов, как это показано ниже.

2.6.4 Методика расчета деградации фотоэлектрических преобразователей

Степень ухудшения электрических параметров фотоэлектрических преобразователей зависит от типа, энергии и угла падения бомбардирующих

частиц [31, 66]. Для каждого конструктивного исполнения ФЭП указанные зависимости свои и определяются материалом преобразователя, толщиной слоев, технологией изготовления, наличием стеклянного покрытия и защиты обратной стороны. Одна из основных проблем расчета в том, что зависимости, представляющие интерес для разработчиков КА, не описываются простой теорией и в то же время не подкреплены достаточным количеством экспериментальных данных. Промышленные образцы ФЭП, как правило, подвергаются лишь некоторым видам радиационных испытаний – в основном, бомбардировкой эталонными частицами по нормали к поверхности (электронами с энергией 1 МэВ и, не всегда, протонами 10 МэВ). Поэтому необходимо расчетным путем экстраполировать эти результаты на весь спектр реальных условий, для чего используются теоретические положения и результаты экспериментов с лабораторными образцами [66]. Для учета деградации от частиц других энергий и направлений вводятся так называемые коэффициенты повреждения – относительные количества частиц, эквивалентные по производимому эффекту. Коэффициенты тоже вычисляются теоретически, хотя в заметной степени зависят от конструктивных особенностей ФЭП. Отсутствие достаточного количества экспериментов, подтверждающих теоретические выкладки, а также радиационных испытаний промышленных образцов снижает доверие конструкторов к результатам расчета.

Для определения количества поглощенных частиц с учетом их способности вызывать изменения эксплуатационных характеристик изделия вводится такая величина, как флюенс – количество эталонных частиц, упавших на единицу площади поверхности изделия по нормали:

$$\Phi = N(E_{\text{эт}}). \quad (2.6.10)$$

Бомбардируя образцы ФЭП в ускорителях элементарных частиц, получают графики зависимости электрических параметров ФЭП от флюенса наподобие изображенных на рисунке 2.29.

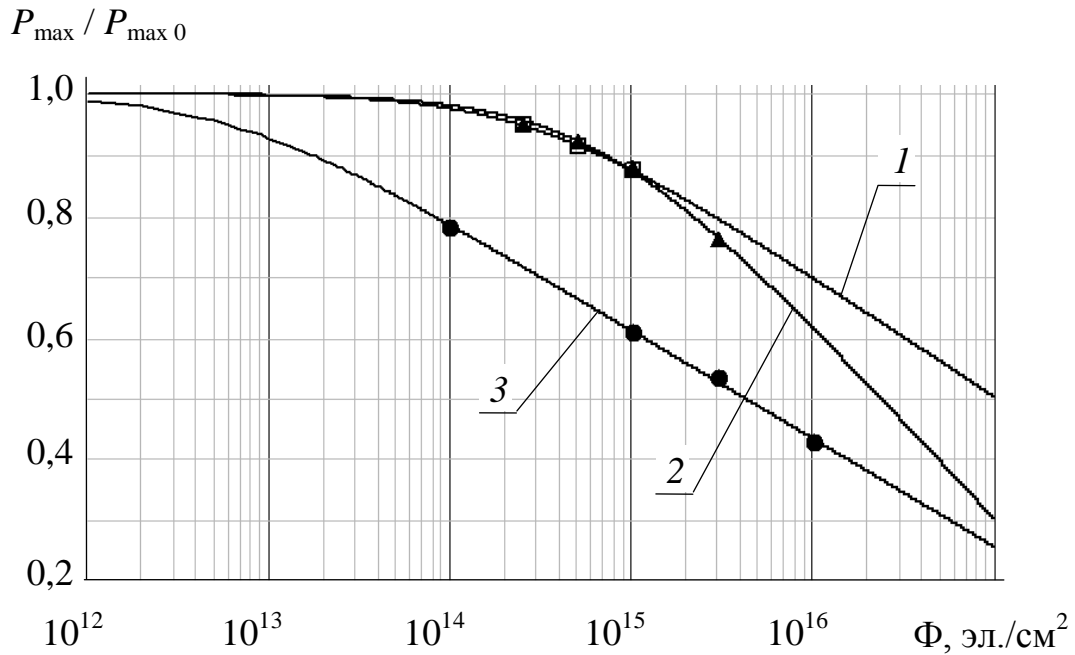


Рисунок 2.29 – Максимальная мощность ФЭП в зависимости от флюенса (экспериментальные данные и аппроксимации кривыми): 1 – трехпереходный ФЭП 3G28C структуры GaInP/GaAs/Ge производства Azur Space Solar Power GmbH; 2 – ФЭП, аналогичный 1, производства ПАО «Сатурн», Краснодар; 3 – ФЭП на основе кристаллического кремния производства ПАО «Сатурн»

Результаты испытаний, получаемые, как правило, для нескольких значений флюенса, принято аппроксимировать формулами вида

$$P_{\max}(\Phi) = P_{\max,0} [1 - C \lg(1 + \Phi/\Phi_x)], \quad (2.6.11)$$

где P_{\max} – максимальная мощность ФЭП, $P_{\max,0}$ – максимальная мощность ФЭП до радиационного воздействия, C и Φ_x – константы, определяемые экспериментально [31, 66]. Аппроксимирующие кривые на рис. 2.27 построены методом наименьших квадратов по точкам, отмеченным в соответствии с данными официальных сайтов компаний-производителей.

Определяя деградацию ФЭП, следует уточнять, какой параметр представляет интерес: ток короткого замыкания $I_{кз}$, напряжение холостого хода $U_{хх}$ или максимальная мощность P_{\max} . На выбор влияют способ включения ФЭП в электрическую цепь, принцип действия преобразователей тока и напряжения, наличие экстремальных регуляторов. Зависимость напряжения холостого хода и тока короткого замыкания от флюенса считается

аналогичной (7), но константы C и Φ_x для них, вообще, имеют другое значение [31, 66].

Чтобы вычислить воздействие на параметры ФЭП частиц с произвольной энергией E , вводится коэффициент повреждения (относительный коэффициент повреждения), который равен отношению количества эталонных частиц к количеству частиц с энергией E , вызывающих такой же эффект:

$$K(E) = \frac{N(E_{\text{эт}})}{N(E)}. \quad (2.6.12)$$

Приведенный флюенс частиц произвольной энергии определяется формулой:

$$\Phi(E) = K(E)N(E). \quad (2.6.13)$$

Величины приведенного флюенса для частиц разной энергии можно суммировать, сводя их действие к эквивалентному воздействию эталонных частиц. Если известен спектр излучения $n(E) = dN/dE$ (распределение количества частиц по шкале энергии), то суммарный флюенс можно найти как интеграл

$$\Phi = \int_0^{\infty} K n dE. \quad (2.6.14)$$

Коэффициент повреждения $K(E)$, как правило, учитывает не только вид и энергию частиц, но также угол их падения на поверхность ФЭП. Это позволяет величину произвольно ориентированного потока, в том числе изотропного, также свести к величине приведенного флюенса. Далее считаем, что n – количество частиц в интервале энергии dE , пролетевших в произвольном направлении сквозь сферу с сечением единичной площади, а коэффициент повреждения K учитывает, в том числе, изотропность потока.

Исходные данные по радиационным условиям ЕРПЗ представлены в [43] в виде таблиц плотности интегрального потока $J(> E)$ для конечного ряда значений энергии. В связи с этим представляется естественным вычислять суммарный флюенс как сумму:

$$\Phi = \sum_s K_s N_s, \quad (2.6.15)$$

где K_s – коэффициент повреждения для интервала энергии (E_s, E_{s+1}) , N_s – количество частиц в данном интервале.

Однако коэффициенты K_s надо каким-то образом выбирать из возможных значений $K(E)$, $E_s \leq E \leq E_{s+1}$. Величины потока $J(> E_s)$ даже при близких числах s могут различаться на порядок, следовательно, слагаемые $K_s N_s$ сильно зависят от выбора коэффициентов K_s . Налицо значительная методическая погрешность формулы (2.6.15).

В представленной работе для вычисления флюенса предлагается вместо дискретных значений коэффициента повреждения использовать их непрерывные зависимости от энергии. Энергетические спектры частиц, заданные таблично, интерполируются сплайнами, а флюенс находится численным интегрированием. Серия решений с вариацией шага интегрирования позволяет установить, как выбор шага влияет на погрешность расчета. Предлагаемый подход прост в реализации, имеет малую погрешность и не требует больших вычислительных ресурсов.

Дифференцируя (2.6.14) по времени, получаем:

$$\frac{d\Phi}{dt} = \int_0^{\infty} K \frac{dn}{dt} dE. \quad (2.6.16)$$

Величина dn/dt – количество частиц с энергией в интервале dE за единицу времени – есть, по сути, дифференциальная интенсивность потока j . С учетом (2.6.7) $dn/dt = -dJ/dE$, откуда

$$d\Phi/dt = J_{\text{пр}}, \quad (2.6.17)$$

где $J_{\text{пр}} = -\int_0^{\infty} K \frac{dJ}{dE} dE$ – величина, далее называемая приведенным интегральным потоком. В ней сложены интегральные потоки частиц всего спектра с учетом их способности вызывать деградацию ФЭП.

Пусть известны распределение плотности потоков частиц в пространстве

$J(> E) = f(L, B)$, а также восприимчивость ФЭП к этим частицам $K(E)$. Тогда можно вычислить $J_{\text{пр}}$ для любой точки пространства (L, B) , а затем интегрированием уравнения (2.6.17) по траектории полета КА найти накопленный флюенс Φ .

Согласно предлагаемой методике, чтобы обеспечить быстрое интегрирование (2.6.17), таблицу плотности интегрального потока частиц РПЗ $J(> E) = f(L, B)$ необходимо дополнить колонкой со значениями $J_{\text{пр}}$, вычисленными согласно (2.6.19), а также разработать специальную программную функцию $J_{\text{пр}}(L, B)$, которая обращается к таблице и интерполирует считываемые данные. Предложим практическую формулу расчета приведенного интегрального потока с малой методической погрешностью при пониженном количестве шагов численного интегрирования.

Интегрируя правую часть (2.6.17) по частям, и учитывая, что, как правило, рассматриваемый диапазон энергии $[E_{\text{min}}, E_{\text{max}}]$ конечен, получим:

$$J_{\text{пр}} = \int_{E_{\text{min}}}^{E_{\text{max}}} J \frac{dK}{dE} dE - JK \Big|_{E_{\text{min}}}^{E_{\text{max}}}. \quad (2.6.18)$$

Зависимости $K(E)$ и $J(> E)$ с ростом аргумента меняются медленно и малый шаг численного интегрирования, необходимый при малых E , не оправдан при больших, поэтому целесообразно интегрировать не по энергии E , а по ее логарифму:

$$J_{\text{пр}} = \int_{\ln E_{\text{min}}}^{\ln E_{\text{max}}} J \frac{dK}{d \ln E} d \ln E - JK \Big|_{\ln E_{\text{min}}}^{\ln E_{\text{max}}}. \quad (2.6.19)$$

Данная формула, во-первых, избавлена от свойственной (2.6.15) погрешности, поскольку зависимость $K(E)$ определена на значительно более дробной сетке, чем $J(> E)$. Во-вторых, $K(E)$ имеет меньше флуктуаций, и интерполировать и дифференцировать ее корректнее [43, 66]. Наконец, таблицы коэффициентов повреждения в десятки раз короче таблиц интегральных потоков, благодаря чему интегрирование по формуле (2.6.19) требует меньше вычислительных ресурсов, чем по (2.6.17).

2.6.5 Объединение расчетов траектории, поглощенного излучения и деградации

После того, как выполнен расчет траектории КА, флюенс, накопленный за все время полета, можно найти как интеграл $\Phi = \int_0^T J_{\text{пр}}(L(t) B(t)) dt$. Однако продолжительность вычислений сократится в несколько раз, если поставить начальную задачу для соответствующего дифференциального уравнения, приняв в качестве независимой переменной полярный угол ϑ :

$$\begin{aligned} d\Phi/d\vartheta &= J_{\text{пр}}(L(\vartheta), B(\vartheta))/\omega, \\ \Phi(0) &= 0. \end{aligned} \quad (2.6.20)$$

и решать ее совместно с системой уравнений движения (2.6.4).

Таким образом, систему для объединенного расчета образуют дифференциальные уравнения (2.6.4), (2.6.6) и (2.6.20) с соответствующими начальными условиями. Их дополняют соотношения (2.6.5), (2.6.19), а также зависимости LV-координат от координат околоземного пространства (см., например, [43]). В результате решения системы уравнений вычисляются траектория полета КА и величина накопленного флюенса в любой ее точке. Окончательно по формулам вида (2.6.11) определяется деградация ФЭП, причем не только в конце полета, но и на всем его протяжении. Описанная методика численно реализована посредством программы MathCad [16, 33, 45].

2.6.6 Эмпирическая методика расчета

Серия расчетов с вариацией тягового ускорения и наклона плоскости траектории буксира показывает, что величина деградации в результате прохождения РПЗ может быть вычислена посредством несложных эмпирических формул с точностью, приемлемой на стадии проектирования КА. При малых тяговых ускорениях флюенс, накопленный в результате прохождения РПЗ, выражается зависимостью

$$\Phi = \Phi_0 \cdot 10^{-k(i)} / a, \quad (2.6.21)$$

где Φ_0 – флюенс, накопленный за одно прохождение РПЗ при тяговом

ускорении 1 мм/с^2 и наклонении 0° ; $k(i)$ – поправка на показатель флюенса, учитывающая наклонение плоскости движения буксира к земному экватору; a – тяговое ускорение буксира, мм/с^2 .

Поправка, учитывающая наклонение, может быть аппроксимирована формулой

$$k(i) = c_1(1 - \cos 2i) + c_2(1 - \cos 4i) + c_3(1 - \cos 6i), \quad (2.6.22)$$

где c_1 , c_2 , c_3 – константы, которые зависят от вида ФЭП и толщины защитного покрытия, а вернее, от коэффициентов повреждения, установленных для данного сочетания ФЭП и покрытия. Например, Для ФЭП на основе арсенида галлия со стеклянным покрытием толщиной 0,3 мм при коэффициентах повреждения, установленных в [66], $\Phi_0 = 9,19 \cdot 10^{14} \text{ эл./см}^2$, $c_1 = 0,8152$, $c_2 = 0,1923$, $c_3 = 0,0472$.

С учетом (2.6.11) максимальную мощность ФЭП после одной буксировки можно приближенно вычислять по формуле

$$P_{\max} = P_{\max, 0} \left\{ 1 - C \lg \left[1 + \Phi_0 / (a\Phi_x \cdot 10^{k(i)}) \right] \right\}, \quad (2.6.23)$$

а максимальную мощность ФЭП после N буксировок:

$$P_{\max} = P_{\max, 0} \left\{ 1 - C \lg \left[1 + N\Phi_0 / (a\Phi_x \cdot 10^{k(i)}) \right] \right\}. \quad (2.6.24)$$

2.6.7 Результаты расчета

Далее представлены результаты серии расчетов деградации ФЭП космического аппарата с двигательной установкой малой тяги, удаляющегося от Земли по спиралевидной траектории. Общим для всех вариантов расчета является следующее: модель естественных радиационных поясов Земли принята в соответствии с [43] для минимума солнечной активности; начальное движение КА происходит по круговой орбите с высотой 350 км; тяговое ускорение в течение полета постоянно. Расчеты выполнены для трехпереходного ФЭП структуры GaInP/GaAs/Ge производства ПАО «Сатурн», Краснодар. Данные по снижению максимальной мощности, представленные на официальном сайте компании, аппроксимированы формулой (2.6.11) с

константами $C = 0,3277$, $\Phi_x = 6,927 \cdot 10^{14}$ эл./см². Следует обратить внимание, что результаты, в которых $P_{\max} < 0,75 P_{\max,0}$, получены экстраполяцией указанных данных и могут не соответствовать действительности (см. рисунок 2.29).

Траектория буксира при тяговом ускорении $0,5 \text{ мм/с}^2$ и наклонении 45° показана на рисунках 2.25 и 2.26. На рисунке 2.30 изображены серии графиков накопленного флюенса и максимальной мощности ФЭП для такого полета. Каждая кривая в серии соответствует определенной толщине защитного покрытия s . Жирным выделены графики при $s = 0,30 \text{ мм}$, конечная мощность при этом составляет $92,1 \%$ первоначальной.

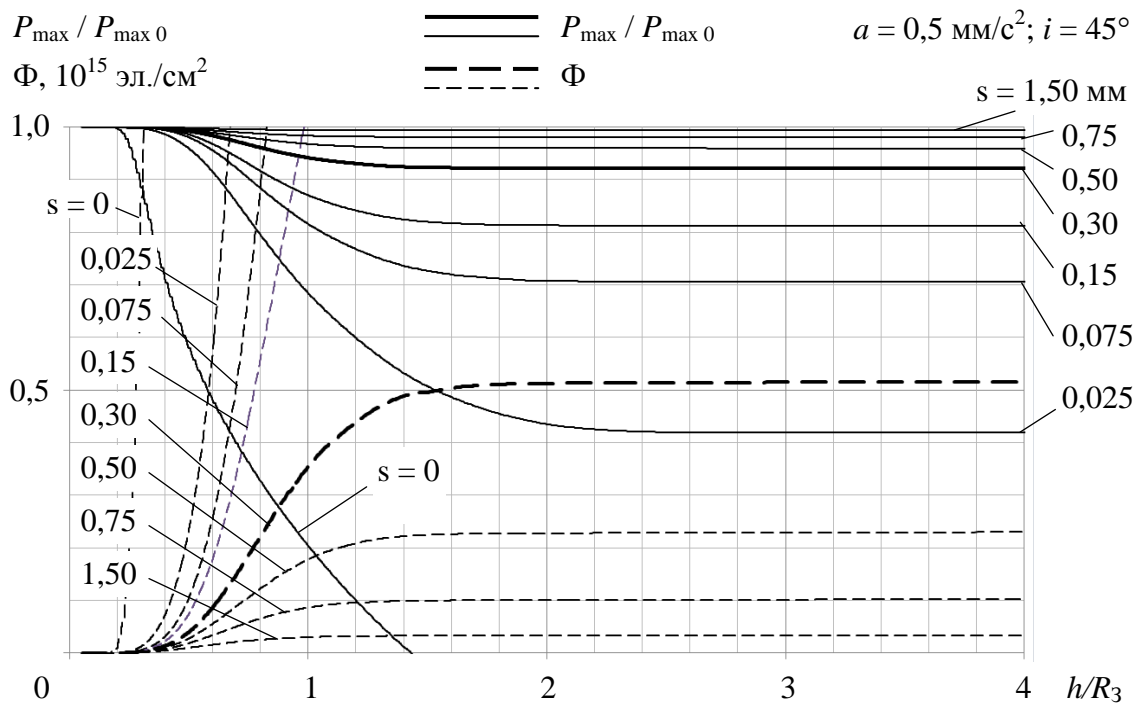


Рисунок 2.30 – Флюенс Φ и максимальная мощность P_{\max} ФЭП на основе GaAs в зависимости от расстояния буксира до поверхности Земли h при различной толщине защитного стекла s

Деградация СБ при многократных буксировках показана на рисунке 2.31, при этом под буксировкой понимается перелет с низкой околоземной орбиты на орбиту, расположенную выше РПЗ или в обратном направлении. Ускорения при разгоне и торможении считаются равными по модулю. В действительности

они должны несколько отличаться из-за аэродинамического сопротивления и расхода рабочего тела.

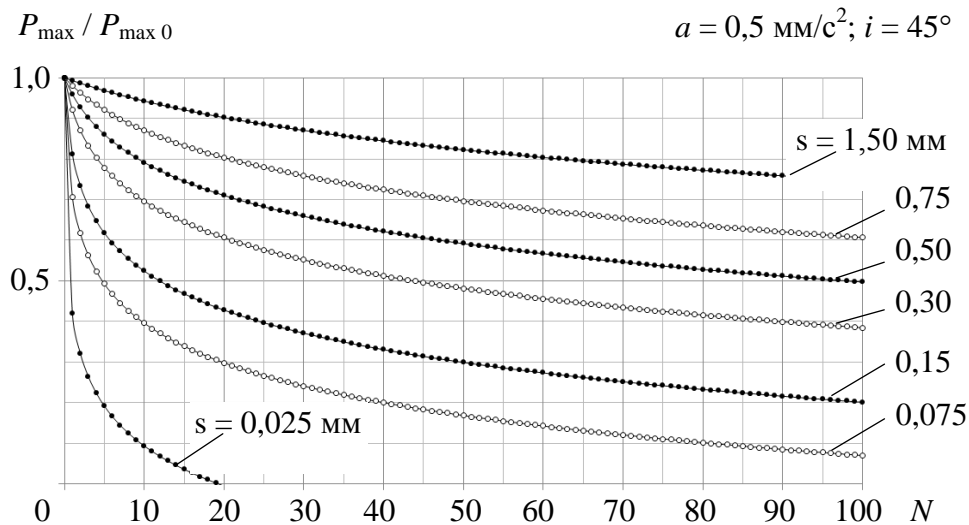


Рисунок 2.31 – Максимальная мощность ФЭП на основе GaAs в зависимости от количества буксировок N при различной толщине защитного стекла s

Расчеты показывают, что защита ФЭП стеклянным покрытием – действенный способ борьбы с деградацией. Но проекты буксиров с солнечной энергоустановкой предполагают СБ большой площади и масса покрытия может оказаться значительной. Например, при КПД преобразователей 25% площадь батарей мощностью 1 МВт составит примерно 3000 м^2 , и стеклянное покрытие толщиной 1,5 мм будет иметь массу 10-12 т. Для 500-тонного буксира это 2,0-2,4 % общей массы. Примерно такую же массу может иметь защита обратной стороны ФЭП. Еще одно отрицательное свойство толстого покрытия – поглощение света, особенно после длительного воздействия радиации.

Некоторые проекты межпланетных комплексов предполагают использование ФЭП на гибкой подложке, свернутых в рулоны и разворачиваемых на орбите [67]. Очевидно, что для них необходима разработка новых покрытий, гибких, при этом с оптическими и диэлектрическими свойствами как у стекла и таких же, как стекло, стойких к условиям космоса.

На рисунке 2.32 показан результат серии расчетов при различных наклонениях траектории. График показывает максимальную мощность ФЭП после прохождения радиационных поясов в зависимости от наклонения. Видно,

что деградация максимальна, если траектория буксира лежит в плоскости земного экватора. С увеличением наклона деградация значительно уменьшается и становится наименьшей, когда полет происходит в полярной плоскости. Оптимальный угол наклона можно определить, рассматривая задачу оптимизации в комплексе – с учетом времени полета, расхода рабочего тела, затрат топлива ракеты-носителя на достижение высокоширотной орбиты и других параметров.

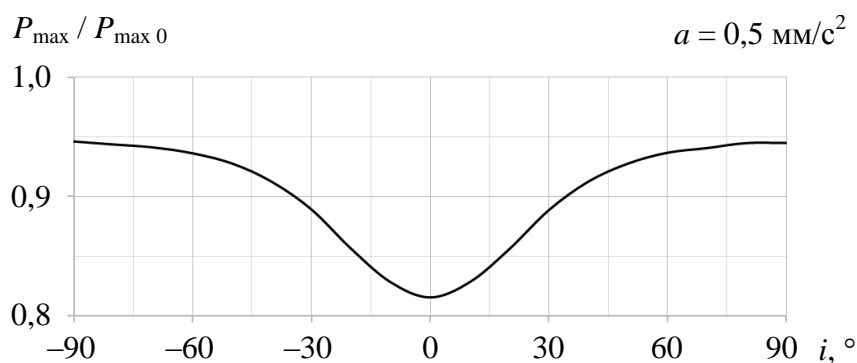


Рисунок 2.32 – Максимальная мощность ФЭП после одной буксировки в зависимости от наклона траектории буксира (толщина защитного стеклянного покрытия ФЭП $s = 0,3$ мм)

Как было отмечено выше, вариация долготы восходящего узла траектории КА слабо влияет на конечную деградацию СБ. Это объяснимо тем, что флюенс можно представить как результат интегрирования некоторой функции, аргументами которой являются два периодических процесса – суточное вращение Земли и вращение буксира вокруг планеты. Частота первого постоянна, а второго непрерывно меняется, при этом поглощение основной доли излучения РПЗ происходит на высотах, где частота вращения буксира вокруг планеты больше суточного. Таким образом, на значимом интервале времени процессы далеки от резонанса, следовательно, флюенс, как интегральная величина, мало зависит от их начальных фаз. Изменение долготы восходящего узла буксира в рассматриваемой задаче эквивалентно изменению начальной фазы суточного вращения Земли и поэтому на деградацию не влияет.

Формула (2.6.21) свидетельствуют, что уменьшить деградацию можно, повышая тяговое ускорение КА, так как флюенс, накопленный в результате

прохождения РПЗ, обратно пропорционален ускорению. Однако если тип двигателей и СБ определен, достичь этого можно лишь увеличением количества двигателей и площади СБ, что негативно отразится на относительной массе полезной нагрузки. Очевидно, оптимальная тяга буксира может быть найдена путем комплексной проектной оптимизации, которую необходимо выполнять с учетом соотношении вида (2.6.21) – (2.6.24).

Таким образом, применение солнечных батарей в качестве основного источника энергии на многообразных околоземных межорбитальных буксирах с электроракетной двигательной установкой требует специальных мер для снижения деградации, вызываемой ионизирующим излучением радиационных поясов Земли. В настоящей работе предложены математическая модель, методика и ПО для расчета деградации СБ буксира в РПЗ. Алгоритм оптимизирован за счет выбора формы уравнений движения, способа интегрирования количества поглощаемого ионизирующего излучения РПЗ по траектории КА, объединения задач и других мер. Благодаря этому снижены методическая погрешность и требования к вычислительным ресурсам, что актуально при решении данной задачи.

С помощью упомянутого ПО выполнен комплексный анализ деградации СБ ЭМБ от излучения РПЗ с учетом тягового ускорения, наклона траектории и толщины защитного покрытия. Дана оценка эффективности мер снижения деградации. Предложены эмпирические формулы, применимые при проектировании ЭМБ, в том числе при комплексной оптимизации.

Эффективной мерой снижения деградации СБ ЭМБ представляется защитное покрытие ФЭП, несмотря на заметную массу. Масса покрытия может быть снижена, если допустить определенное уменьшение производительности СБ в течение эксплуатации. Снизить деградацию СБ можно также, повышая тяговое ускорения КА и увеличивая наклонение плоскости движения буксира к земному экватору. Указанные меры следует рассматривать при комплексной оптимизации параметров и состава буксира.

Глава 3 Применение методики при разработке научно-энергетического модуля российского сегмента Международной космической станции

3.1 Личный вклад

В данной главе представлено применение описанных выше методик при проектировании научно-энергетического модуля (НЭМ), который разрабатывается в РКК «Энергия» в развитие российского сегмента Международной космической станции (РС МКС) [30]. При изложении не представляется возможным опустить описание результатов коллективного труда работников проектного, конструкторского и системных подразделений РКК «Энергия», посвященного поиску оптимального облика системы энергоснабжения НЭМ, в связи с чем необходимо уточнить личный вклад автора в эту работу.

В ходе разработки СЭС НЭМ определены размеры и конструктивное исполнение СБ, сделан выбор ФЭП, найдены количество и тип аккумуляторных батарей, выбрана аппаратура регулирования и контроля. Для поиска оптимального состава проведено сравнение вариантов не только по массовым и энергетическим характеристикам, но и по эксплуатационным, а также дана технико-экономическая оценка. При этом лично автором:

- предложены методики и выполнены расчеты производительности СБ;
- предложены формулы расчета потерь энергии в буферных аккумуляторах орбитального КА с учетом неравномерности потребления энергии;
- предложен способ учета требований теплового режима при расчете допустимой нагрузки на СЭС;
- разработана методика проектного расчета освещенности интерьера модуля с учетом отраженного света и выполнен соответствующий расчет.

3.2 Основные требования к научно-энергетическому модулю и системе энергоснабжения

Основными задачами НЭМ являются проведение научных исследований и обеспечение российского сегмента электроэнергией. Российский сегмент МКС по первоначальному проекту должен был иметь специальный энергообеспечивающий модуль – научно-энергетическую платформу (НЭП). Однако из-за недостатка финансирования его постройка была прекращена, и поставщиком недостающей электроэнергии для РС МКС стали солнечные батареи американского сегмента. Последующее развитие российского сегмента, деградация американских солнечных батарей и отказ американской стороны предоставлять необходимое количество электроэнергии начиная с 2017-2018 гг. вновь заставили поднять вопрос об энергетической независимости российского сегмента.

Стартовая масса НЭМ более 20 т, выведение модуля на орбиту выполняет ракета-носитель «Протон». Габариты и основные части НЭМ показаны на рисунке 3.1. В его составе – герметичный и негерметичный корпуса, системы и средства для обеспечения управления, связи, телеметрического контроля, жизнедеятельности и безопасности экипажа, теплового режима, орбитального маневрирования, стыковки и перестыковки, техобслуживания, ремонта, а также для установки, функционирования и замены научной аппаратуры. Основу системы энергоснабжения (СЭС) модуля составляют солнечные батареи, аккумуляторы и аппаратура регулирования и контроля. Дополнительная потребность российского сегмента МКС в электроэнергии согласно расчету, основанному на опыте эксплуатации сегмента и на программе научно-прикладных исследований, в предполагаемый период существования МКС составит не более 18 кВт. Такую мощность в среднем за год должна обеспечить СЭС НЭМ в начале эксплуатации.

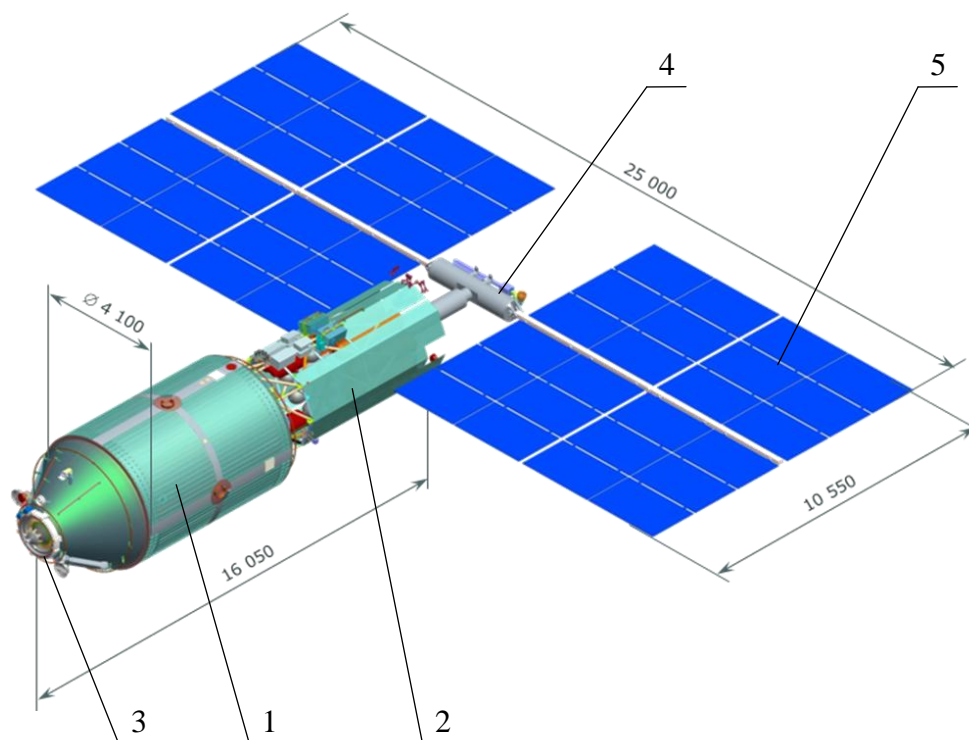


Рисунок 3.1 – Научно-энергетический модуль: 1 – корпус герметичный; 2 – корпус негерметичный; 3 – стыковочный агрегат; 4 – механизм поворота солнечных батарей; 5 – солнечные батареи

Стыковать НЭМ предполагается к боковому порту узлового модуля (см. рисунок 2.5). Такое направление развития РС МКС – многоцелевой лабораторный модуль МЛМ, далее узловой модуль (УМ) и НЭМ – выбрано как имеющее преимущества в перспективе, поскольку указанные модули смогут продолжить полет в качестве перспективной российской орбитальной станции, когда срок службы всех остальных модулей МКС истечет. Однако в составе МКС солнечные батареи НЭМ будут периодически затеняться элементами конструкции американского сегмента, поэтому размеры СБ НЭМ должны быть выбраны с учетом затенения. Кроме того, на допустимые размеры батарей влияют некоторые конструктивные ограничения.

Во-первых, габариты солнечных батарей НЭМ ограничены положением СБ и радиаторов американского сегмента, а также батарей МЛМ, поэтому СБ НЭМ должны находиться в пределах отведенной для них зоны безопасности (рисунок 3.2).

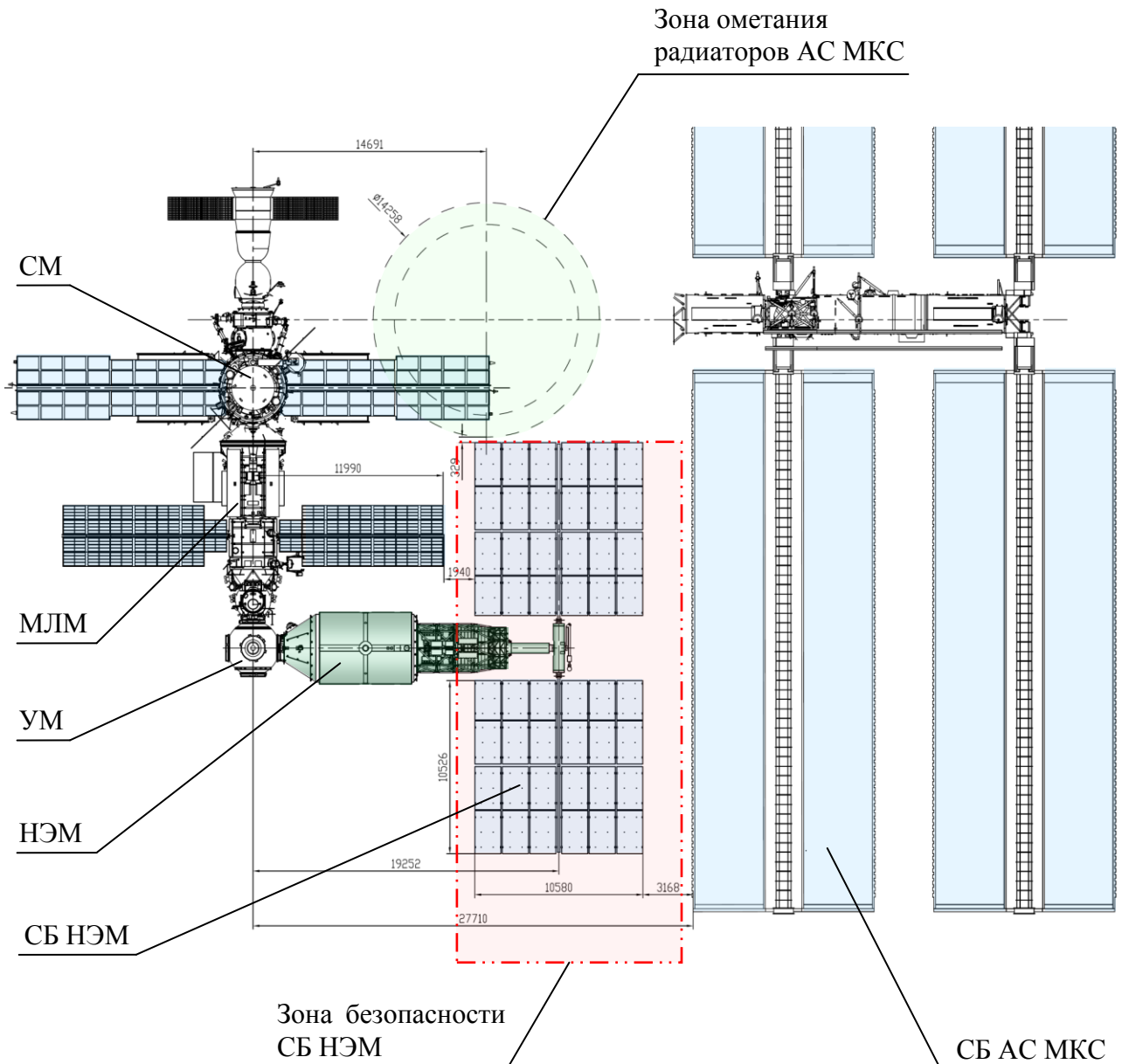


Рисунок 3.2 – Ограничение габаритов солнечных батарей НЭМ в составе МКС: СМ – служебный модуль «Звезда»; МЛМ – многоцелевой лабораторный модуль «Наука»; УМ – узловой модуль «Причал»; НЭМ – научно-энергетический модуль; СБ НЭМ – солнечные батареи НЭМ; СБ АС МКС – солнечные батареи американского сегмента МКС

Во-вторых, в сложенном состоянии СБ НЭМ должны помещаться в выделенном пространстве под обтекателем ракеты-носителя (рисунок 3.3). В результате поиска оптимальной компоновки под обечайкой опорного отсека космической головной части удалось разместить солнечные батареи площадью

203,5 м². Для сравнения, это в 2-3 раза больше, чем у служебного модуля (СМ) и многоцелевого лабораторного модуля, доставленных на орбиту аналогичной ракетой. Следует отметить, что объем гермоотсека модуля при этом почти не сократился: как показано далее (см. рисунок 3.4), по данному параметру НЭМ почти не уступает СМ, но заметно превосходит МЛМ.

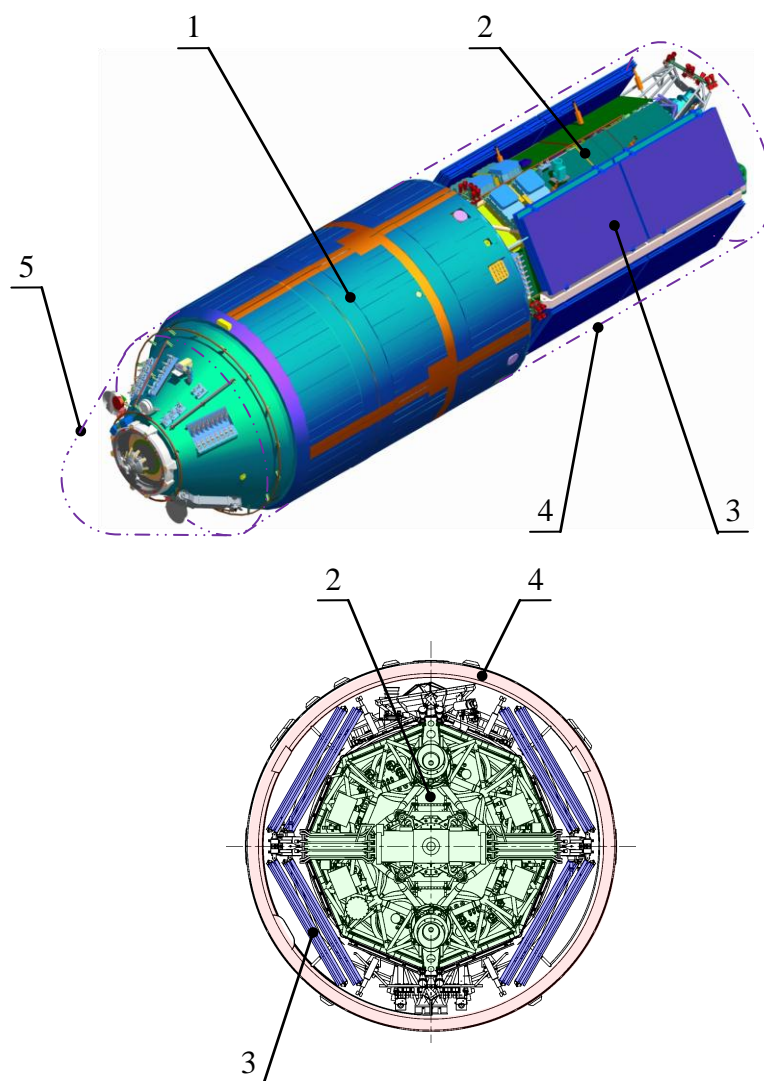
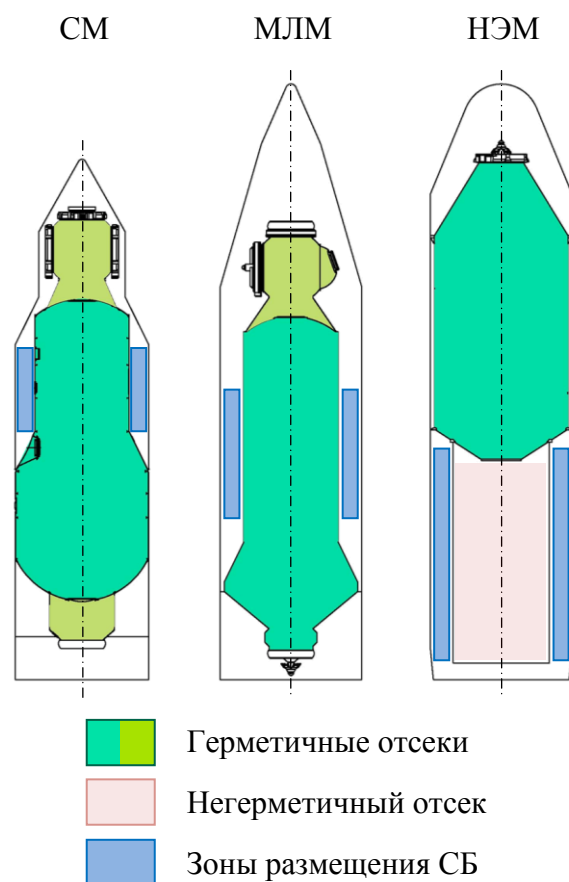


Рисунок 3.3 – Солнечные батареи НЭМ в сложенном виде:

1 – герметичный отсек; 2 – негерметичный отсек; 3 – солнечные батареи;
4 – опорный отсек КГЧ; 5 – головной обтекатель КГЧ.



| | СМ | МЛМ | НЭМ |
|-----------------------------------|------|------|-------|
| Площадь СБ, м ² | 92,0 | 75,0 | 203,5 |
| Объем гермоотсека, м ³ | 96,6 | 65,0 | 94,0 |

Рисунок 3.4 – Сравнение компоновочных решений СМ, МЛМ и НЭМ

3.3 Выбор типа фотоэлектрических преобразователей

Современные технологии предлагают два основных варианта исполнения солнечных батарей для космических аппаратов – с фотоэлектрическими преобразователями (ФЭП) на основе кристаллического кремния и с ФЭП на основе арсенида галлия. В качестве исходного был рассмотрен вариант с кремниевыми фотопреобразователями, менее производительный, но существенно более дешевый. Теоретическая выходная электрическая мощность СБ рассчитывается по формуле:

$$W_{\text{СБ}}^{\text{теор}} = E_0 S \eta_{\text{ФЭП}}, \quad (3.2.1)$$

где E_0 – энергия солнечного излучения на единицу площади, S – площадь СБ, $\eta_{\text{ФЭП}}$ – КПД ФЭП. На среднем расстоянии Земли от Солнца $E_0 = 1367 \text{ Вт/м}^2$. Площадь СБ НЭМ $S = 203,5 \text{ м}^2$, КПД ФЭП на основе кристаллического кремния $\eta_{\text{ФЭП}} = 0,16$. Отсюда теоретическая выходная электрическая мощность СБ $W_{\text{СБ}}^{\text{теор}}$ должна составлять не менее 44,5 кВт.

На практике неизбежны потери, которые можно разделить на две группы: из-за конструктивных факторов (неплотного расположения ФЭП, несогласованности генерируемых токов, электрического сопротивления цепей) и из-за летных факторов (повышения температуры СБ при длительной ориентации на Солнце и неточности ориентации). Все они должны быть учтены умножением теоретической мощности на соответствующие коэффициенты, которые определяются расчетным путем или экспериментально. Коэффициенты потерь каждого вида, найденные применительно к СБ НЭМ, после перемножения дают в результате $k_{\text{конс}} = 0,784$, $k_{\text{летн}} = 0,876$ (из-за конструктивных и летных факторов соответственно). С их учетом от солнечных батарей НЭМ в действительности можно ожидать моментальной мощности $W_{\text{СБ}}^0$ не менее 30,6 кВт.

При эксплуатации изделия основной интерес представляют усредненные по времени величины мощности. Средняя мощность, как правило, ниже моментальной из-за периодического затенения СБ Землей и элементами МКС и может быть вычислена умножением на соответствующий коэффициент $\bar{k}_{\text{осв}}$:

$$\bar{W}_{\text{СБ}} = W_{\text{СБ}}^0 \cdot \bar{k}_{\text{осв}}. \quad (3.2.2)$$

Используем значение среднегодового коэффициента потери мощности $\bar{k}_{\text{осв}} = 0,486$, расчет которого приведен ниже. С учетом всех упомянутых факторов выходная мощность СБ НЭМ в среднем за год $\bar{W}_{\text{СБ}}$ составит 14,9 кВт.

На пути от СБ к конечным потребителям существенные потери энергии происходят также при ее преобразовании в буферных аккумуляторах и

аппаратуре регулирования и контроля (АРК). Потери зависят преимущественно от типа аккумуляторов, поэтому выбор последних должен стать предметом оптимизации. На данном этапе расчета потери учитываются умножением на среднегодовой коэффициент $\bar{k}_{СЭС} = 0,889$ в предположении, что будут использованы аккумуляторы с КПД, равным 0,8 (расчет коэффициента см. ниже). Вычисляем среднегодовую мощность СЭС по формуле:

$$\bar{W}_{СЭС} = \bar{W}_{СБ} \cdot \bar{k}_{СЭС}. \quad (3.2.3)$$

Отсюда среднегодовая мощность СЭС $\bar{W}_{СЭС}$ равна 13,2 кВт. Очевидно, что в варианте с кремниевыми фотопреобразователями требование к производительности системы не выполняется. Необходимо использовать резерв, который может дать выбор других ФЭП и аккумуляторных батарей.

Использование более современных фотопреобразователей на основе арсенида галлия с КПД, равным 0,285, позволит значительно увеличить мощность системы при заданных ограничениях габаритов СБ. Рассчитанные вновь по приведенным выше формулам величины мощности СБ (теоретическая, действительная моментальная и среднегодовая) составят:

$$W_{СБ}^{\text{теор}} = 79,3 \text{ кВт},$$

$$W_{СБ}^0 = 54,5 \text{ кВт},$$

$$\bar{W}_{СБ} = 26,5 \text{ кВт}.$$

Среднегодовая мощность системы энергоснабжения $\bar{W}_{СЭС}$ будет равна 23,5 кВт. Этого достаточно, чтобы выполнить требование к СЭС по производительности. Однако необходимо принять во внимание следующее:

- при получении данной величины было сделано предварительное допущение, что КПД аккумуляторных батарей равен 0,8, а выбор их конкретного типа может ее изменить;

- требуется провести уточненный расчет производительности СЭС, учитывающий ее совместимость со средствами обеспечения температурного режима, эффект частичного затенения СБ, а также деградацию ФЭП из-за

ионизирующих космических излучений и повреждений микрометеороидами.

3.4 Выбор типа аккумуляторных батарей

Выбор аккумуляторных батарей (АБ) является сложной задачей: при этом существенно затрагиваются такие характеристики модуля, как масса, ресурс, требования по эксплуатации и обслуживанию, тепловой режим и, в конечном итоге, стоимость. Наилучшее решение было найдено путем комплексного анализа, в котором критериями стали допустимая мощность нагрузки, ресурс, необходимость и возможность замены, потребный грузопоток по доставке расходуемых элементов, способы размещения и обеспечения теплового режима, а также стоимость изготовления и эксплуатации аккумуляторов.

Были проработаны варианты СЭС на базе литий-ионных аккумуляторных батарей (ЛИАБ) и никель-водородных аккумуляторных батарей (НВАБ) двух разных производителей. Основные характеристики батарей представлены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Технические характеристики аккумуляторных батарей

| Характеристика | Тип АБ | |
|--|-----------------|-----------------|
| | ЛИАБ | НВАБ |
| | Значение | |
| Емкость, А·ч, не менее | 49,5 | 36 |
| Средняя мощность при разряде, Вт | От 2200 до 2500 | От 2200 до 2500 |
| Масса (с блоком электроники), не более, кг | 45 | 65 |
| КПД по энергии в цикле заряд-разряд, %, не менее | 97 | 80 |
| Тепловыделение одной батареи, Вт | 27 | 220 |
| Количество циклов с глубиной разряда 40 % | 20 000 | 83 000 |

Энергия СБ поступает на шину СЭС и в аккумуляторные батареи, а на теневом участке орбиты заряд АБ расходуется. Таким образом, количество

циклов заряд-разряд, на которые способны АБ, определяет их ресурс, который для ЛИАБ в составе НЭМ составляет 3,5 года, а для НВАБ – 15 лет.

Количество АБ, необходимое для работы системы электроснабжения, определяется не только емкостью, но и мощностью при разряде, так как кроме сохранения энергии они должны обеспечивать достаточно интенсивную ее подачу потребителям. Другими словами, общая мощность АБ при разряде должна быть не меньше максимально допустимой средневитковой нагрузки на СЭС. Анализ показал, что последний фактор в случае НЭМ является определяющим.

Допустимая нагрузка на шине СЭС в среднем за виток с учетом потерь энергии из-за затенения СБ и преобразования в аккумуляторах вычисляется по формуле:

$$P_H = W_{СБ}^0 k_{СЭС} k_{осв}, \quad (3.3.1)$$

где $W_{СБ}^0 = 54,5$ кВт – вычисленная ранее моментальная производительность солнечных батарей, полностью освещенных Солнцем; $k_{СЭС}$ – коэффициент, учитывающий потери энергии при ее преобразовании в СЭС (в АБ и АРК) в среднем за виток; $k_{осв}$ – коэффициент, учитывающий потери энергии от затенения СБ Землей и элементами МКС, также в среднем за виток.

Коэффициенты $k_{СЭС}$ и $k_{осв}$ зависят от даты полета, вернее, от угла между плоскостью орбиты МКС и направлением на Солнце (угла склонения Солнца β), который меняется со временем (см. рисунок 2.14). Когда эти зависимости известны, среднегодовые коэффициенты $\bar{k}_{СЭС}$ и $\bar{k}_{осв}$ можно вычислить осреднением за один год (период T):

$$\bar{k}_{СЭС} = \frac{1}{T} \int_0^T k_{СЭС}(\beta(t)) dt, \quad (3.3.2)$$

$$\bar{k}_{осв} = \frac{1}{T} \int_0^T k_{осв}(\beta(t)) dt. \quad (3.3.3)$$

Коэффициент $k_{СЭС}$, учитывающий потери энергии в аккумуляторных

батареях и АРК, вычисляется согласно изложенному в подразделе 2.4:

$$k_{СЭС} = \eta_{РТ} \frac{\eta}{1 - (1 - \eta)\tau_{отн}}, \quad (3.3.4)$$

где $\eta_{РТ}$ – КПД регулятора тока, $\eta = \eta_{АБ}\eta_{ЗР}$ – КПД аккумуляторных батарей совместно с АРК, $\eta_{АБ}$ – КПД аккумуляторных батарей, $\eta_{ЗР}$ – КПД аппаратуры регулирования и контроля в канале заряд-разряд.

Отличие формулы (3.3.4) от (2.4.2) состоит в том, что первая учитывает также потери в регуляторе тока, для чего в качестве множителя включает его КПД. Регулятор участвует в передаче энергии, поступающей от СБ и, вообще, не зависит от режима работы аккумуляторных батарей.

Общее между формулами (2.4.2) и (3.3.4) в том, что интенсивность использования аккумуляторов и АРК в них зависит от относительной длительности освещенного участка орбиты $\tau_{отн}$, которая, в свою очередь, определяется углом склонения Солнца β . В итоге коэффициент $k_{СЭС}$ зависит от угла β , как это показано на рисунке 3.5. Видно, что в широком интервале углов β потери энергии в СЭС меняются мало, но резко сокращаются, если β приближается к $\pm 75^\circ$. Это отражает тот факт, что когда орбита станции полностью освещена Солнцем, аккумуляторы не используются.

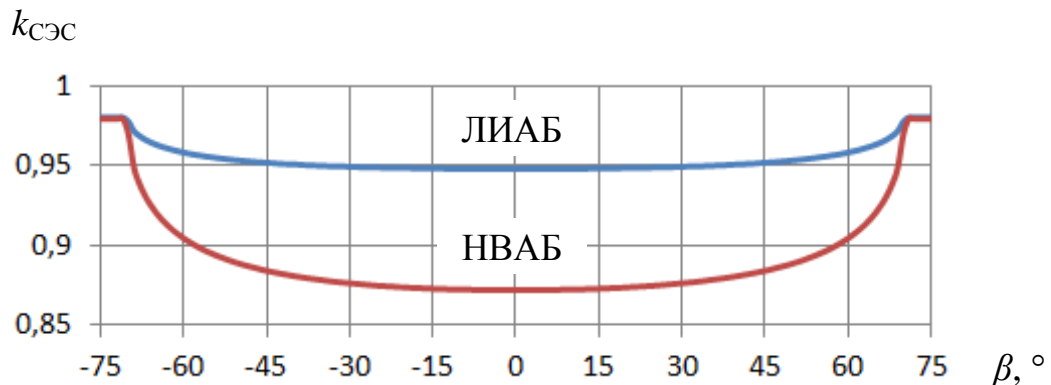


Рисунок 3.5 – Зависимость средневиткового коэффициента потерь энергии в АБ и АРК от угла склонения Солнца

Еще более существенно угол склонения Солнца β влияет на условия затенения солнечных батарей НЭМ Землей и элементами МКС. На рисунке 3.6 представлена зависимость коэффициента $k_{\text{осв}}$ от β , полученная специальным расчетом с использованием трехмерной компьютерной модели МКС (см. подраздел 2.1.4).

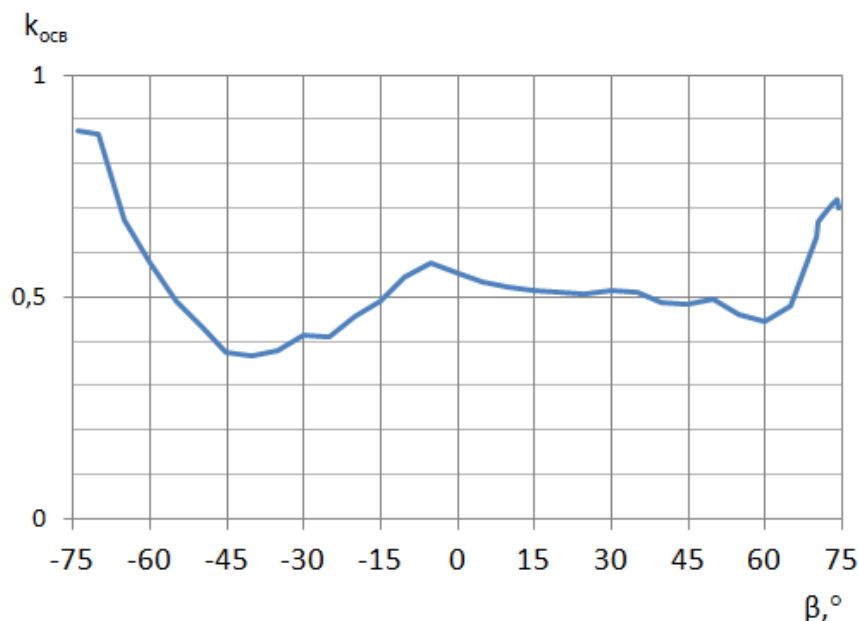


Рисунок 3.6 – Коэффициент, учитывающий потери энергии от затенения СБ Землей и элементами МКС, в среднем за виток в зависимости от угла склонения Солнца

Результаты расчета допустимой средневитковой мощности нагрузки на шину СЭС приведены в таблице 3.2 и на рисунке 3.7. Расчет сделан для случаев применения АБ каждого из рассмотренных типов, что показывает преимущество ЛИАБ перед НВАБ, если критерием выбора является производительность СЭС.

Таблица 3.2 – Допустимая средневитковая мощность нагрузки на СЭС

| Угол склонения Солнца β , ° | Тип АБ | |
|---|--|-------|
| | ЛИАБ | НВАБ |
| | Допустимая средневитковая мощность нагрузки на СЭС, кВт | |
| -75 | 46,63 | 46,63 |
| -60 | 30,12 | 28,44 |
| -45 | 19,52 | 18,13 |
| -30 | 21,34 | 19,71 |
| -15 | 25,52 | 23,50 |
| 0 | 28,68 | 26,38 |
| 15 | 26,56 | 24,45 |
| 30 | 26,55 | 24,52 |
| 45 | 25,02 | 23,24 |
| 60 | 23,28 | 21,98 |
| 75 | 37,53 | 37,53 |

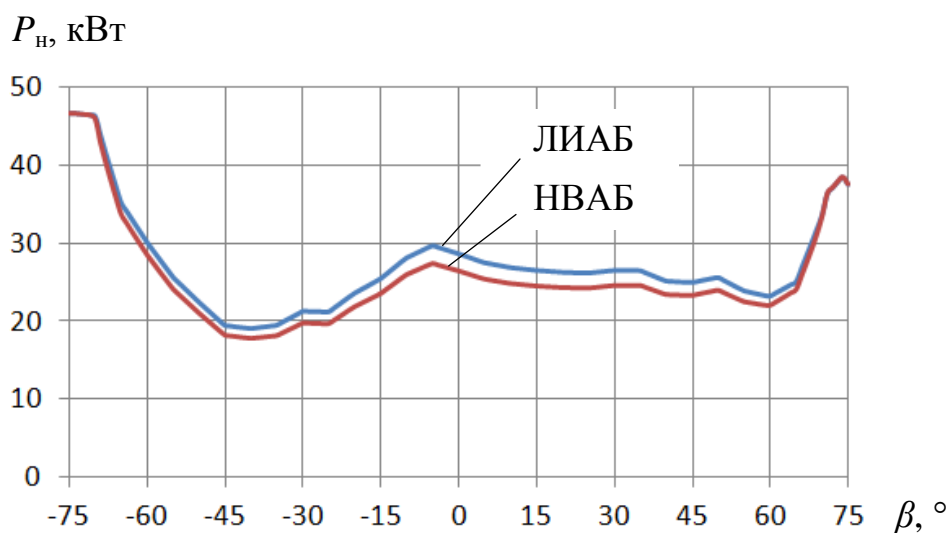


Рисунок 3.7 – Допустимая средневитковая мощность нагрузки на СЭС

Полученные результаты позволяют сделать вывод, что для сохранения энергии, поступающей от СБ на освещенной части орбиты, достаточно 12 АБ первого или второго типа, поскольку такой комплект способен разрядиться с

мощностью от 26,4 до 30,0 кВт. Когда угол склонения Солнца β по модулю больше 60° , средневитковая производительность СБ возрастает и допустимая средневитковая мощность нагрузки на СЭС становится выше указанных значений. Однако это не требует увеличения количества АБ, так как последние ввиду сокращения теневого участка орбиты используются менее интенсивно, а при $\beta \approx \pm 75^\circ$ не используются вообще.

Среднегодовую производительность СЭС можно найти, используя формулы (3.2.2), (3.2.3), (3.3.2), (3.3.3), а также непосредственно интегрируя допустимую средневитковую мощность по интервалу времени в один год T :

$$\bar{W}_{\text{СЭС}} = \frac{1}{T} \int_0^T P_{\text{н}}(\beta(t)) dt. \quad (3.3.5)$$

где $P_{\text{н}}(\beta)$ – допустимая средневитковая мощность нагрузки на СЭС в зависимости от угла склонения Солнца β .

Оба предложенных способа показывают, что среднегодовая производительность СЭС должна составлять 26,3 кВт для СЭС на основе ЛИАБ и 23,5 кВт – на основе НВАБ.

3.5 Сравнение аккумуляторных батарей по техническим характеристикам

После расчета влияния КПД аккумуляторов на производительность СЭС необходимо произвести их сравнение по другим техническим характеристикам. Существенным различием батарей является допустимый способ размещения. Ресурс ЛИАБ сравнительно мал, и для удешевления обслуживания и замены их лучше установить в гермоотсеке, для чего нужно примерно $1,0 \text{ м}^3$ внутреннего пространства. Максимальное тепловыделение комплекта батарей составит 820 Вт, средневитковое 330 Вт, и их тепловой режим можно обеспечить как установкой на термоплату, так и штатными средствами вентиляции. НВАБ по требованиям безопасности (высокое давление внутри баллонов) разрешено устанавливать только в негерметичной части модуля. С одной стороны, это преимущество, поскольку батареи не занимают места в гермоотсеке. К тому же,

благодаря длительному ресурсу, они не требуют обслуживания. С другой стороны, тепловой режим НВАБ обеспечивается только установкой на термоплаты, общая масса которых составляет примерно 240 кг. Наконец, комплект НВАБ имеет большее тепловыделение – максимально 6600 Вт, а в среднем за виток 2640 Вт. Сводка технических характеристик комплектов АБ приведена в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Технические характеристики комплектов аккумуляторных батарей

| Характеристика комплекта из 12 аккумуляторных батарей | Тип аккумуляторов | |
|--|----------------------|--------------|
| | ЛИАБ | НВАБ |
| Обеспечиваемая среднегодовая производительность СЭС, кВт | 26,3 | 24,5 |
| Масса, кг | 540 | 780 |
| Масса дополнительного оборудования (термоплат), кг | – | 240 |
| Тепловыделение в среднем за виток, Вт | 330 | 2640 |
| Ресурс, лет | 3,5 | 15 |
| Количество плановых замен в течение 15 лет полета НЭМ | 3 | – |
| Трудоемкость плановых замен, чел.·ч | 54 | – |
| Плановый грузопоток, кг | 1620 | – |
| Объем, занимаемый в гермоотсеке, м ³ | 1,0 | – |
| Средство обеспечения теплового режима | Обдув или термоплаты | Термоплаты |
| Способ замены | ВнуКД | Не требуется |

Очевидно, что ЛИАБ обеспечивают более высокую производительность СЭС и мощность нагрузки и при этом имеют меньшую массу и тепловыделение. Однако из-за малого ресурса они требуют трех плановых замен и доставки сменных комплектов значительной массы в течение 15 лет полета модуля.

3.6 Технико-экономический анализ системы энергоснабжения на основе литий-ионных и никель-водородных аккумуляторных батарей

Неоднозначность результата сравнения ЛИАБ и НВАБ по техническим характеристикам может быть преодолена путем технико-экономической оценки (ТЭО) вариантов с определением суммарных затрат – на разработку, изготовление и обеспечение работы АБ. Результаты ТЭО приведены в таблице 3.4.

Таблица 3.4 – ТЭО разработки, изготовления и эксплуатации аккумуляторных батарей

| Статья расходов | Тип аккумуляторов | |
|--|-------------------------------|---------|
| | ЛИАБ | НВАБ |
| | Финансовые затраты, тыс. руб. | |
| 1 Разработка и изготовление комплектов АБ, в том числе сменных | 231 500 | 206 200 |
| 2 Обеспечение функционирования: | 1 279 476 | 4 800 |
| – доставка сменных комплектов | 1 146 960 | – |
| – работа экипажа по замене АБ | 132 516 | – |
| – разработка и изготовление термоплат | – | 4 800 |
| 3 Обеспечение конструктивных особенностей: | 1 350 000 | 339 840 |
| – доставка разницы массы в составе НЭМ | – | 339 840 |
| – использование пространства гермоотсека | 1 350 000 | – |
| Итого | 2 860 976 | 550 840 |

При оценке использованы установленные Роскосмосом тарифные стоимости доставки и хранения грузов на российском сегменте МКС и работы экипажа. С их учетом становится очевидной экономическая целесообразность использования НВАБ, несмотря на то, что они уступают ЛИАБ по техническим характеристикам. И поскольку в обоих вариантах производительность СЭС соответствует заданной, то более значимым становится сравнение не

технических характеристик, а эксплуатационных.

3.7 Сравнение эксплуатационных характеристик литий-ионных и никель-водородных аккумуляторных батарей

Результаты анализа выбора аккумуляторных батарей по всем рассмотренным выше параметрам показаны в таблице 3.5, причем лучшие показатели выделены цветом.

Таблица 3.5 – Сводная таблица сравнительных характеристик аккумуляторных батарей

| Характеристика | Тип АБ | |
|---|----------------------|-----------------|
| | ЛИАБ | НВАБ |
| 1 Технические характеристики: | | |
| –обеспечиваемая среднегодовая производительность СЭС, кВт | 26,3 | 24,5 |
| –масса комплекта АБ, кг | 540 | 780 |
| –масса доп. оборудования, кг | – | 240 |
| –тепловыделение, Вт | 330 | 2640 |
| –ресурс, лет | 3,5 | 15 |
| –количество плановых замен | 3 | – |
| –трудоемкость замен, чел. · час | 54 | – |
| –плановый грузопоток, кг | 1620 | – |
| –способ размещения | Внутри гермоотсека | Вне гермоотсека |
| –объем внутри гермоотсека, м ³ | 1,0 | – |
| –способ обеспечения теплового режима | Обдув или термоплаты | Термоплаты |
| 2 Стоимость, тыс. руб.: | | |
| –разработка и изготовление | 231 500 | 206 200 |
| –обеспечение функционирования | 1 279 476 | 4 800 |
| –обеспечение конструктивных особенностей | 1 350 000 | 288 864 |
| –итого | 2 860 976 | 499 864 |

Комплексный сравнительный анализ рассмотренных вариантов заставляет отдать предпочтение НВАБ, как требующим существенно меньших суммарных затрат.

3.8 Определение производительности системы энергоснабжения научно-энергетического модуля с учетом требований теплового режима

После того, как состав СЭС НЭМ определен, вычисленная с помощью указанных ранее формул среднегодовая выходная мощность системы составляет 23,5 кВт. Однако и эта величина требует уточнения, поскольку вся энергия, вырабатываемая системой, как полезная, так и побочная, в итоге превращается в тепловую, а возможности средств обеспечения теплового режима (СОТР), сбрасывающих эту энергию в космос, ограничены.

Согласно расчету, сделанному выше, допустимая средневитковая полезная мощность, выдаваемая системой электроснабжения, составляет от 17,7 до 46,6 кВт. Кроме того, потери энергии в самой системе (регуляторе тока, аккумуляторных батареях и АРК) приводят к выделению тепловой мощности от 1,0 до 7,5 кВт в среднем за виток. Даже с вычетом электроэнергии, которую НЭМ поставляет в другие модули РС МКС (не менее 12 кВт), на СОТР НЭМ ложится общая тепловая нагрузка мощностью от 6,7 до 42,1 кВт в среднем за виток. И поскольку СОТР рассчитан на средневитковую нагрузку не более 12 кВт, в отдельные дни выходную мощность СЭС придется ограничивать, например, отворачивая СБ от солнечных лучей. В связи с этим график коэффициента $k_{осв}$, учитывающего потери энергии от затенения СБ (см. рисунок 3.5), будет выглядеть иначе, и, следовательно, допустимая мощность нагрузки и ее среднегодовое значение должны быть откорректированы.

За основу расчета СЭС с учетом ограничений со стороны СОТР возьмем неравенство, согласно которому тепловая мощность, выделяемая приборами и оборудованием НЭМ в среднем за виток, не должна превышать возможностей СОТР по ее отведению:

$$W_{\text{полезн}} + W_{\text{побочн}} - W_{\text{РС МКС}} \leq P_{\text{СОТР}}, \quad (3.7.1)$$

где $W_{\text{полезн}}$ – полезная мощность, вырабатываемая СЭС НЭМ; $W_{\text{побоч}}$ – побочный поток тепловой энергий, выделяемый оборудованием СЭС; $W_{\text{РС МКС}}$ – электрическая мощность, поставляемая от СЭС НЭМ в другие модули РС МКС (12 кВт); $P_{\text{СОТР}}$ – максимально допустимая тепловая нагрузка на СОТР НЭМ (12 кВт).

Полезная и побочная мощности СЭС в сумме равны электрической мощности, которую производят СБ с учетом их периодического затенения:

$$W_{\text{полезн}} + W_{\text{побочн}} = W_{\text{СБ}}^0 k_{\text{осв}}. \quad (3.7.2)$$

С учетом этого неравенство (3.9) преобразуется к виду:

$$k_{\text{осв}} \leq \frac{W_{\text{РС МКС}} + P_{\text{СОТР}}}{W_{\text{СБ}}^0}. \quad (3.7.3)$$

Отсюда получаем, что коэффициент $k_{\text{осв}}$ не должен превышать 0,441. Это и есть ограничение, обязывающее в отдельные дни эксплуатации НЭМ снижать мощность СБ так, чтобы не перегружать СОТР. Обозначим предельное значение коэффициента освещенности $k_{\text{осв}}^{\text{СОТР}}$, и нанесем его на график $k_{\text{осв}}(\beta)$ (рисунок 3.8).

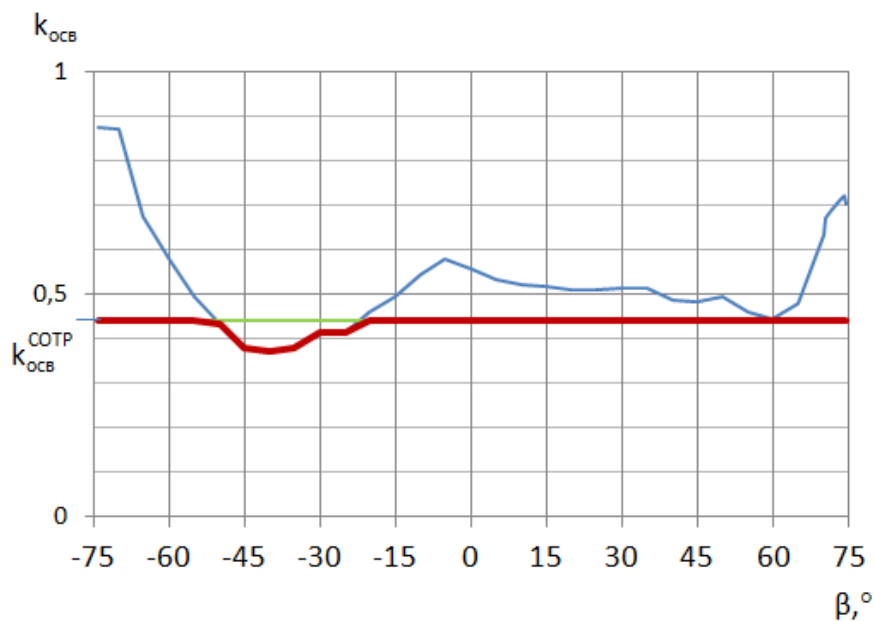


Рисунок 3.8 – Допустимые значения коэффициента потерь энергии от затенения СБ в зависимости от угла склонения Солнца

Коэффициент $k_{осв}$ не должен быть больше значений, окаймляющих два графика снизу и отмеченных жирной линией. Рассчитанные вновь по формуле (3.3.1) значения допустимой средневитковой мощности нагрузки на СЭС с учетом ограничений со стороны СОТР приведены в таблице 3.6 и на рисунке 3.9.

Таблица 3.6 – Допустимая средневитковая мощность нагрузки на СЭС

| Угол склонения Солнца β , ° | Средневитковая мощность нагрузки на СЭС, кВт | |
|---|---|---------------------------------|
| | Без учета ограничений СОТР | С учетом ограничений СОТР |
| -75 | 46,63 | 23,52 |
| -60 | 28,44 | 21,72 |
| -45 | 18,13 | 18,13 |
| -30 | 19,71 | 19,71 |
| -15 | 23,50 | 20,97 |
| 0 | 26,38 | 20,94 |
| 15 | 24,45 | 20,97 |
| 30 | 24,52 | 21,05 |
| 45 | 23,24 | 21,24 |
| 60 | 21,98 | 21,72 |
| 75 | 37,53 | 23,52 |

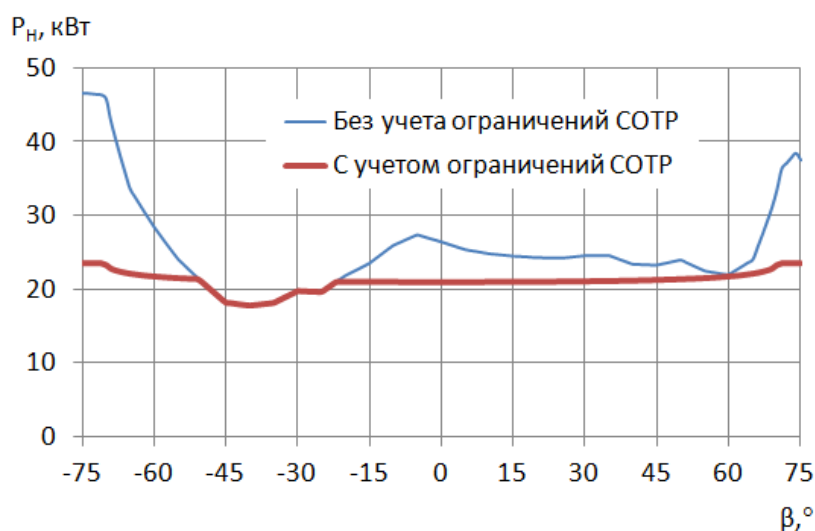


Рисунок 3.9 – Допустимая средневитковая мощность нагрузки на СЭС без учета и с учетом ограничений СОТР

Из полученных результатов видно, что для обеспечения заданной средневитковой мощности в составе СЭС НЭМ необходимо иметь 10 аккумуляторных батарей с выходной мощностью не менее 2200 Вт каждая. Исходя из требований обеспечения заданной вероятности безотказной работы НЭМ в СЭС модуля ведено 12 батарей, две из которых представляют собой горячий резерв.

Вычисленная по формуле (3.2.3) среднегодовая производительность СЭС $\bar{W}_{СЭС}$ составляет не менее 20,9 кВт.

3.9 Учет частичного затенения солнечных батарей

Полученные данные не учитывали электрических процессов в СБ НЭМ при частичном затенении элементами МКС. СБ вырабатывают мощность, не пропорциональную площади освещенной части, что объясняется способом электрического соединения их фотоэлементов (см. подраздел 2.1). Точный расчет снижения производительности СБ при частичном затенении представляет отдельную, сложную задачу, при этом должно быть учтено многообразие форм тени, возникающих на поверхности СБ, их продолжительность, а также схема электрического соединения ФЭП и параметры входящих в цепь элементов. В связи с этим сначала из-за отсутствия специальных методик была получена верхняя оценка, основанная на предположении, что затенение СБ НЭМ элементами МКС наблюдается в течение всего полета по освещенной части орбиты, а форма тени наиболее неудачна, обесточивая наибольшее количество ФЭП. Потери выходной мощности СЭС НЭМ, связанные электрическими процессами в СБ, при этом были оценены как не превышающие 10 % в среднем за год. С учетом этого итоговая среднегодовая производительность СЭС $\bar{W}_{СЭС}$ в начале эксплуатации должна составлять не менее 18,8 кВт. Затем был выполнен уточненный расчет, основанный на вероятностном подходе (см. подраздел 2.2). И, наконец, с появлением специального программного обеспечения для расчета

производительности СБ расчет был выполнен в наиболее точной постановке (см. подраздел 2.1).

Как показывает численное моделирование (см. раздел 2.2), чтобы уменьшить количество ФЭП, не дающих ток при частичном затенении СБ, вообще, рекомендуется располагать фотоэлементы каждого генератора компактно, например, в пределах квадрата или прямоугольника, по форме близкого к квадрату: тогда больше вероятность, что ФЭП, входящие в один генератор, окажутся в одинаковых условиях освещения. Однако компактное размещение допустимо, если напряжение на генераторе сравнительно невелико, например, 28 В, и можно не опасаться утечки тока через атмосферу вокруг КА. Номинальное напряжение на шине СЭС НЭМ принято равным 120 В, а на СБ оно должно быть еще выше, и чтобы избежать утечек генераторы СБ НЭМ расположены параллельными линиями, с максимальным разнесением проводников с большей разностью потенциалов. Это обусловило заметные потери мощности при частичном затенении СБ НЭМ, которые несколько снижены за счет большого общего количества ФЭП (см. выводы к разделу 2.2). Однако недостаток данного конструктивного решения должен быть ощутим только при эксплуатации НЭМ в составе МКС, где СБ модуля будут подвержены частому частичному затенению элементами станции, и полностью нивелируется в случае использования НЭМ в качестве базового модуля новой орбитальной станции [37].

3.10 Проектный расчет освещенности интерьера научно-энергетического модуля

3.10.1 Описание проблемы

Средства освещения модулей пилотируемых космических комплексов (ПКК) могут иметь значительное суммарное электропотребление, поэтому эргономичность освещения, начиная с этапа проектирования модуля, должна обеспечиваться с учетом минимизации потребляемой мощности. Средства освещения в силу тесной функциональной связи с системой электроснабжения часто включают в состав СЭС, как, например, в случае НЭМ. В силу этого

проектный расчет освещенности интерьера НЭМ выполнялся в рамках проектирования СЭС, а предложенные для этого методики имеют практическую значимость не только как обеспечивающие необходимые условия обитания, но и определяющие проектный облик СЭС.

Проектирование модулей ПКК предполагает определение компоновки оборудования, приборов и агрегатов в гермообъеме модуля и формирование эргономичного обитаемого пространства. Опыт создания и эксплуатации станций «Салют» и «Мир» позволил выработать комплекс требований к среде обитания космонавтов в пилотируемых КА и представить их в виде стандарта [14]. В нем указаны, помимо прочего, требования к величине освещенности поверхностей интерьера КА в зависимости от их функционального назначения.

В вопросе обеспечения энергосберегающего и эргономичного освещения модулей ПКК также представляет интерес опыт гражданского строительства. Качество освещения в зданиях и сооружениях регламентируют строительные нормы и государственные стандарты [57, 15]. При организации рабочих мест выставляются требования к освещенности поверхностей, контрастности освещения, цветовой температуре, уровню пульсаций света и другим характеристикам. Цветовая температура и допустимый уровень пульсации обеспечиваются выбором источников света и могут быть выделены в отдельную задачу. А выполнение норм по освещенности и контрастности решается в ходе проектирования интерьера путем поиска оптимального расположения светильников [58, 59].

Освещение производственных помещений обычно разделяется на общее и локальное [48], что позволяет уменьшить затраты электроэнергии, улучшить освещение наиболее ответственных мест и при этом снизить его контрастность. Величина общей или удельной освещенности в зданиях и сооружениях вычисляется как отношение суммарного светового потока потолочных светильников к площади пола. Расчет освещенности от локального источника выполняется по формуле, известной из общего курса физики, которая учитывает силу света источника в заданном направлении, расстояние до источника, а также угол падения света на поверхность.

С развитием компьютерных методов получило распространение ПО,

позволяющее рассчитывать и демонстрировать светотеневую обстановку на виртуальной модели помещения. Расчетный алгоритм учитывает координаты светильников, их положение, форму и диаграммы направленности, а в некоторых случаях светоотражающие свойства поверхностей. Однако интерьеры пилотируемых КА имеют специфические особенности, не позволяющие воспользоваться строительными методиками расчета и ПО:

- сравнительно малый объем и малые поперечные размеры обитаемых зон КА;

- большое количество приборов и оборудования на ограниченной площади интерьера, что в условиях невесомости вынуждает использовать в качестве рабочих поверхностей не только пол, но также стены и потолок;

- относительная теснота помещений и отсутствие определенного положения тел космонавтов, из-за чего сложно расположить светильники так, чтобы они не светили в глаза;

- значительна доля света, отраженного поверхностями интерьера;

- жесткие требования к электропотреблению системы освещения;

- необходимость точного определения на этапе проектирования КА количества и расположения светильников, включая переносные;

- необходимость сопряжения программного обеспечения для расчета освещенности со специализированными системами автоматизированного проектирования.

Предлагаемая методика позволяет вычислять среднюю освещенность интерьера модуля ПКК и освещенность в любой точке с учетом отражения света интерьером. Освещенность в любой точке определяется в виде интервала наиболее вероятных значений, что при проектировании модулей вполне достаточно. Методика основана на энергетическом расчете количества видимого света и не учитывает его волновых свойств и спектрального состава.

С внедрением компьютерных методов проектирования макеты пилотируемых КА были заменены виртуальными моделями, в связи с чем возросла потребность в различных расчетах, в том числе освещенности.

Компьютерные программы дизайна жилых помещений, как отмечено выше, при проектировании интерьера КА малопригодны, в данном случае необходимо специальное ПО. Но даже с его внедрением предлагаемая методика не утрачивает своей актуальности, так как позволяет выполнять расчет в короткие сроки при минимальном количестве исходных данных с погрешностью, приемлемой для этапа проектирования.

3.10.2 Расчет средней освещенности интерьера с учетом отражения

Расчет средней освещенности интерьера как отношения светового потока всех источников к суммарной площади поверхности интерьера дает, в случае модулей ПКК, заниженный результат, так как не учитывает прироста освещенности из-за отражения света самим интерьером. Измерения освещенности в обитаемой зоне малого исследовательского модуля № 1 (МИМ1) «Рассвет» РС МКС [3, 30, 39] показали, что этот прирост может быть значительным.

Рассмотрим обитаемое пространство модуля как замкнутую полость – это возможно, так как площадь иллюминаторов сравнительно мала. Пусть поверхности полости имеют общую площадь S , а внутри полости находятся источники света, суммарно производящие поток Φ_0 (рисунок 3.10).

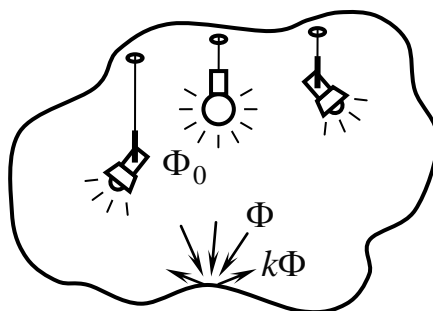


Рисунок 3.10 – Замкнутая освещенная изнутри полость

Средней или удельной освещенностью поверхности $E_{\text{ср}}$ называется отношение светового потока Φ , падающего на поверхность, к ее площади:

$$E_{\text{ср}} = \Phi / S. \quad (3.9.1)$$

Поток Φ складывается из двух составляющих: потока прямого света

источников Φ_0 и потока лучей, отраженных самой поверхностью. Если поверхность имеет всюду одинаковый коэффициент отражения k , то отраженный поток равен $k\Phi$ (коэффициент отражения в общем случае зависит также от направлений падающего и отраженного лучей, что описывается так называемой двунаправленной функцией отражающих свойств – ДФОС, но в данном случае вводится предположение, что отражение диффузно, как у матовых поверхностей, и коэффициент k от этого фактора не зависит).

Таким образом, $\Phi = \Phi_0 + k\Phi$, откуда

$$\Phi = \Phi_0 / (1 - k).$$

Разделив это уравнение на площадь поверхности полости S , получим:

$$E_{\text{ср}} = E_{\text{ср}}^0 / (1 - k), \quad (3.9.2)$$

где $E_{\text{ср}}^0 = \Phi_0 / S$ – средняя освещенность поверхности полости прямыми лучами источников.

Формула (3.9.2) отражает тот факт, что если поверхность полости имеет всюду черный цвет ($k = 0$), то средняя освещенность минимальна и равна освещенности прямыми лучами, а в помещении с более светлыми стенами ($0 < k < 1$) средняя освещенность в $1/(1 - k)$ раз больше.

Поверхность реальных помещений имеет различные коэффициенты отражения в разных местах, но в подобном случае для интерьера в целом можно ввести средний коэффициент отражения $k_{\text{ср}}$, формула для которого получается из уравнения (3.9.2):

$$k_{\text{ср}} = 1 - E_{\text{ср}}^0 / E_{\text{ср}}. \quad (3.9.3)$$

Если средний коэффициент отражения $k_{\text{ср}}$ известен, то среднюю освещенность интерьера с учетом отражения можно вычислить по формуле:

$$E_{\text{ср}} = \frac{\Phi_0}{S(1 - k_{\text{ср}})}. \quad (3.9.4)$$

Средний коэффициент отражения зависит от отражательной способности участков интерьера, их относительной величины, а также от характера

распределения света. Поэтому, если два интерьера составлены предметами из схожих материалов и в приблизительно равном соотношении площадей, а освещение не сосредоточено в малой области, то средние коэффициенты отражения интерьеров можно считать примерно равными. Исходя из этого, средний коэффициент отражения, необходимый для расчета освещенности одного интерьера, можно принять равным коэффициенту, полученному экспериментально при измерении освещенности другого.

Так, на основе измерения освещенности интерьера одного изделия – модуля МИМ1 – вычислен средний коэффициент отражения, значение которого использовано для проектного расчета освещенности интерьера узлового модуля (УМ) «Причал» и научно-энергетического модуля для РС МКС.

Действительная средняя освещенность МИМ1 получена по формуле

$$E_{\text{ср}} \approx \frac{1}{N} \sum_i^N E_i. \quad (3.9.5)$$

где E_1, \dots, E_N – освещенность в точках интерьера МИМ1, измеренная экспериментально.

Точки замера выбраны так, чтобы, по возможности, равномерно охватить всю поверхность интерьера. Чем больше точек и чем равномернее они распределены, тем точнее выполняется формула (3.9.5). Перед суммированием рекомендуется исключить редкие значения, которые заметно выделяются из общего массива – отстоящие от среднего более чем на несколько величин среднеквадратичного отклонения. Это характерно, например, для точек, оказавшихся в непосредственной близости к источникам света, в зоне очень яркого освещения. Площадь таких зон составляет малую часть всего интерьера, и учет подобных показаний вносит искажения в расчет средних значений.

По формуле (3.9.3) найдено, что для интерьера МИМ1 средний коэффициент отражения $k_{\text{ср}} = 0,298$. То есть, прямой свет светильников создает в этом модуле примерно 70 % общей освещенности, а остальные 30 % обеспечиваются отражением света поверхностями интерьера. С использованием данного значения, а также формулы (3.9.4) была вычислена, средняя освещенность узлового модуля (УМ). Интерьер УМ освещается

четырьмя светильниками, каждый из которых создает суммарный световой поток 458 лм, а площадь поверхности интерьера УМ составляет 23,5 м², поэтому его средняя освещенность равна 111 лк.

Отметим практическую значимость данной методики: расчет без учета отражения, то есть, по формуле (3.9.1), показал бы, что для достижения той же освещенности в УМ требуется не четыре, а шесть светильников.

3.10.3 Расчет освещенности в точках интерьера с учетом отражения

Расчет освещенности E_0 в произвольной точке поверхности от прямого света источника выполняется по формуле

$$E_0 = \frac{I \cos \vartheta}{d^2}, \quad (3.9.6)$$

где I – сила света источника в направлении точки P , кд; ϑ – угол падения света на поверхность; d – расстояние от источника света до точки P , м (рисунок 3.11).

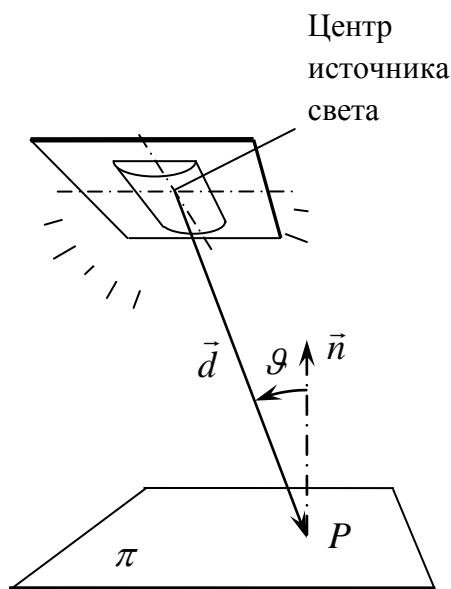


Рисунок 3.11 – К расчету освещенности прямыми лучами источника

По формуле (3.9.6), например, выполнен расчет освещенности обитаемой зоны МИМ1. На рисунке 3.12 показаны развертка зоны и уровни рассчитанной освещенности. Измерение освещенности в готовом изделии МИМ1 показало,

что в подавляющем большинстве точек она больше рассчитанной по формуле (3.9.6). Результаты сравнения представлены на рисунке 3.13, где на диаграмму упорядоченных значений рассчитанной освещенности нанесены данные измерений.

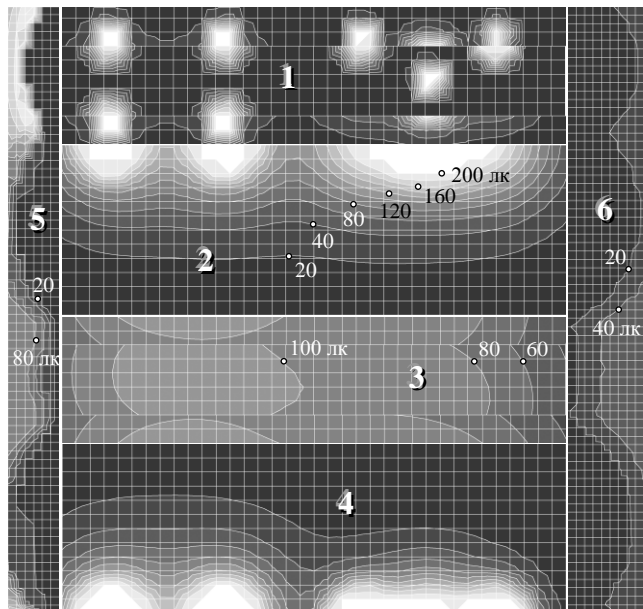


Рисунок 3.12 – Развертка интерьера МИМ1 и его освещенность прямыми лучами источников. Крупными цифрами обозначены основные зоны интерьера: 1 – потолок; 2 – левый борт; 3 – пол; 4 – правый борт (перевернуто); 5, 6 – сферические обечайки. Мелкими цифрами обозначена величина освещенности, лк.

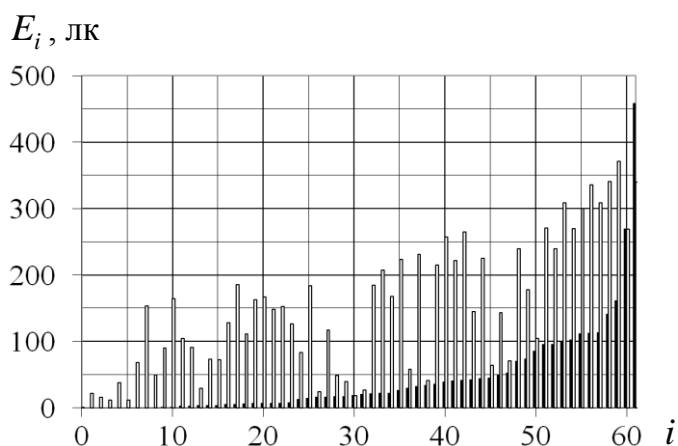


Рисунок 3.13 – Сравнение расчетных и экспериментальных значений освещенности в контрольных точках интерьера МИМ1 (светлые столбики – результаты расчета, темные столбики – экспериментальные данные).

Несмотря на существенное различие, диаграмма измеренной

освещенности, как и расчетная, имеет тенденцию к возрастанию, что свидетельствует о корреляции между ними. Следовательно, освещенность в любой точке интерьера можно представить случайной величиной вида:

$$E = \bar{E}(E_0) \pm \Delta E(E_0), \quad (3.9.7)$$

где \bar{E} – ожидаемое среднее значение, ΔE – предельное отклонение. Обе величины зависят от освещенности прямыми лучами E_0 .

Предлагаемая методика позволяет найти интервал вероятных значений освещенности в любой точке проектируемого интерьера с учетом отраженного света, что вполне достаточно при проектировании модулей ПКК. Для этого используются эмпирические выражения функции $\bar{E}(E_0)$ и $\Delta E(E_0)$, полученные путем измерения освещенности других интерьеров.

Заметим, что одновременное ослабление яркости всех источников света в k раз, например, в результате снижения напряжения в электросети, ведет к пропорциональному уменьшению освещенности во всех точках интерьера. При этом столбики диаграммы на рисунке 3.13 станут в k раз ниже. Во столько же раз уменьшится и средняя освещенность интерьера E_{cp} . Следовательно, выражение (3.9.7) можно применить и при ослабленном освещении, если преобразовать его к безразмерному виду:

$$\varepsilon = \bar{\varepsilon}(\varepsilon_0) \pm \Delta \varepsilon(\varepsilon_0),$$

где $\varepsilon_0 = E_0/E_{cp}$ – относительная освещенность прямыми лучами источников, $\bar{\varepsilon} = \bar{E}/E_{cp}$ – ожидаемая относительная освещенность с учетом отраженного света, $\Delta \varepsilon = \Delta E/E_{cp}$ – относительное предельное отклонение освещенности.

Подбор эмпирических выражений для функций $\bar{\varepsilon}(\varepsilon_0)$ и $\Delta \varepsilon(\varepsilon_0)$ позволит найти диапазон вероятных значений освещенности (E_{min}, E_{max}) и ожидаемую среднюю величину \bar{E} в любой точке интерьера с учетом отраженного света:

$$\begin{aligned} E_{min} &= E_{cp} \varepsilon_{min} \\ \bar{E} &= E_{cp} \bar{\varepsilon} \\ E_{max} &= E_{cp} \varepsilon_{max} \end{aligned} \quad (3.9.8)$$

где $\varepsilon_{\min} = \bar{\varepsilon} - \Delta\varepsilon$, $\varepsilon_{\max} = \bar{\varepsilon} + \Delta\varepsilon$.

Формулы (3.9.8) применимы не только в случае изменения яркости всех светильников, но и при пропорциональном увеличении размеров интерьера. Как следует из принципа подобия, увеличение размеров интерьера в m раз при сохранении мощности источников света приведет к уменьшению освещенности всех точек интерьера в m^2 раз, однако картина освещенности в целом останется неизменной с точностью до общего множителя. Это значит, что функции $\bar{\varepsilon}(\varepsilon_0)$ и $\Delta\varepsilon(\varepsilon_0)$, подобранные для одного интерьера, применимы и для другого, подобного по форме.

Наконец, обратим внимание, что даже если два интерьера несколько отличаются по форме, то функции $\bar{\varepsilon}(\varepsilon_0)$ и $\Delta\varepsilon(\varepsilon_0)$, подобранные для одного из них, с приемлемой погрешностью применимы для другого. Это предположение, ключевое в данной методике, вероятно, может быть строго математически обосновано, но здесь приведем лишь следующее соображение, позволяющее его допустить.

Величина освещенности в любой точке складывается из двух составляющих – освещенности прямыми лучами источников и отраженным светом. Второе слагаемое можно представить как световое заполнение интерьера, которое тем более равномерно, чем равномернее распределены светильники и чем светлее поверхность интерьера. Таким образом, интерьеры, изготовленные из схожих материалов, с потолочным расположением светильников и малым количеством ниш, перегородок и прочих элементов, локализующих освещение, будут иметь не только близкие средние коэффициенты, но и световое заполнение с близкими статистическими характеристиками.

Найдем возможный вид функций $\bar{\varepsilon}(\varepsilon_0)$ и $\Delta\varepsilon(\varepsilon_0)$, основываясь на результатах расчета и экспериментального измерения освещенности интерьера МИМ1. Каждой контрольной точке интерьера поставим в соответствие точку на координатной плоскости, абсцисса которой равна рассчитанной относительной освещенности ε_0 , а ордината – измеренной освещенности ε (рисунок 3.14).

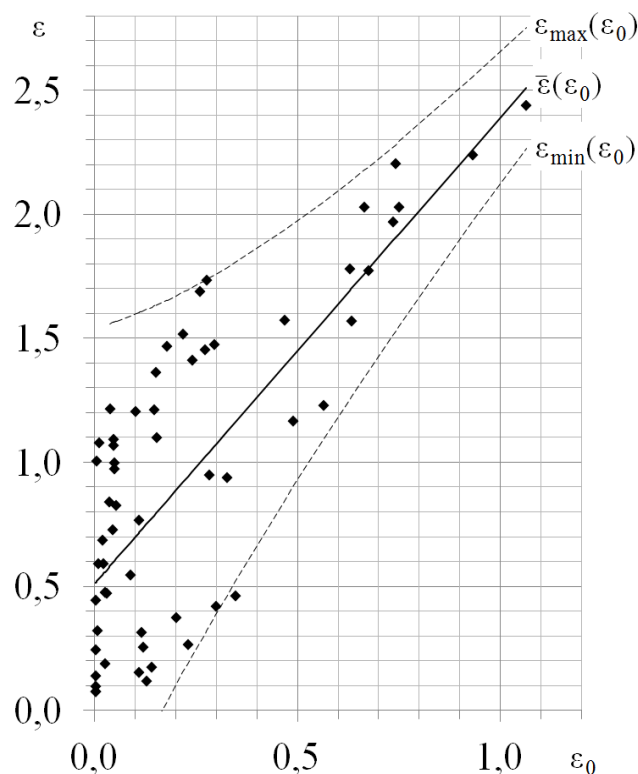


Рисунок 3.14 – Корреляция расчетных и экспериментальных значений освещенности МИМ1

Положение точек на рисунке 3.14 свидетельствует о корреляции между расчетными и экспериментальными значениями освещенности: в целом, точки стремятся разместиться вдоль кривой ожидаемых средних значений $\bar{\varepsilon}(\varepsilon_0)$. Среди нескольких видов выражения для данной кривой выбрано линейное:

$$\bar{\varepsilon}(\varepsilon_0) = A\varepsilon_0 + B, \quad (3.9.9)$$

где $A = 1,877$, $B = 0,512$.

Трубка наиболее вероятных значений, обозначенная на рисунке 3.14 кривыми ε_{\min} и ε_{\max} , определяется среднеквадратичным отклонением (с.к.о.) $\sigma(\varepsilon_0)$. Полуширину трубки (предельное отклонение) считаем равным утроенному с.к.о.:

$$\Delta\varepsilon(\varepsilon_0) = 3\sigma(\varepsilon_0).$$

Наиболее подходящий вид функции $\sigma(\varepsilon_0)$ находим, анализируя отклонение измеренных значений освещенности от ожидаемого среднего. Если

на координатную плоскость нанести точки, абсцисса каждой из которых равна величине ε_0 , а ордината – квадрату отклонения $(\varepsilon - \bar{\varepsilon})^2$, то в качестве функции $\sigma^2(\varepsilon_0)$ можно выбрать аппроксимирующую их кривую (рисунок 3.15).

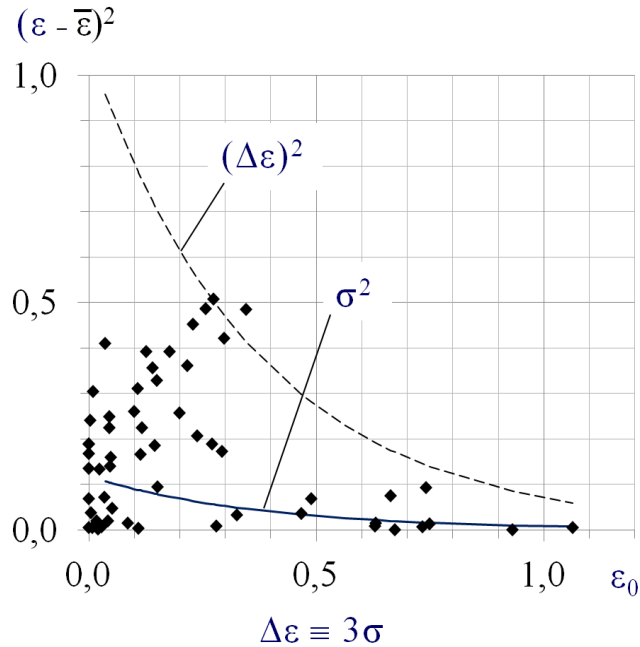


Рисунок 3.15 – Квадраты отклонений измеренных значений освещенности от ожидаемого среднего

В данном случае для аппроксимации функции $\sigma^2(\varepsilon_0)$ использовано выражение:

$$\sigma^2(\varepsilon_0) = Ce^{D\varepsilon_0}, \quad (3.9.10)$$

где $C = 0,1175$, $D = -2,712$.

Отсюда

$$\Delta\varepsilon(\varepsilon_0) = Ee^{F\varepsilon_0}. \quad (3.9.11)$$

где $E = 1,028$, $F = -1,356$.

При получении новых экспериментальных данных, например, при измерении освещенности в новых модулях, коэффициенты эмпирических формул (3.9.9) – (3.9.11) или сами формулы могут быть уточнены.

Предлагаемая методика применена при проектном расчете освещенности

НЭМ [30]. Вычислена средняя освещенность по формуле (3.9.4), для контрольных точек по формуле (3.9.6) найдена освещенность прямыми лучами источников, после чего с использованием эмпирических зависимостей (3.9.9), (3.9.11) и формулы (3.9.8) определен интервал вероятных значений с учетом отражения света. Результаты расчета представлены в таблице 3.7, а также на диаграмме контроля освещенности (рисунок 3.16).

Таблица 3.7 – Освещенность в расчетных точках НЭМ

| № расчетной точки | Назначение поверхности * | Освещенность, лк | | | | | |
|-------------------|--------------------------|-----------------------|----------------|--|------------|-----------|------------|
| | | Требуемая, не менее * | Прямыми лучами | Диапазон вероятных значений с учетом отражения света поверхностями интерьера | | | |
| | | | | E_0 | E_{\min} | \bar{E} | E_{\max} |
| 1 | А | 40 | 55,4 | 146,8 | 211,1 | 275,5 | |
| 2 | А | 40 | 29,8 | 88,9 | 169,9 | 250,9 | |
| 3 | С | 30 | 32,6 | 78,4 | 93,1 | 107,7 | |
| 4 | С | 30 | 17 | 45,8 | 68,1 | 90,3 | |
| 5 | Р | 150 | 256,4 | 524,7 | 535,1 | 545,6 | |
| 6 | Р | 150 | 137,6 | 313,1 | 343,7 | 374,3 | |
| 7 | Р | 150 | 102,9 | 245,9 | 287,8 | 329,6 | |
| 8 | Р | 150 | 135,7 | 309,5 | 340,6 | 371,7 | |
| 9 | Р | 150 | 101,1 | 242,2 | 284,8 | 327,4 | |
| 10 | П | 200 | 180,8 | 392,5 | 413,3 | 434 | |
| 11 | П | 200 | 193,7 | 415,6 | 434 | 452,4 | |
| 12 | П | 200 | 88,7 | 217,1 | 264,8 | 312,4 | |
| 13 | П | 200 | 132,6 | 303,6 | 335,6 | 367,6 | |
| 14 | А | 40 | 21,7 | 69,6 | 156,8 | 244 | |
| 15 | В | 50 | 7,3 | 23,6 | 54,1 | 84,7 | |
| 16 | В | 50 | 18,2 | 48,7 | 71,7 | 94,7 | |

* В соответствии с ГОСТ Р 50804-95: Р – рабочий стол; П – приборная доска (щиток); А – место установки радио и специальной аппаратуры; В – вспомогательный отсек; С – ассенизационно-санитарное устройство, умывальная кабина, душ.

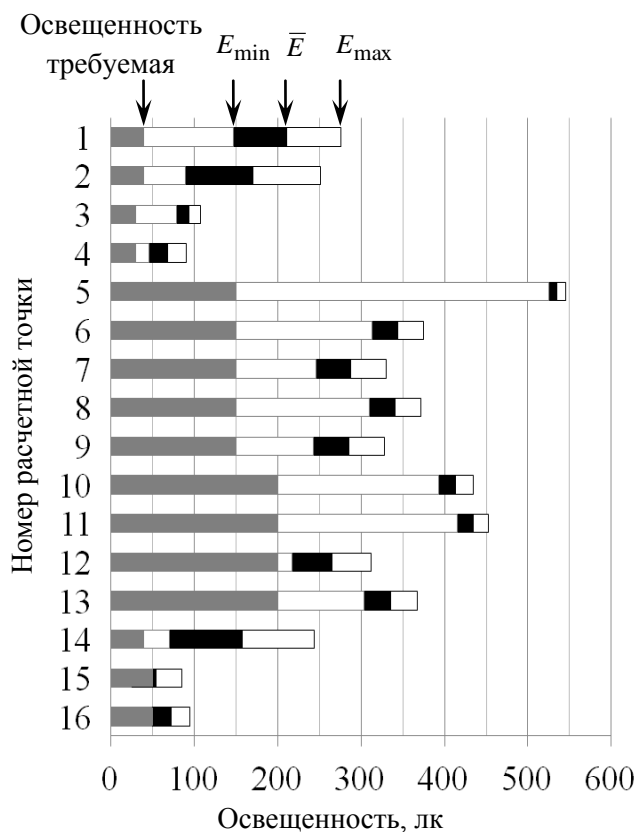


Рисунок 3.16 – Диаграмма контроля освещенности НЭМ

Из таблицы 3.7 и диаграммы на рисунке 3.16 видно, что в подавляющем большинстве контрольных точек интерьера НЭМ освещенность удовлетворит требованиям ГОСТ Р 50804-95 даже с учетом вероятных отклонений от ожидаемого среднего. При проектной разработке интерьера НЭМ особое внимание было уделено точке 15, в которой средняя ожидаемая освещенность оказалась близка к норме, а значит, без специальных мер освещенность в этой точке удовлетворит требованиям лишь с пятидесятипроцентной вероятностью.

В связи со сложной формой обитаемая зона НЭМ при расчете рассматривалась частями – каждая как самостоятельный отсек с замкнутым интерьером, своими источниками света и своей величиной средней освещенности.

Таким образом, в результате проектной разработки НЭМ рассчитана производительность системы электроснабжения, оптимизированы ее параметры и состав. Принципиальной особенностью расчета является совместный учет периодического затенения солнечных батарей конструктивными элементами

станции, КПД аккумуляторных батарей, КПД аппаратуры регулирования и контроля, а также требований обеспечения теплового режима. Выбран состав СЭС, обеспечивающий наименьшие суммарные затраты на ее создание и эксплуатацию. Выполнен анализ вариантов на эффективность и техническую реализуемость. Показано, что технически возможно создание СЭС НЭМ, используя солнечные батареи с фотоэлектрическими преобразователями на основе арсенида галлия. На основании расчета сделан вывод о предпочтительности выборе никель-водородных аккумуляторных батарей, как обеспечивающих более высокую технико-экономическую эффективность системы в целом. Предложена и реализована при разработке НЭМ проектная методика расчета освещенности интерьера. Показана необходимость учета составляющей света, возникающей в результате отражения поверхностями интерьера, методика позволяет вычислить среднюю освещенность и вероятный интервал значений освещенности в точках интерьера с учетом отражения света элементами интерьера.

Глава 4 Экспериментальное подтверждение методики расчета производительности солнечных батарей

4.1 Сравнительный анализ расчетной и экспериментальной производительности солнечных батарей служебного модуля российского сегмента Международной космической станции

4.1.1 Предмет и методика анализа

В данном разделе представлен анализ корректности методики и ПО для расчета производительности СБ КА, описанных в главе 2. Анализ выполнен сравнением результатов расчета с экспериментальными данными, в качестве которых использована телеметрическая информация о состоянии СБ служебного модуля (СМ) российского сегмента МКС (рисунок 4.1).

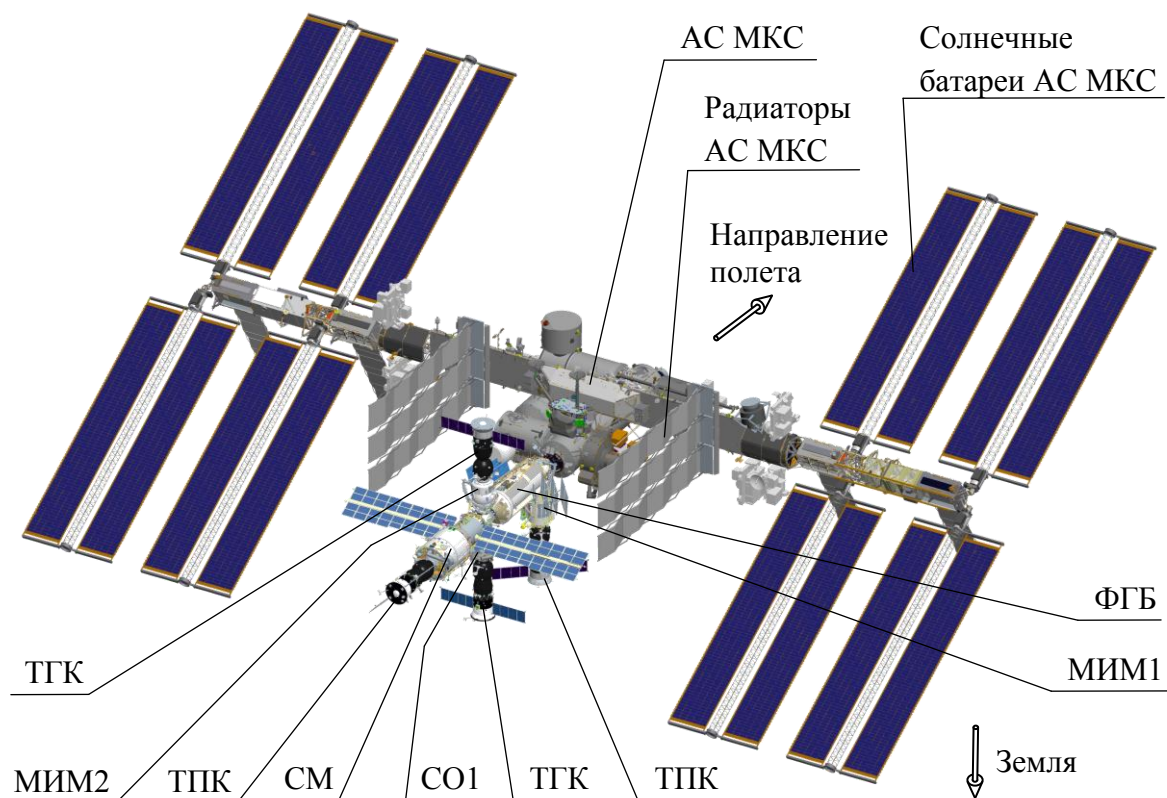


Рисунок 4.1 – Международная космическая станция: СМ – служебный модуль «Звезда»; СО1 – стыковочный отсек «Пирс»; МИМ1 – малый исследовательский модуль № 1 «Рассвет»; МИМ2 – малый исследовательский модуль № 2 «Поиск»; ТПК – транспортный пилотируемый корабль «Союз-МС»; ТГК – транспортный грузовой корабль «Прогресс-МС»; ФГБ – функционально-грузо-

вой блок «Заря» (входит в АС МКС); АС МКС – американский сегмент МКС

Направление полета МКС и направление на Землю на рисунке 4.1 указаны для случая стабилизации станции в орбитальной системе координат.

Для определения корректности расчетов с применением ПО выполнен сравнительный анализ расчетных и экспериментальных графиков электрического тока СБ в течение орбитального витка. Анализ проведен для ряда значений угла склонения Солнца $\beta_{\text{расч}}$. В данной работе представлены результаты для $\beta_{\text{расч}} = 0, 30, 60^\circ$. С указанной целью выбраны даты второй половины 2017 г., в которые орбита МКС имела угол $\beta = \beta_{\text{расч}}$, и по телеметрической информации (ТМИ) на указанные даты построены графики, именуемые далее экспериментальными. Для получения расчетных графиков подготовлена геометрическая модель МКС, СМ и его СБ, соответствующая углам $\beta_{\text{расч}}$.

4.1.2 Экспериментальные данные

В качестве экспериментальных данных использована ТМИ служебного модуля РС МКС: мгновенный ток СБ и его интеграл, а также показания температурных датчиков, установленных на консолях СБ. Информация дискретна и представляет собой последовательность чисел-отсчетов с указанием времени измерения. Значения отсчетов также дискретны в связи с аналого-цифровым преобразованием сигнала датчиков. На рисунке 4.2 показан характерный график, построенный непосредственно по телеметрическим данным.

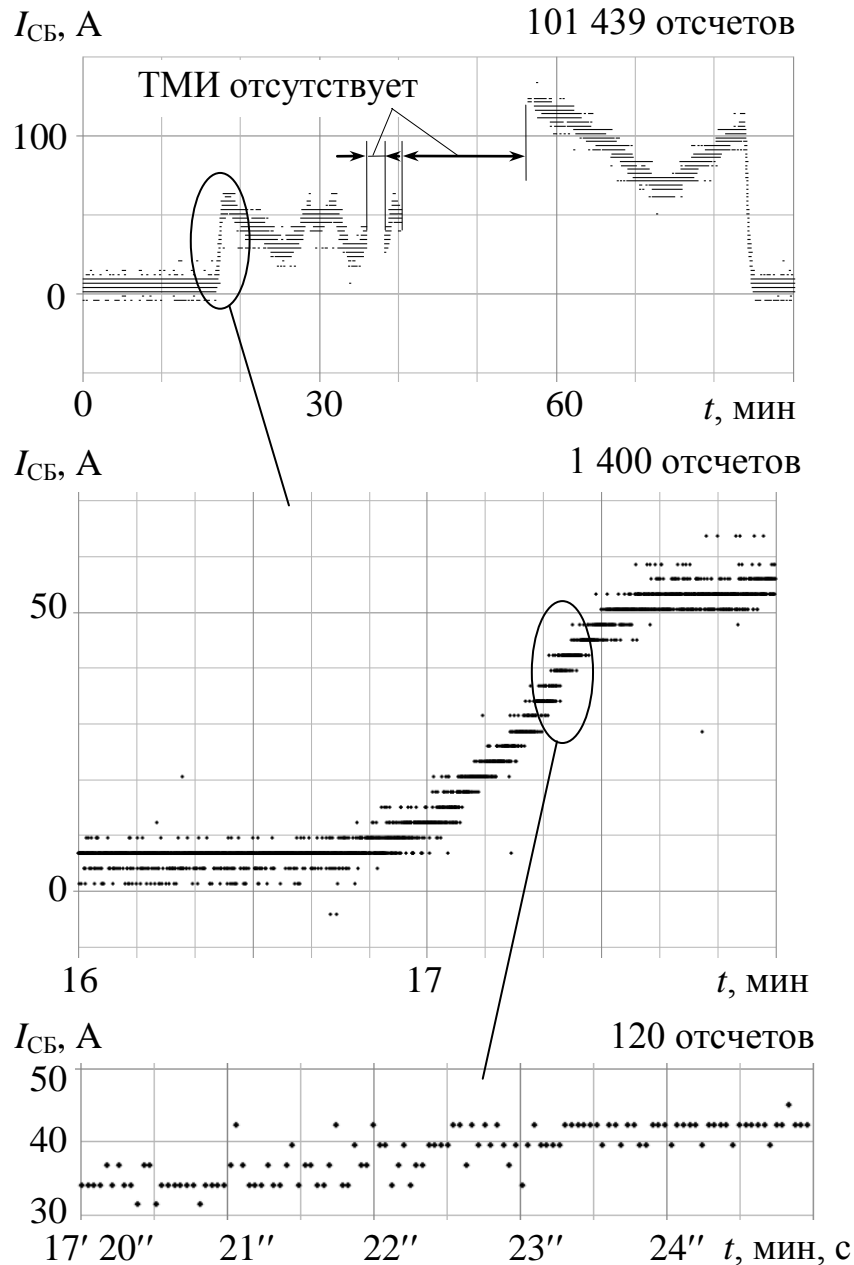


Рисунок 4.2 – Характерный вид графиков тока СБ, построенных непосредственно по ТМИ

Как видно на рисунке 4.2, в показаниях датчика тока СБ присутствует «шумовая» составляющая и пульсации, объясняемые электрическими наводками в кабелях, несовершенством измерительной системы, дискретным принципом измерений, наличием в электрической цепи переменной составляющей тока, образованием статического заряда на поверхности СБ и разрядами через окружающую атмосферу. Чтобы проследить закономерности, связанные со сравнительно медленно меняющейся светотеневой картиной на

панелях СБ, необходимо отфильтровать сигналы от указанных помех, для чего применен следующий цифровой фильтр [65]. Отфильтрованное значение параметра в момент времени t определяется как среднее арифметическое отсчетов, зарегистрированных в интервале времени от $t - \Delta$ до $t + \Delta$ (базе осреднения):

$$x_{\Phi}(t) = \frac{1}{N} \sum_{t-\Delta < t_i < t+\Delta} x_i, \quad (4.1.1)$$

где x_i – i -й отсчет (значение параметра, зарегистрированное в момент t_i); N – количество отсчетов в интервале времени от $t - \Delta$ до $t + \Delta$; Δ – полуширина базы осреднения.

Действие цифрового фильтра на случайный процесс $x(t)$ иллюстрирует рисунок 4.3. Измеряемая величина непрерывна, однако показания датчика снимаются лишь в дискретные моменты времени t_i в виде отсчетов x_i , округленных при аналого-цифровом преобразовании. Из-за флуктуаций измеряемой величины, электрических помех и несовершенства измерительной системы отсчеты сильно различаются даже на сравнительно небольшом интервале времени, чередуясь случайным образом но, возможно, проявляя тенденцию к росту или снижению. Если предположить, что существует среднее, сравнительно медленно меняющееся значение, около которого параметр наиболее вероятно обнаружить в момент времени t , то для его нахождения необходимо проанализировать распределение отсчетов по уровням незадолго до этого и немного позже. Среднее арифметическое выбранных отсчетов стремится по вероятности к искомому значению, что и отражается в приведенной выше формуле.

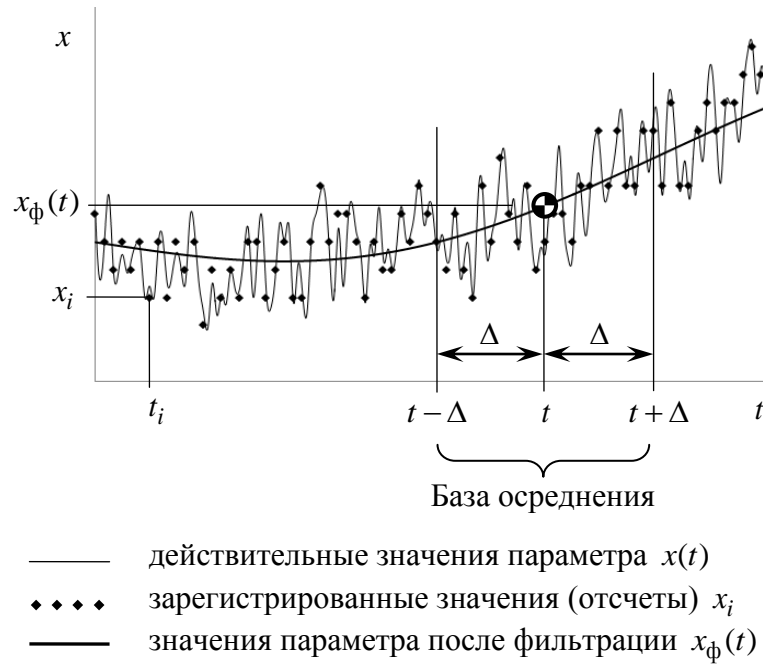
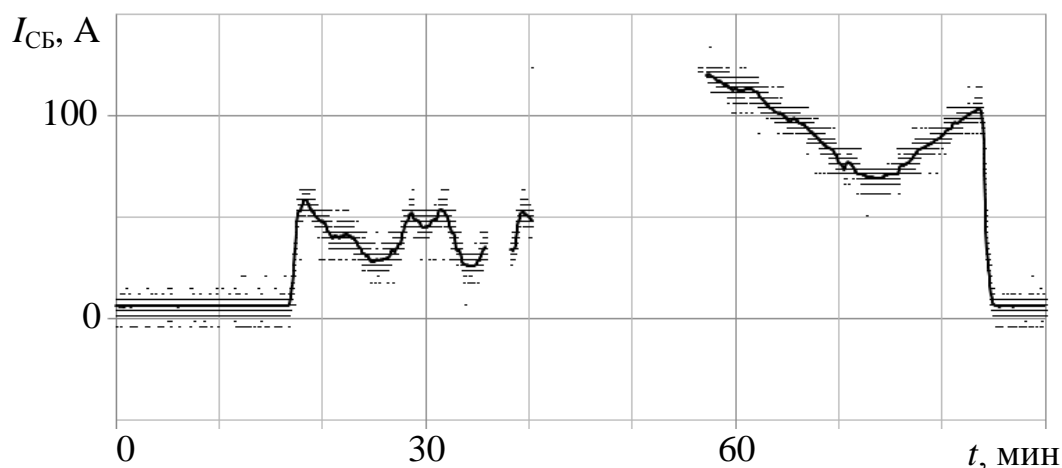


Рисунок 4.3 – Иллюстрация действия цифрового фильтра

Ширина базы осреднения 2Δ равна максимальному периоду отфильтровываемых колебаний. В данном исследовании представляют интерес изменения тока СБ, период которых не короче десятков секунд, поэтому база осреднения была принята равной 10 с.

Кроме сглаживания частых, типовых флуктуаций необходимо отфильтровать и сравнительно редкие, но значительные по величине выбросы измеряемого параметра. Подобные пульсации определяются по тому, что их отклонение от среднего значительно превышает среднеквадратичное отклонение (с. к. о.) на базе осреднения. Например, если отсчет отстоит от среднего более, чем на три с. к. о. выборки, отсчет отбраковывается. После очистки выборки от подобных, нетипичных отсчетов, ее среднее значение определяется повторно и используется для дальнейшего анализа.

Пример графика телеметрического параметра, построенного после описанной цифровой фильтрации, показан на рисунке 4.4.



Показания ТМ датчика:
 непосредственные;
 ————— после цифровой фильтрации

Рисунок 4.4 – Показания телеметрического датчика: непосредственные и после применения цифрового фильтра

В показаниях датчиков тока, как правило, присутствует практически постоянная составляющая, из-за которой, к примеру, сигнал датчика тока СБ не равен нулю во время полета МКС в тени Земли, когда фототок заведомо отсутствует (см. рисунок 4.4). Это свидетельствует о необходимости тарировки показаний датчиков – увеличении или уменьшении их значений на некоторую постоянную величину. Как показывает анализ ТМИ СМ, показания датчика ТСА при использовании должны быть уменьшены на $6,3^{\pm 0,3}$ А, датчика ТСБ – на $5,6^{\pm 0,2}$ А.

Каждый телеметрический параметр обычно регистрируется несколькими резервирующими друг друга датчиками, сравнение показаний которых позволяет оценить погрешность измерения. Например, параметры электрического тока солнечных батарей СМ – ТСА и ТСБ – изменяются практически синхронно, но первый показывает стабильно более высокое значение (рисунок 4.5).

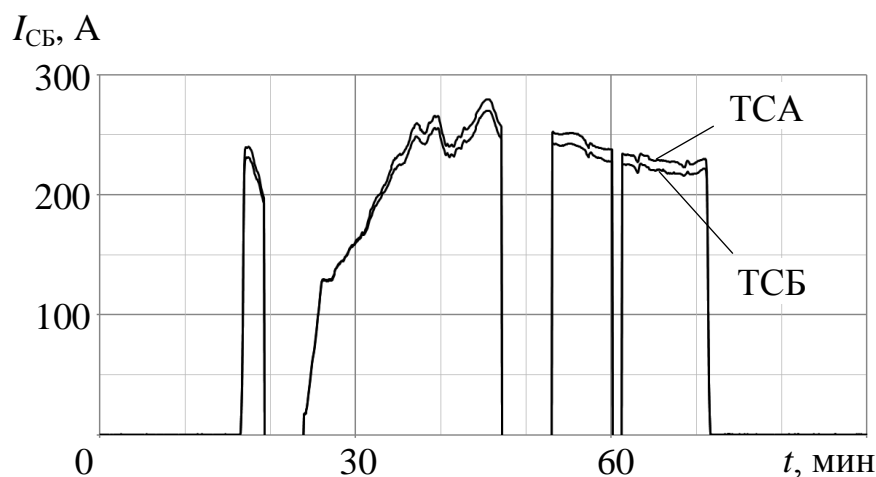


Рисунок 4.5 – Показания резервирующих друг друга датчиков

Связь между параметрами ТСА и ТСБ не линейна: до величины примерно 150 А они почти совпадают, а при более высоких расходятся (рисунок 4.6). Сравнительный график выглядит идентично на других витках: повторяются как общая тенденция, как и мелкие изгибы кривой. Общее расхождение свидетельствует о том, что датчики имеют индивидуальные особенности или эксплуатируются в непохожих, хотя и стабильных условиях, из-за чего возникают глобальные искажения шкалы измерений. Мелкие изгибы кривой связаны, вероятнее всего, с ошибкой округления при аналого-цифровом преобразовании. Точки графика, расположенные далеко от общего массива, от витка к витку не повторяются и демонстрируют наличие пульсаций, не устраненных цифровой фильтрацией или регистрируемых лишь одним из датчиков.

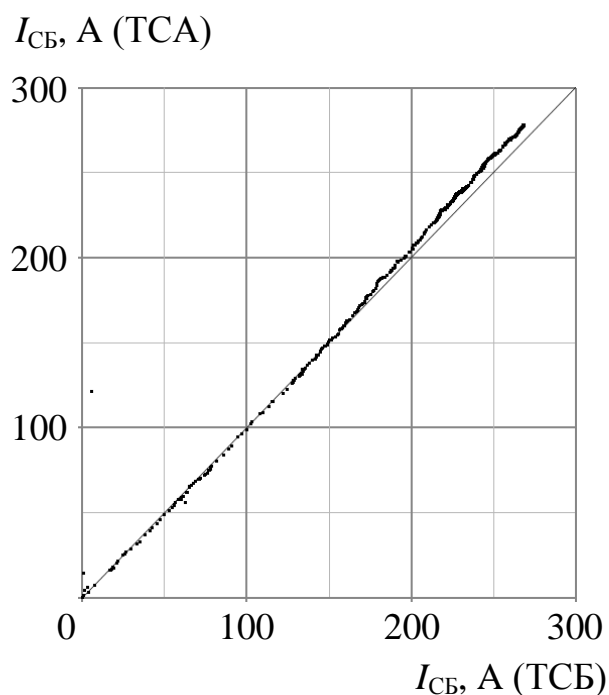


Рисунок 4.6 – Сравнение показаний резервирующих друг друга датчиков тока СБ

Установить точно, показания какого из двух датчиков тока СБ ближе к истинному, без специального измерительного оборудования не представляется возможным. До этого можно говорить лишь о том, что реальное значение измеряемой величины с большой вероятностью находится в интервале, перекрывающем измеренные значения.

Телеметрическая информация СМ, как правило, не полна: из-за ограничений сети наземных приемно-регистрирующих станций в некоторые интервалы времени ТМИ не была получена (см. рисунок 4.2). В представленной работе проблема была решена за счет того, что интересующие параметры в значительной степени определяются углом склонения Солнца β , который мало отличается от витка к витку. Благодаря этому графики на соседних витках должны быть близки, и по их совокупности можно воссоздать полную картину изменения параметра.

С указанной целью для каждого расчетного угла $\beta_{\text{расч}}$ было выбрано несколько витков (от 10 до 16) с углом Солнца β_i , близким к расчетному:

$|\beta_i - \beta_{\text{расч}}| \leq 1,0^\circ$, при этом среднее значение угла $\beta_{\text{ср}}$ отличается от $\beta_{\text{расч}}$ не более, чем на $0,5^\circ$. Для каждого витка были построены графики параметра, именуемые далее частными или фрагментарными, а затем их поточечным сложением и осреднением построены полные графики (рисунок 4.7).

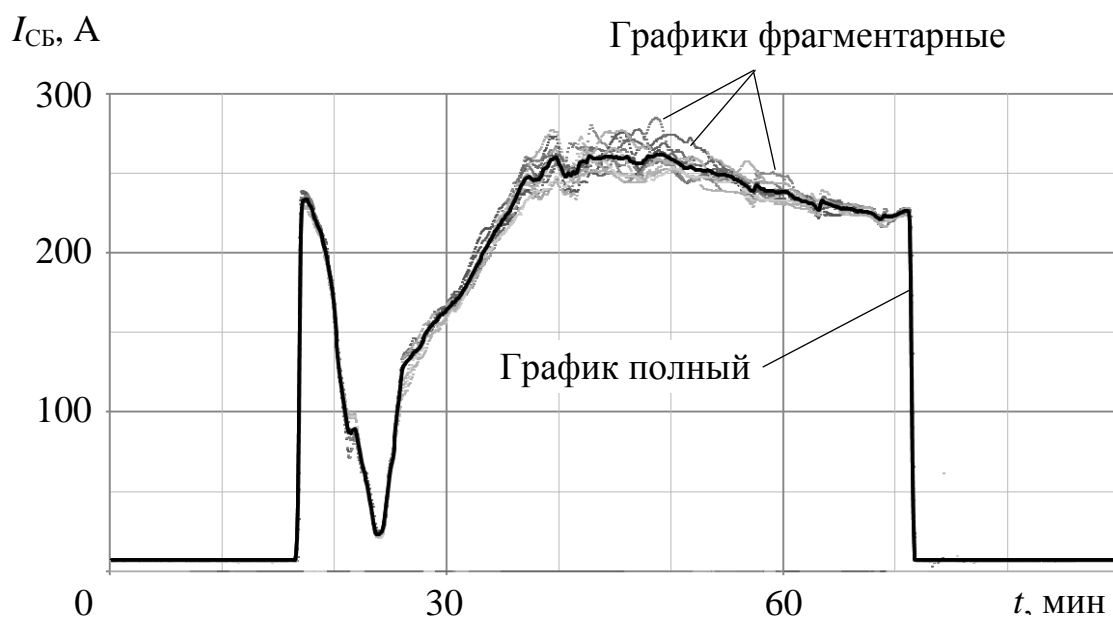


Рисунок 4.7 – Полный и фрагментарные графики ТМ параметра

На рисунке 4.7 видно, что фрагментарные графики располагаются около полного, отклоняясь от него случайным образом. Отклонения ограничены по амплитуде и меняются сравнительно медленно. Объяснить такое можно следующим образом:

- от витка к витку пусть незначительно, но меняется угол β , из-за чего меняется ракурс освещения МКС, а, следовательно, и форма тени на батареях СМ;

- ракурс освещения МКС меняется вследствие неидеальности стабилизации МКС в заданной ориентации;

- не идентичны в полной мере положения подвижных элементов конструкции МКС;

- имеется засветка СБ от подстилающей поверхности Земли.

Флуктуации, обусловленные первыми тремя факторами, должны

обнаруживаться, в первую очередь, в моменты частичного затенения батарей, то есть там, где график имеет значительные «провалы». В периоды максимальной или близкой к максимальной мощности, когда батареи полностью освещены, указанные флуктуации наблюдаться практически не должны. В отличие от них засветка СБ от подстилающей поверхности Земли должна проявляться практически в течение всего полета над освещенной стороной планеты, но особенно в момент, когда Солнце находится в кульминации.

Из этого следует, что в примере, показанном на рисунке 4.7, флуктуации более всего обусловлены засветкой СБ. Этот фактор существенно повышает производительность СБ служебного модуля, поскольку батареи СМ вырабатывают электричество и при освещении их обратной стороны. Таким образом, мощность СБ СМ заметно зависит от светоотражающей способности (альbedo) подстилающей поверхности, то есть от характера ландшафта и, особенно, от наличия облаков. Орбита МКС не является геосинхронной и на каждом витке пролегает над новой местностью, поэтому альbedo и, соответственно, прибавка тока ведут себя как случайные величины. Очевидно, прибавка тока, вызванная засветкой, должна быть величиной ограниченной и достигать своего максимума ближе к середине освещенного участка орбиты, а по мере удаления от него убывать, сходя к минимуму в точках выхода или захода МКС в тень Земли. Всему описанному соответствуют графики на рисунке 4.7.

Наличие прибавки тока СБ СМ, обусловленной отражением света Землей, подтверждается специальными исследованиями [52, 53].

По совокупностям экспериментальных графиков для витков с близкими углами β были найдены как средние значения параметров, так и границы вероятных значений (рисунок 4.8).

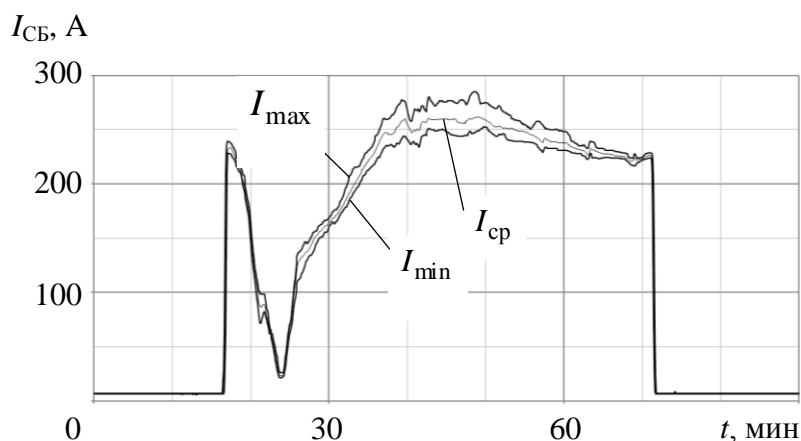


Рисунок 4.8 – Графики среднего (I_{cp}), максимального (I_{max}) и минимального (I_{min}) значений тока СБ

Если основной причиной флуктуаций является засветка СБ от подстилающей поверхности планеты, то графики I_{min} и I_{max} имеют следующий смысл. Когда траектория КА пролегает преимущественно над безоблачными местами с темным ландшафтом или акваторией, реальный график тока СБ должен быть близок к I_{min} . Напротив, если вдоль трассы, в основном, плотные облака, график тока должен приближаться к I_{max} .

4.1.3 Расчетная модель

Разработанная расчетная модель включает в себя геометрическую модель МКС (в том числе служебного модуля), геометрическую модель СБ СМ, ВАХ ФЭП и блокирующих диодов, схему группирования ФЭП СБ СМ в генераторы тока, параметры орбиты МКС, параметры ориентации МКС и ее подвижных элементов (радиаторов и СБ американского сегмента МКС). Геометрическая модель МКС представляет собой совокупность более тысячи геометрических фигур-примитивов – цилиндров, конусов, параллелограммов и многогранников, которыми с практически целесообразным упрощением представлены элементы МКС.

СБ служебного модуля РС МКС задаются в виде совокупности консолей, панелей и ФЭП с указанием взаимного расположения (рисунок 4.9). Также

указывается, каким образом ФЭП группируются в генераторы тока. Использованная в анализе модель отражает текущее состояние СБ СМ, в частности, то, что одна створка консоли СБ2 раскрыта частично, одна повреждена, а три полностью отказали [19].

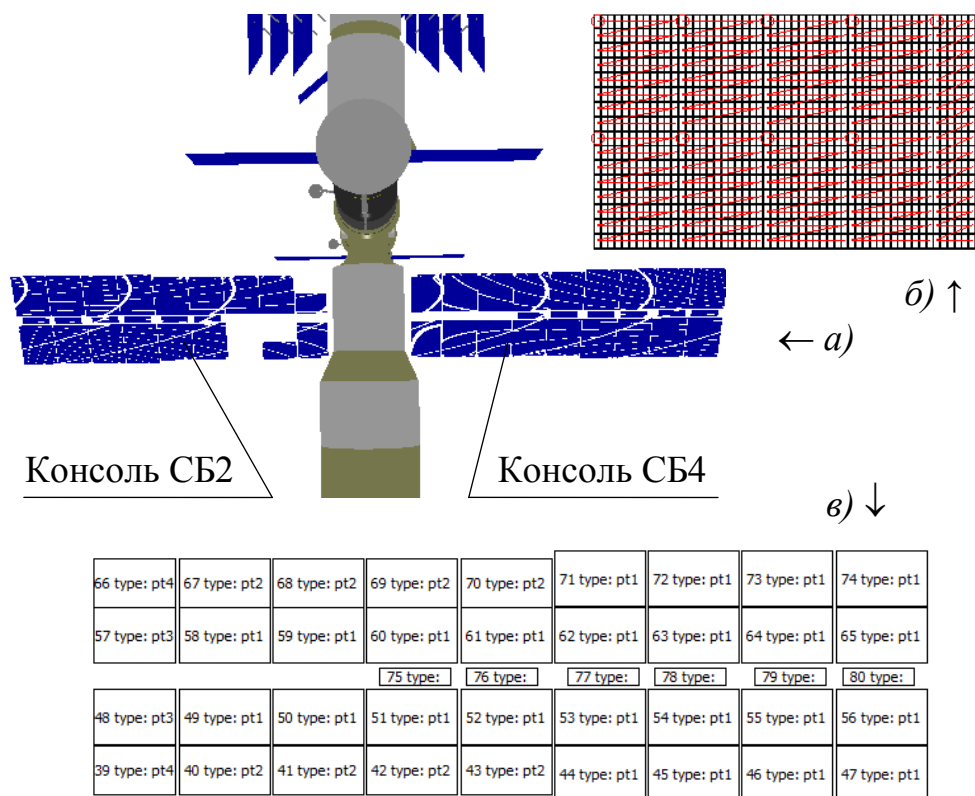


Рисунок 4.9 – Геометрическая модель СБ служебного модуля РС МКС: *a* – модель СБ в составе геометрической модели СМ; *б* – одна из панелей СБ с указанием раскладки ФЭП и их группирования в генераторы тока; *в* – модель консоли СБ

4.1.4 Сравнительный анализ моментального тока солнечной батареи

На рисунках 4.10-4.13 показаны расчетные и экспериментальные графики моментального тока СБ служебного модуля РС МКС для различных значений расчетного угла склонения Солнца. На рисунке 4.10 приведены графики для $\beta_{\text{расч}} = 0^\circ$, а на рисунке 4.11 – показания датчиков температуры СБ СМ для этих же витков.

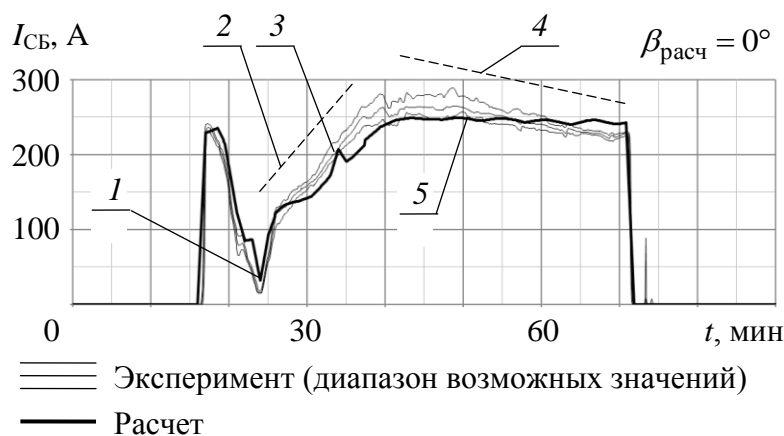


Рисунок 4.10 – Моментальный ток СБ СМ при $\beta_{расч} = 0^\circ$

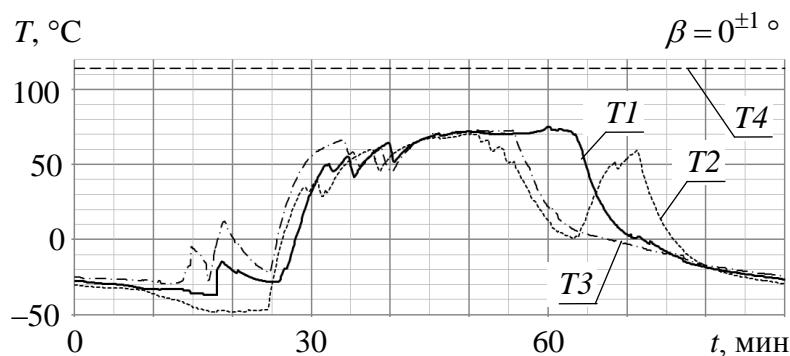


Рисунок 4.11 – Показания датчиков температуры солнечных батарей СМ при $\beta = 0^{\pm 1} \circ$: $T1, T2$ – на консоли СБ2; $T3, T4$ – на консоли СБ4 (датчик $T4$ не исправен)

Действительные значения тока (см. рисунок 4.10) представлены тремя графиками, соответствующими различному альбедо подстилающей поверхности Земли: минимальной, максимальной и средней, наиболее вероятной. Расчетный и экспериментальные графики, в целом, повторяют друг друга. Стоит обратить внимание на следующие детали:

1. Значительный спад силы тока I связан с затенением СБ СМ обитаемыми модулями и ферменной конструкцией АС МКС. При выходе МКС из тени Земли Солнце наблюдается в направлении полета станции, и некоторое время освещает СБ СМ из-под модулей АС. По мере восхода над горизонтом

оно на время скрывается за американским сегментом (см. рисунок 4.1).

2. Пониженный ток вдоль штриховой линии 2 на рисунке 4.10 связан с частичным затенением СБ СМ радиаторами американского сегмента МКС. Ток повышается по мере выхода СБ из их тени, но на расчетном графике в это время образуется «зубец» 3, обусловленный упрощением геометрической модели радиаторов.

3. Наличие засветки СБ подстилающей поверхностью Земли приводит к повышению действительного тока, особенно в средней части графика, центр которого примерно соответствует прохождению Солнца через зенит.

4. На расчетном графике имеется почти горизонтальный участок, соответствующий периоду, когда СБ СМ полностью освещены. Однако фактически ток при этом постепенно снижается (вдоль штриховой линии 4), что связано с ослаблением засветки от подстилающей поверхности. Предположение о том, что уменьшение тока в это время происходит из-за повышения температуры ФЭП, не подтверждается: как показывают температурные датчики, установленные на СБ СМ, температура в это время или почти стабилизирована около своего максимума, или снижается (см. рисунок 4.11).

5. На среднем экспериментальном графике рисунка 4.10 можно проследить волнообразные колебания небольшой амплитуды, соответствующие колебаниям 5 на графике расчетном. Они возникают из-за того, что СБ СМ поворачиваются вслед за Солнцем не равномерно, а дискретно, при переходе светила из одного сектора небосвода в другой.

На графиках силы тока СБ при $\beta_{\text{расч}} = 30^\circ$ перечисленные факторы также проявляются (рисунок 4.12). Кроме того, здесь, как по расчетным, так и телеметрическим данным наблюдается заметное снижение тока за 5-10 минут до захода МКС в тень Земли (поз. 1 на рисунке 4.12). Объясняется это тем, что заходящее Солнце освещает станцию со стороны российского сегмента, и прежде чем уйти за горизонт, пересекает горизонтальную плоскость СМ в 15 градусах от продольной оси. Корпус модуля при этом отбрасывает тень на одну

из консолей СБ (см. рисунок 4.1).

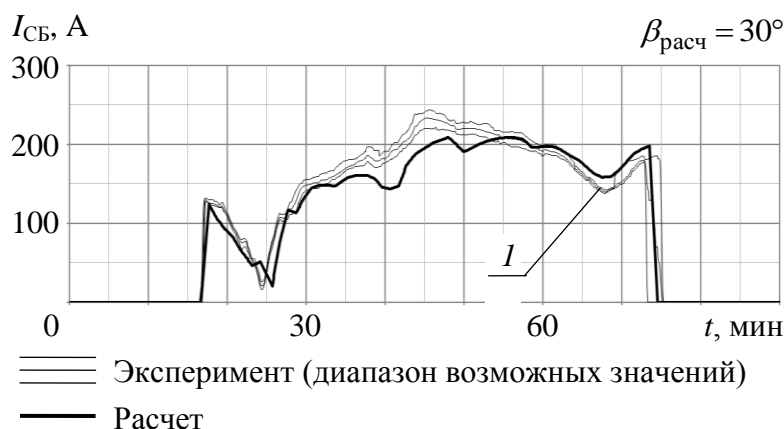


Рисунок 4.12 – Моментальный ток СБ СМ при $\beta_{расч} = 30^\circ$

При $\beta_{расч} = 60^\circ$ обращает на себя внимание существенное различие расчетной и экспериментальной силы тока в левой и средней частях графика 1 и 2 (рисунок 4.13). Связано это с невозможностью точно предсказать ориентацию затеняющих элементов МКС (солнечных батарей и радиаторов американского сегмента), так как их положение зависит от текущей потребности МКС в электроэнергии. Алгоритм ПО основан на предположении, что СБ АС МКС всегда повернуты нормалью на Солнце. На практике, когда энергоприход превышает текущую потребность, что особенно вероятно при больших значениях угла β , часть панелей СБ АС поворачиваются к Солнцу ребром для снижения деградации. За счет этого открывается поток света на другие элементы станции, в том числе на СБ служебного модуля.



Рисунок 4.13 – Моментальный ток СБ СМ при $\beta_{\text{расч}} = 60^\circ$

4.1.5 Сравнительный анализ интеграла тока солнечной батареи

На рисунке 4.14 показаны расчетные и экспериментальные графики интеграла тока СБ служебного модуля РС МКС для угла склонения Солнца $\beta_{\text{расч}} = 0^\circ$. В качестве экспериментальных данных использованы показания телеметрических датчиков – интеграторов тока. На рисунке 4.14 (а) приведены графики, полученные для серии из 10 последовательных витков, для которых $\beta = \pm 1,5^\circ$. Интеграл тока аналогично току моментальному ведет себя как сумма некоторой периодической функции времени и случайной составляющей. Можно построить график средних значений $I_{\text{ср}}$, около которого флуктуируют графики интеграла тока (рисунок 4.14, б). Видно, что отклонения носят накопительный характер. Для серии графиков можно также построить графики максимальных и минимальных значений, соответствующие разным случаям альbedo подстилающей поверхности Земли (рисунок 4.14, б). Для сравнения с результатами применения ПО на рисунок 4.14 (б) отложен график расчетного интеграла тока.

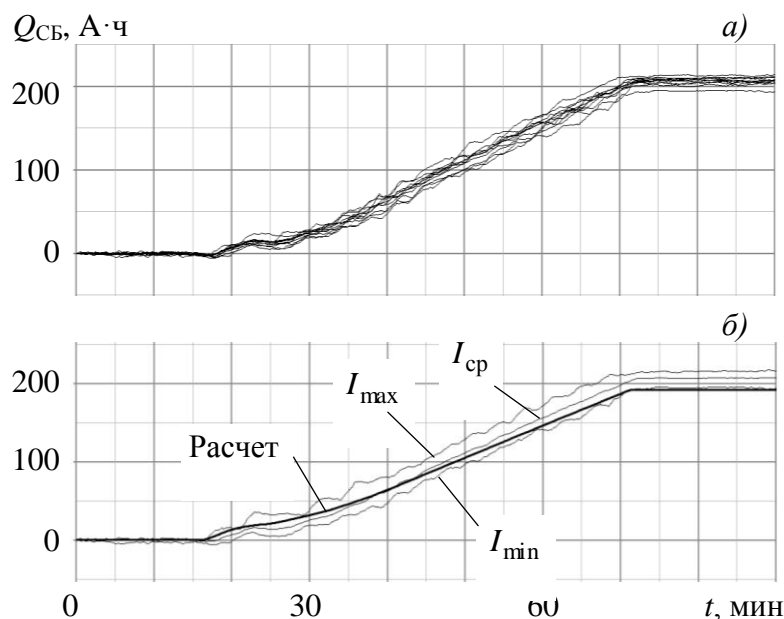


Рисунок 4.14 – Интеграл тока СБ СМ при $\beta_{\text{расч}} = 0^\circ$: а) серия экспериментальных графиков; б) диапазон экспериментальных значений и расчетные значения тока.

Таким образом, сравнение результатов расчета мощности СБ служебного модуля РС МКС с телеметрическими данными подтверждает адекватность расчетной методики, а также корректность разработанного на ее основе специального ПО. Экспериментальные и расчетные графики моментального тока СБ СМ в целом, повторяют друг друга. На графиках прослеживаются характерные изменения мощности, вызванные затенением СБ и неточностью ориентации на Солнце. Имеются локальные расхождения, обусловленные неизбежным упрощением расчетной модели МКС, связанная с этим погрешность расчета средневитковой мощности СБ СМ с помощью ПО не превышает $\pm 10\%$.

Предлагаемая методика и, соответственно, ПО не учитывают потока света, отраженного планетой. Телеметрические данные показывают, что моментальный прирост тока СБ СМ, создаваемый засветкой от подстилающей поверхности Земли, может достигать 10-15 % абсолютной величины. Прибавка к среднесуточной производительности СБ СМ, соответственно, может достигать 10 % в зависимости от угла склонения Солнца. Учет засветки СБ отраженным светом планеты желателен в двух случаях: 1) если батареи

вырабатывают ток при освещении обратной стороны; 2) если КА совершает орбитальный полет на сравнительно малой высоте над планетой, альbedo поверхности которой соизмеримо с альbedo Земли.

Предложенная методика и разработанное на ее основе ПО не учитывают изменения электрических параметров ФЭП при нагреве. При расчете указанные параметры полагаются постоянными, соответствующими некоторой заданной температуре. Это оправдано в случае, если напряжение, при котором эксплуатируются ФЭП, заметно меньше оптимального.

При больших углах склонения Солнца экспериментальное значение моментального тока СБ СМ в отдельные, относительно короткие периоды времени больше расчетного, что связано с отсутствием предполагаемого затенения от СБ и радиаторов американского сегмента МКС (их положение зависит, в том числе, от текущей потребности станции в электроэнергии). Соответствующая погрешность расчета средневитковой мощности СБ СМ с помощью ПО составляет от 0 до 10 % в сторону занижения результата в зависимости от угла склонения Солнца.

4.2 Экспериментальное исследование влияния температуры на мощность солнечной батареи на примере солнечной батареи корабля «Прогресс МС»

4.2.1 Предмет и методика исследования

Методика расчета электрической мощности СБ, описанная в разделе 2.1, не учитывает изменений электрических параметров ФЭП при нагреве. Вольтамперные характеристики преобразователей полагаются статичными, соответствующими некоторой заданной температуре. В разделе 2.5 приведено обоснование такого допущения, сделанное путем анализа ВАХ ФЭП. Но экспериментальное подтверждение оказалось невозможным получить из телеметрических данных служебного модуля РС МКС, использованных при верификации расчетной методики (раздел 4.1). На силу тока СБ модуля одновременно влияют еще несколько факторов – частичное затенение, подсветка подстилающей поверхностью Земли и неравномерность вращения

батарей. В случае СМ от них практически невозможно отстраниться ни стабилизацией воздействия, ни математической фильтрацией данных.

В связи с этим выполнено дополнительное экспериментальное исследование с использованием грузового космического корабля «Прогресс МС». В длительном автономном полете корабль обычно находится в режиме так называемой закрутки, когда вращается вокруг собственного центра масс, а его СБ постоянно ориентированы на Солнце и не испытывают затенения другими элементами. После выхода корабля из тени Земли на батареях довольно быстро устанавливается практически максимальная освещенность, однако их температура продолжает расти еще в течение 10-15 минут и, прежде чем стабилизироваться, повышается более чем на 100 °С. Приведенный далее анализ ТМИ корабля «Прогресс МС-07» показал, что температура СБ влияет на силу генерируемого тока, причем по-разному в зависимости от режима работы СЭП, подтверждая выводы, сделанные в разделе 2.5.

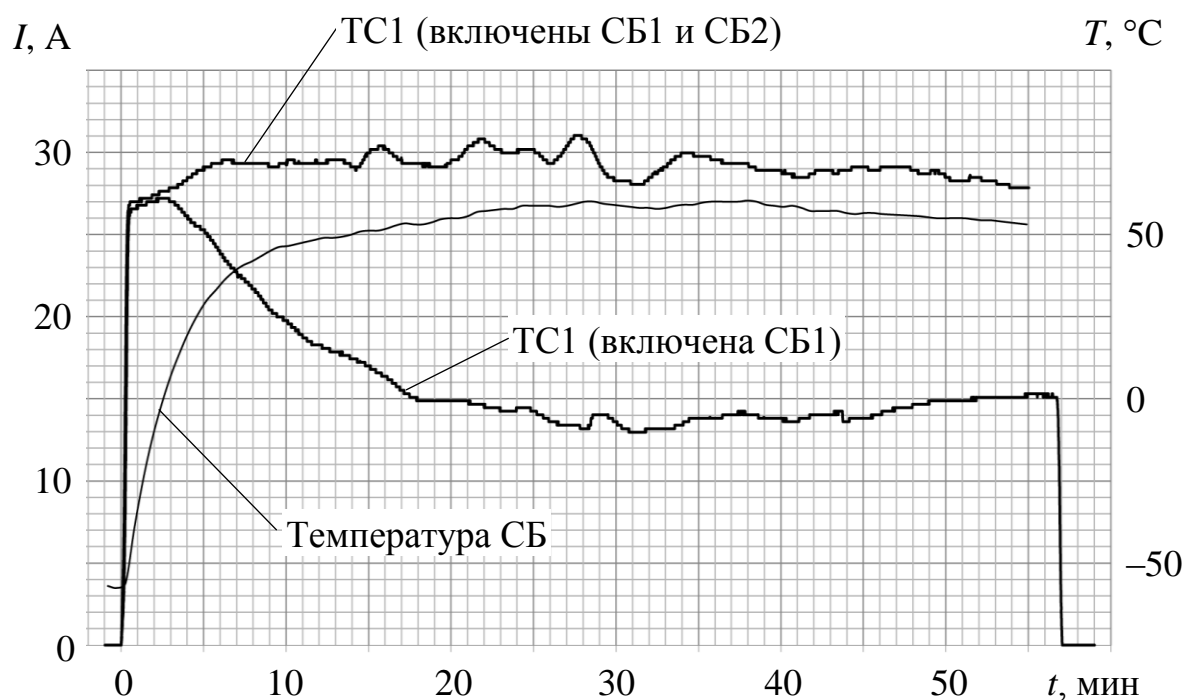


Рисунок 4.15 – Графики тока СБ (параметр TC1) и температуры (параметр T174): расчетные и по результатам ТМИ.

На рисунке 4.15 представлены графики тока и температуры СБ корабля, построенные на основании телеметрических данных, записанных на витках

№№ 2712 и 2722. Полученные графики типичны за исключением случайных, ограниченных по амплитуде отклонений. Графики тока соответствуют двум различным режимам работы СЭП: в одном включены обе секции СБ – основная СБ1 и дополнительная СБ2, а во втором включена только СБ1.

4.2.2 Принцип работы системы электропитания корабля «Прогресс МС»

В СЭП кораблей «Прогресс МС» напряжение на шине питания поддерживается в допустимом интервале без специальных регуляторов, за счет естественного баланса тока и напряжения системы солнечных батарей, буферных аккумуляторных батарей (ББ) и потребителей тока. Процесс установления сбалансированного напряжения между СБ и аккумуляторами иллюстрирует рисунок 4.16, где изображены совместно ВАХ СБ и кривая заряда ББ. Солнечная батарея, буферные аккумуляторы и нагрузка подключены к шине питания параллельно.

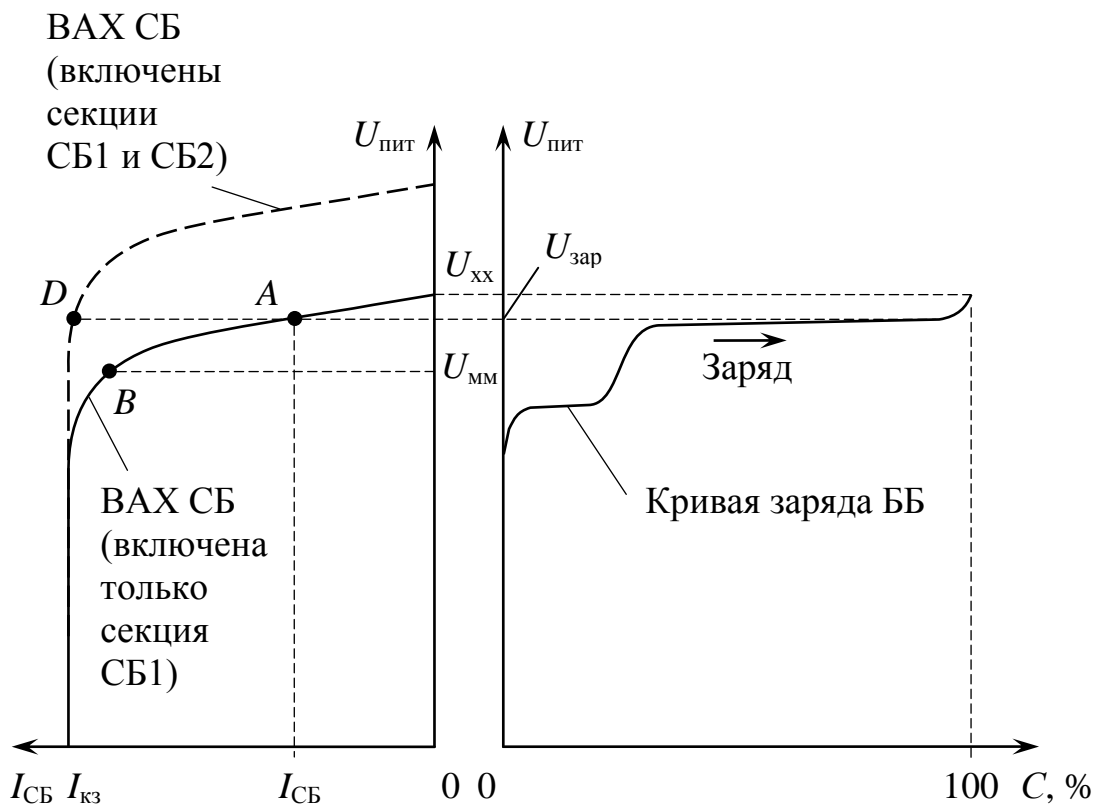


Рисунок 4.16 – Иллюстрация принципа работы СЭП без регулятора: $U_{\text{пит}}$ – напряжение на шине питания; $U_{\text{хх}}$ – напряжение холостого хода СБ; $U_{\text{мм}}$ – напряжение максимальной мощности СБ; $U_{\text{зар}}$ – напряжение заряда

аккумулятора максимальное; $I_{СБ}$ – сила тока СБ; $I_{кз}$ – ток короткого замыкания СБ; C – уровень заряда ББ

СБ корабля «Прогресс МС» состоят из двух последовательно соединенных секций: основной СБ1 и дополнительной СБ2. Вторая может отключаться автоматически или по команде. В зависимости от того, работает СБ2 или нет, реализуется одна из ВАХ, изображенных на рисунке 4.16.

Рассмотрим сначала случай, когда функционирует только секция СБ1: этот режим используется для питания сравнительно небольшой, дежурной нагрузки. В ходе заряда аккумуляторов перед достижением полного заряда напряжение, как правило, почти стабилизируется на некотором уровне, обозначенном на рисунке 4.16 $U_{зар}$. В СЭП корабля «Прогресс МС» количество ФЭП в генераторах тока секции СБ1 подобрано с таким расчетом, что

$$U_{мм} \gtrsim U_{зар} < U_{хх}, \quad (0.1)$$

где $U_{мм}$ – напряжение СБ1, при котором достигается максимальная мощность; $U_{хх}$ – напряжение холостого хода СБ1.

Благодаря этому рабочая точка СБ (точка А на рисунке 4.16) находится на скате ВАХ, где сравнительно малому изменению напряжения соответствует большое изменение силы тока, причем противоположное по знаку. Даже небольшое снижение напряжения на шине питания из-за роста нагрузки или разряда аккумуляторов вызывает смещение рабочей точки влево по кривой ВАХ, и ток СБ значительно увеличивается. И наоборот, если ББ практически заряжены, а нагрузка минимальна, напряжение на шине возрастает, приближаясь к $U_{хх}$, и ток СБ снижается настолько, насколько необходимо для питания нагрузки и компенсации саморазряда ББ. Таким образом, за счет характерной нелинейной формы ВАХ напряжение на шине питания СЭП находится в допустимом интервале, а буферные батареи поддерживаются в заряженном состоянии.

Если нагрузка становится выше некоторого предела или аккумуляторы требуют интенсивной зарядки, приборы СЭП автоматически подключают дополнительную секцию солнечных батарей СБ2 последовательно основной

СБ1. За счет этого ВАХ СБ в целом видоизменяется (преобразуется в штрихпунктирную кривую на рисунке 4.16), а новой рабочей точке (точке D) соответствует ток, близкий к максимальному: $I_{СБ} \approx I_{кз}$.

В режимах с включенной и выключенной дополнительной секцией СБ2 ток СБ корабля «Прогресс МС» реагирует на изменение температуры по-разному. Если секция СБ2 выключена, рост температуры приводит к значительному снижению тока. При включенной СБ2 ток СБ практически не зависит от колебаний температуры. Рисунок 4.17 иллюстрирует данную закономерность.

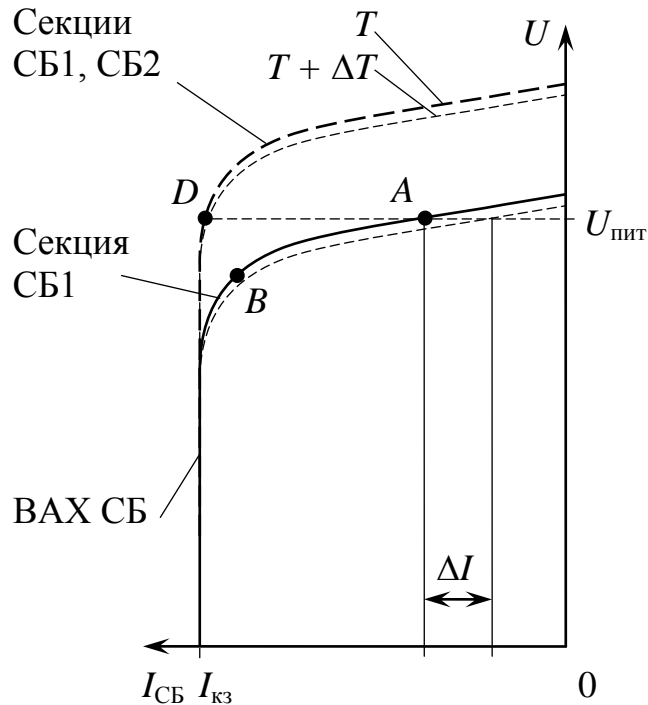


Рисунок 4.17 – Влияние изменения температуры на ток СБ корабля «Прогресс МС» при включенной и выключенной секции СБ2

На рисунке 4.17 видно, что увеличение температуры СБ на величину ΔT вызывает смещение ВАХ СБ вдоль оси U вниз. Если напряжение на шине питания перед этим установилось на уровне $U_{пит}$, то с повышением температуры рабочая точка смещается вправо и ток СБ уменьшается на величину ΔI , зависящую от наклона ВАХ в месте расположения точки. Когда задействована только секция СБ1, рабочая точка находится на наклонном

участке ВАХ и падение тока значительно. Если СБ включена полностью, рабочая точка находится на вертикальном участке ВАХ и до некоторого значения температуры ток практически стабилен.

Среди потребителей тока в составе корабля есть имеющие линейную или близкую к линейной вольтамперную характеристику, например, электронагреватели. Поэтому с понижением протекающего тока уменьшается напряжение на нагрузке, а значит, и напряжение на шине питания. Таким образом, рост температуры СБ вызывает не только смещение ВАХ, но и некоторое уменьшение $U_{\text{пит}}$. Графически это значит, что горизонталь DA на рисунке 4.17 тоже смещается вниз, хотя и в меньшей степени, чем ВАХ. Следовательно, фактическое снижение силы тока СБ ΔI должно быть несколько меньше, чем вычисленное в соответствии с рисунком 4.17.

4.2.3 Анализ телеметрии корабля «Прогресс МС-07» при выключенной секции СБ2 солнечной батареи

Анализ ТМИ корабля «Прогресс МС-07» подтверждает сделанные в подразделе 2.5 выводы о влиянии температуры на ток СБ. На рисунке 4.18 представлены графики показаний ТМ датчиков – тока СБ, тока нагрузки, температуры СБ, напряжения на шине питания и напряжения на буферном аккумуляторе в течение освещенной части витка № 2722, выполненного 07.04.2018. Секция СБ2 при этом была выключена.

Секция СБ2 выключена

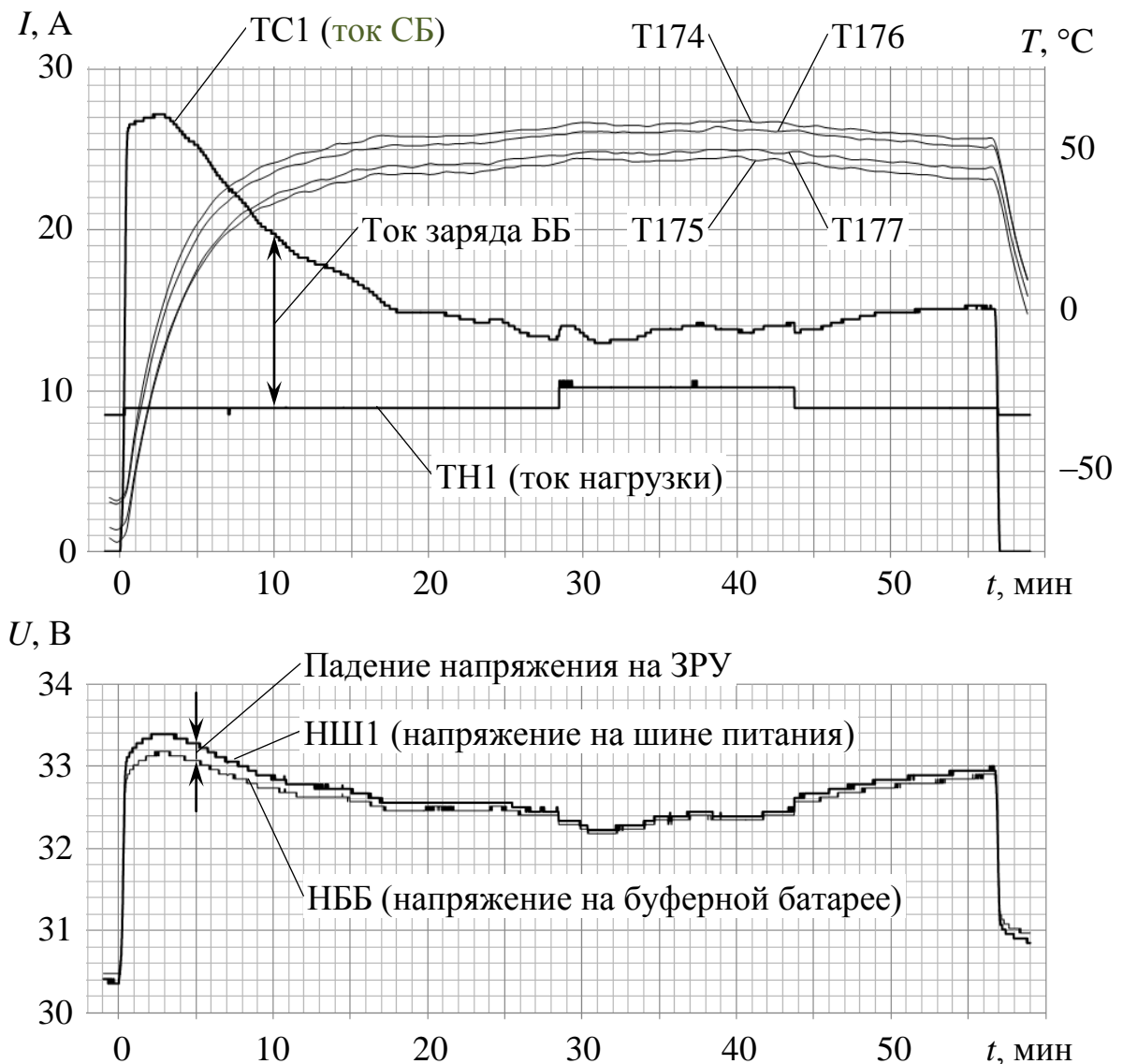


Рисунок 4.18 – Значения ТМ параметров корабля «Прогресс МС-07» при выключенной секции СБ2 (данные ТМИ от 07.04.2018, виток 2722): Т174-Т177 – показания температурных датчиков СБ.

На шкалах времени рисунка 4.18 $t = 0$ соответствует моменту выхода корабля из тени Земли. В течение примерно 0,5 мин после этого ток СБ возрастает от нуля почти до максимума – 26,5 А. Освещенность СБ, первоначально ослабленная атмосферой, увеличивается (при отсутствии атмосферы рост тока происходил бы быстрее, но тоже не мгновенно, а в течение не менее 7,5 с, поскольку Солнце имеет ненулевой угловой размер). В момент выхода корабля из тени Земли показания датчиков температуры Т174-

T177 минимальны и составляют от минус 58 до минус 72 °С, и за первые полминуты возрастают на 5-7 °С. Поскольку в действие вступают СБ – источник тока с наибольшей ЭДС, напряжение на шине питания поднимается с 30,4 до 33,1 В, а благодаря наличию в нагрузке компонентов с линейной ВАХ ток нагрузки увеличивается с 8,5 до 9,0 А. Разность напряжений на шине питания и на буферной батарее меняет знак, что свидетельствует о переходе ББ из режима разряда в режим заряда. Указанная разность равна падению напряжения на элементах зарядно-разрядного устройства (ЗРУ), и ее знак зависит от направления тока.

В течение примерно двух последующих минут ($t = 0,5 \dots 2,5$ мин) температура на датчиках СБ возрастает почти на 60 °С и оказывается в интервале от минус 25 до минус 40 °С. В то же время ток СБ не только не уменьшается, а даже наоборот, немного увеличивается – примерно на 0,7 А. Это объясняется ростом подсветки СБ от подстилающей поверхности Земли: корабль приближается к линии терминатора, и доля освещенной подстилающей поверхности увеличивается, причем в той стороне горизонта, куда обращена СБ. В то же время ФЭП СБ еще достаточно холодны и рабочая точка ВАХ находится на ровном участке кривой, где генерируемый ток почти равен току КЗ.

Далее начинается интервал времени, наиболее ярко демонстрирующий температурный эффект: $t = 2,5 \dots 20$ мин. В течение него температура, регистрируемая датчиками T144-T147, повышается на 80 °С и почти стабилизируется на уровне 42...55 °С. За то же время ток СБ падает с 27,2 до 14,8 А. Напряжение на шине питания уменьшается, но незначительно – от 33,4 до 32,6 В, так как его поддерживают буферные батареи. Благодаря стабильности напряжения на шине питания ток нагрузки тоже стабилен, а снижение мощности СБ отражается практически только на зарядном токе ББ.

В интервале $t = 20 \dots 56$ мин, когда температура почти стабилизировалась, температурные параметры и ток СБ испытывают флуктуации трех видов: медленно меняющиеся, случайные быстро меняющиеся и скачкообразные. В результате медленных изменений температура повышается к середине

интервала примерно на $5\text{ }^{\circ}\text{C}$, а затем снижается обратно. Это объясняется усилением нагрева СБ подстилающей поверхностью Земли – как отраженным светом Солнца, так и тепловым излучением планеты. Нагрев наиболее интенсивен в середине освещенного участка орбиты, при $t = 28,5$ мин, когда нормаль СБ ближе к местной вертикали, а Солнце находится в кульминации. Заметно, что температура достигает максимума на 10-12 мин позднее, это объясняется тепловой инертностью датчиков и элементов СБ, к которым они прикреплены. На фоне медленных изменений температуры присутствуют быстрые, случайные изменения с амплитудой примерно $1\text{ }^{\circ}\text{C}$, которые, полагаясь на результаты анализа ТМИ СМ, можно объяснить неравномерным, случайным характером альbedo подстилающей поверхности и теплового излучения Земли.

Общая тенденция изменения тока СБ при $t = 20...56$ мин такова: ток постепенно снижается с 14,8 до 13,0 А, а затем возвращается к прежнему значению. Максимальная амплитуда случайных колебаний составляет 2...3 А. В моменты $t = 28,5$ мин и $t = 43,7$ мин происходят резкие скачки тока примерно на 1 А вверх и вниз соответственно, что точно совпадает по времени с моментами включения и выключения дополнительной нагрузки: ее ток увеличивается с 9,0 до 10,2 А, после чего возвращается к прежнему значению. Напряжение на шине питания, соответственно, уменьшается на 0,7...0,8 В, а затем на столько же увеличивается.

Тенденция изменения тока СБ в период $t = 20...56$ мин направлена навстречу медленным изменениям температуры, что находится в полном соответствии с описанным выше свойством СЭП. Однако случайные колебания не обнаруживают явной взаимосвязи. Это объяснимо, во-первых, тем, что отклонения тока обусловлены не только флуктуациями температуры, но и меняющимся альbedo подстилающей поверхности. При этом нагрев СБ происходит как за счет отраженного солнечного света, так и собственного теплового излучения Земли. Оба фактора можно считать случайными, причем с отрицательной корреляцией: увеличение альbedo, как правило, сопровождается уменьшением теплового потока.

Ближе к концу освещенного участка орбиты, при $t = 52 \dots 56$ мин, наблюдаются постепенное снижение температуры на $1 \dots 2$ °С и связанное с этим повышение тока СБ на $0,2 \dots 0,3$ А. Ослабление подсветки перед заходом в тень Земли не вызывает соответствующего уменьшения тока, так как рабочая точка ВАХ находится на наклонном участке кривой, где ее положение чувствительно к изменению температуры, но мало чувствительно к изменению уровня освещенности. Температура здесь снижается медленно из-за тепловой инертности датчиков и элементов СБ, на которых они установлены.

Наконец, в интервале времени $t = 56,7 \dots 57,1$ мин корабль уходит за атмосферу планеты, и ток СБ сокращается с 15 А до нуля. Показания температурных датчиков при этом уменьшаются примерно на 5 °С, падение напряжения на ЗРУ меняет знак (ББ переходят в режим разряда), напряжение на шине питания опускается примерно до 31 В, а ток нагрузки уменьшается с 9,0 до 8,5 А. После захода корабля в тень Земли температура СБ начинает снижаться по кривым, похожим на экспоненты с отрицательным показателем.

Количественную связь температуры и тока СБ демонстрирует график на рисунке 4.19. Координаты каждой его точки – температура и сила тока, наблюдавшиеся в одинаковые моменты времени. По графику видно, что в наиболее существенной части – при $t = 2,5 \dots 53,5$ мин – зависимость близка к полученной путем анализа ВАХ (см. рисунок 2.23). До температуры $T \approx -10$ °С ток почти постоянен, а с ее ростом начинает снижаться по кривой с плавно увеличивающимся наклоном (штриховая линия экстраполирует экспериментальные данные). Отклонения кривой от идеальной формы обусловлены:

- флуктуациями тока СБ из-за изменчивой подсветки от подстилающей поверхности Земли;
- флуктуациями температуры из-за подсветки и собственного теплового излучения Земли;
- нестабильностью напряжения на шине питания СЭП.

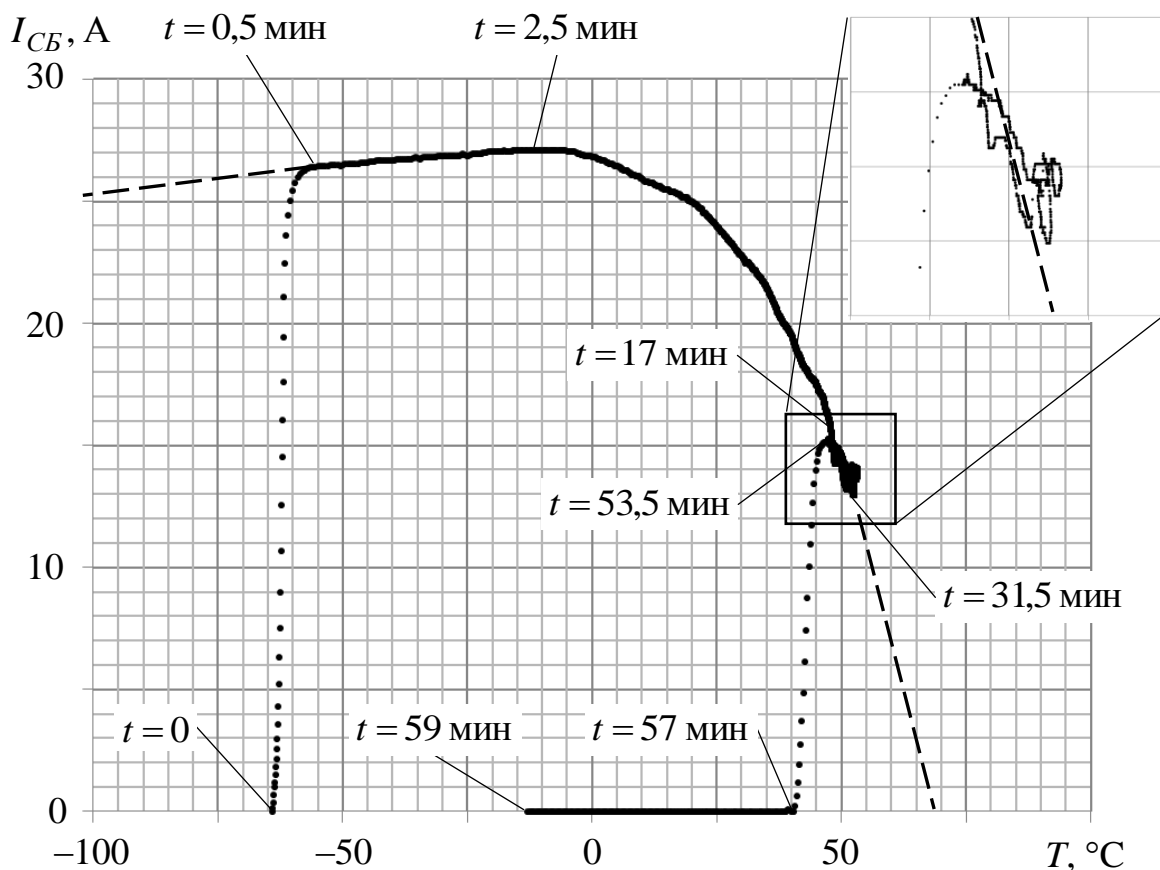


Рисунок 4.19 – Взаимное изменение температуры и тока СБ корабля «Прогресс МС-07» при выключенной секции СБ2 (данные ТМИ от 07.04.2018, виток 2721)

В интервале времени $t = 0..0,5$ мин, как было отмечено выше, потери солнечного света в земной атмосфере уменьшаются, и ток СБ вырастает от нуля почти до максимума. При $t = 0,5..2,5$ мин происходит нагрев от минус 55 до минус 10 °С, поэтому ток СБ еще немного увеличивается до тех пор, пока рабочая точка ВАХ СБ не достигнет оптимального положения. Очевидно, что максимальная мощность СБ достигается при температуре от минус 15 до минус 5 °С. С дальнейшим ростом температуры до плюс 48 °С на интервале $t = 2,5..17$ мин ток падает по кривой с увеличивающимся наклоном. Все описанное в точности соответствует зависимости тока СБ от температуры, установленной путем анализа ВАХ ФЭП (см. рисунок 2.23). При $t = 17,0..53,5$ мин точка, изображающая состояние СБ, совершает случайные движения около центра с координатами $T \approx 50$ °С, $I_{СБ} \approx 14$ А, и эти движения

происходят преимущественно вдоль экстраполирующей наклонной линии.

Таким образом, анализ ТМИ корабля «Прогресс МС» показывает, что при выключенной секции СБ2 ток СБ сильно зависит от температуры, причем эта зависимость близка к установленной путем анализа ВАХ ФЭП. Зависимость особенно заметно проявляется в СЭП, в которых нелинейность ВАХ ФЭП используется для стабилизации напряжения на шине питания. При необходимости расчета СЭП в подобном режиме верифицируемое ПО требует доработки. Однако следует заметить, что описанный режим СЭП корабля «Прогресс МС» является дежурным, используемым при избытке электроэнергии от СБ. На практике востребованы расчеты максимально возможного энергоприхода, который в СЭП корабля «Прогресс МС» достигается при включенной секции СБ2.

4.2.4 Анализ телеметрии корабля «Прогресс МС-07» при включенной секции СБ2 солнечной батареи

Если электрическая нагрузка корабля «Прогресс МС» превышает дежурный уровень, автоматика СЭП включает дополнительную секцию солнечных батарей СБ2. На рисунке 4.20 представлены графики показаний ТМ датчиков корабля «Прогресс МС-07» на освещенной части витка № 2712 (06.04.2018), когда СБ2 была включена. Рисунок 4.21 иллюстрирует взаимное изменение температуры и тока СБ.

Секция СБ2 включена

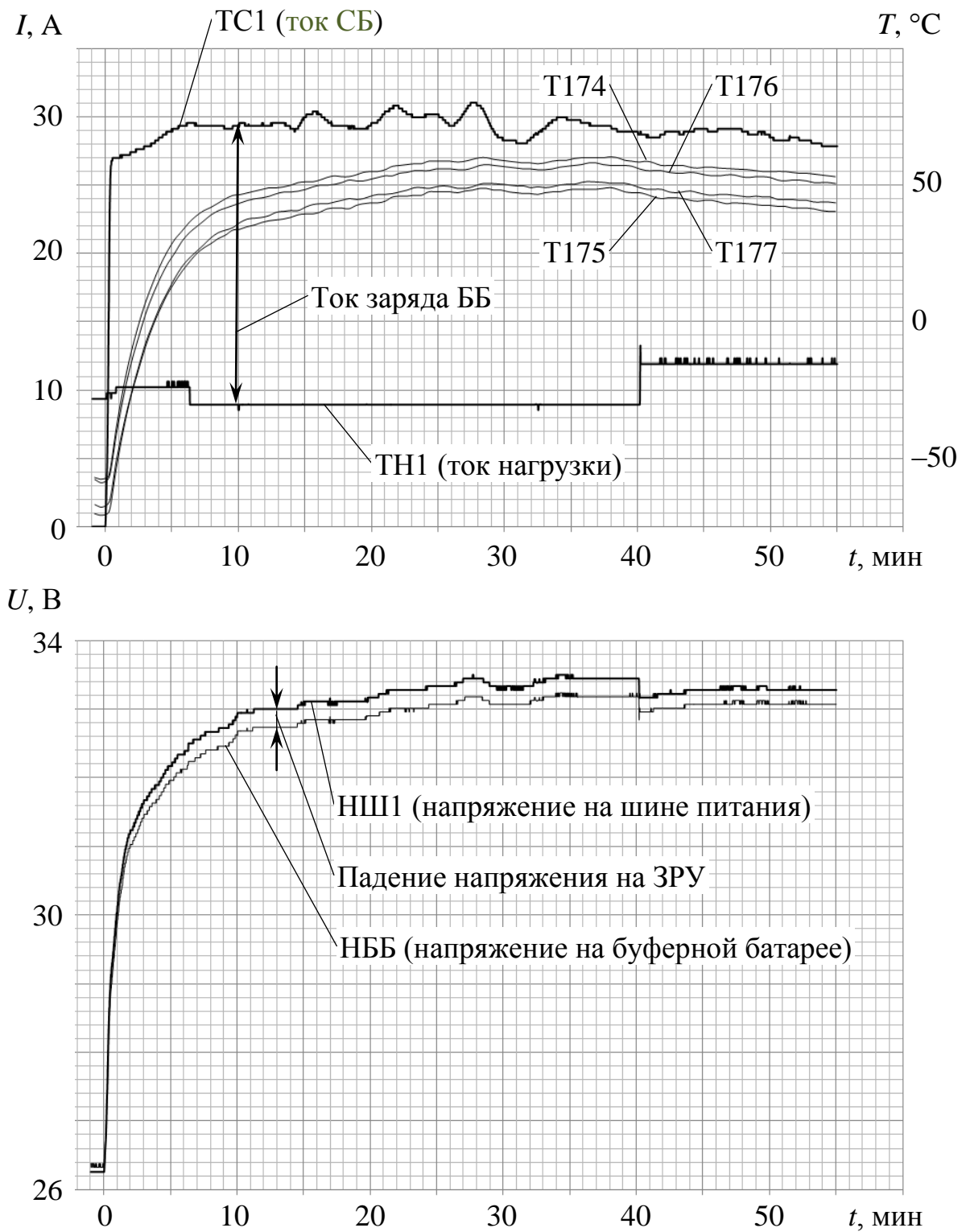


Рисунок 4.20 – Значения ТМ параметров корабля «Прогресс МС-07» при включенной секции СБ2 (данные ТМИ от 06.04.2018, виток 2712): Т174-Т177 – показания температурных датчиков СБ

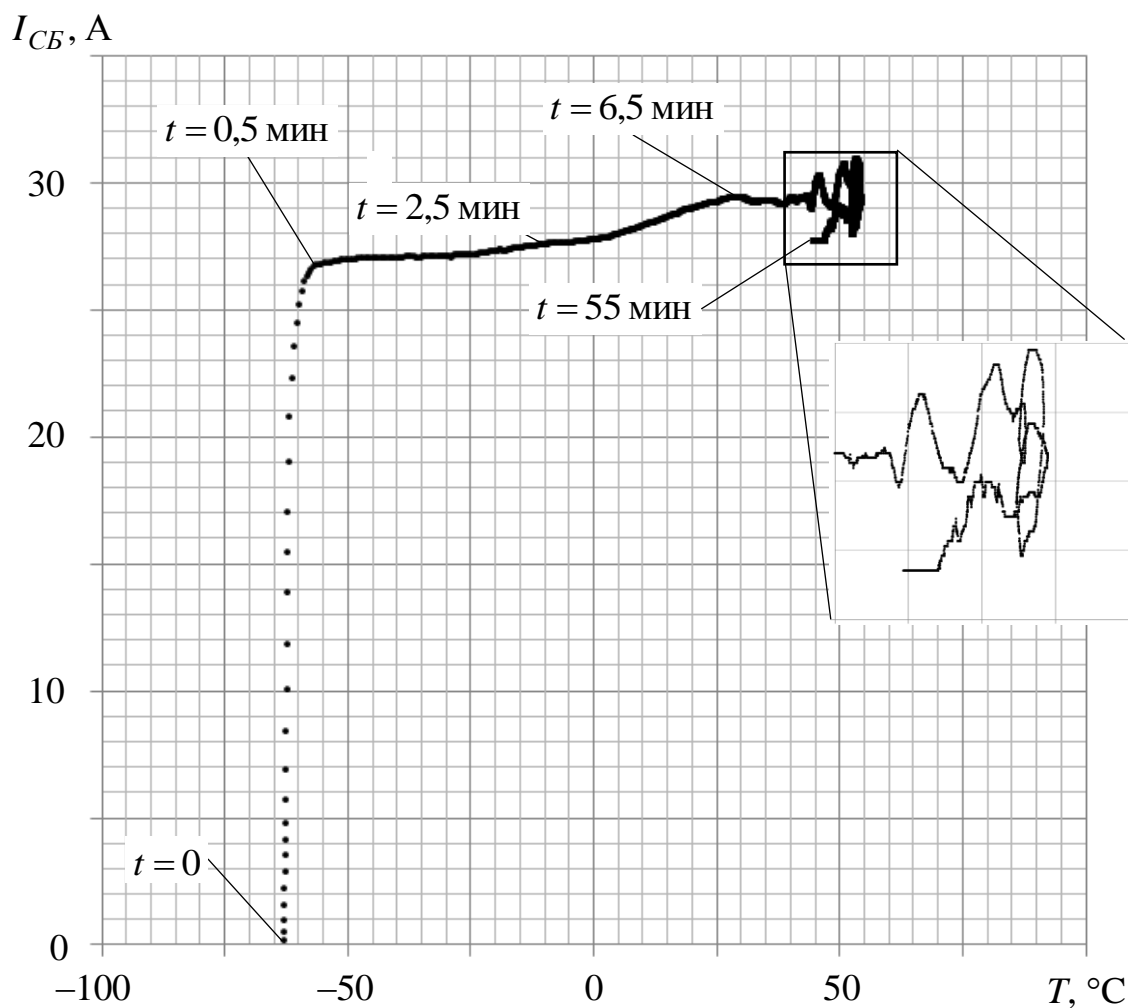


Рисунок 4.21 – Взаимное изменение температуры и тока СБ корабля «Прогресс МС-07» при включенной секции СБ2 (данные ТМИ от 06.04.2018, виток 2712)

Видно, что до $t = 2,5$ мин, когда температура СБ еще не достигла $0\text{ }^{\circ}\text{C}$, подъем тока батарей и его связь с ростом температуры идентичны случаю отключенной СБ2. Далее наблюдается расхождение: к моменту $t = 6,5$ мин, несмотря на увеличение температуры от минус 10 до плюс $30\text{ }^{\circ}\text{C}$, сила тока тоже продолжает расти и поднимается еще на 2 А. Это происходит по двум причинам. Во-первых, когда включены обе секции СБ, реализуется ВАХ с более высокими значениями оптимальных тока и напряжения, и максимум тока достигается при более высокой температуре. Таким образом, в СБ корабля «Прогресс МС» заложена возможность вырабатывать необходимый ток во всем допустимом интервале температуры. Во-вторых, увеличивается альbedo

подстилающей поверхности Земли. Действительно, с нагревом СБ примерно до 50 °С ток сначала стабилизируется на уровне 29...30 А, а затем начинает совершать случайные колебания в диапазоне 28...31 А из-за соответствующих изменений альбедо. Ближе к концу освещенного участка орбиты ($t = 35...55$ мин) и ток, и температура демонстрируют общую тенденцию к снижению, что объясняется уменьшением количества отраженного от Земли света и постепенным остыванием СБ.

Таким образом, графики на рисунках 4.20, 4.21 подтверждают, что при включенной секции СБ2 рабочая точка СБ корабля находится в той части кривой ВАХ, где ток СБ близок к максимальному – току КЗ. Действующий ток определяется преимущественно освещенностью батарей и практически не зависит от их температуры. В подобных случаях верифицируемое ПО применимо без доработок в части учета температуры.

Таким образом, анализ телеметрической информации служебного модуля РС МКС и корабля «Прогресс МС-07» подтверждает выводы о влиянии температуры на электрическую мощность СБ, сделанные путем анализа изменения ВАХ ФЭП при нагреве (раздел 2.5). Характер влияния температуры на мощность СБ зависит от принципа стабилизации напряжения на шине питания СЭС. Мощность СБ СМ, а также мощность СБ корабля «Прогресс МС-07» (в режиме работы обеих секций СБ) от температуры практически не зависят. Влияние температуры на ток СБ корабля «Прогресс МС-07» в режиме работы одной секции батарей соответствует установленному путем анализа ВАХ ФЭП.

Заключение

Разработана методика проектирования модулей орбитальных станций (комплексов) и многоразовых электроракетных межорбитальных буксиров с системой электроснабжения на основе солнечных батарей большой мощности с повышенными удельными характеристиками и ресурсом. Определены зависимости проектных параметров модулей и системы от условий эксплуатации и требований назначения. Предложены, верифицированы и применены на практике методики расчета производительности системы. Выработаны рекомендации по выбору оптимальных проектных решений.

Исследование работы солнечных батарей при частичном затенении показывает непропорциональную связь мощности и количества падающего света, обусловленную электрическими связями элементов СБ. Предложена математическая модель и методика расчета мощности СБ при частичном затенении с учетом электрической схемы СБ и характеристик ее элементов. Модель и методика положены в основу специального ПО для расчета производительности СБ КА. Корректность методики и ПО подтверждена экспериментально с использованием телеметрии служебного модуля РС МКС.

Предложена вероятностная методика расчета мощности СБ модулей при частичном затенении с учетом электрических процессов. Методика позволяет учесть непропорциональное снижение мощности, обусловленное электрическими связями ФЭП, исходя из результатов чисто геометрического расчета. При этом допустимы упрощенные представления о схеме и конструкции СБ, что особенно актуально на ранних этапах проектирования модулей.

На базе транспортного космического корабля «Прогресс МС» выполнено экспериментальное исследование влияния температуры на электрическую мощность СБ. В результате выработаны рекомендации по проектированию СЭС модулей с учетом нагрева СБ, а также определены условия применимости методик расчета без учета изменений температуры. Показано, что влияние

температуры на мощность СБ зависит от принципа согласования СБ с нагрузкой. Мощность слабо зависит от температуры СБ в СЭП модулей станции «Мир», российского сегмента МКС, транспортных кораблей «Прогресс МС» и аналогичных, где согласование обеспечивается путем стабилизации напряжения на шине питания регуляторами тока или буферными аккумуляторами. Влияние температуры значительно, в частности, при применении экстремальных регуляторов и при стабилизации напряжения солнечной батареей.

Предложена методика проектного расчета освещенности интерьера пилотируемых космических аппаратов с учетом отражения света элементами интерьера.

Предложенные методики использованы при разработке научно-энергетического модуля для РС МКС. При проектировании НЭМ определены параметры и состав системы энергоснабжения, выполнен анализ вариантов на эффективность и техническую реализуемость. Показано, что с учетом проектных ограничений возможно создание СЭС НЭМ, используя ФЭП на основе арсенида галлия. Сделан выбор аккумуляторных батарей, обеспечивающих наименьшие суммарные затраты на создание и эксплуатацию системы. С участием автора выполнен расчет производительности СЭС НЭМ с учетом затенения конструктивными элементами станции, КПД аккумуляторных батарей, КПД аппаратуры регулирования и контроля и требований теплового режима, выполнен проектный расчет освещенности интерьера НЭМ с учетом отражения света элементами интерьера.

Исследовано влияние ионизирующего излучения радиационных поясов Земли на производительность СБ электроракетного межорбитального буксира. Предложены математическая модель, методика расчета, алгоритм и ПО для расчета деградации СБ ЭМБ в РПЗ. Выполнен комплексный анализ, который показал, что применение СБ в качестве источника энергии на многоразовых околоземных ЭМБ требует специальных мер для снижения деградации. Эффективной мерой представляется защитное покрытие ФЭП, несмотря на заметную массу, которая может быть снижена, если допустить определенное

уменьшение производительности СБ в течение эксплуатации. Снизить деградацию СБ также можно, повышая тяговое ускорение ЭМБ и увеличивая наклонение плоскости движения буксира к земному экватору. Все указанные меры следует рассматривать при комплексной оптимизации параметров и состава аппарата. Предложены эмпирические формулы для расчета деградации СБ, применимые при проектировании ЭМБ.

Результаты исследования могут представлять интерес для разработчиков орбитальных станций, многоразовых электроракетных межорбитальных буксиров и других космических аппаратов и комплексов с солнечными батареями большой мощности.

Список сокращений

| | |
|--------|--|
| АБ | – аккумуляторная батарея; |
| АРК | – аппаратура регулирования и контроля; |
| АС МКС | – американский сегмент Международной космической станции; |
| ББ | – базовый блок (как модуль ОК «Мир»), буферная аккумуляторная батарея (как часть корабля «Прогресс МС»); |
| БИТ | – бесшунтовый измеритель тока; |
| БСК | – блок силовых коммутаторов; |
| БСШ | – блок сборных шин; |
| БУПТ | – блок управления преобразователем тока; |
| БФ | – блок фильтров; |
| ВАХ | – вольт-амперная характеристика; |
| ВВХ | – вольт-ваттная характеристика; |
| ГТ | – генератор тока; |
| ДФОС | – двунаправленная функция отражающих свойств; |
| ЕРПЗ | – естественные радиационные пояса Земли; |
| ЗРУ | – зарядно-разрядное устройство; |
| ИТ | – интегратор тока; |
| КА | – космический аппарат; |
| КГЧ | – космическая головная часть; |

| | |
|--------|---|
| КЗ | – короткое замыкание; |
| КПД | – коэффициент полезного действия; |
| КРЛ | – командная радиолиния; |
| ЛИАБ | – литий-ионная аккумуляторная батарея; |
| МКС | – Международная космическая станция; |
| МИМ1 | – малый исследовательский модуль № 1; |
| МИМ2 | – малый исследовательский модуль № 2; |
| МЛМ | – многоцелевой лабораторный модуль; |
| ММ | – максимальная мощность; |
| НВАБ | – никель-водородная аккумуляторная батарея; |
| НПО | – научно-производственное объединение; |
| НЭМ | – научно-энергетический модуль; |
| НЭП | – научно-энергетическая платформа; |
| ОС | – орбитальная станция; |
| ОК | – орбитальный комплекс; |
| ПАО | – публичное акционерное общество; |
| ПКК | – пилотируемый космический комплекс; |
| ПЛИС | – программируемая логическая интегральная схема; |
| ПО | – программное обеспечение; |
| ПТАБ | – преобразователь тока аккумуляторной батареи; |
| РКК | – ракетно-космическая корпорация; |
| РПЗ | – радиационные пояса Земли; |
| РС МКС | – российский сегмент Международной космической станции; |
| РТ | – регулятор тока; |
| СБ | – солнечная батарея; |
| СМ | – служебный модуль; |
| СОСБ | – система ориентации солнечных батарей; |
| СОТР | – средства обеспечения теплового режима; |
| СЭП | – система электропитания; |
| СЭС | – система электроснабжения (система энергоснабжения как составная часть НЭМ); |
| ТМ | – телеметрический; |

| | |
|------|---|
| ТМИ | – телеметрическая информация; |
| ТЭО | – технико-экономическая оценка; |
| УМ | – узловой модуль; |
| ФГБ | – функционально-грузовой блок; |
| ФЭП | – фотоэлектрический преобразователь; |
| ХХ | – холостой ход; |
| ШИМ | – широтно-импульсная модуляция; |
| ЭДС | – электродвижущая сила; |
| ЭМБ | – электроракетный межорбитальный буксир; |
| ЭРДУ | – электроракетная двигательная установка; |
| ARCU | – American to Russian Converter Units (преобразователь напряжения от АС МКС к РС МКС); |
| BCDU | – Battery Charge/Discharge Unit (зарядно-разрядное устройство, ЗРУ); |
| EPS | – Electric Power System (система электроснабжения АС МКС); |
| ESS | – Energy Storage Subsystem (подсистема хранения энергии); |
| ORU | – Orbital Replacement Unit (орбитальный заменяемый блок АБ); |
| PLC | – Programmable Logic Controller (программируемая логическая интегральная схема, ПЛИС); |
| PVM | – Photovoltaic Module (фотовольтаический модуль); |
| RACU | – Russian to American Converter Unit (преобразователь напряжения от РС МКС к АС МКС). |

Список литературы

1. Актуальные вопросы планетных экспедиций: материалы научно-технической конференции. Москва, 3-5 сентября 2006 г. / Под общей редакцией академика РАН А.С. Коротева. – М.: ФГУП «Центр Келдыша», 2006 г. – 210 с.
2. Андреев В.М., Грилихес В.А., Румянцев В.Д. Фотоэлектрическое преобразование концентрированного солнечного излучения. – Л.: наука, 1989. – 310 с.
3. Афанасьев И. «Рассвет» для МКС // Новости космонавтики. 2010. № 8 (331), с. 14-15.
4. Бидеев А.Г., Семин А.Ю., Кузнецов А.В., Ахмедов М.Р. Проектирование системы энергоснабжения научно-энергетического модуля для российского сегмента Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2015. № 2. С. 64-74.
5. Брюханов Н.А., Легостаев В.П., Лобыкин А.А., Лопота В.А., Сизенцев Г.А. Синявский В.В., Сотников Б.И., Филиппов И.М., Шевченко В.В. Использование ресурсов Луны для исследования и освоения Солнечной системы в XXI веке. // Космическая техника и технологии. 2014. № 1. С. 3-14.
6. Васильев Ю.Б. Радиационная деградация солнечных батарей при работе в космосе. // авиационно-космическая техника и технология. 2007. № 7. С. 116-119.
7. Вершинина Б.В. Автоматизированная система электроснабжения космической станции. – Центр научно-технической информации «Поиск», ГОНТИ-4, 1990. – 81 с.
8. ГОСТ 25645.121-85 Проникновение космических лучей в магнитосферу Земли. Граница проникновения протонов.
9. ГОСТ 25645.138-86 РПЗ. Модель пространственно-энергетического распределения плотности потока протонов.
10. ГОСТ 25645.139-86 РПЗ. Модель пространственно-энергетического

распределения плотности потока электронов.

11. ГОСТ 25645.146-89 Модель глобального распределения концентрации, температуры и эффективной частоты соударений электронов.

12. ГОСТ 25645.155-91 Излучение в геомагнитном поле. Модель потоков протонов и электронов низких энергий.

13. ГОСТ Р 25645.159-94 Потоки электронов спорадические в околоземном пространстве. Модель простран.-времен. и энергетического распределения.

14. ГОСТ Р 50804-95 Среда обитания космонавта в пилотируемом космическом корабле. Общие медико-технические требования. – М., Госстандарт России, ИПК Издательство стандартов, 1995. – 121 с.

15. ГОСТ ИСО 8995-2002 Принципы зрительной эргономики. Освещение рабочих систем внутри помещений. – Минск, Межгосударственный совет по стандартизации, метрологии и сертификации. ИПК Издательство стандартов, 2003. – 31 с.

16. Гурский Д.А., Турбина Е.С. Вычисления в MathCad 12. – СПб.: Питер, 2006. – 544 с.: ил.

17. Долговременные многоцелевые орбитальные станции (обзор по материалам иностранной печати) / Под общей редакцией к.т.н. Е.А. Штаркова. – ГОНТИ-4, 1972 г. – 532 с. с илл.

18. Захаров Ю.А. Проектирование межорбитальных космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1984. – 176 с., ил.

19. Зернов А.С., Николаев В.Д. Опыт Эксплуатации солнечных батарей служебного модуля Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2016. № 1. С. 21-38.

20. Итоговый научно-технический отчет по орбитальному комплексу «Мир». Том 4. Системы электропитания ОК «Мир». РКК «Энергия» имени С.П. Королева, 2004.

21. Колтун М.М. Солнечные элементы. – М., Наука, 1987. – 190 с. с илл.

22. Концепция российской пилотируемой космонавтики, утверждена руководителем Федерального космического агентства (Роскосмос) 6 мая 2015 г. – 12 с.

23. Косенко А.Б., Синявский В.В. Технико-экономическая эффективность использования многоразового межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 72-84.

24. Космическая техника. Гэтланд К. и др. / Перевод с английского. – М.: Мир, 1986 г. – 295 с., илл.

25. Космические аппараты / Под общей редакцией К.П. Феоктистова. – М.: Воениздат, 1983 г. – 319 с. с илл. – (ракетно-космический комплекс).

26. Кувшинова Е.Ю. Методика определения оптимальной траектории перелета с малой тягой между околоземной и окололунной орбитами. Электронный журнал «Труды МАИ», выпуск № 68, 2013.

27. Кузнецов В.Д. Космическая погода и риски космической деятельности. // Космическая техника и технологии. № 3 (6)/2014, с. 3-13.

28. Лахтин Л.М. Свободное движение в поле земного сфероида. – М., Физматгиз, 1963. – 120 с., ил.

29. Левантовский В.И. Механика космического полета в элементарном изложении, 3-е изд., дополненное и переработанное. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980. – 512 с.

30. Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В. Целевое использование российского сегмента МКС: значимые научные результаты и перспективы // Космическая техника и технологии. 2013. №2. С. 3-18.

31. Летин В.А. Функционирование солнечных батарей в космической среде. // Модель космоса: Научно-информационное издание: В 2 т. / Под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. – Т. 2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. – М.: КДУ, 2007. – С. 561-

594.

32. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы. Научные редакторы Легостаев В.П., Лопота В.А. М.: РКК «Энергия». 2011. 550 с.

33. Макаров Е.Г. Mathcad: учебный курс. – СПб.: Питер, 2009. – 384 с.: ил.

34. Мансуров В.С., Московин С.А., Попов С.А., Щербинин В.П. Тенденции развития бортовых систем энергоснабжения для обеспечения планетных экспедиций // Актуальные вопросы планетных экспедиций. Материалы научно-технической конференции (Москва, 3-5 октября 2006 г.) – М., ФГУП «Центр Келдыша», 2006. С. 188-190.

35. Материаловедение и проблемы энергетики: Пер. с англ./Под ред. Г. Либовица, М. Уиттингема. – М., Мир, 1982. – 575 с., илл.

36. Матренин В.И., Овчинников А.Т., Поспелов Б.С., Соколов Б.А., Стихин А.С. От энергетики корабля «Буран» к энергетике космических кораблей и станций // Космическая техника и технологии. 2013. №3. С. 57-65.

37. Микрин Е.А., Перспективы развития отечественной пилотируемой космонавтики // Космическая техника и технологии. 2017. № 1. С. 5-11.

38. Мировая пилотируемая космонавтика. История. Техника. Люди / И.Б. Афанасьев, Ю.М. Батурина, А.Г. Белозерский и др. Под ред. Ю.М. Батурина. – М.: «РТСофт», 2005. – 752 с.: ил.

39. Мохов В. Грузы для станции // Новости космонавтики. 2010. № 7 (330), с. 6-13.

40. Основные положения государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утвержденные Президентом Российской Федерации 19 апреля 2013 г., № Пр-906.

41. Основы теории полета космических аппаратов. Под ред. д-ра физ.-мат. наук Г.С. Нариманова и д-ра техн. наук М.К. Тихонравова. М.: «Машиностроение», 1972, стр. 608 (Серия «Основы теории полета и

проектирования космических аппаратов»).

42. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 2003 г. – 272 с., илл.

43. ОСТ 134-1044-2007 Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы расчета радиационных условий на борту космических аппаратов и установления требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения. Утвержден и зарегистрирован в ЦКБС ФГУП ЦНИИмаш, 2007. – 182 с.

44. Островский В.Г., Синявский В.В., Сухов Ю.И. Межорбитальный электроракетный буксир «Геркулес» на основе термоэмиссионной ядерно-энергетической установки // «Космонавтика и ракетостроение». 2016. № 2 (87). С. 68-74.

45. Охорзин В.А. Прикладная математика в системе MATHCAD: учебное пособие. 2-е изд. испр. и доп. – СПб.: Издательство «Лань», 2008. – 352 с.: ил.

46. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета: Учеб. пособие. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990. – 448 с.

47. Пилотируемая экспедиция на Марс. / Под ред. А.С. Коротева. – М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006.

48. Пособие к МГСН 2.06-99 «Расчет и проектирование искусственного освещения помещений общественных зданий» (утв. указанием Москомархитектуры от 28 октября 1999 г. N 43) – М., Госстрой России, ГУП ЦПП, 2003. – 58 с.

49. Прохоров Ю.В., Розанов Ю.А. Теория вероятностей. Основные понятия, предельные теоремы, случайные процессы. – М., Наука, 1973. – 496 с.

50. Радиационные условия в космическом пространстве: Учебное пособие. Под ред. М.И. Панасюка. – М.: Библион – Русская книга, 2006. – 132 с.

51. Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей: пер. с англ. – М., Энергоатомиздат, 1983. – 360 с.

52. Рулев Д.Н., Спирин А.И., Черемисин М.В., Сармин Э.Э. Анализ учета уходящего от Земли излучения при моделировании энергобаланса российского сегмента МКС // Труды I Научных чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» г. Калуга, 2015 г., с. 219-228.

53. Рулев Д.Н., Черемисин М.В., Сармин Э.Э., Рулев Н.Д. Отработка методов учета уходящего от Земли излучения при моделировании прихода электроэнергии на российском сегменте МКС в эксперименте «Альбедо» // Труды II Научных чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» г. Калуга, 2016 г., с. 132-138.

54. Сазонов В.В. Алгоритм определения освещенности солнечных батарей Российского сегмента Международной космической станции // Известия МГТУ «МАМИ». – 2014. – Т. 3, № 2(20). – С. 65-70.

55. Салмин В.В., Петрухина К.В., Кветкин А.А. Моделирование перелетов с малой тягой с высокоэллиптической на геостационарную орбиту. // Сборник материалов V Всероссийской научно-технической конференции с международным участием «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» («V Козловские чтения») 11-15 сентября 2017 г., Самара. Том 2. С. 88-98.

56. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1982. – 352 с.

57. СНиП 23-05-95 Строительные нормы и правила Российской Федерации. Естественное и искусственное освещение. – М., Госстрой России, ГУП ЦПП, 2003. – 58 с.

58. Справочная книга для проектирования освещения / Г.М. Кнорринг, И.М. Фадин, В.Н. Сидоров – 2-е изд., перераб. и доп. – СПб.: Энергоатомиздат. Санкт-Петербургское отделение, 1992. – 448 с.: ил.

59. Справочная книга по светотехнике / Под. ред. Ю.Б. Айзенберга. – 3-е изд., перераб. и доп. М. Знак, 2006. – 972 с.: ил.

60. Стажков В.М., Брюханов Н.А., Беляев М.Ю., Рулев Д.Н., Мельник И.В. Использование математического моделирования при оценке энергобаланса

на российском сегменте МКС // Сборник статей под редакцией Н.А. Брюханова, М.Ю. Беляева. Ракетно-космическая техника. Серия XII. выпуск 1, РКК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев, 2008г., с.65-74.

61. Старченко А.Е. Оптимизация траектории выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с целью снижения уровня радиационной деградации солнечных батарей. // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2017. № 3. С. 128-145.

62. Стратегия российской пилотируемой космонавтики на период до 2035 года, утверждена руководителем Федерального космического агентства (Роскосмос) 6 мая 2015 г. – 24 с.

63. Тверской Б.А. Основы теоретической космофизики. Избранные труды / Сост. М.Ф. Бахарева, А.В. Гетлинг, Э.Н. Сосновец, Л.В. Тверская. – М.: Едиториал УРСС, 2004. – 376 с., ил.

64. Хамиц И.И., Филиппов И.М., Бурылов Л.С., Тененбаум С.М., Перфильев А.В., Гусак Д.И. Концепция космической транспортно-энергетической системы на основе солнечного межорбитального электроракетного буксира. // Космическая техника и технологии. 2017. № 1. С. 32-40.

65. Хемминг Р.В. Цифровые фильтры: пер. с англ. – М., Советское радио, 1980.

66. Anspaugh B.E. GaAs Solar Cell Radiation Handbook. – NASA, Jet Propulsion Lab. of California Institute of Technology, Pasadena, California, 1996. – 328 p.

67. Javanainen A. “Particle radiation in microelectronics. Academic Dissertation for the Degree of Doctor of Philosophy”. Department of Physics University of Jyväskylä Research Report No. 5/2012.

68. Shin-ichiro Sato, Kevin Beernink, Takeshi Ohshima “Energy loss process analysis for radiation degradation and immediate recovery of amorphous silicon alloy solar cells”. Japanese Journal of Applied Physics 54, 061401 (2015). <http://dx.doi.org/10.7567/JJAP.54.061401>

Список публикаций

1. Ахмедов М.Р., Бидеев А.Г., Макарова Е.Ю., Сазонов В.В., Хамиц И.И. Сравнительный анализ расчетной и экспериментальной производительности солнечных батарей орбитального космического аппарата на примере служебного модуля российского сегмента МКС // Космическая техника и технологии. 2018. № 3. С. 89-101.

2. Ахмедов М.Р. Методика вероятностного расчета мощности солнечных батарей космического аппарата при частичном освещении // Известия РАН. Энергетика. 2018. № 5.

3. Ахмедов М.Р. Анализ деградации фотоэлектрических преобразователей солнечного электроракетного межорбитального буксира от ионизирующего излучения радиационных поясов Земли // Известия РАН. Энергетика. 2018. № 2. С. 109-123.

4. Ахмедов М.Р. Методика проектного расчета освещенности интерьера модулей пилотируемых космических комплексов // Известия РАН. Энергетика. 2016. № 5. С. 120-131.

5. Бидеев А.Г., Семин А.Ю., Кузнецов А.В., Ахмедов М.Р. Проектирование системы энергоснабжения научно-энергетического модуля для российского сегмента Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2015. № 2. С. 64-74.

6. Ахмедов М.Р., Бидеев А.Г., Сазонов В.В., Хамиц И.И. Экспериментальное исследование влияния температуры на производительность солнечных батарей с использованием телеметрии космического корабля «Прогресс МС» // Космическая техника и технологии. 2018. № 4. С. 62-69.

7. Ахмедов М.Р. Расчет деградации фотоэлектрических преобразователей солнечного электроракетного межорбитального буксира от ионизирующего излучения радиационных поясов Земли // XLI академические чтения по космонавтике 24-27 января 2017 г. Сборник тезисов. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. С. 72-73.

8. Ахмедов М.Р. Оптимизация проектных параметров систем энергоснабжения орбитальных станций на примере СЭС НЭМ // Сборник материалов конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники. V Козловские чтения», г. Самара, 2017. Том 1. С. 544-545.

Благодарности

Выражаю глубокую благодарность моему научному руководителю – научному консультанту РКК «Энергия» доктору технических наук профессору Виктору Васильевичу Синявскому за внимательное руководство.

Особую благодарность выражаю моему научному консультанту и начальнику – начальнику отделения РКК «Энергия» кандидату технических наук Алексею Геннадьевичу Бидееву за неоценимую помощь и поддержку при подготовке диссертации.

Огромная благодарность руководителю научно-технического центра РКК «Энергия» Игорю Игоревичу Хамицу за целеуказания, всемерную поддержку и высокую оценку работы.

Благодарю исполняющего обязанности декана факультета космических исследований МГУ имени М.В. Ломоносова Василия Викторовича Сазонова за плодотворное сотрудничество и реализацию научных замыслов.

Благодарю всех моих коллег по отделу за помощь и моральную поддержку при выполнении работы.

Благодарю заведующую аспирантурой РКК «Энергия» Елену Владимировну Потрываеву и методиста аспирантуры РКК «Энергия» Светлану Николаевну Миронычеву за исключительную заботу о будущих ученых и любовь к своему делу.

Благодарю ученого секретаря РКК «Энергия» кандидата физико-математических наук Ольгу Николаевну Хатунцеву за полезные лекции и помощь при подготовке к защите диссертации.

За искреннее внимание и неоценимую помощь благодарю редактора

журнала «Космическая техника и технологии» Ольгу Альбертовну Черных, редактора журнала Анастасию Альбертовну Лосикову, дизайнера Татьяну Владимировну Кузнецову.

За глубокий интерес, поддержку и пример бесконечного увлечения своей профессией благодарю заведующего кафедрой электроракетных двигателей, энергетических и энергофизических установок МАИ доктора технических наук профессора Игоря Петровича Назаренко, всех сотрудников кафедры, секретаря и организатора семинаров по электроракетному движению инженера МАИ Андрея Николаевича Тимофеева, всех участников семинара, ведущего научного сотрудника МАИ доктора технических наук Андрея Борисовича Надирадзе, заведующего кафедрой факультета космических исследований МГУ имени М.В. Ломоносова Сергея Владимировича Соловьева.

Благодарю всех, чей труд нашел отражение в этой работе, каждого, кто оказал помощь при ее выполнении.

Спасибо всем моим родным и близким за незаменимую поддержку и веру в успех.