

Документ подписан простой электронной подписью
Информация о владельце:
ФИО: Локтионова Оксана Геннадьевна
Должность: проректор по учебной работе
Дата подписания: 18.08.2024 04:04:51
Уникальный программный ключ:
0b817ca911e6668abb13a5d426d39e5f1c11eabbf73e943df4a4851fda56d089

МИНОБРАЗОВАНИЯ РОССИИ

Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования
«Юго-Западный государственный университет»
(ЮЗГУ)

Кафедра космического приборостроения и систем связи

УТВЕРЖДАЮ

Проректор по учебной работе
О.Г. Локтионова
2020 г.



ОСНОВЫ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Методические указания для практических занятий

Курск - 2020

УДК 681.5

Составитель Е. О. Брежнева

Рецензент

Доктор технических наук, профессор кафедры вычислительной техники *И.Е. Чернецкая*

Основы конструкций космических аппаратов:
методические указания к практическим занятиям / Юго-Зап. гос.
ун-т; сост. Е.О. Брежнева. Курск, 2020. - 36 с.: Ил. 13. Табл. 1.
Библиограф.: с.36

Излагаются краткие теоретические сведения об основах проектирования и расчета проектных характеристик космических аппаратов. Приведены контрольные вопросы и задания.

Методические указания соответствуют требованиям программы, утвержденной учебно-методическим объединением по специальностям автоматике и электроники (УМО АЭ).

Предназначены для бакалавров направления подготовки 11.03.03 «Конструирование и технология электронных средств».

Текст печатается в авторской редакции

Подписано в печать 09.09.2020. Формат 60×84 1/16.

Усл. печ. л. 2,09. Уч.- изд. л. 1,89. Тираж 30 экз. Заказ 250. Бесплатно.

Юго-Западный государственный университет.
305040, г. Курск, ул. 50 лет Октября, 94

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	4
1. Основные теоретические положения.....	5
2. Оценка массы рабочего тела для реактивного двигателя разгонного блока.....	13
3. Оценочные расчеты массогабаритных проектных характеристик телескопического комплекса космического аппарата по статистическим моделям.....	17
4. Оценочные расчеты площади солнечных батарей и емкости аккумуляторных батарей солнечной энергоустановки космического аппарата.....	22
5. Расчет площади радиационного теплообменника космического аппарата.....	31
Список рекомендуемой литературы.....	35
Список использованных источников.....	36

ВВЕДЕНИЕ

Процесс проектирования КА является сложным творческим процессом, который осуществляет коллектив инженерно-технических работников. С одной стороны, формальным результатом проектной работы является проектная документация с описанием разрабатываемого проекта по существующим стандартам содержания подобных документов. С другой стороны, процесс проектирования сопровождается большим количеством расчетов различных проектных характеристик будущего КА. Указанные расчеты осуществляются по разнообразным моделям (моделям движения, геометрическим моделям, прочностным моделям, химическим моделям и др.). В методических указаниях рассмотрим некоторые частные примеры расчета проектных характеристик КА по упрощенным математическим моделям с целью первоначального знакомства с задачами проектирования.

1. ОСНОВНЫЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

В основе процесса проектирования лежат не только наука, инженерные знания и опыт, но и творчество. основополагающим методом в проектировании является системный подход.

Чтобы понять суть процесса проектирования космических аппаратов, следует разбить его на отдельные этапы.

1. Этап планирования. Длительность этапа составляет от 8 месяцев до года. Выделяют следующие основные цели планирования:

- а) выбор концепции проектируемой системы;
- б) сбор данных, анализ осуществимости разработки;
- в) разработка технического задания и решений, обоснование возможности реализации и стоимости работ.

Именно предварительный этап играет основную роль в выборе концепции проектирования, формирует будущую стоимость полета. Итогом является разработка технического задания, оценка технической осуществимости программы и ее одобрение, подписание договора. На рисунке 1 представлен процесс проектирования системы, включающий последовательность операций.

На начальном этапе анализируются требования и начальный вклад заказчика, например, требования к интерфейсам, спецификации и стандарты, справочная документация.

Стадия «Технического анализа и оценки выполнимости» включает в себя анализ параметров системы, выявление основных вариантов и компромиссов, общую оценку технической достижимости, распределение бюджета.

На стадии «Анализа требований» осуществляется анализ и перевод требований в конкретные спецификации, определение технологий и соответствующих затрат, попытки ослабления наиболее сложно реализуемых требований.

2. Этап детального определения. Длительность этапа составляет от года до полутора лет. На данном этапе осуществляется детальное проектирование и определяется цель полета. Основные действия:

1. детальное определение конструкции системы и подсистем;

2. разработка требований, проектных спецификаций для подсистем;
3. планы разработки подсистем;
4. детальное проектирование подсистем и оборудования, наиболее важных частей;
5. заказ оборудования, имеющего длительный срок изготовления.

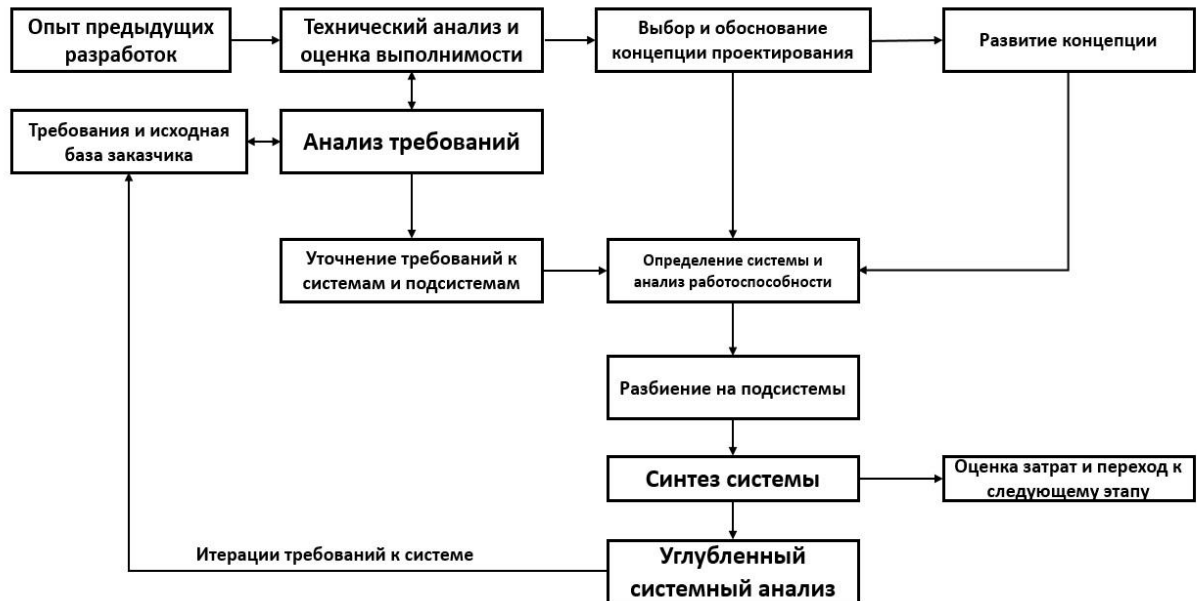


Рисунок 1 – Этапы проектирования системы

3. Этап заключительного проектирования и верификации.

Данный этап можно разбить на следующие операции:

1. завершение проектных работ;
2. подготовка конструкторской документации;
3. завершение разработки и испытаний;
4. изготовление космического аппарата;
5. приемо-сдаточные испытания.

Длительность этапа может составлять до пяти лет. На данном этапе проводится обзор готовности аппарата к полету.

4. Этап полета и анализа данных. Этот этап делится на две основные части:

1. подготовка и запуск летательного аппарата;
2. контроль, наблюдение и ремонт.

Первая часть этапа включает отправку к месту запуска, подготовку, запуск и работу на начальной орбите, наблюдение за функционированием, калибровку и проверку оборудования.

Вторая часть этапа контролируется наземным персоналом. Объем работ определяется степенью автономности спроектированной системы. Оснащенность аппарата интеллектуальной системой и средствами диагностики неисправностей и восстановления, может значительно снизить расходы по эксплуатации аппарата.

Методы системного проектирования. Можно выделить следующие функции системного проектирования:

1. формирование технических требований, анализ и оценка, их распределение;

2. анализ, направленный на урегулирование конфликтов между требованиями, и позволяющий учесть требования в процессе функционального анализа, оценить факторы риска;

3. конструкция и компоновка используются при определении архитектуры, ее функциональных, системных и программных характеристик;

4. верификация на этапах проверки и приемки, с целью установления соответствия результатов требованиям;

5. интеграция проектирования.

В процессе системного проектирования используются следующие методы:

1. выявление и анализ требований;

2. спецификация системы;

3. определение вариантов;

4. оценка полетов;

5. компромиссы;

6. оценка реализуемости;

7. сравнение затрат;

8. выбор концепции;

9. распределение бюджетов;

10. анализ результативности;

11. оптимизация системы;

12. спецификация интерфейсов;

13. определение системы;

14. расчет затрат.

На начальном этапе требования определяются на уровне общих целей и базовых интерфейсов. Последовательность операций, направленных на преобразование исходных требований

до уровня спецификаций, представлена в виде схемы на рисунке 2. В результате многочисленных итераций должны быть учтены все технические параметры систем и подсистем с учетом бюджетных данных.

Выделяют 6 основные группы параметров в соответствии с требованиями:

1. требования к полету (окна запуска, орбита, деятельность, срок жизни, автономность, надежность, наземный сегмент);

2. требования с точки зрения среды (деятельность наземного сегмента, условия запуска и выведения на орбиту, среда переходной и рабочей орбиты, структурные и тепловые исходные условия, нагрузки, защита окружающей среды, загрязнения, электромагнитная совместимость, магнитные поля постоянного тока, радиация, заряд космического аппарата, атомарный кислород, автономность);

3. требования к качеству изделия (надежность, доступность, ремонтпригодность, безопасность, запчасти, материалы, процессы, чистота, хранение, обращение, транспортировка, управление конфигурацией, программное обеспечение);

4. физические требования к полету (определение осей, ограничение конфигурации, размеры, массовые характеристики, масса, внутренний вращающий момент, возмущения, мощность, энергия);

5. требования к работоспособности (поддержание орбиты, точность рабочих диапазонов, точность временных характеристик, время нацеливания, точность измерений, стабильность, диапазон нацеливания, коэффициент отклонения, скорость передачи данных, мощности по хранению данных, обработка данных на борту, пределы бюджета линии связи, телеметрия, команды, прочность/жесткость, тепловой контроль, надежность);

6. требования программы AIV (график, философия модели, философия испытаний, требования к GSE, использования помещений).

Процессы сборки, интеграции и верификации (AIV) — инженерная дисциплина, позволяющую с большой долей вероятности и доверия убедиться, что оборудование выполнит свою миссию. Процесс AIV включает сборку множества

компонентов, элементов и подсистем, после чего производится интеграция, а затем и испытания.

Концептуальное проектирование полета начинается с выбора варианта орбиты, типа двигательной установки и ракета-носителя, определения концепции поддержания ориентации и режима обработки данных, а также общей конфигурации аппарата.

Перевод требований в спецификации



Рисунок 2 – Расширение и перевод исходных требований в спецификации

Подходы к проектированию космических систем.

Существует три основных подхода к проектированию: последовательное, централизованное, параллельное проектирование. На рисунке 3 представлены основные подходы к проектированию.

Последовательное проектирование относится к классическому методу. Объем работ распределен на последовательные временные этапы. Недостатком считается отсутствие связей между специалистами на этапах, что требует в конечном итоге значительного числа итераций, а значит и временных затрат.

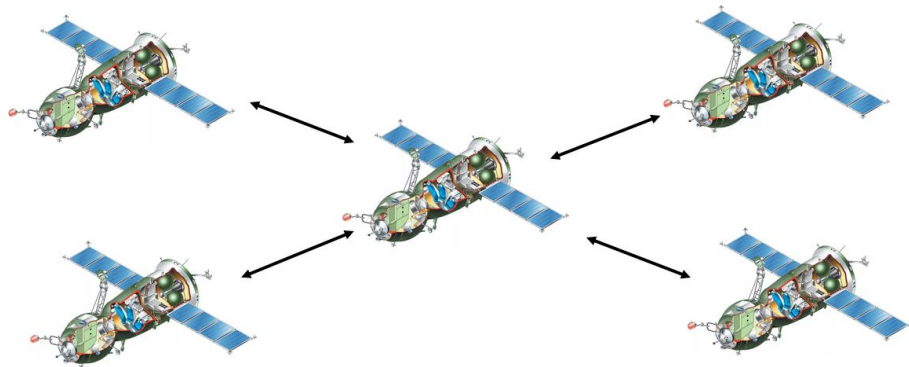
Централизованный метод – улучшенная версия последовательного проектирования. При таком подходе технические специалисты поставляют информацию и данные на уровне подсистемы основной команде, состоящей из одного или нескольких системных инженеров. Задача этой команды

заключается в анализе и проверке конструкции на уровне системы, а также в стимулировании и при необходимости развитии связей между различными группами.

Последовательное проектирование



Централизованное проектирование



Параллельное проектирование

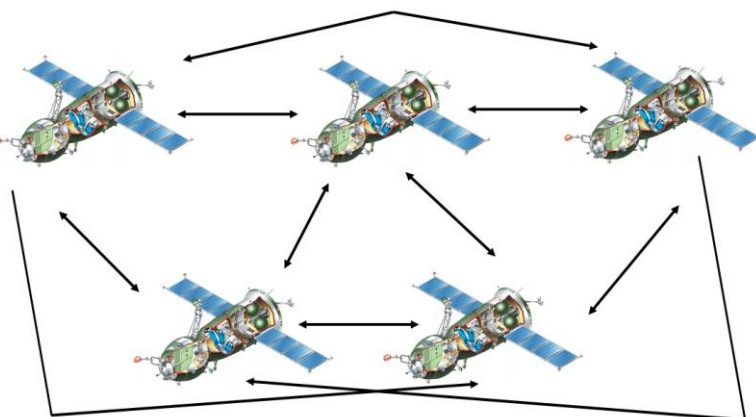


Рисунок 3 – Основные подходы к проектированию систем

Преимущества параллельного проектирования — повышение гибкости в использовании трудовых ресурсов. Применение современных информационных технологий (ИТ) позволяет решить ряд проблем, связанных с децентрализацией, и отсутствием системы информированности.

Параллельное проектирование. Параллельное проектирование (ПП) — набор методов, в которых основные этапы создания космического аппарата (проектирование, разработка, закупка и производство) осуществляются в режиме, близком к режиму реального времени. Для такого процесса характерна высокая степень интеграции инструментов между всеми дисциплинами, использование общей вычислительной техники и компьютерной среды на всех этапах жизненного цикла. Целью является снижение временных и финансовых затрат.

Быстрота согласований и окончательного сбора всего проекта достигается путем постоянных, прямых контактов и обмена данными между членами команды, работающей в режиме реального времени в общем пространстве. Однако процесс по-прежнему состоит из определенного числа итераций, где все представляют свои предложения и результаты в строгой последовательности, сводя к минимуму отклонения от намеченного пути.

В настоящее время существенная часть анализа, необходимого для предварительных этапов проектирования, выполняется в режиме реального времени на персональных компьютерах (ПК) или ноутбуках с использованием современных технологий. Учитывая, что при параллельном подходе каждый вопрос обсуждают коллективно, исключаются несовместимые подходы к проектированию различных подсистем, снижаются затраты времени и работы.

На рисунке 4 представлена концептуальная модель проектирования космических аппаратов. В основе параллельного проектирования лежат пять базовых элементов:

- процесс;
- команда многопрофильных специалистов;
- интегрированная модель проектирования;
- рабочее пространство;
- аппаратура и программное обеспечение.

Концептуальная модель проектирования космических аппаратов

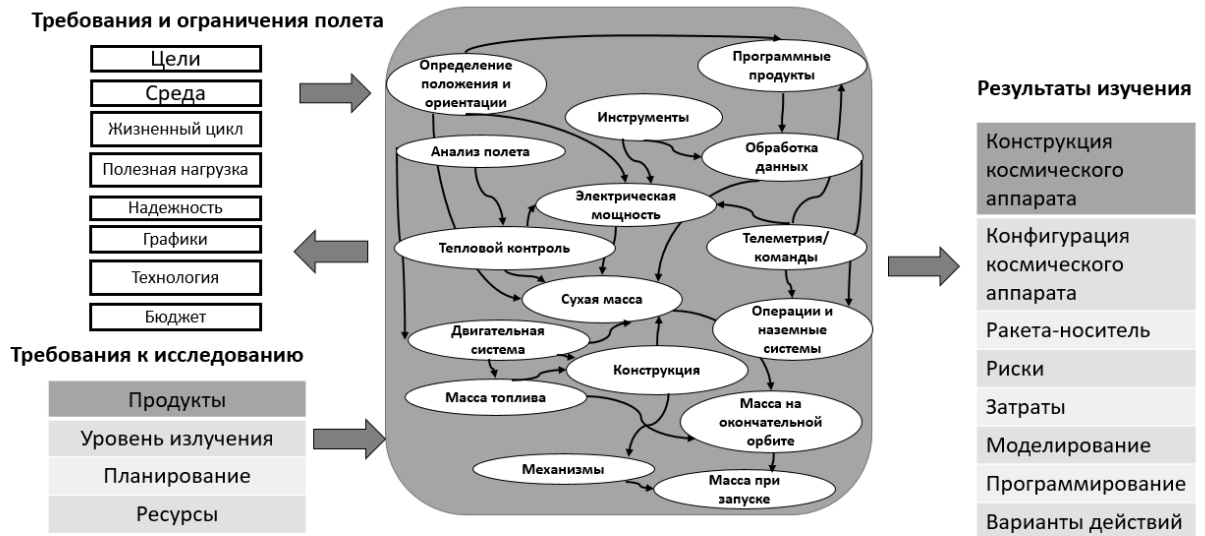


Рисунок 4 – Концептуальная модель проектирования космических аппаратов

2. ОЦЕНКА МАССЫ РАБОЧЕГО ТЕЛА ДЛЯ РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ РАЗГОННОГО БЛОКА

На ранних этапах проектирования проводятся расчеты массовых характеристик КА. Одним из частных видов расчетов является оценка массы топлива, требуемого для совершения перелетов между орбитами. Ниже рассмотрены основные теоретические положения необходимые для расчета массы топлива и общего моторного времени работы реактивного двигателя.

Суммарное приращение скорости, необходимое для перемещения с круговой орбиты с высотой $H_{кр1}$ на круговую орбиту с высотой $H_{кр2}$ может быть определено из следующих выражений:

$$\begin{aligned}\Delta V_{\Sigma} &= \Delta V_1 + \Delta V_2, \Delta V_1 = \Delta V_{\pi} + \Delta V_{кр1}, \Delta V_2 = \Delta V_{кр2} + V_{\alpha}, \\ r_{кр1} &= H_{кр1} + R_3, \\ r_{кр2} &= H_{кр2} + R_3.\end{aligned}$$

Согласно Закону Кеплера:

$$a = \frac{r_{\pi} + r_{\alpha}}{2},$$

где $r_{\pi} = 6571$ км, $r_{\alpha} = 25371$ км.

Средний радиус земли (R_3) составляет 6371 км.

Для расчета скорости на околоземных орбитах используют следующую формулу:

$$V_{кр1} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{кр1}} - \frac{1}{r_{кр1}} \right)},$$

$$V_{кр2} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{кр2}} - \frac{1}{r_{кр2}} \right)},$$

$$V_{\pi} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{\pi}} - \frac{1}{a} \right)},$$

$$V_{\alpha} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{\alpha}} - \frac{1}{a} \right)}$$

Сила, с которой притягиваются два тела в инерциальном пространстве равна:

$$F = \mu \times \frac{m_2}{r_2}$$

где μ - гравитационная постоянная притягивающего центра, равная $3,986 \times 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$.

Масса топлива рассчитывается с помощью уравнения Циолковского:

$$\Delta V_{\Sigma} = I \cdot \ln \left(\frac{m_{\text{КА}} + m_{\text{РБ}} + m_{\text{Т}}}{m_{\text{КА}} + m_{\text{РБ}}} \right)$$

или

$$e^{\frac{\Delta V_{\Sigma}}{I}} = \frac{m_{\text{КА}} + m_{\text{РБ}} + m_{\text{Т}}}{m_{\text{КА}} + m_{\text{РБ}}}$$

Для определения общего моторного времени работы реактивного двигателя используем выражение:

$$m_{\text{ТОП.РБ}} = \dot{m}_{\text{ТОП.РБ}} \cdot t_{\text{МОТ}} = \frac{F_T}{I} \cdot t_{\text{МОТ}},$$

где $\dot{m}_{\text{ТОП.РБ}}$ - секундный расход массы топлива в реактивном двигателе, F_T - сила тяги реактивного двигателя.

Задачи:

1. Пусть радиус-вектор «пери»-точки орбиты спутника 6571 км (высота перигея орбиты равна 200 км, радиус Земли 6371 км), радиус-вектор «апо»-точки орбиты спутника 42371 км (высота апогея орбиты – 36000 км), скорость спутника в перигее орбиты 10,25 км/с. Определить скорость движения спутника в апогее орбиты.

2. Определить скорость искусственного спутника земли (ИСЗ) на круговой опорной орбите высотой 200 км.

3. Имеется КА массой 750 кг, который должен функционировать на круговой орбите высотой 19000 км (рисунок 5). Ракета-носитель вывела КА и разгонный блок на опорную круговую орбиту высотой 200 км в той же плоскости. Сухая масса разгонного блока (масса конструкции) составляет 900 кг. Реактивный двигатель разгонного блока имеет силу тяги 30000 Н, удельный импульс 3070 м/с. Требуется рассчитать массу топлива для разгонного блока, требуемую для перелета с опорной орбиты на рабочую орбиту КА. Определить общее моторное время работы реактивного двигателя.

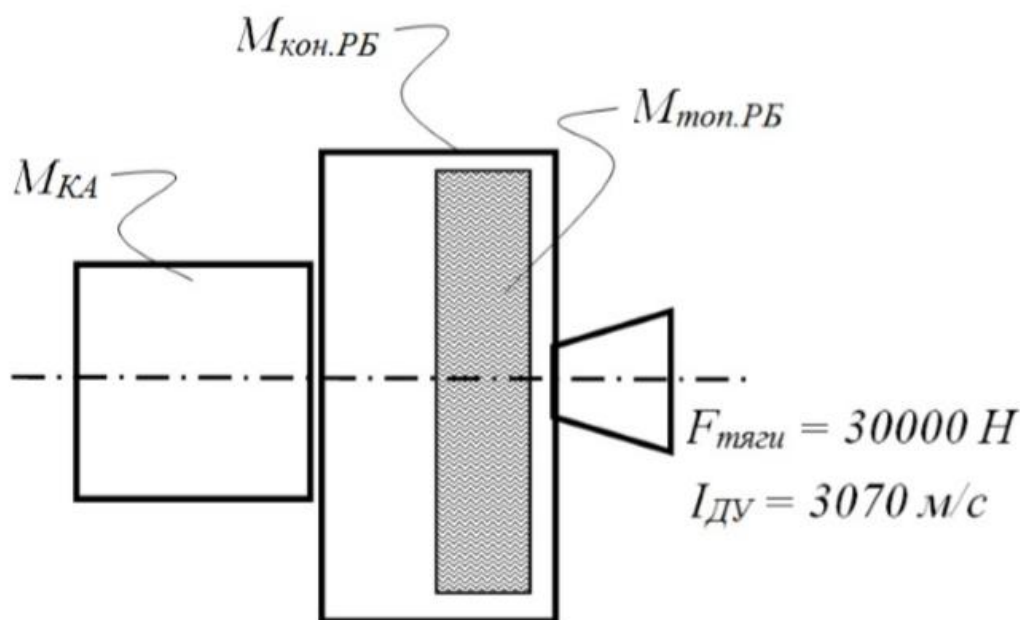


Рисунок 5 – Схема КА для расчета

4. Определить приращение скорости ΔV_2 , которая необходима для перевода ИСЗ с эллиптической орбиты на высокую круговую орбиту. Параметры орбит принять такими же, как и в примере 3.

5. Определить приращение скорости ΔV_Σ , которая необходима для перевода ИСЗ с эллиптической орбиты с параметрами $H_{\pi 1} = 200$ км, $H_{\alpha 1} = 250$ км на эллиптическую орбиту с параметрами $H_{\pi 3} = 1000$ км, $H_{\alpha 3} = 1500$ км.

6. Определить приращение скорости ΔV_i для поворота плоскости круговой орбиты ИСЗ высотой $H_{кр}$ 300 км, на угол $\Delta i = 51,6^\circ$.

7. Определить суммарное приращение скорости ΔV_Σ , требуемое для перелёта ИСЗ с опорной круговой орбиты с параметрами $H_{кр1} = 200$ км, $i_1 = 51,6^\circ$, на конечную круговую орбиту с параметрами $H_{кр2} = 36000$ км, $i_2 = 0$.

Контрольные вопросы:

1. Перечислите основные законы механики, применяемые при расчетах.
2. Что такое r_π и r_α ?
3. Почему в уравнении для расчета скорости на околоземных орбитах большая полуось орбиты может быть равна $r_{кр}$?
4. Сформулируйте первый закон Кеплера.
5. Сформулируйте второй закон Кеплера.
6. Сформулируйте третий закон Кеплера.
7. Что позволяет рассчитать уравнение Циолковского?
8. Чему равен средний радиус Земли?

3. ОЦЕНОЧНЫЕ РАСЧЁТЫ МАССОГАБАРИТНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Ниже описан еще один вид расчета массовых и геометрических характеристик целевой аппаратуры КА по статистическим моделям на ранних этапах проектирования [1].

Оптико-электронные телескопические комплексы. Оптико-электронные телескопические комплексы являются оборудованием, способным регистрировать электромагнитные волны в инфракрасном, оптическом, ультрафиолетовом, рентгеновском спектре (испускаемые или отраженные от ОН) и формировать электронно-цифровую информацию для последующего составления изображения наблюдаемого объекта.

Оптико-электронный телескопический комплекс включает в свой состав два основных компонента: оптический телескопический комплекс; комплекс оптико-электронных преобразователей.

Оптический телескопический комплекс. Предназначен для сбора потока оптических электромагнитных волн из окружающего пространства с последующей их концентрацией в узкий «пучок» и направлением на регистрирующие органы (к примеру, человеческий глаз). Концентрация оптического потока электромагнитных волн осуществляется с помощью различных оптических элементов (линз, зеркал, оптических призм и т.п.). В космонавтике широкое применение нашли зеркальные и зеркально-линзовые телескопические оптические системы (рефлекторы), ввиду меньших габаритных размеров по сравнению с линзовыми оптическими системами (рефракторами).

При выборе оптического телескопического комплекса для размещения на борту КА анализируются такие характеристики как: фокусное расстояние телескопа; диаметр телескопа или главного зеркала; длина телескопа; масса телескопа; энергопотребление телескопа; допустимые температуры функционирования и др.

Оптико-электронные преобразователи. Предназначены для преобразования проекции ОН в фокальной плоскости в электронно-цифровые сигналы, а затем в цифровую информацию. В основу функционирования прибора заложены свойства

фотоэлектрических (световых) полупроводниковых элементов под действием света пропускать через себя электрический ток (электрический ток протекает через диод – логическая единица, нет электрического тока через диод – логический ноль). На современных КА используются два вида устройств преобразования оптических сигналов в электронно-цифровые: приборы с зарядовой связью работающие по принципу сканера (ПЗС-линейки); приборы с зарядовой связью работающие по принципу матрицы (ПЗС-матрицы).

При выборе характеристик ПЗС-линеек (матриц) учитывают такие как: размеры одного элемента (определяют детальность изображения), количество световых диодов в приборе (определяет размеры изображения) и др.

В расчетах используются следующие базовые коэффициенты, получаемые на основе обработки статистических данных по ранее созданным аналогичным КА [2]:

$k_{\text{ПР}}$ – коэффициент превышения диаметра оптической линзы (зеркала) над шириной ПЗС-линейки (этот коэффициент для современных лучших оптических систем по статистике находится в пределах от трех до четырех единиц, и выбирается исходя из условий минимизации искажений);

$k_{\text{ТК}}$ – коэффициент превышения диаметра корпуса телескопического комплекса над диаметром оптического элемента (линзы или зеркала), по статистическим данным - 1,1..2,1.

k_f – коэффициент превышения фокусного расстояния телескопического комплекса над его длиной (для современных лучших оптических систем - 3..4);

$M_{\text{ТК}}^{\text{уд}}$ – удельная масса телескопического комплекса, которая по данным статистики принимается 130..180 кг/м³.

Фокусное расстояние оптической аппаратуры рассчитывается, используя математическое выражение

$$f \geq \frac{L_{\text{ПЗС}}}{D} H_{\text{обр}},$$

где $L_{\text{ПЗС}}$ - размер одного ПЗС-элемента оптико-электронного преобразователя; D – детальность изображения.

Ширина ПЗС-линейки может быть рассчитана по следующей формуле:

$$L_{\text{ПЗС-линейки}} = \frac{B \cdot f}{H_{\text{обр.}}}$$

Для расчета диаметров оптического элемента (линзы или зеркала) телескопического комплекса КА и телескопического комплекса КА используются следующие выражения:

$$D_{\text{л}} = k_{\text{пр}} \cdot L_{\text{ПЗС-линейки}}$$

$$D_{\text{ТК}} = k_{\text{ТК}} \cdot D_{\text{л.}}$$

Длину телескопического комплекса можно определить, используя следующее выражение:

$$L_{\text{ТК}} = \frac{f}{k_f}$$

Расчет объема и массы телескопического комплекса определяют по следующим формулам:

$$V_{\text{ТК}} = \frac{\pi \cdot D_{\text{ТК}}^2}{4}$$

$$M_{\text{ТК}} = M_{\text{ТК}}^{\text{уд}} \cdot V_{\text{ТК.}}$$

Задача.

Требуется рассчитать массу телескопического комплекса КА. Известно, что КА будет функционировать на круговой орбите высотой 350 км. Используется зеркально-линзовая система телескопа. Детальность получаемых изображений должна быть не хуже 1 метра. В оптико-электронных преобразователях используются ПЗС-элементы размером 6 мкм. Ширина полосы обзора должна быть 30 км. На рисунке 6 приведены обозначения нескольких, необходимых для расчета, характеристик.

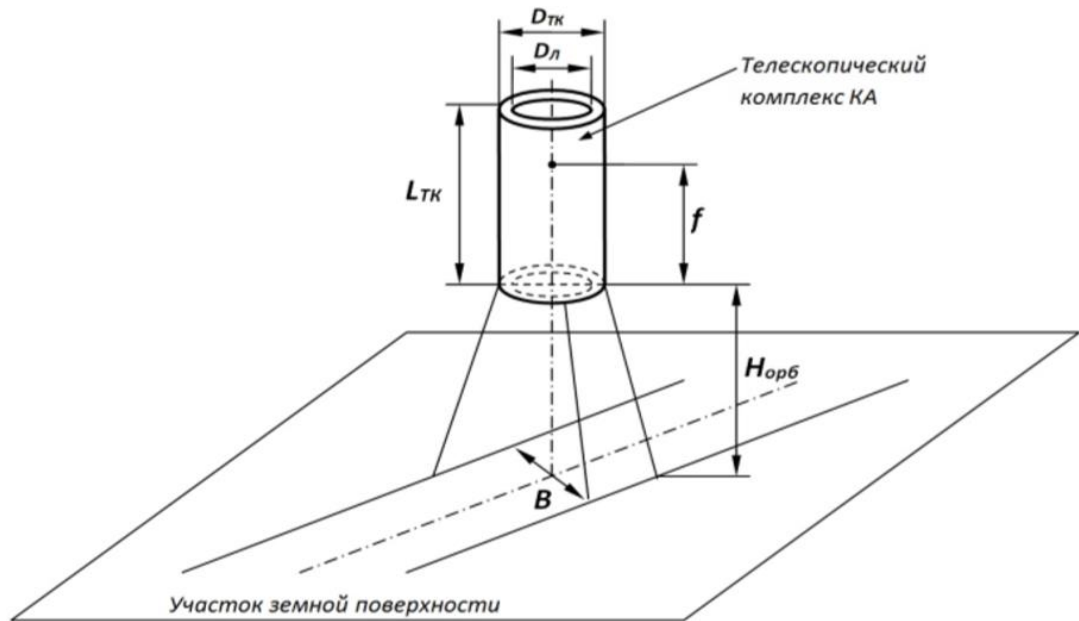


Рисунок 6 – Телескопический комплекс КА: L_{TK} - длина телескопического комплекса, D_{TK} - диаметр телескопического комплекса, $D_{л}$ – диаметр оптического элемента телескопа (линзы или зеркала), f – фокусное расстояние оптической системы телескопа, $H_{орб}$ – высота орбиты КА, B – ширина полосы обзора.

Контрольные вопросы.

1. Назовите основные массогабаритные проектные характеристики телескопического комплекса.
2. Состав оптико-электронного телескопического комплекса.
3. Перечислите основные коэффициенты, используемые при расчете массогабаритных проектных характеристик телескопического комплекса.
4. Назовите ориентировочные значения коэффициента превышения фокусного расстояния телескопического комплекса над его длиной.
5. Назовите ориентировочные значения коэффициента превышения диаметра оптической линзы (зеркала) над шириной ПЗС-линейки.
6. Назовите ориентировочные значения коэффициента превышения диаметра корпуса телескопического комплекса над диаметром оптического элемента.

7. Назовите ориентировочные значения удельной массы телескопического комплекса.

4. ОЦЕНОЧНЫЙ РАСЧЕТ ПЛОЩАДИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ И ЁМКОСТИ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ

4.1 Оборудование для обеспечения электроэнергией бортовых приборов космического аппарата

Система энергоснабжения космического аппарата (система генерирования электроэнергии) – система космического аппарата, предназначенная для производства, преобразования, передачи потребителям и распределения между ними электроэнергии [3].

Все оборудование для электроснабжения можно разделить на первичные и вторичные источники энергии.

Первичные источники энергии – это устройства, которые производят электрическую энергию путем преобразования из других видов энергии.

Вторичные источники энергии - это устройства, которые получают от первичных источников питания электроэнергию на «входе» и, после преобразования полученных характеристик электропитания, передают электроэнергию далее на приборы.

4.2 Общие сведения

При выборе первичного источника энергии необходимо обратить внимание на массовые и геометрические параметры и выходные характеристики, связанные с производством электроэнергии.

К выходным характеристикам относят:

1) электрическую мощность источника питания, которая характеризует уровень интенсивности производства электроэнергии источником питания в единицу времени;

2) емкость источника питания, характеризующую время непрерывного производства электроэнергии без «подзарядки»;

3) ресурс работы источника питания – величина, характеризующая время работы источника электропитания до момента выхода его из строя.

От потребляемой мощности и времени работы зависит выбор энергоустановки. На рисунке 7 приведена диаграмма

целесообразности применения источников электроэнергии.

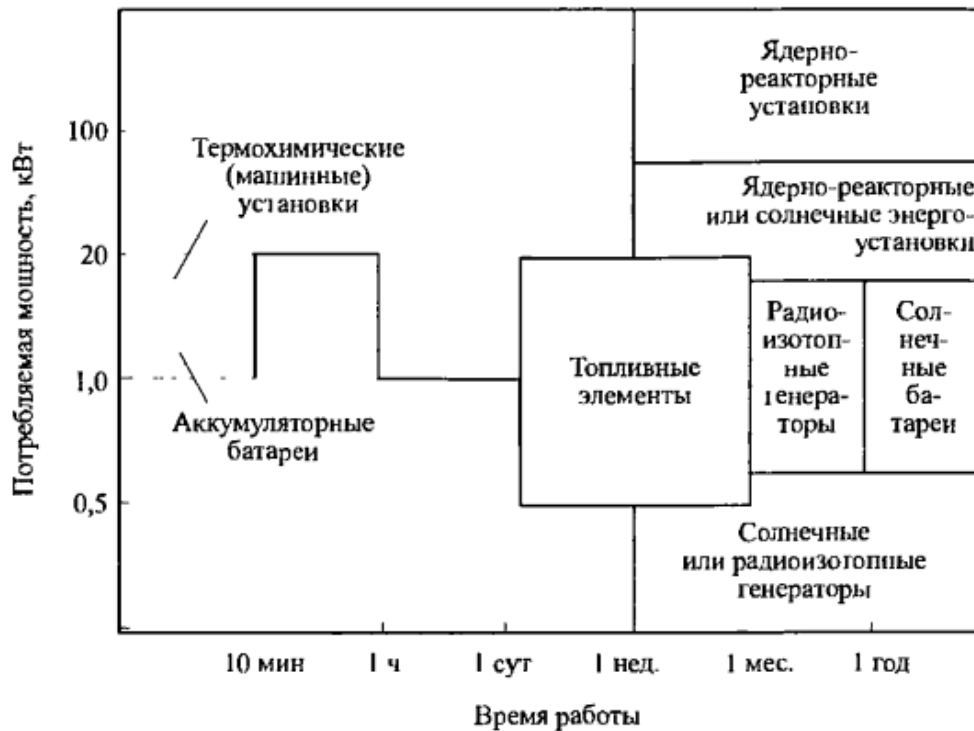


Рисунок 7 – Диаграмма целесообразности применения источников электроэнергии от потребляемой мощности и времени работы

Основными источниками первичной энергии являются электрохимическая (химическая), солнечная (физическая) и ядерная энергии.

В электрохимических источниках тока протекание окислительно-восстановительного процесса между электродами сопровождается выделением энергии, которая в дальнейшем превращается в электрическую. Примерами такого источника энергии являются топливные элементы, химические аккумуляторы и гальванические элементы.

В солнечных (физических) источниках происходит превращение лучистой или тепловой энергии в электрическую. К таким источникам энергии относят фотоэлектрические преобразователи.

Радиоизотопные источники используют энергию, выделившуюся в результате радиоактивного распада, которая в дальнейшем преобразуется в электроэнергию. Такие источники энергии предназначены для космических аппаратов при полете к

удаленным космическим телам.

4.3 Солнечная энергоустановка

Солнечная энергоустановка – энергоустановка, которая производит электрическую энергию на освещенных участках витка с помощью солнечных батарей, а на теневых участках витка с помощью аккумуляторных батарей (рисунок 8).

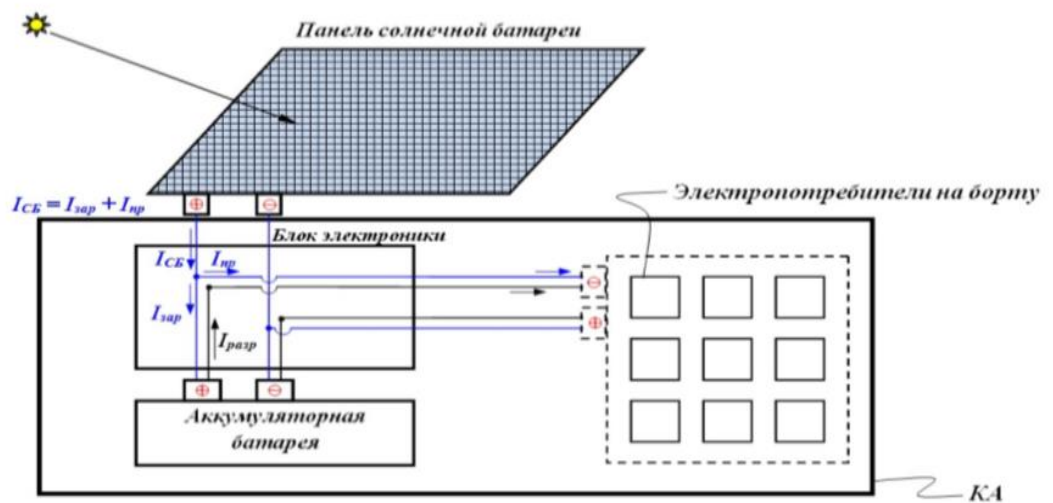


Рисунок 8 – Упрощенная схема основных компонентов солнечной энергоустановки

Солнечные батареи являются самым распространенным вариантом обеспечения космического аппарата энергией из-за своей надежности. Их размер зависит от потребляемой космическим аппаратом электроэнергии.

Элементарным компонентом солнечной батареи является фотоэлектрический преобразователь (ФЭП), принцип работы которого основан на накоплении разности потенциалов под действием солнечного света (рисунок 9).

К уменьшению срока службы солнечных батарей в космическом пространстве приводят:

- 1) метеоритная эрозия;
- 2) радиационное излучение;
- 3) термические удары.

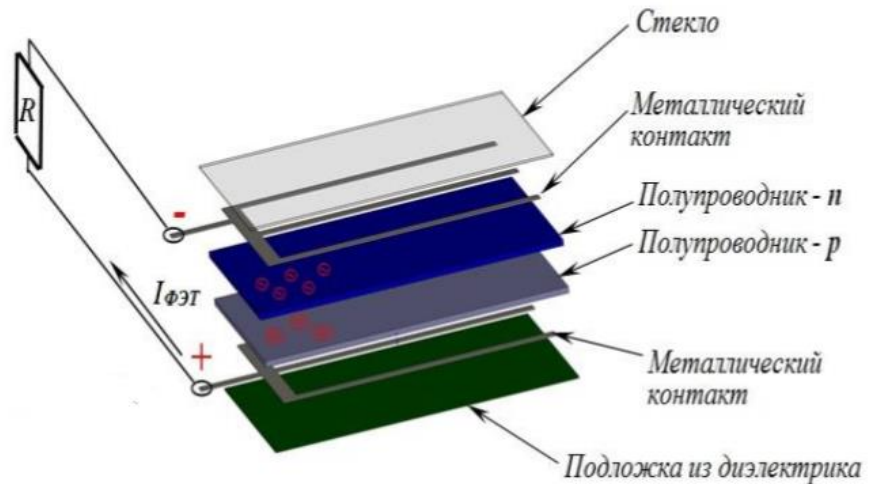


Рисунок 9 – Упрощенная схема устройства фотоэлектрического преобразователя

Для защиты используют стекло марки К-208, легированное церием. Иногда на это стекло, в зависимости от требований, наносят просветляющее покрытие, УФ- и ИК-фильтры или алюминиевое зеркало.

К улучшению характеристик солнечных батарей приводит:

- 1) использование концентраторов, обеспечивающих фокусировку солнечного света на поверхности элементов с небольшой площадью
- 2) использование тонкопленочных элементов без компенсаторов.

Конструктивное исполнение солнечных батарей зависит от их габаритов. Если площадь солнечных батарей небольшая, то элемент располагается на корпусе. Конструкции, раскрывающиеся после выведения в космическое пространство, выполняются при больших площадях батарей. На рисунке 10 представлена схема раскрывающейся панели, укладываемой вокруг корпуса. Такой вид компоновки используется в том случае, если панель можно изогнуть.

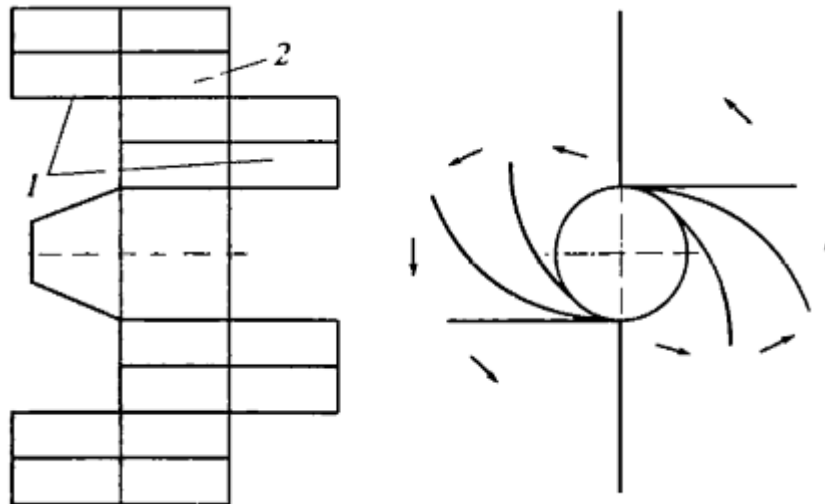


Рисунок 10 – Схема компоновки раскрывающейся панели, укладываемой вокруг корпуса: откидывающаяся (1) и основная (2) панели

Для эффективного функционирования панели разворачиваются в сторону Солнца с помощью электропривода или следящей системы ориентации солнечных батарей от датчика Солнца. При затенении батарей в результате манёвров или входа в тень планеты выработка энергии фотоэлектрическими преобразователями прекращается, поэтому систему энергопитания дополняют химическими аккумуляторами.

4.4 Методика расчета площади солнечных батарей и ёмкости аккумуляторных батарей солнечной энергоустановки космического аппарата

Расчет площади солнечных батарей и емкости аккумуляторных батарей солнечной энергоустановки космического аппарата является одной из частых проектных задач. На рисунке 11 приведена схема примера околоземного космического аппарата, в бортовой состав которого входят солнечные батареи, четыре электрических прибора и аккумуляторная батарея. Данный расчет является упрощенным.

Абсолютное время периода обращения спутника, движущегося вокруг притягивающего центра, можно рассчитать по следующей зависимости (4.1).

$$T = 2 \cdot \pi \cdot \frac{a^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{\mu}} = 2 \cdot \pi \cdot \frac{(R_3 + H_{\text{орб}})^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{\mu}}, \quad (4.1)$$

где R_3 – средний радиус Земли ($R_3 = 6371$ км);

$H_{\text{орб}}$ – высота круговой орбиты космического аппарата, км;

μ – гравитационная постоянная притягивающего центра.

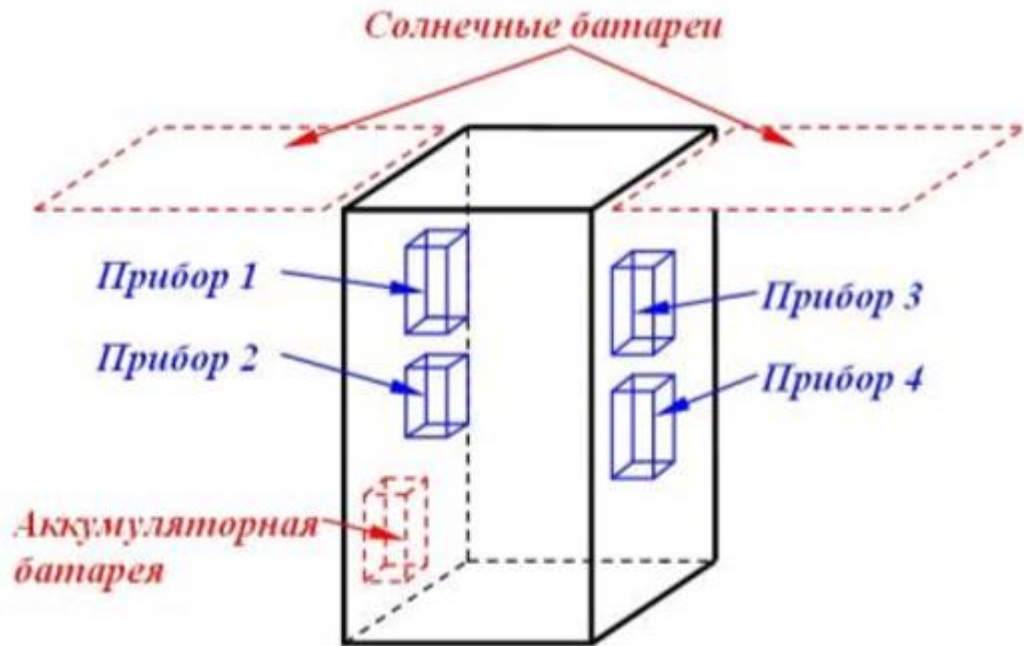


Рисунок 11 - Схема примера околоземного космического аппарата

Например, если притягивающим центром является Земля, то $\mu_3 = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$; если притягивающим центром является Солнце, то $\mu_{\text{сол}} = 1,32 \cdot 10^{20} \text{ м}^3/\text{с}^2$.

Из условия (4.2) рассчитаем средневитковую мощность энергопотребления на борту космического аппарата:

$$E_{\text{СБ}} = E_{\text{приб}}, \quad (4.2)$$

где $E_{\text{СБ}}$ – электрическая энергия поступившая за период T от солнечных батарей, Дж;

$E_{\text{приб}}$ – электрическая энергия, потребленная приборами за период T , Вт.

Учитывая, что электрическая энергия, потребляемая приборами за период T , – это произведение электрической

мощности на время работы прибора на одном витке, получаем следующее выражение (4.3):

$$N_{\text{ср}} \cdot T = \sum_{i=1}^n (N_i \cdot \Delta t_i), \quad (4.3)$$

где $N_{\text{ср}}$ – средневитковая мощность потребления космического аппарата, Вт;

N_i – электрическая мощность одного прибора, Вт;

Δt_i – время работы прибора на одном витке, сек.

Отсюда следует, что (4.4):

$$N_{\text{ср}} = \frac{1}{T} \sum_{i=1}^n (N_i \cdot \Delta t_i). \quad (4.4)$$

Определим площадь солнечных батарей из выражения (4.5):

$$S_{\text{СБ}} = \frac{N_{\text{ср}}}{N_{\text{СБ}}^{\text{уд}} \cdot \cos \alpha_{\text{ср}}}, \quad (4.5)$$

где $\alpha_{\text{ср}}$ – угол между нормалью к плоскости пластины \vec{n} и вектором направления на солнце;

$N_{\text{СБ}}^{\text{уд}}$ – удельная электрическая мощность, производимая солнечной батареей при перпендикулярном падении солнечных лучей, Вт/м².

У фотоэлектрических преобразователей, который при соединении образуют солнечную батарею, из кремниевых полупроводников $N_{\text{ФЭП}}^{\text{уд}} = N_{\text{СБ}}^{\text{уд}} \approx 140$ Вт/м².

Считаем, что космический аппарат на каждом витке находится в тени Земли время (4.6):

$$t_{\text{тени}} = 0,3 \cdot T. \quad (4.6)$$

Определим время работы каждого из приборов в тени Земли (4.7):

$$\Delta t_n^{\text{тени}} = \Delta t_i - (T - t_{\text{тени}}). \quad (4.7)$$

Определим суммарную энергию, потребляемую приборами на теневом участке (4.8):

$$E_{\text{тени}} = \sum_{i=1}^n (N_i \cdot \Delta t_i^{\text{тени}}). \quad (4.8)$$

Определим необходимую емкость аккумуляторных батарей из выражения (4.9):

$$U_{\text{БА}} \cdot C_{\text{АБ}} \cdot 3600 = E_{\text{тени}}, \quad (4.9)$$

где $C_{\text{АБ}}$ – емкость аккумуляторных батарей, А·ч;
 $U_{\text{БА}}$ – напряжение в бортовой электрической цепи, В.
 Соответственно (4.10):

$$C_{\text{АБ}} = \frac{E_{\text{тени}}}{C_{\text{АБ}} \cdot 3600}. \quad (4.10)$$

Задача.

Имеется проектируемый околоземный КА. Высота круговой орбиты КА равна 300 км. В бортовой состав КА входят четыре электрических прибора (рисунок 11), характеристики энергопотребления которых приведены в таблице 1. Известно, что $\cos_{\text{аср}}=0,6$. Солнечные батареи КА собираются на основе кремния, соответственно удельная мощность соответствует 140 Вт/м^2 . Напряжение в бортовой электрической цепи равно 27 В. Считаем, что КА на каждой витке находится в тени Земли время $t_{\text{тени}}=0,3 \cdot T$, где T – период обращения КА. Считаем, что все приборы на каждой витке включаются в момент времени $t=0$. Требуется определить: необходимую площадь солнечных батарей и ёмкость аккумуляторных батарей.

Таблица 1 – Исходные данные

Номер прибора	Электрическая мощность, Вт	Время работы прибора на одном витке, сек
1	30	5000
2	100	4000
3	500	1500
4	40	5000

Контрольные вопросы.

1. Перечислите оборудование для обеспечения электроэнергией бортовых приборов космического аппарата.
2. Назовите выходные характеристики первичного источника энергии.
3. Типы источников первичной энергии.
4. Опишите типовую структуру солнечной энергоустановки.
5. Что приводит к уменьшению срока службы солнечных батарей в космическом пространстве.
6. Перечислите способы улучшения характеристик солнечных батарей.
7. Нарисуйте алгоритм расчета площади солнечных батарей и ёмкости аккумуляторных батарей солнечной энергоустановки космического аппарата.

5. РАСЧЕТ ПЛОЩАДИ РАДИАЦИОННОГО ТЕПЛООБМЕННИКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

При выборе характеристик оборудования для обеспечения теплового режима на борту КА возникает проектная задача расчета потребной площади радиационного теплообменника.

Устройство, которое сбрасывает избытки внутренней тепловой энергии приборов КА в космическое пространство, называется радиационным теплообменником. В самом простом варианте исполнения представляет из себя участок поверхности КА со специальным покрытием, позволяющим излучать максимальное количество лучистой тепловой энергии. Как правило, размещается на затененных участках корпуса КА. Для транспортировки избытков внутренней тепловой энергии от приборов к радиационному теплообменнику используются различные системы терморегулирования, которые могут быть как сложными активными системами, так и простыми пассивными системами. К примеру, на студенческих малых КА, часто, избытки тепловой мощности передаются к радиационному теплообменнику через стенки корпуса, к которым данные приборы прикреплены.

В целом, схема построения системы терморегулирования температур приборов на борту КА показана на рисунке 12.

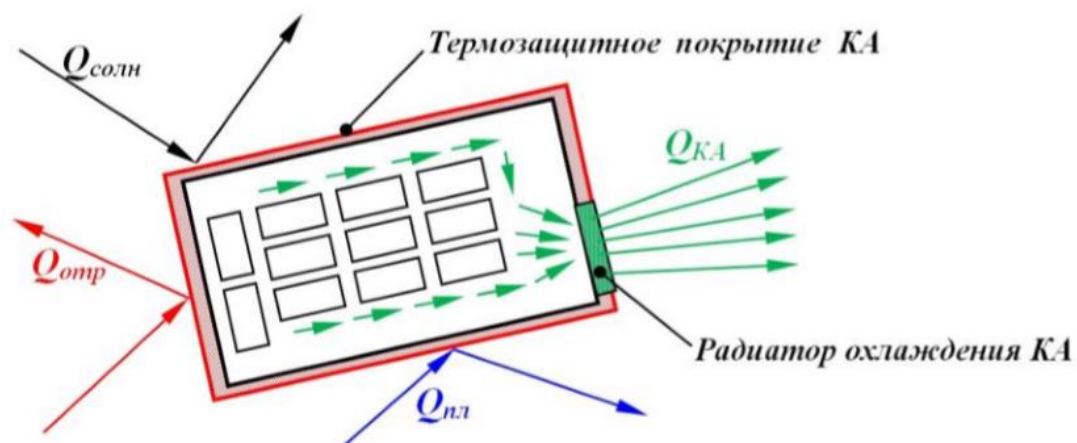


Рисунок 12 - Упрощенная схема способа терморегулирования на борту КА

Уравнение теплового баланса для радиационного теплообменника выглядит следующим образом:

$$c_{\text{PTO}} \cdot m_{\text{PTO}} \cdot \frac{dT_{\text{PTO}}}{dt} = A_s \cdot (Q_{\text{солн}} \cdot Q_{\text{отр}}) + \varepsilon_W \cdot Q_{\text{пл}} + \sum_{i=1}^3 N_i - S_{\text{PTO}} \cdot \varepsilon_W^{\text{PTO}} \cdot \sigma \cdot T_{\text{PTO}}^4(t)$$

ИЛИ

$$dT_{\text{PTO}} = \frac{1}{c_{\text{PTO}} \cdot m_{\text{PTO}}} \cdot [A_s \cdot (Q_{\text{солн}} \cdot Q_{\text{отр}}) + \varepsilon_W \cdot Q_{\text{пл}} + \sum_{i=1}^3 N_i - S_{\text{PTO}} \cdot \varepsilon_W^{\text{PTO}} \cdot \sigma \cdot T_{\text{PTO}}^4(t)] \cdot dt$$

С другой стороны, изменение температуры внешней поверхности можно определить из выражения

$$dT_{\text{PTO}} = T_{\text{PTO}}(t + dt) - T_{\text{PTO}}(t)$$

где t – текущее время полета КА.

В результате получим следующую зависимость температуры поверхности радиатора от текущего времени полета:

$$T_{\text{PTO}}(t + dt) = T_{\text{PTO}}(t) + \frac{1}{c_{\text{PTO}} \cdot m_{\text{PTO}}} \cdot [A_s \cdot (Q_{\text{солн}} \cdot Q_{\text{отр}}) + \varepsilon_W \cdot Q_{\text{пл}} + \sum_{i=1}^3 N_i - S_{\text{PTO}} \cdot \varepsilon_W^{\text{PTO}} \cdot \sigma \cdot T_{\text{PTO}}^4(t)] \cdot dt$$

Решая данное дифференциальное уравнение численным способом можно получить зависимость $T_{\text{PTO}}(t)$ на заданном временном интервале и провести оценку изменения температуры.

На рисунке 9 представлен пример формирования исходных данных в *MS Excel*.

Обратите внимание, что площадь радиационного теплообменника присутствует в исходных данных, но выделена красным цветом. Это объясняется тем, что необходимо будет с клавиатуры изменять её, пока не подберется интересующая зависимость $T_{\text{PTO}}(t)$.

Задача.

Проектируется КА со следующими характеристикам: площадь поверхности КА $S_{\text{пов}} - 10 \text{ м}^2$; оптический коэффициент поглощения солнечного излучения поверхностью КА $A_s - 0,2$; коэффициент степени черноты поверхности КА $\varepsilon_W - 0,1$. Внутри КА расположены три прибора с мощностями энергопотребления: $N_1 = 100 \text{ Вт}$, $N_2 = 80 \text{ Вт}$, $N_3 = 50 \text{ Вт}$ соответственно.

Для обеспечения теплового режима и выброса в космическое пространство излишнего тепла на КА установлен радиационный

теплообменник с жалюзи, которые периодически закрывают его (рисунок 13).

	A	B	C	D	E	F	G	H	I
1									
2		<u>1) Характеристики поверхности КА</u>						<u>7) Параметры расчета</u>	
3		Площадь поверхности КА, м ²	As	Ew				Интервал расчета, час	
4		10	0,2	0,1				25	
5									
6									
7									
8		<u>2) Параметры солнечного излучения</u>							
9		Температура Солнца, К	Радиус Солнца, м	Расстояние от Солнца до КА, м	Коэф-т Ст на Больцмана	Коэф-т ослабления			
10		5755	6,96E+08	1,495E+11	0,000000567	0,000483			
11									
12		Уд. мощ-ть Солн излучения, qсолн, Вт/м ²							
13		1398,555							
14									
15									
16									
17		<u>3) Параметры тепловых потоков от Земли</u>							
18		Альбеда Земли	Высота орбиты, км	cos φ					
19		0,29	300	1					
20									
21		Bo	Уд. мощ-ть потр, Вт/м ²	Уд. мощ-ть qпл, Вт/м ²					
22		0,955029231	330,3935019	349,2728288					
23									
24									
25									
26		<u>4) Параметры тепловыделений от приборов</u>							
27		Мощность N1, Вт	Мощность N2, Вт	Мощность N3, Вт					
28		100	80	50					
29									
30									
31									
32		<u>5) Параметры радиационного теплообменника</u>							
33		Удельная теплоемкость PTO, Дж/кгК	Толщина стенки радиатора, м	Плотность PTO, кг/м ³	Ew	Коэф-т Ст на Больцмана	Начальная температура, цельсий	Площадь PTO, м ²	
34		930000	0,005	2300	0,3	0,000000567	20	1,2	
35									
36		Масса PTO, кг							
37		13,8							
38									
39									

Рисунок 13 - Исходные данные для расчета

Радиационный теплообменник имеет форму прямоугольного листа толщиной $\delta_{PTO} = 0,005$ м и площадью S_{PTO} . Радиационный теплообменник сделан из материала с плотностью $\rho_{PTO} = 2300$ кг/м³, удельной теплоемкостью $c_{PTO} = 930$ КДж/кг·К, степенью черноты внешней поверхности $\epsilon_{W}^{PTO} = 0,3$ и начальной температурой поверхности $T_{нач} = 20^{\circ}\text{C}$. Считаем, что все приборы мгновенно передают свою мощность на радиационный

теплообменник, а внешние тепловые потоки непрерывно действуют на всю поверхность КА.

Требуется подобрать такую площадь радиационного теплообменника, чтобы за период в 25 часов температура его поверхности отклонилась от начальной не более чем на 1 градус. Построить график зависимости $T_{\text{РТО}}(t)$.

Контрольные вопросы.

1. Перечислите основные параметры теплообменника, которые необходимо знать для выбора его площади, соответствующей заданному тепловому режиму.

2. Уравнение теплового баланса.

3. Виды теплопередачи.

4. Внешние тепловые потоки в околоземном космическом пространстве.

5. Дайте определение радиационного теплообменника.

6. Перечислите функции устройств терморегуляции.

7. Что показывает коэффициент поглощения солнечного излучения.

8. Что показывает коэффициент степени черноты тела.

СПИСОК РЕКОМЕНДУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

Основная:

1. Никольский В.В. Основы проектирования автоматических космических аппаратов. Учебник. С-Пб.: БГТУ "Военмех", 2007. 230 с.
2. Гуцин В. Н. Основы устройства космических аппаратов. Учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.
3. Никольский В.В. Проектирование космических аппаратов. Учебное пособие. С-Пб.: БГТУ "Военмех", 2003. 121 с

Дополнительная:

4. Авдудевский В.С., Успенский Г.Р. Космическая индустрия. - М.: Машиностроение, 1989. 568 с.
5. Алемасов В.Е. и др. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1986. 533 с.
6. ГОСТ 2.105-95 Единая система конструкторской документации. Общие требования к текстовым документам.
7. Космонавтика. Энциклопедия. Гл. Ред. В.П.Глушко. -М.: Сов. Энциклопедия, 1985.
8. Механика космического полета. Под редакцией В.П.Мишина. –М.: Машиностроение, 1989. 408 с.
9. Никольский В.В. Системное проектирование транспортных космических аппаратов. Учебное пособие. С-Пб.: БГТУ "Военмех", 2001. 101 с.
10. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Под ред. Мишина В.П. М.: Машиностроение, 1985. 360с.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Волоцуев, В. В. Введение в проектирование космических аппаратов: учеб. пособие / В.В. Волоцуев, И.С. Ткаченко. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 144 с.: ил.
2. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: СГАУ, 2006. – 296 с.
3. Туманов А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учебное пособие / А.В Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглаков // М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 344 с.