

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РФ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

**А. В. Крамлих**

**Модульное проектирование микро/наноспутников**

Электронный конспект лекций

САМАРА

2010

Автор: КРАМЛИХ Андрей Васильевич

В конспекте лекций по курсу модульное проектирование микроспутников излагаются критерии классификация космических аппаратов, основные стадии и этапы создания микроспутников, дается описание основных бортовых систем микроспутников. Конспект лекций предназначен для магистрантов, обучающихся по магистерской программе «Космические информационные системы и наноспутники. Навигация и дистанционное зондирование» по направлению 010900.68 «Прикладные математика и физика». Конспект лекций разработан на межвузовской кафедре космических исследований.

© Самарский государственный  
аэрокосмический университет, 2010

## **1 Критерии классификация космических аппаратов**

Задачи, решаемые космическими аппаратами (КА), определяют: выбор орбиты, состав бортовой аппаратуры, способ ориентации и стабилизации, принципы организации связи с наземными пунктами и т.д. В настоящее время наиболее распространенными видами КА являются космические аппараты дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), навигационные системы (Глонасс, GPS, Galileo), системы связи (Гонец, Iridium, Globalstar и др.), научные автоматические КА (Фотон/Бион), орбитальные станции (Международная космическая станция), пилотируемые и межпланетные КА. Принципы построения этого многообразия КА различны. Одним из способов сокращения экономических затрат, сроков создания и запуска КА является их унификация, которая осуществляется по отношению к определённому классу аппаратов. В связи с этим важной задачей является определение важнейших отличительных признаков КА и проведения классификации по этим признакам. Следует отметить, что в настоящее время ни одна из возможных классификаций не может считаться завершённой, окончательной и полной.

Космические аппараты могут различаться по следующим признакам: назначению; конструктивным признакам; по массе; наличию экипажа; типу управления и т.д.

Кроме того, возможна классификация по:

- виду связи с наземной станцией: без связи, односторонняя связь (приём команд с наземной станции или передачи данных на наземную станцию), двухсторонняя связь;
- возможности возвращения на Землю: невозвращаемые, возвращаемые;
- наличию системы ориентации и стабилизации: ориентируемые или неориентируемые;

Рассмотрим подробно классификацию КА по важнейшим отличительным признакам.

### **1.1 Классификация космических аппаратов по назначению**

В общем случае, КА можно разделить на автоматические и пилотируемые. По назначению автоматические КА можно разделить на связные, навигационные, ДЗЗ, научные, технологические, транспортные, мониторинга околоземного космического пространства, межпланетные и пр. Пилотируемые КА можно подразделить на транспортные, космические станции и межпланетные.

Отметим, что один и тот же КА может иметь несколько назначений одновременно, что определяется составом аппаратуры и программой его полёта.

Классификация КА по назначению приведена на рис. 1.1.

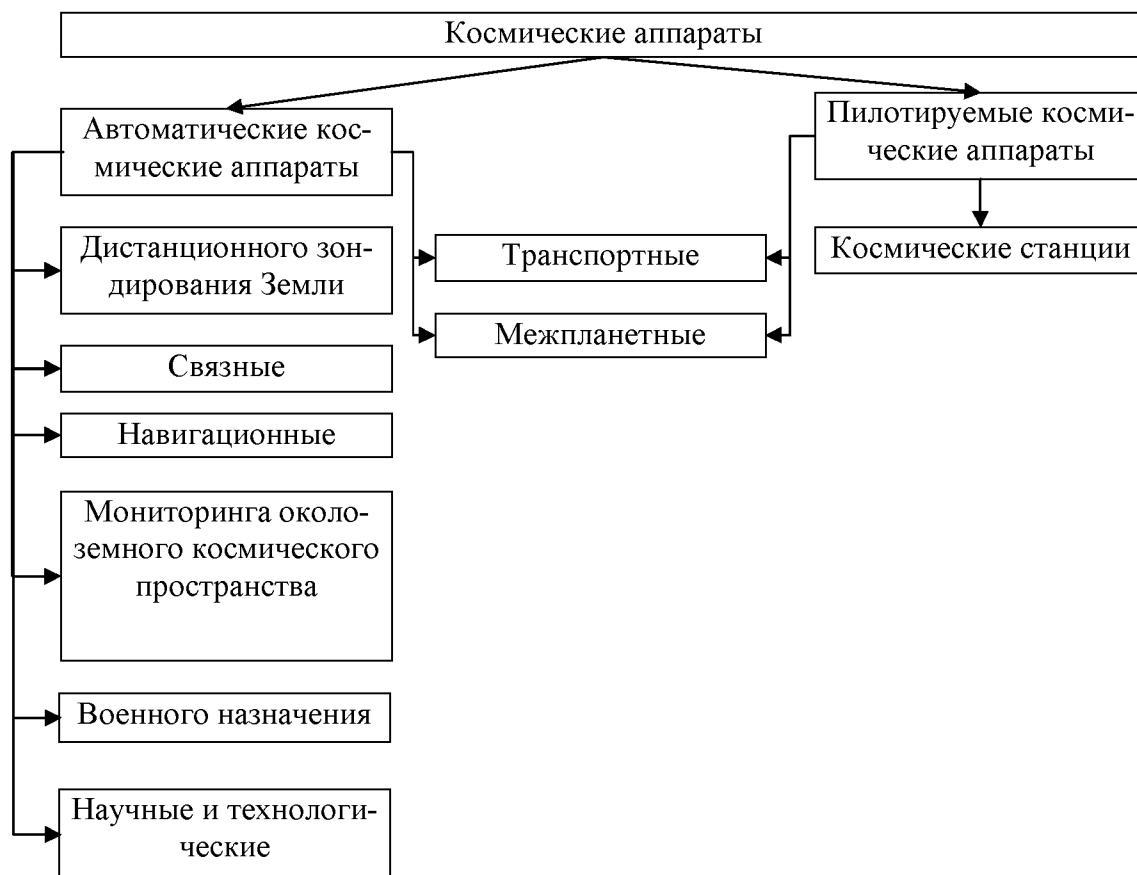


Рисунок 1.1 – Классификация КА по назначению

### 1.2 Классификация космических аппаратов по массе

Масса КА является одним из важнейших признаков КА, т.к. определяет способ запуска и зачастую и время его существования. КА имеющие большую массу, как правило, выводятся на орбиту одиночным запуском. КА, имеющие малую массу, могут группироваться и выводятся на орбиту одной ракетой-носителем (кластерный запуск).

По общей массе КА можно классифицировать как большие, малые, мини, микро, нано, пико. Малыми считаются КА, масса которых не превышает 1000 кг, средние имеют массу от 1000 до 1500 кг и большие – масса которых более 1500 кг. В свою очередь, в соответствии с массой малые КА подразделяются на *мини*-(100...500 кг), *микро*-(10..100кг), *нано*- (1... 10 кг), *пико*- (0,1...1 кг) и *фемтоспутники* (менее 0,1 кг). *Сверхмалыми КА* будем называть аппараты с массой менее 100 кг [1,2].

Классификация КА по массе приведена на рис. 1.2

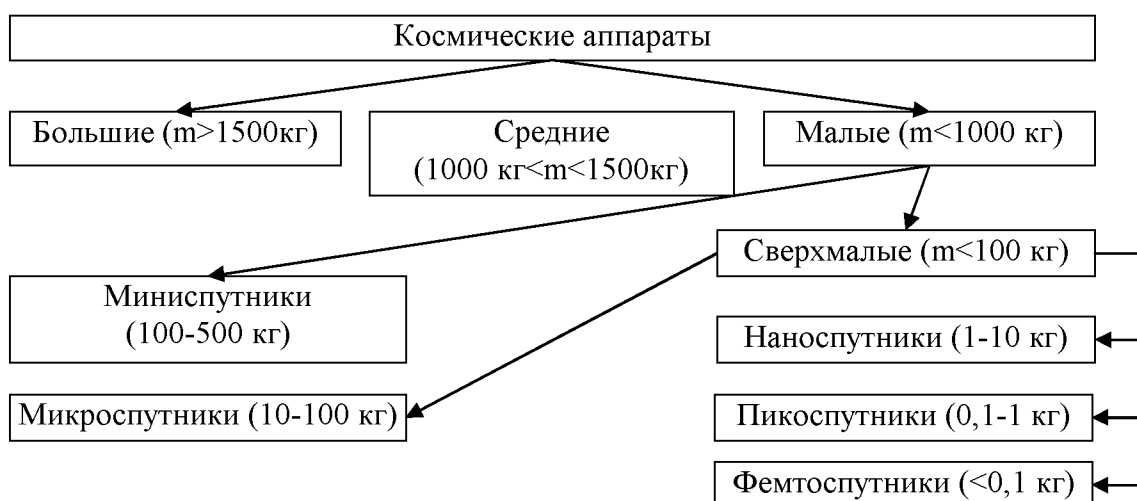


Рисунок 1.2 – Классификация КА по массе

### 1.3 Классификация космических аппаратов по конструктивным признакам

Конструктивно-силовая конструкция КА может быть выполнена по следующим схемам [3]:

- *моноблочная;*
- *свободнонесущая;*
- *смешанная.*

Моноблочная схема представляет выполнение КА в виде моноблока, состоящего из герметичных и негерметичных отсеков. Достоинство моноблочной схемы - возможность применения гермоотсеков большого объема для расположения аппаратуры. Недостаток - большая масса конструкции, кабелей и арматуры, необходимость обеспечения герметичности отсеков; трудность унификации нескольких КА на одной конструктивной базе; сложность в расположении снаружи КА солнечных батарей, антенно-фидерных устройств.

Свободнонесущая схема выполняется в виде силовой конструкции, к которой крепятся аппаратура и агрегаты, обеспечивающие полет, а также целевая аппаратура. Достоинства этой схемы - возможность в случае необходимости перекомпоновки бортовой и целевой аппаратуры баз большого объема доработок. Недостаток - отсутствие гермоотсека.

Смешанная схема представляет компромисс между моноблочной и свободнонесущей схемами: моноблочная в виде гермоотсека для обеспечивающей аппаратуры и свободнонесущая конструкция для размещения целевой аппаратуры. Эта схема в большей степени, чем моноблочная позволяет осуществлять унификацию КА,

По типу исполнения можно различать герметичные и негерметичные КА.

Рассмотрим их отличия, достоинства и недостатки каждого типа исполнения.

Герметичное исполнение корпуса спутника позволяло эксплуатировать аппаратуру на орбите в тех же климатических условиях, в которых она обрабатывалась на Земле. Температурный режим внутри корпуса обеспечивался более надежными средствами – за счет конвекции га-

за, находящегося внутри корпуса. Перемещение газа в качестве теплоносителя производилось с помощью вентилятора. Однако, существенно увеличившийся ресурс спутника, наметившийся в космической технике в последние два десятилетия, явился серьезной проблемой для спутников в герметичном исполнении: ресурс вентиляторов, герметизирующих резин и др. не позволял существенно увеличить срок активного существования КА. Обычно герметичные отсеки имеют давление от 0,13 до 0,9 МПа. Раньше отсеки заправляли азотом, но он ухудшает антифрикционные свойства графитовых щеток электрических двигателей (влаги испаряется, и чешуйки графита становятся абразивом). При заполнении гермоотсека необходима добавка от 3 до 4 % кислорода и соответствующая влажность с точкой выпадения росы от минус 20 до минус 10 °С. Температура отсеков обычно выбирается в диапазоне от 0 до 40 °С, а отрицательные температуры нежелательны. Большие потери давления (утечки) до 30 % нежелательны, так как может быть нарушена нормальная работа системы терморегулирования. Для герметизации стыков обычно используется белая вакуумная резина (почти чистый каучук), которая допускает обжатие. Технологические люки и люки однократного или многократного действия могут быть загерметизированы с помощью резиновых прокладок. Вместо резины в качестве уплотнения может использоваться фторопласт, но после каждой разборки стыка фторопластовые кольца нужно менять, так как фторопласт неупругий материал. Для плоских люков возможно использование клиновых зажимов, которые при повороте сжимают стык. Для герметизации фигурных люков можно применять, как и в авиации, надувные шланги. В шланг подается сжатый воздух под давлением. Однако с помощью шлангов высокую степень герметичности обеспечить трудно. Для герметизации стыков, работающих в условиях высоких температур, возможно применение металлических колец и прокладок из мягких металлов. Трубопроводы большого диаметра могут быть загерметизированы с помощью фланцев. Для герметизации трубопроводов малого диаметра используется объемная деформация уплотнителя (кольца резины, фторопласта, алюминия и т. д.).

Испытание отсеков на герметичность производится в барокамерах больших размеров, которые обычно делаются по очертаниям испытываемого объекта (форма головного обтекателя ракеты-носителя). В камере производится имитация условий полета - воздух откачивается до давления от  $10^{-2}$  до  $10^{-4}$  Па.

Радиация Солнца имитируется нагревом (инфракрасные ртутные лампы), охлаждение осуществляется с помощью специальных панелей термобарокамеры. Объект выдерживается в камере несколько часов или суток. При этом измеряется перепад давлений внутри объекта, по которому определяется степень его герметичности. Для определения места течи объект заправляют гелием с избыточным давлением 0,2 МПа и с помощью течискателя просматривают все стыки, трубопроводы, герморазъемы и др. Барокамеры, как правило, совмещают с термокамерами.

Негерметичные спутники могут иметь следующие конструктивные решения:

- корпусное исполнение (основным силовым элементом является центральная ферма или цилиндрический бак ДУ);
- безкорпусное построение;
- рамочная схема (корпуса приборов выполняются в виде металлических рамок, которые с помощью шпилек крепятся к двум металлическим фрезерованным плитам, расположенным с обоих торцов пакета, набранного из рамок, составляющего силовой каркас спутника).

Аэродинамическая схема важна для низкоорбитальных КА, поскольку на этих орбитах аэродинамические моменты значительны. В этом случае КА можно разделить на две группы по расположению относительно поверхности Земли [3]:

- с горизонтальной схемой;
- с вертикальной схемой,

КА различных аэродинамических схем представлены на рис. 1.3

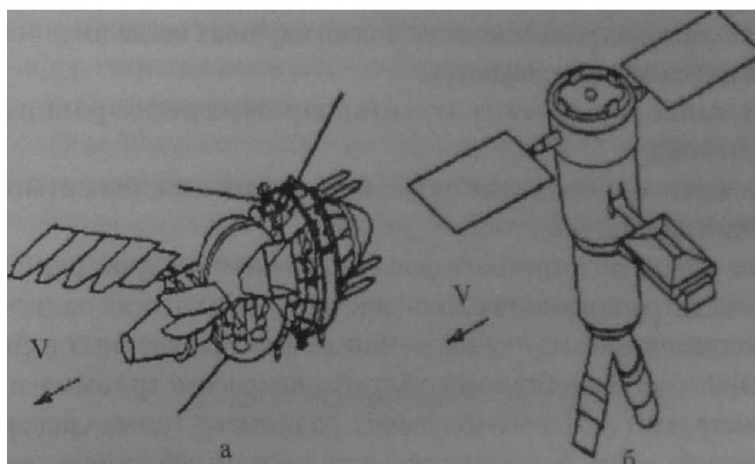


Рисунок 1.3 – Аэродинамические схемы КА;  
а - горизонтальная схема; б - вертикальная схема

В горизонтальной схеме продольная ось КА располагается по вектору скорости. Достоинством этой схемы является: небольшое сечение миделя КА и, следовательно, минимальные расходы топлива на поддержание орбиты; удобство расположения целевой аппаратуры для исследования земной поверхности. Недостаток - сложность размещения длиннофокусных оптических устройств.

В вертикальной схеме продольная ось КА в процессе полета ориентирована по местной вертикали. Достоинством этой схемы является удобство размещения на КА длиннофокусных оптических устройств, солнечных батарей, антенных устройств связи со спутниками – ретрансляторов. Недостаток – большое миделево сечение, приводящее к увеличению возмущающих аэродинамических моментов относительно центра масс.

## 2 Основные стадии и этапы создания микроспутников

Процесс создания новых изделий сопровождается большими временными и материальными затратами с привлечением людских, производственных и энергетических ресурсов. В результате проектирования новых изделий создается конструкторская документация на изготовление изделия, под которой понимают в зависимости от назначения совокупность документов, содержащих данные, необходимые для разработки, изготовления, контроля, приемки, поставки, эксплуатации и ремонта изделия. Цель проектирования – обеспечить производство изделия с заданными свойствами при наименьшей трудоемкости изготовления.

Для обеспечения высокого качества в проектировании, изготовлении и эксплуатации новых изделий, в том числе и космической техники, а также для минимизации затрат на создание новой техники установлены единые правила выполнения работ в виде стандартов [4], которые устанавливают основные стадии и этапы создания новых изделий. Основными стадиями разработки, создания, изготовления и эксплуатации образцов новой техники являются:

- научно-исследовательские работы (НИР);
- проектные стадии, включающие опытно-конструкторскую работу (ОКР);
- производство изделий;
- эксплуатация изделий.

НИР проводится при создании изделий на новых принципах работы, для реализации которых требуется проведение дополнительных исследований по получению новых или уточнению имеющихся характеристик аналогов. Необходимость выполнения этой стадии определяет заказчик по согласованию с разработчиком.

НИР включает в себя следующие этапы:

- предплановый патентный поиск;
- разработка и согласование с заказчиком технического задания (ТЗ) на НИР, госрегистрация НИР;
- подготовительный этап (выработка направлений исследований, разработка и согласование частных ТЗ);
- основной этап (теоретические и экспериментальные исследования);
- заключительный этап (обобщение результатов и оценка выполнения НИР);
- приемка НИР.

НИР заканчивается выпуском отчета о НИР и разработкой задания на ОКР.



ОКР включает в себя следующие стадии:

- техническое предложение (ТП);
- эскизный проект (ЭП);
- технический проект (ТП);
- рабочая конструкторская документация опытного образца (опытной партии) изделия.

Техническое предложение разрабатывают при выполнении наиболее важных и сложных ОКР, если это предусмотрено ТЗ, с целью определения дополнительных или уточненных требований к изделию, которые невозможно было установить в ТЗ.

Целью эскизного проекта (ЭП) является установление принципиальных (конструкторских, схемных и др.) решений, которые дают общее представление о принципе работы и построении изделия. Стадия ЭП выполняется в том случае, если это предусмотрено ТЗ.

Технический проект разрабатывают в случае, если это предусмотрено в ТЗ с целью выявления окончательных конструкторских и технологических решений, дающих полное представление о конструкции и технологии изделия, когда это целесообразно сделать до разработки рабочей документации. Например, при разработке космической техники эта стадия не предусматривается.

Целью стадии разработки рабочей конструкторской документации является создание комплектов конструкторской (КД) и технологической документации, необходимых и достаточных для изготовления опытного образца или опытной партии изделия. Эта стадия является обязательной при создании любых изделий.

Этапы выполнения ОКР на разных стадиях будут рассмотрены ниже, зависимости от сложности разработки, квалификации исполнителей, наличия прототипов по согласованию с заказчиком допускается объединение или исключение отдельных стадий и этапов ОКР. Это отражается в ТЗ.

## **2.1 Техническое задание. Назначение, состав и структура**

Результатом обоснования необходимости создания (модернизации) микроспутника есть техническое задание (ТЗ) на микроспутник и его составные части. Обычно, эти документы разрабатывают на основании проведенных научно-исследовательских работ, в некоторых случаях такие ТЗ разрабатываются после подготовки технических предложений (ТП).

Техническое задание является основным исходным документом для разработки микроспутника, в котором определяются цель разработки, назначение, совокупность тех-

нических, технико-экономических, специальных и иных предъявляемых требований, стадии, этапы и сроки их выполнения.

В общем случае ТЗ должно содержать следующие разделы:

- наименование, шифр и основание для разработки;
- разработчик, соисполнители и изготовитель;
- цель выполнения разработки и ее назначение;
- состав микроспутника;
- технические требования;
- технико-экономические требования;
- требования к материалам (требования к покупным изделиям и применяемым материалам);
- требования к консервации и упаковке, зависимости от условий хранения и транспортировки, а также маркировке (места, содержание и способ нанесения маркировки);
- требования к учебно-тренировочным средствам;
- специальные требования (дополнительные специальные требования);
- требования к разрабатываемой документации (состав проектной, конструкторской, технологической и эксплуатационной документации);
- этапы создания (наименования этапов, сроки их выполнения, содержание работ на каждом этапе и исполнители);
- материалы, которые представляются по окончании этапов (состав документации, количество изготовленных опытных образцов) и порядок приемки.

Наиболее содержательным является раздел ТЗ «технические требования», в котором приводятся технические характеристики и показатели, определяющие назначение, условия эксплуатации и возможности применения. В этом разделе определяют следующие требования к показателям:

- назначения (технические характеристики, количественные показатели эффективности, вероятностно-временные и другие характеристики микроспутника и его составных частей);
- надежности (показатели безотказности, долговечности, критерии отказов и предельных состояний, методы и способы обеспечения надежности);
- конструкции (основные конструктивные требования, присоединительные и габаритные размеры, способы крепления, методы регулировки и настройки, вид исполнения, массовые характеристики);

- технологичности (требования к производственной, эксплуатационной, контрольно-проверочной технологичности);
- стойкости к воздействию внешних факторов (климатические, механические, химические и другие факторы, к воздействию которых изделие должно быть стойким на всех этапах жизненного цикла);
- унификации и стандартизации;
- эксплуатации, удобству технического обслуживания и ремонта (условия эксплуатации, методы эксплуатационного контроля, состав контрольно-проверочной аппаратуры);
- совместимости (номенклатура, допустимые количественные значения параметров электромагнитных радиоэлектронных средств и методы измерений этих параметров);
- транспортировки и хранения (виды транспорта, параметры транспортировки, климатические условия транспортировки, условия хранения).
- Порядок разработки микроспутника (стадии и этапы) определяется в ТЗ на микроспутник или в ТЗ на его составные части. Работы, выполняемые на стадиях и этапах, определяются в документах сквозного планирования. Такими документами считаются:
  - план-график создания микроспутника (планы-графики создания составных частей микроспутника);
  - план-график разработки ТП (аванпроекта) и эскизного проекта;
  - план-график разработки, отработки и изготовления составных частей микроспутника;
  - планы работ по программам обеспечения надежности и безопасности, которые разрабатываются и уточняются на различных этапах.

План-график создания микроспутника является основой для разработки документов, организации и координации работ, которые предполагается выполнить.

План-график создания микроспутника или его составных частей должен содержать:

- перечень укрупненных работ по этапам создания (в том числе для составных частей);
- сроки выполнения работ;
- перечень исполнителей работ (состав основных исполнителей).

План-график создания микроспутника разрабатывается на этапе ТП (предварительно) и уточняется на этапе эскизного проекта (ЭП).

Программы обеспечения надежности и программы обеспечения безопасности разрабатываются на микроспутник и при необходимости на его составные части. Программы должны включать требования к содержанию и порядку выполнения работ на всех этапах жизненного цикла изделия (проектирование, изготовление, наземная отработка, транспор-

тировка, использование по назначению). Предварительно эти программы разрабатываются при подготовке ТП и уточняются на последующих этапах.

Разработка (модернизация), изготовление и эксплуатация микроспутников и их составных частей, систем, агрегатов (приборов), которые создаются по ТЗ, обычно осуществляется по следующим этапам и стадиям:

- техническое задание;
- техническое предложение (аванпроект);
- эскизный проект; -разработка рабочей документации;
- изготовление опытных образцов, наземные испытания (автономные и комплексные) и корректировка рабочей документации;
- эксплуатация (проведение космического эксперимента).

Приведенный порядок разработки, изготовления и эксплуатации микроспутника в обоснованных случаях может изменяться за счет объединения или исключения отдельных этапов.

Приведем цели выполнения каждого из этапов (стадий) и основные задачи, решаемые при этом.

## **2.2 Техническое предложение**

Процесс проектирования микроспутника, как правило, начинается разработки технического предложения. Цель работ на этой стадии состоит в обосновании научных, экономических и организационных показателей, поиск технических путей и решений для создания микроспутника с заданными в ТЗ характеристиками и показателей, которые не определены на стадии разработки ТЗ.

Технические предложения должны содержать материалы, обосновывающие возможность создания микроспутника, в частности:

- основные технические характеристики и предварительная оценка эффективности применения микроспутника (его составных частей), предварительные данные о проведении испытаний;
- техническое описание (кратко) с указанием особенностей функционирования и эксплуатации, порядка функционирования микроспутника в различных режимах для обеспечения основных и эксплуатационных характеристик;
- возможные варианты исполнения микроспутника, оценки энергетических, массовых и габаритных характеристик микроспутника и их составных частей;

- оптимальную компоновку микроспутника и его составных частей, применяемых материалов, компонентов топлива, с учетом возможностей экспериментальной и производственной базы и технико-экономических показателей;
- проработка вопросов обеспечения безопасности эксплуатации микроспутника и его составных частей;
- анализ полноты (возможностей) выполнения ТЗ, оценку возможности реализации проекта микроспутника, а также предложения по корректировке или разработке ТЗ на микроспутник;
- анализ технического уровня микроспутника и его составных частей и его сравнение с передовыми достижениями отечественной и мировой науки и техники;
- анализ применяемых электрорадиоизделий (ЭРИ), комплектующих элементов и материалов, с учетом возможностей промышленности и обеспечение ими на этапах изготовления опытных и летных образцов;
- перечень экспериментальных работ;
- программу обеспечения надежности, которая содержит достижимый уровень надежности, перечень работ, проведение которых необходимо для его достижения и подтверждения, а также методы и способы отработки программного обеспечения, вычислительных средств и штатной аппаратуры;
- технико-экономические показатели микроспутника, оценка затрат на технологическое обеспечение;
- план-график создания микроспутника и перечень соисполнителей;
- перечень расчетно-теоретических и экспериментальных работ, которые будут выполняться на последующих этапах создания микроспутника;
- сведения о необходимом производственном и экспериментальном (испытательном) оборудовании.

Стадия технических предложений заканчивается подготовкой и утверждением следующих документов: техническое предложение, программа обеспечения надежности, план-график создания микроспутника. При необходимости такие же документы разрабатываются для его составных частей.

### **2.3 Назначение и состав эскизного проекта**

Основные работы по созданию микроспутника выполняются на стадии эскизного проектирования. Цель работ на этой стадии состоит в комплексном (теоретическом и экспериментальном) обосновании основных характеристик, технических и технологических

решений по созданию микроспутника и его составных частей, а также в обосновании технико-экономических показателей.

Эскизный проект на микроспутник и его составные части должны содержать:

- результаты расчетно-теоретических, экспериментальных и других работ, проведенных для обоснования выполнения заданных в ТЗ основных характеристик микроспутника и его составных частей;
- увязку в комплексной схеме микроспутника его составных частей;
- техническое описание микроспутника и его составных частей, обоснование применяемых материалов конструкции, покрытий и выбранных компонентов топлива (рабочего тела);
- проработку вопросов функционирования и эксплуатации микроспутника;
- оценку стойкости микроспутника и его составных частей к воздействию факторов космического пространства;
- программу обеспечения безопасности эксплуатации, включая экологическую безопасность;
- оценку надежности микроспутника и его составных частей по результатам расчетно-теоретических и (или) экспериментальных работ;
- технико-экономические показатели микроспутника и его составных частей, затраты на технологическое обеспечение;
- обоснование план-графика (план-графиков) по разработке, отработке и изготовлению микроспутника и его составных частей;
- вопросы интеграции составных частей микроспутника;
- перечень аварийных ситуаций с указанием составных частей микроспутника, возможных их отказов и путей выхода из аварийных ситуаций и оценку их критичности;
- результаты технологической проработки конструкции микроспутника и его составных частей;
- -результаты разработки математического, программного и информационного обеспечения автоматизированных систем управления полетом (перечень программных модулей, ресурсов памяти, алгоритмов функционирования, алгоритмов функционирования, набора тестов и др.);
- баллистические характеристики (параметры орбиты, районы приземления спускаемых аппаратов);

- перечень методик проведения испытаний и методик оценки их результатов, в том числе методик подтверждения заданных характеристик;
- работы по обеспечению испытаний и контроля микроспутника и его составных частей при приемке у изготовителя и при подготовке к пуску на космодроме;
- чертежи общего вида, теоретические и габаритные чертежи, схемы их описания для микроспутника и его основных характеристик;
- оценку соответствия характеристик микроспутника требованиям ТЗ.

На этом этапе разрабатывается программа обеспечения надежности, которая содержит перечень работ на этом и последующих этапах создания, с целью обеспечения и подтверждения выполнения требований ТЗ по надежности.

На стадии эскизного проектирования микроспутника, как правило, выпускается следующая документация: пояснительная записка эскизного проекта; альбомы чертежей и схем; программа обеспечения надежности; план-график создания микроспутника. При необходимости такие же документы разрабатываются на его составные части. Кроме того, по требованию заказчика могут разрабатываться и другие документы, например комплексная программа экспериментальной отработки; программа обеспечения безопасности; программы и методики проведения испытаний и т. д. При необходимости такие же документы разрабатываются для составных частей микроспутника.

## **2.4 Разработка рабочей документации**

Цель работ на стадии рабочей документации (РД) состоит в разработке:

- комплекта конструкторской документации (КД) для изготовления и испытаний микроспутника и его составных частей, в том числе комплексной программы (комплексных программ) экспериментальной отработки (КПЭО);
- технологической документации (ТД) на изготовление опытных образцов;
- эксплуатационной документации (ЭД);
- программного обеспечения.

Конструкторская документация включает: пояснительную записку; технические условия; альбом чертежей (сборочных, габаритных, монтажных и т. п.); схемы (электрические, пневмогидравлические и т. п.); программы и методики испытаний; ведомости и т. п.

Технологическая документация включает: маршрутные технологические процессы изготовления, сборки, монтажа и испытаний; операционные технологические процессы и т. п.

Эксплуатационная документация включает: техническое описание; инструкции по эксплуатации; формуляры; паспорта; инструкции; ведомости эксплуатационных документов и т. п.

При разработке КД используют схемно-конструкторские и технологические решения, которые обеспечивают выполнение требований ТЗ; проводят анализ возможных отказов, которые приводят к аварийным ситуациям и обосновывают мероприятия по их парированию и предотвращению; рассматривают вопросы проведения наземной отработки. Конструкторская документация разрабатывается в строгом соответствии с действующей нормативной базой [5].

В состав КД обязательно входит КПЭО. В некоторых случаях она может быть разработана ранее — на стадии ЭП.

Экспериментальная отработка включает рассмотрение вопросов автономных и комплексных испытаний, видов испытаний, а также методов и средств для отработки программного обеспечения.

Комплексная программа экспериментальной отработки должна содержать:

- перечень и состав элементов, систем и узлов микроспутника, которые подвергаются автономным и комплексным испытаниям;
- цели и задачи испытаний, последовательность их выполнения;
- виды испытаний, количество опытных образцов или их макетов (на каждый вид испытаний);
- требования к имитации реальных условий функционирования в соответствии с ТЗ;
- порядок и объем (длительность и количество) испытаний микроспутника и его составных частей при одновременной имитации разных воздействующих факторов на электрических и других макетах;
- порядок подтверждения основных эксплуатационных характеристик требований по надежности и безопасности;
- порядок и объем отработки программного обеспечения, в том числе бортовых компьютеров и автоматизированных систем;
- перечень программ (ПИ) и методик (МИ) проведения и оценки результатов испытаний.

Перечень основных видов испытаний и их содержание в общем случае включает:

- статические испытания (линейные и циклические нагрузки, внутреннее давление и т. п.);
- вибродинамические испытания (вибрационные и динамические нагрузки);



- климатические испытания (воздействия внешних факторов);
- тепловые и вакуумные испытания (воздействие ФКП);
- испытания на герметичность;
- испытания на радиационную стойкость;
- испытания на стойкость, прочность и стабильность (экспериментальное подтверждение свойств объектов испытаний выполнять свои функции во время воздействия определенных внешних факторов или после такового).

## **2.5 Изготовление и наземные испытания прототипа микроспутника**

Изготовление опытных образцов микроспутника и его составных частей ведется по ранее разработанной КД и ТД. До начала изготовления необходимо провести проработку КД и ее анализ на технологичность; разработку необходимой ТД на изготовление и испытания; изготовить материальную часть для конструкторско-технологической отработки; подготовить необходимое производственное и испытательное оборудование; разработать инструкции и методики, необходимые для изготовления и испытаний.

Процесс изготовления сопровождается авторским надзором разработчика.

Подтверждение выполнения требований ТЗ на разработку микроспутника и его составных частей проводится при их экспериментальной отработке. Наземная отработка проводится поэтапно:

- автономные и комплексные испытания микроспутника и его составных частей, в соответствии с КПЭО;
- комплексные испытания микроспутника.

Задачи автономных испытаний состоят в следующем:

- проверка функционирования составных частей в условиях имитации внешних воздействующих на всех этапах эксплуатации факторов и нагрузок;
- выявление и устранение ненадежных элементов и недопустимых режимов работы;
- определение границ работоспособности, оценка соответствия характеристик требованиям ТЗ;
- проверка (корректировка при необходимости) КД и ЭД.

В общем случае испытания каждой составной части микроспутника проводят в следующей последовательности:

- исследовательские испытания для проверки работоспособности и соответствия параметров изделия требованиям ТЗ (разработка КД);
- доводочные испытания (разработка РД);

- специальные испытания (ресурсные и др.) в соответствии с КПЭО;
- приемочные (контрольные) испытания.

Все вновь создаваемые составные части микроспутника проходят автономные наземные испытания в соответствии с КПЭО. Достаточность отработки подтверждается положительными результатами испытаний.

Автономные испытания проводятся не менее чем на одном-двух образцах, которые могут последовательно подвергаться различным испытаниям. При этом допускается совмещение видов нагрузки при проведении одних испытаний или совмещение нескольких составных частей в единый блок.

По результатам успешного проведения автономной отработки готовится отчет, который считается основанием для проведения комплексных испытаний.

Наземную комплексную отработку микроспутника проводят после автономной отработки составных частей на опытных образцах, изготовленных в соответствии с разработанной РД.

Задачи комплексных испытаний состоят в следующем:

- проверка взаимного функционирования составных частей в условиях имитационного воздействия внешних факторов и нагрузок при различных (в том числе предельных) режимах эксплуатации;
- отработка программ и алгоритмов для бортовых систем наземных средств контроля;
- выявление и устранение конструкторских и производственных дефектов на стыках смежных систем и агрегатов;
- проверка работоспособности составных частей при имитации аварийных ситуаций;
- предварительная оценка соответствия требованиям ТЗ, в том числе требований по надежности и заданному ресурсу;
- отработка ЭД;
- определение технической готовности к проведению летных испытаний или эксплуатации (космического эксперимента).

Достаточность отработки определяется положительными результатами испытаний, проведенными в соответствии с КПЭО, программами и методиками комплексных испытаний. Комплексные испытания проводят на одном-двух образцах.

По окончании наземной экспериментальной отработки готовится отчет готовности к летным испытаниям (проведению космического эксперимента). Этот отчет должен содержать:

- обобщенные результаты выполнения работ, предусмотренных программой обеспечения надежности и программой обеспечения безопасности микроспутника;
- значения основных технических и эксплуатационных характеристик по результатам экспериментальной отработки и оценку их соответствия требованиям ТЗ;
- оценку достаточности программного обеспечения бортовых систем и наземных средств контроля;
- оценку выполнения требований по надежности по результатам всех видов испытаний;
- оценку достаточности ЭД;
- выводы о готовности к летным испытаниям (проведению космического эксперимента).

После окончания наземной отработки и запуска микроспутника начинается этап эксплуатации (космический эксперимент).

Если предполагается изготовление нескольких микроспутников, то далее проводятся летные испытания одного из аппаратов. После успешных летных испытаний изготавливается и запускается вся серия микроспутников.

Изложенные в настоящем разделе основные этапы и стадии создания микроспутника, задачи, решаемые на каждом из них, а также состав выпускаемой документации представлены на рис. 2.1.

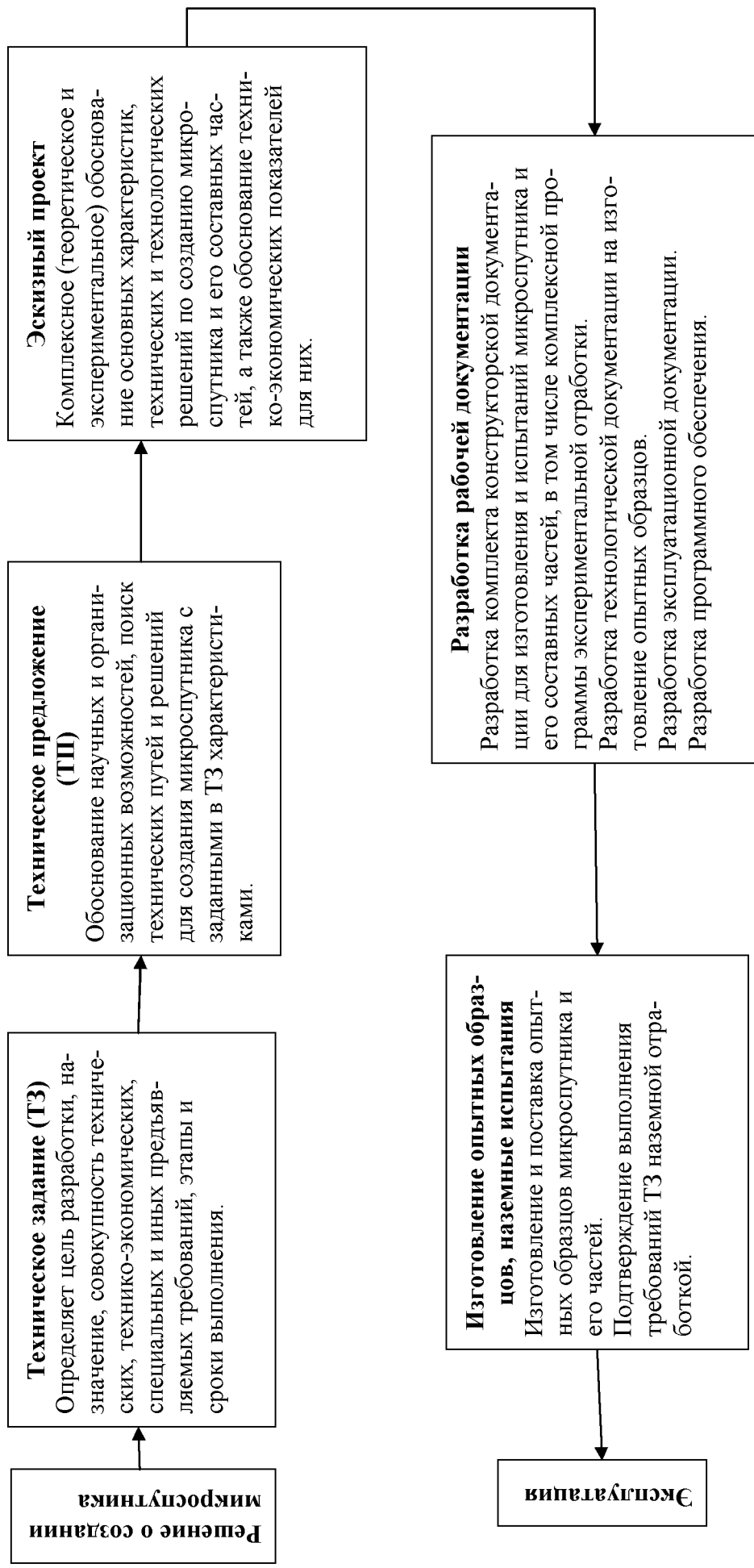


Рисунок 2.1 – Основные этапы и стадии создания микроспутника

### 3 Бортовые системы микроспутников

Основное назначение бортовых систем – обеспечить функционирование микроспутника, которое начинается с момента отделения его от РН. Состав бортовых систем зависит от его назначения. Рассмотрим назначение и состав наиболее часто используемых служебных систем.

#### 3.1 Назначение и состав бортовых систем

Микроспутник представляет собой совокупность функционально связанных систем: энергоснабжения, управления, ориентации и стабилизации, телеметрического контроля, обеспечения теплового режима, радиотехнические, сбора научной информации, двигательная и ряд других. В зависимости от типа микроспутника отдельные системы могут объединяться и наоборот устанавливаться дополнительные (радиационная и тепловая защита и т. д.).

Для снабжения всей аппаратуры микроспутника электроэнергией служит **система энергоснабжения (СЭП)**. Постоянные источники электроснабжения не могут обеспечить микроспутник электропитанием в течение длительного времени. Поэтому на микроспутнике должны быть предусмотрены источники пополнения электроэнергии. Наибольшее развитие среди них получили фотоэлектрические преобразователи (ФЭП), преобразующие солнечную энергию в электрическую. Их объединения в единую конструкцию принято называть *солнечными батареями (СБ)*.

Задачи СЭП достаточно сложны, так как на микроспутник накладываются массогабаритные ограничения, что приводит к ограничению мощности СБ и, следовательно, СЭП. Для обеспечения функционирования КА в течение длительного времени должен выполняться энергетический баланс, суть которого заключается в том, что среднесуточная мощность потребителей энергии не должна превышать среднесуточной мощности источников электроэнергии. Причем допускается кратковременное превышение потребления отдельной нагрузкой энергетического баланса, однако в течение суток он должен быть восстановлен. При невыполнении энергетического баланса СЭП должна отключать от электроэнергии любую нагрузку, в том числе и такую как бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ), что нередко приводит к внештатным ситуациям, т. е. к нарушению функционирования микроспутника.

Кроме того, потребители энергии требуют стабилизированного напряжения питания разного номинала. С этой целью СЭП должна обеспечивать преобразование напряжения питания и его стабилизацию.

С учетом ограниченных массовых и габаритных характеристик микроспутника еще одной задачей СЭП является максимальная энергоотдача с единицы площади СБ. Энергоотдача зависит от освещенности СБ и структуры фотоэлектрических преобразователей (кремневые, галиевые и т. д.), имеющих разные КПД. Для обеспечения максимальной энергоотдачи за счет освещенности

некоторые микроспутники снабжаются системой ориентации СБ на Солнце. Однако при проектировании таких систем необходимо учитывать, чтобы положительный эффект выигрыша за счет освещенности не был нивелирован дополнительным потреблением электрической энергии системой ориентации СБ, снижением показателей надежности микроспутника, ухудшением массово-габаритных характеристик микроспутника в целом и его удорожанием.

Учитывая, что при запуске СБ находятся в сложенном состоянии, необходимо установить их в рабочее состояние после отделения микроспутника от РН или от базового аппарата. Решение этой задачи осуществляет *система управления*, центральным элементом которой является БЦВМ. Как и любая система управления, она включает в себя датчики и исполнительные устройства. В данном случае сигнал на развертывание СБ система управления получает от устройства отделения микроспутника. Как правило, установка СБ в рабочее положение начинается с временной задержкой после отделения для отхода микроспутника на определенное расстояние с целью избежания столкновений с ракетой-носителем или базовым аппаратом, от которого отделяется микроспутник.

Функционирование микроспутника, как правило, требует его определенной ориентации в пространстве. Поэтому следующей задачей системы управления является ориентация и стабилизация КА. Ориентация необходима для установки определенной плоскости микроспутника или отдельных его частей на заданный ориентир. В качестве ориентира для микроспутника могут служить Земля, Солнце, планеты солнечной системы, звезды и т. д. Задачей стабилизации микроспутника является удержание микроспутника в заданном положении с заданной точностью. С учетом того, что угловая ориентация и стабилизация микроспутника выполняется одной и той же аппаратурой, эти две системы часто объединяют в одну, которую принято называть *системой ориентации и стабилизацией* (СОС). В качестве датчиков могут использоваться магнитометры (при ориентации по магнитному полю Земли), инфракрасная вертикаль (при ориентации по тепловому полю Земли), солнечный датчик (при ориентации на Солнце), звездный датчик (при ориентации на звезды), а также инерциальные датчики (гироскопы), определяющие отклонения микроспутника относительно инерциальной системы координат.

В качестве исполнительных устройств СОС для микроспутников используются электромагниты (магнитная стабилизация), электромаховичные двигатели (изменяют кинетические моменты).

В некоторых микроспутниках в качестве датчика, и исполнительного органа может использоваться выдвижная штанга с грузом на конце, выполняющая функции гравитационного стабилизатора. Принцип гравитационной стабилизации основан на разности сил притяжения микроспутника и груза, находящихся на разных расстояниях от центра Земли. Такая система не потреб-

ляет энергии и относится к пассивным системам. Однако точность стабилизации такой системы невысока, что ограничивает область ее применения.

СОС характеризуется точностью ориентации и стабилизации по углу и угловой скорости. Точность ориентации и стабилизации зависит, прежде всего, от точности датчиков, величины управляющего момента и алгоритмов управления (учитывающих отклонение микроспутника не только по углу, но и угловой скорости). Самой высокой точностью измерений обладают звездные датчики, но одновременно они являются и самыми дорогостоящими из числа датчиков.

Состав СОС микроспутника определяется с учетом обеспечения точности ориентации и стабилизации, энергетических возможностей микроспутника, срока активного существования и стоимости микроспутника.

Следует также учитывать, что звездные и солнечные датчики определяют угловое положение микроспутника относительно звезд или Солнца. Для угловой ориентации микроспутника относительно Земли необходимо кроме этого определять положение микроспутника на орбите.

Для решения задачи определения координат (пространственного положения) микроспутника, а также определения координат объектов (в том числе и подвижных) на Земле (задачи навигации) на микроспутника устанавливается *навигационная аппаратура потребителя* (НАП), которая вместе с управляющими двигателями может входить в **систему управления движением центра масс (СУДЦМ)**. Однако, НАП может быть установлена на микроспутник и при отсутствии СУДЦМ. В качестве НАП наиболее часто используют спутниковые радионавигационные приёмники, работающие по сигналам систем ГЛОНАСС и GPS.

Для обеспечения условий функционирования аппаратуры на борту микроспутника при изменении наружной температуры в космосе на освещенных и неосвещенных участках в значительных пределах в состав бортовых систем может входить **система терморегулирования (СТР)**. Основной задачей этой системы является уменьшение диапазона изменения температуры на бортовой аппаратуре.

Управление бортовой аппаратурой осуществляется системой управления, центральным элементом которой, как уже говорилось выше, является БЦВМ. В тоже время БЦВМ, работая по заложенной программе, не может предусмотреть всех возможных вариантов управления бортовой служебной аппаратурой и аппаратурой полезной нагрузки (АПН). Поэтому практически все микроспутники предусматривают управление от наземного Центра управления полетом (ЦУП). Для обеспечения передачи команд управления с ЦУП на борт микроспутника используется *командная радиопередача*. Направление передачи информации по этой радиопередаче – «Земля-борт». Структура передаваемой по командной радиопередаче информации носит служебный характер и, как правило, защищена от произвольного доступа. Скорость передачи информации во время сеансов связи обычно

невысока. Команды управления передаются в БЦВМ во время сеансов связи и могут выполняться непосредственно или в необходимое время.

Важной задачей функционирования микроспутника является информация о состоянии бортовой систем и АПН, о прохождении команд управления и отработки этих команд аппаратурой микроспутника. Выполнение этой задачи возложено на **систему телеметрического контроля (СТК)**. СТК осуществляет сбор телеметрической информации, формирует специальный телеметрический кадр в цифровом коде, каждый разряд которого несет информацию о состоянии конкретного прибора, аппаратуры или элемента схемы электрической (электрический сигнал). Структура телеметрического кадра может быть индивидуальной для каждого микроспутника или систематизирована для определенной группы микроспутников.

Для передачи телеметрической информации на наземные пункты используется *телеметрическая радиопередача*, которая осуществляет передачу информации «борт-Земля». Объем телеметрической информации, как правило, значительно больше объема командной информации. Поэтому скорость передачи информации по телеметрической радиопередаче выше, чем командной.

Иногда командную радиопередачу и телеметрическую радиопередачу объединяют в одну, которую называют совмещенной командно-телеметрической радиопередачей (СКТРП).

При длительном функционировании микроспутника необходимо сохранять информацию для последующей передачи на наземную станцию во время коротких сеансов связи. Для этого в АПН включают блок памяти. Иногда в микроспутниках для унификации интерфейсов приема-передачи информации вводят унифицированный блок, который называют **системой сбора научной информации (ССНИ)**. Введение унифицированной ССНИ в состав служебных систем позволяет существенно упростить процедуру согласования АПН с бортовыми системами микроспутника.

Корпус микроспутника с бортовыми системами часто называют *платформой*. Создание унифицированной платформы, на которую может устанавливаться различная АПН, позволяет существенно сократить сроки разработки и стоимость микроспутника.

### 3.2 Бортовая система управления

Основные задачи бортовой системы управления (БСУ) [2, 6]:

- прием информации от измерительных датчиков (магнитометры, солнечный датчик, звездный датчик, инерциальные датчики и т.д.);
- прием информации от навигационной аппаратуры потребителя;
- прием команд наземных станций по командной радиопередаче;
- управление движением микроспутника вокруг его центра масс (угловое положение и скорость);



- управление движением центра масс микроспутника (используется в случаях изменения параметром орбиты микроспутника или увода микроспутника с орбиты);
- управление работой бортового оборудования микроспутника с использованием бортовых алгоритмов и командной информации, принимаемой с Земли;
- контроль правильности функционирования бортового оборудования микроспутника, формирование сообщений о состоянии и функционировании оборудования, проведение при необходимости реконфигурации технических и программных средств микроспутника, формирование массива телеметрической информации и передача его через телеметрическую радиолинию на Землю;
- сервисные задачи, в том числе: организация вычислительного процесса; синхронизация обмена информации между блоками микроспутника и БЦВМ; формирование управляющих команд на блоки и системы в согласно циклограмме работы.

БСУ обеспечивает:

- установку СБ в рабочее положение после отделения микроспутника от ракетно-носителя или базового КА (при необходимости);
- выдвигание гравитационного стабилизатора (на микроспутниках с использованием гравитационной системы стабилизации);
- гашение угловых скоростей, получаемых микроспутником при его отделении;
- построение и поддержание трехосной ориентации микроспутника в орбитальной системе координат (ОСК) с требуемой точностью в течение всего требуемого времени;
- переориентацию микроспутника или отдельных его частей в процессе непосредственного решения целевой задачи;
- увод микроспутника с орбиты после завершения срока активного существования или перевода микроспутника на парковочные орбиты (в радиационные пояса Земли).

В зависимости от решаемых задач определяется и структура БСУ. Сложные алгоритмы управления определяют использование в качестве основного элемента БСУ – БЦВМ. Работа БЦВМ основывается на информации, которая считывается с соответствующих датчиков и преобразуется в команды управления по алгоритмам, заложенным в программном обеспечении. Датчики являются чувствительными органами БСУ. Для управления микроспутником используются исполнительные органы. Состав датчиков и исполнительных органов вместе с БЦВМ и определяют структуру системы управления микроспутником, её характеристики, стоимость и функциональные возможности.

Основные структурные элементы БСУ:

- бортовая цифровая вычислительная машина;
- система ориентации и стабилизации;
- блок сбора телеметрической информации;
- командная радиопередача (Земля-борт);
- телеметрическая радиопередача (борт-Земля);
- система терморегулирования;
- навигационная аппаратура потребителя.

Кроме этого в зависимости от решаемых задач в состав СУ могут входить:

- система управления центром масс микроспутника (при необходимости изменения параметров орбиты);
- система сбора информации с аппаратуры полезной нагрузки (для приема и хранения большого потока информации с АПН);
- информационная радиопередача (при передаче с высокой скоростью большого объема информации во время сеансов связи).

Важными характеристиками БСУ являются масса аппаратуры, ее стоимость, потребляемая мощность, гарантийный срок эксплуатации, вероятность безотказной работы и др.

### **3.3 Система ориентации и стабилизации**

#### **3.3.1 Классификация систем**

Угловой стабилизацией называется движение микроспутника вокруг центра масс на тех участках траектории, где полет протекает со значительными ускорениями: при коррекции орбиты, переходе с одной орбиты на другую, переходе на траекторию спуска и т.д. или в тех случаях, когда микроспутник осуществляет неуправляемый полёт, а для решения целевой задачи его временно стабилизируют. Системы угловой стабилизации требуют значительных затрат энергии, поскольку они работают при сравнительно больших возмущающих силах и моментах.

Угловая стабилизация микроспутника не является самостоятельной задачей, а преследует вспомогательные цели при управлении движением центра масс микроспутника.

Ориентацией микроспутника называется управление угловым движением микроспутника на участке свободного полета, т.е. ориентация микроспутника – это придание его осям определенного положения относительно заданных направлений.

Необходимость в ориентации микроспутника возникает:

- при получении энергии за счет работы солнечных батарей;
- при навигационных измерениях;
- при проведении научных исследований (непосредственном решении целевой задачи);
- при передаче информации на Землю с помощью остронаправленной антенны;
- перед включением тормозного или разгонного двигателя с целью изменения траектории полета микроспутника.

Ориентация микроспутника требует поддержания заданного положения либо постоянно, либо кратковременно. В отличие от стабилизации ориентация не оказывает влияния на положение центра масс микроспутника.

Системы ориентации и стабилизации нередко выполняются с учетом их тесного взаимодействия и используют одни и те же датчики. По числу ориентированных осей микроспутника различают одноосную ориентацию, при которой поддерживается определенное угловое положение одной из его осей относительно заданного направления, и полную ориентацию, когда определенное угловое положение придается всем трем осям микроспутника [7].

В то время как системы стабилизации используются как исключительно активные, системы ориентации - как активные, так и пассивные.

К пассивным системам ориентации относятся: гравитационная, инерционная, аэродинамическая и ряд других, т.е. таких, которые для своей работы не требуют затрат энергии, запасенной на борту микроспутника. Они отличаются высокой экономичностью. Вместе с тем области их применения ограничены.

К системам, требующим для своей работы определенной энергии, запасаемой на борту микроспутника, или массы, т.е. активным системам, относятся: реактивные двигатели ориентации, инерционные маховики, электромагнитные устройства и др.

Преимуществом активных систем является их гибкость, возможность обеспечить разворот микроспутника в нужном направлении с требуемой угловой скоростью.

В автоматических системах ориентации управление осуществляется по командам с Земли, либо от бортовых систем управления.

Система ориентации микроспутника получает от чувствительных элементов-датчиков информацию о положении микроспутника относительно осей ориентации и о характере его углового движения.

Чаще всего применяются электронно-оптические датчики, использующие в качестве опорных ориентиров небесные светила - Солнце, Землю, Луну, звезды. Оптические приборы под действием видимого света или инфракрасного излучения при отклонении осей датчиков от направления на опорный ориентир вырабатывают электрический сигнал.

Инфракрасное излучение объекта, например Земли, удобнее всего регистрировать, поскольку дневная и ночная стороны в этом случае эквивалентны.

В качестве прибора, регистрирующего угловое положение микроспутника, может быть использован ионный датчик.

Применяются также чувствительные магнитные элементы, позволяющие определить положение микроспутника относительно магнитного поля Земли.

Гироскопические датчики используют свойство быстровращающегося волчка сохранять неизменным направление в пространстве.

Электрические сигналы с датчиков поступают в преобразующее устройство, которое осуществляет:

- усиление, сопоставление и преобразование сигналов в управляющие сигналы для включения и выключения исполнительных органов;
- логические операции, необходимые для правильного функционирования системы ориентации.

Варианты систем ориентации и стабилизации представлены на рис. 3.1.



Рисунок 3.1 – Варианты системы ориентации и стабилизации

Поскольку на вращающийся микроспутник будут действовать внешние возмущающие моменты (гравитационный, магнитный, аэродинамический) от управляющих рулевых двигателей, то возникает прецессия.

Угловая скорость прецессии при этом (рис. 3.2):

$$\Omega_{\text{пр}} = \frac{M_{\text{возм}}}{H_{\text{кин}} \sin \alpha_{\text{пр}}}$$

где  $M_{\text{возм}}$  – внешний возмущающий момент;

$H_{\text{кин}} = J_z \omega_z$  – кинетический момент микроспутника;

$J_z$  – момент инерции микроспутника;

$\alpha_{\text{пр}}$  – угол прецессии микроспутника относительно оси z (оси, вокруг которой проводилась закрутка).

Таблица 3.1 Сравнительный анализ различных систем ориентации

Системы ориентации	Вращением	С реактивными соплами	Гравитационная; аэродинамическая, солнечным давлением	Магнитная и электромагнитная
Точность	не менее 1°	до 1'	5° (до 1° с демпфированием)	до 0,5°
Область применения			- гравитационная 200 км < H < 2000 км - аэродинамическая 200 км < H < 400 км - солнечным давлением H > 2500 км	600 км < H < 6000 км

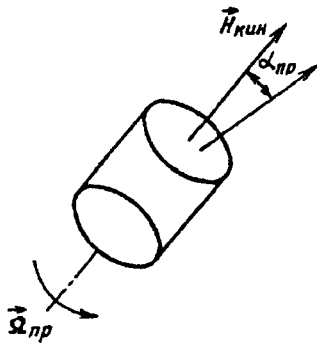


Рисунок 3.2 – Прецессия микроспутника после предварительной закрутки его при отделении от носителя

Ориентация вращением обеспечивает точность положения не менее 1°. Сравнительный анализ различных систем ориентации представлен в табл. 3.1.

Возможность применения той или иной системы ориентации зависит от высоты орбиты функционирования микроспутника, типа применяемой системы, значений возмущающих моментов и моментов стабилизации.

### 3.3.2 Гравитационная система ориентации

Гравитационная система ориентации относится к пассивным системам и поэтому не требует для своего функционирования затрат энергии или массы, запасенных на борту микроспутника [2,6,8]. Её функционирование основано на использовании гравитационно-

го момента, который возникает в случае, если микроспутник спроектирован таким образом, что момент инерции относительно оси ориентации имеет значительно меньшее значение, чем момент инерции относительно других осей.

Такого эффекта можно добиться путем специальной компоновки в размещении масс микроспутника, например, в виде гантели или удлинненного цилиндра. Аналогично получается гравитационный момент, если на специальных штангах вынести за пределы микроспутника грузы. Если через штанги осуществляется гибкая связь с микроспутником, то возможно демпфирование колебаний вокруг устойчивого положения.

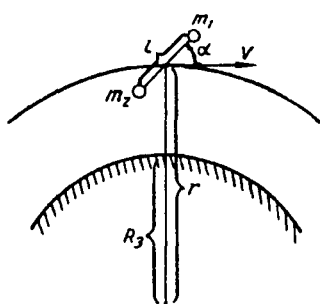


Рисунок 3.3 – Иллюстрация возникновения гравитационного момента

Подобная система эффективна для микроспутников, совершающего орбитальный полет вокруг Земли на высотах орбиты, лежащей в пределах  $200 \text{ км} < H < 2000 \text{ км}$ .

На высотах, меньших, чем указано в диапазоне применения, сказывается возмущающее влияние атмосферы. На больших высотах и при полетах в межпланетном пространстве система неэффективна из-за ослабленного гравитационного градиента поля Земли и недостаточного значения градиента поля тяготения Солнца.

Рассмотрим рис. 3.3. Если не существует разнесенных масс, связанных с микроспутником, то суммарная сила, действующая на микроспутник, будет

$$F = f \frac{mM}{(R+H)^2} - \frac{mV^2}{(R+H)} = 0$$

При гибкой или жесткой связи разнесенных масс  $m_1$  и  $m_2$  и грузов, движущихся с одинаковой скоростью, но на высотах, отличающихся на некоторую малую величину, высота движения каждой разнесенной массы отличается от высоты движения их общего центра масс на  $\pm l \sin \frac{\alpha}{2}$ . При этом на верхнем грузе возникает сила

$$\delta f = \frac{m_1}{(R+H)^2} \left( 2f \frac{M}{R+H} - V^2 \right) \delta H,$$

а на нижнем грузе

$$\delta f = \frac{m_1}{(R+H)^2} \left( -2f \frac{M}{R+H} + V^2 \right) \delta H,$$

или в общем случае

$$\delta f = \pm \frac{m_1}{(R+H)^2} \left( 2f \frac{M}{R+H} - V^2 \right) \delta H, \quad \delta H = \pm \frac{l}{2} \sin \alpha.$$

Гравитационный момент составит величину

$$\delta M_{\text{грав}} = \delta F l \cos \alpha$$

или

$$M_{\text{грав}} = \frac{ml}{4(R+H)} \left( V^2 - 2f \frac{M}{R+H} \right) \sin 2\alpha.$$

Гравитационный момент при  $\alpha = 0$  и  $\alpha = \frac{\pi}{2}$  — равен нулю и максимален при  $\alpha = \frac{\pi}{4}$  (рис. 3.4). Следовательно, при  $\alpha = 0$  и  $\alpha = \frac{\pi}{4}$  — мы имеем две точки равновесия, но точка  $\alpha = 0$  является точкой неустойчивого равновесия: при увеличении угла  $\alpha$  (а колебания микроспутника всегда имеют место) гравитационный момент возрастает. В точке  $\alpha = \frac{\pi}{2}$  положение устойчивое, и при небольшом отклонении по углу  $\alpha$  в ту или иную сторону микроспутник будет возвращаться к этому устойчивому положению.

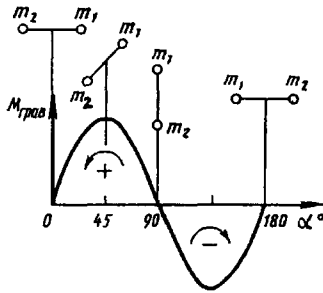


Рисунок 3.4 – Диаграмма изменения гравитационного момента

Наличие гибких штанг или других устройств демпфирует колебания микроспутника относительно положения равновесия при  $\alpha = \frac{\pi}{2}$ . При отсутствии демпфирования микро-

спутник совершает колебания по углам тангажа и крена с частотой

$$f_{\text{кл}} = \omega \sqrt{\frac{3(J_i - J_z)}{J_z}},$$

где  $\omega = \frac{V}{R+H}$  — средняя угловая скорость обращения микроспутника вокруг Земли;

$J_i = J_x$ ;  $J_i = J_y$  — моменты инерции относительно осей, перпендикулярных продольной оси z;

$J_z$  — моменты инерции относительно продольной оси z.

### 3.3.3 Аэродинамическая система ориентации

При движении микроспутника по низким орбитам возможна ориентация микроспутника вдоль вектора скорости путем использования атмосферы (рис. 3.5) [2,6,8]. Известно, что сила аэродинамического сопротивления зависит от плотности атмосферы  $\rho$

$$X = \rho \frac{V^2}{2} c_{x_0} S_M.$$

Если величинами  $\rho$  и  $V$  управлять мы не можем, то путем подбора коэффициента

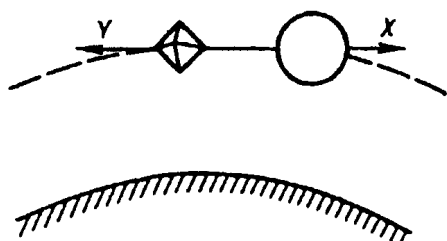


Рисунок 3.5 – Схема аэродинамической стабилизации

аэродинамического сопротивления  $c_{x_0}$  и максимальной площади  $S_M$  поперечного сечения самого микроспутника или специальной плоскости (сферического баллона, конуса и т.д.), размещенной на некотором расстоянии от микроспутника на штанге или с помощью гибкой связи, возможна такая аэродинамическая ориентация (см. рис. 3.5).

При отклонении оси микроспутника, ориентированного вдоль вектора скорости, на угол  $\alpha$  от направления вектора скорости возникает аэродинамический стабилизирующий момент

$$M = \rho \frac{V^2}{2} c_{x_0} S_M l \sin \alpha,$$

где  $l$  – расстояние от центра масс (или точки крепления в случае гибкой связи) до центра давления.

Вследствие вращения атмосферы с Землей появляется ошибка ориентации по углу рыскания в орбитальной системе отсчета

$$\Delta\phi_{\max} = \frac{V_{\text{атм}}}{V_3},$$

где  $V_{\text{атм}}$  – скорость движения атмосферы;

$V_3$  – угловая скорость Земли.

Так при движении КА по круговой полярной орбите на высоте  $H=200$  км,  $\Delta\phi_{\max} = 3,5^\circ /$

Система аэродинамической ориентации эффективна на высотах 200... 400 км.

Начиная с высоты 2500 км возможно использование эффекта давления солнечных лучей для создания системы, аналогичной системе аэродинамической ориентации.

В этом случае солнечное давление может быть вычислено по формуле

$$F_c = (1 + \zeta) \frac{F_0 S}{c} \sin^2 \alpha,$$

где  $\zeta$  – отражательная способность экрана;

$F_0$  – солнечная постоянная;

$S$  – площадь экрана;



$c$  – скорость света;

$\alpha$  – угол атаки.

Стабилизирующий момент при этом составит  $M_c = F_{c,IP} l$ , где  $F_{c,IP}$  – проекция стабилизирующей силы на направление, перпендикулярное плечу.

### 3.3.4 Электромагнитная система ориентации

Электромагнитная система ориентации может быть либо пассивной, либо активной. Если на микроспутнике установить постоянные магниты, то они будут взаимодействовать с магнитным полем Земли и соответствующим образом ориентировать в пространстве микроспутник (рис. 3.6) [9].

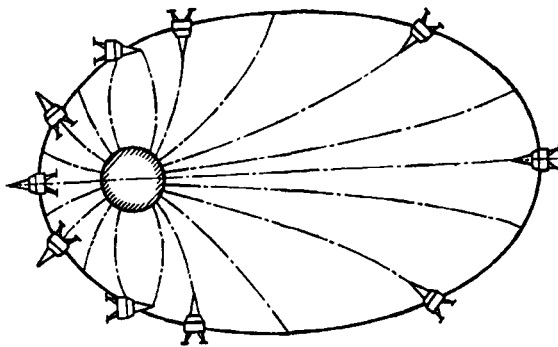


Рисунок 3.6 – Положение магнито-ориентируемого спутника относительно магнитного поля Земли

Установка соленоидов или электромагнитов позволяет активно влиять на процесс взаимодействия электромагнитного поля КА с магнитным полем Земли. Элементы электромагнитной системы ориентации могут применяться для демпфирования колебаний микроспутника, когда используются другие системы ориентации

Система может применяться для микроспутников, совершающих полет на высотах от 600 до 6000 км.

При пассивной ориентации (ориентация с помощью постоянных магнитов) стабилизирующий момент рассчитывается по формуле [2,9]

$$I_{пасс} = -H_E \mu \sin \sigma$$

где  $H_E$  – напряженность магнитного поля Земли;

$\mu$  – магнитный дипольный момент;

$\sigma$  – угол между осью магнитного стержня и вектором магнитного поля Земли.

В свою очередь, магнитный дипольный момент  $\mu = VB$ , зависит от объема магнитного стержня  $V$  и индукционного магнитного поля  $B$ .

При пассивной магнитной ориентации за период обращения микроспутник совершает два оборота вокруг оси, перпендикулярной плоскости орбиты.

Момент взаимодействия электрического контура с геомагнитным полем (активная ориентация) может быть вычислен по формуле

$$L_{акт} = -\mu_0 n F H_E \sin \sigma ,$$

где  $\mu_0$  – магнитная проницаемость;

$n$  – число витков электрического контура;

$F$  площадь контура.

### 3.3.5 Ориентация и стабилизация с помощью газовых сопел

Система ориентации и стабилизации с помощью газовых сопел относится к активным системам. Эта система позволяет создавать большие управляющие моменты за счет выброса газа и поэтому нашла широкое применение. Однако она имеет и определенный недостаток – ограниченный ресурс газа, что не позволяет использовать ее на длительных интервалах времени.

Как правило, такую систему используют на начальном этапе угловой стабилизации после отделения микроспутника от ракеты-носителя или базового аппарата, и компенсации больших начальных возмущений в виде начальной угловой скорости, полученной микроспутником после отделения или большого начального угла рассогласования (близкого к  $180^\circ$ ).

Газовые сопла представляют собой реактивный двигатель, выбрасывающий сжатый газ под большим давлением. Принцип работы реактивных двигателей основан на законе сохранения количества движения. При выбрасывании массы вещества (газа) с определенной скоростью истечения микроспутник приобретает такое же количество движения (и соответственно скорость) в обратном направлении.

Как и все реактивные двигатели, газовые двигатели характеризуются величиной тяги и удельной тягой. Величина тяги, создаваемая газовыми соплами может достигать десятков Н.

Управляющий момент, возникающий при использовании сопел, будет

$$M = A p_k F_{kp} l \cos \alpha$$

где  $A$  – коэффициент, зависящий от показателя адиабаты;

$p_k$  – давление в камерах сопел;

$F_{kp}$  – площадь критического сечения сопел;

$l$  – длина плеча момента;

$\alpha$  – угол между направлением газового потока и перпендикуляром к плечу.

Требуемый запас топлива для обеспечения ориентируемого полета зависит от точности по угловой скорости  $\Delta\omega$  и точности по углу  $\Delta\phi$ :

$$m_{opt} = \frac{J(\Delta\omega)^2}{P_{y\phi} l \Delta\omega} t,$$

где  $J$  – момент инерции микроспутника;

$P_{y\phi}$  – удельный импульс тяги;

$l$  – плечо;

$t$  – время ориентируемого полета.

### 3.3.6 Система ориентации с помощью инерционных маховиков

В основе систем ориентации с помощью инерционных маховиков лежит свойство сохранения кинетического момента микроспутника, заключающееся в том, что при придании двигателю-маховику на борту микроспутника угловой скорости в одном направлении, микроспутник получает угловую скорость в другом направлении, что может быть описано уравнением:

$$J_{x1}\Delta\omega_1 = -J_{x2}\Delta\omega_2, \quad (3.1)$$

где  $J_{x1}, J_{x2}$  – моменты инерции относительно оси  $X$  соответственно микроспутника и двигателя маховика;

$\Delta\omega_1, \Delta\omega_2$  – приращение угловой скорости относительно оси  $X$  соответственно микроспутником и двигателем-маховиком.

Как видно из выражения (3.1), изменяя угловую скорость двигателя-маховика можно либо производить разворот микроспутника, либо компенсировать имеющуюся у микроспутника угловую скорость.

Отличительной чертой СОС с использованием двигателей-маховиков является отсутствие рабочего тела. Основным источником энергии таких двигателей является электрическая энергия, которая возобновляется на микроспутнике с помощью, например, солнечных батарей. В соответствии с этим ресурс работы такой СОС, как правило, не меньше, чем время активного существования микроспутника.

Для обеспечения лучшей управляемости момент управления от двигателя-маховика желательно получить как можно больше. Этого можно достичь двумя способами: либо увеличением момента инерции маховика, либо увеличением приращения угловой скорости. Увеличение момента инерции маховика связано с увеличением его габаритов, что в

случаев микроспутника является нежелательным. Этот способ может применяться только на относительно больших КА.

Второй способ предполагает увеличение угловой скорости двигателя-маховика. В современных двигателях-маховиках скорость вращения достигает значения 36 тыс. оборотов в минуту, а максимальное потребление энергии достигает 15 Вт. Однако предельно расчетным значением скорости вращения является скорость до 10 тыс. оборотов в минуту для обеспечения ресурсных показателей и показателей надежности.

При работе двигателя-маховика могут возникнуть случаи, когда угловая скорость будет приближаться к максимально допустимой. В этом случае двигатель-маховик должен разгружаться. Для разгрузки двигателя может использоваться другой двигатель-маховик, ось вращения которого совпадает с основным двигателем-маховиком. Для разгрузки двигателя-маховика могут применяться и другие исполнительные органы (например, электромагниты).

Для придания исполнительным органам более широких возможностей, а, следовательно, и получения более сложных и точных алгоритмов управления, двигатели-маховики могут устанавливаться в карданном подвесе.

### **3.4 Система энергопитания**

Система энергопитания предназначена для обеспечения электроэнергией бортовой аппаратуры микроспутника в процессе орбитального полета в течение заданного времени эксплуатации, а также при его наземных испытаниях [2,6,8].

В качестве постоянных источников электроснабжения (аккумуляторов) на микроспутниках наибольшее распространение получили батареи химические (БХ), вырабатывающие электроэнергию на основе протекания химических процессов.

Потребление электроэнергии аппаратурой служебных систем и полезной нагрузки приводит к разряду БХ. Поэтому для обеспечения функционирования СЭП в течение длительного срока эксплуатации должны быть предусмотрены источники пополнения электроэнергии, обеспечивающие заряд БХ. В качестве таких источников электроэнергии могут использоваться ФЭП, ядерные установки и др. Их часто называют первичными источниками электроэнергии.

Аппаратура микроспутника, как правило, требует различного номинала напряжений питания и раздельного питания. Поэтому в состав СЭС входят преобразователи и стабилизаторы напряжений или, как их часто называют, вторичные источники энергии.

Для обеспечения управления СЭП, поддержания и контроля режимов работы, включения и выключения питания на различную бортовую аппаратуру и т. д. в состав СЭП включают блок управления и интерфейс. Обобщенная структурная схема СЭП приведена на рис. 3.7.

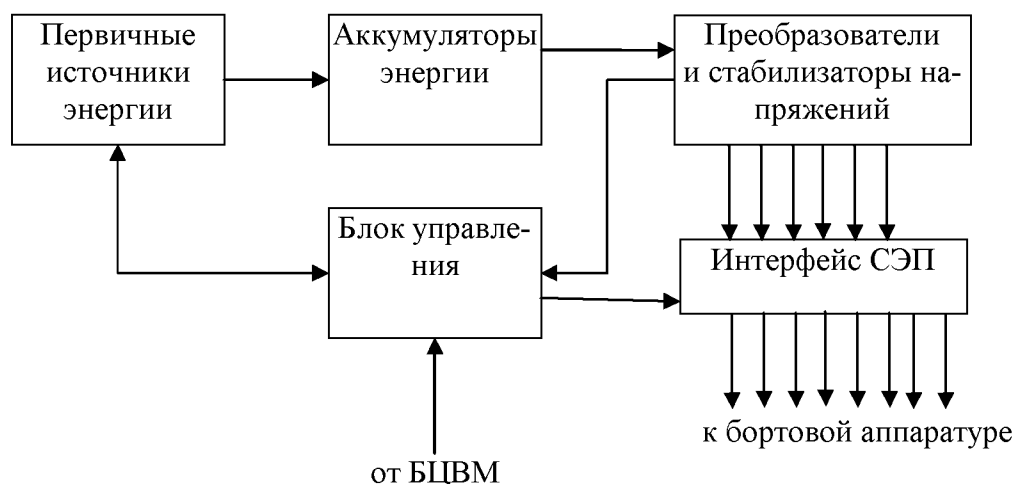


Рисунок 3.7 – Обобщенная структурная схема СЭП

Микроспутники, функционирующие в околоземном пространстве и проводящие исследование ближних планет Солнечной системы, чаще всего в качестве первичных источников энергии используют фотоэлектрические преобразователи (ФЭП), которые объединяются в панели и называются солнечными батареями (СБ). Солнечные батареи осуществляют преобразование энергии солнечного излучения в постоянный электрический ток. Соединение ФЭП осуществляют таким образом, чтобы обеспечить необходимое напряжение (последовательное включение) и необходимую мощность (параллельное включение). Чаще всего СБ выполняют в виде сотовых конструкций, позволяющих при обеспечении необходимой жесткости получить минимальные удельные массовые характеристики (масса одного квадратного метра площади СБ). Пример конструкции СБ на сотовой основе приведен на рис 3.8.

Для эффективной работы солнечных батарей может использоваться система ориентации солнечных батарей (СОСБ), которая должна обеспечивать ориентацию СБ на Солнце при минимальной собственной потребляемой мощности в течение срока активного существования КА. Для ориентации на Солнце используются солнечные датчики. Как показывает практика, СОСБ неэффективны на микроспутниках, так как не обеспечивают положительного эффекта увеличения мощности за счет дополнительного потребления энергии самой СОСБ. К тому же это приводит к усложнению конструкции и снижению показателей надежности.

Теоретически с одного метра квадратного ФЭП СБ можно снимать до 1000 Вт электроэнергии. Однако существующие ФЭП на основе кремния позволяют получать удельную мощность от 150 до 170 Вт/м<sup>2</sup>, а на основе арсенида галлия от 180 до 210 Вт/м<sup>2</sup>. Применение многопереходных ФЭП на основе арсенида галлия позволяет увеличить удельную мощность до 300 Вт/м<sup>2</sup>. При этом следует отметить, что ФЭП на основе арсенида галлия намного дороже, чем на основе кремния.

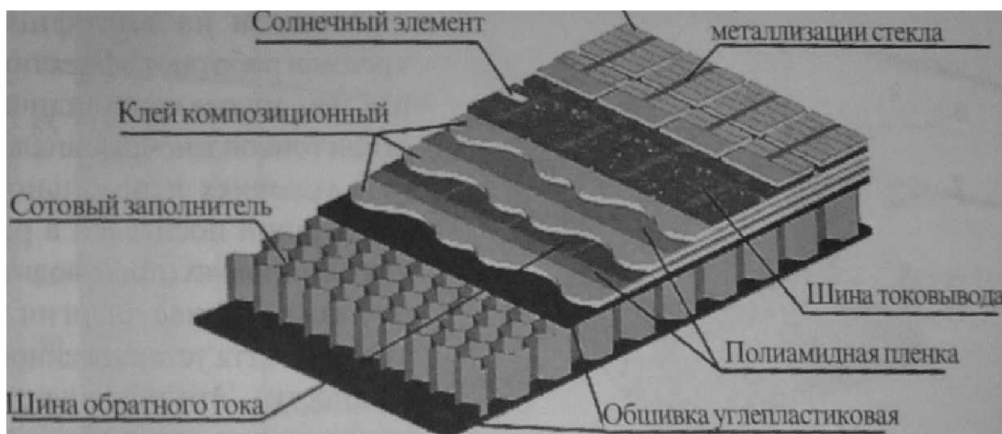


Рисунок 3.8 – Структура солнечных батарей на сотовой основе

Часть световой энергии, которую могут преобразовать ФЭП в электрическую энергию, называют КПД ФЭП.

В последнее время находят широкое распространение тонкопленочные гибкие ФЭП на основе аморфного кремния (рис. 3.9).

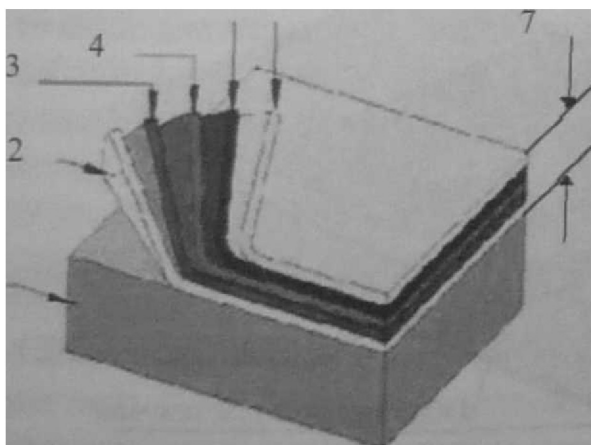


Рисунок 3.9 – Структура ФЭП на основе аморфного кремния:

1 – гибкая подложка из нержавеющей стали; 2 – слой пленки обратного опрессия; 3 – слой чувствительный к красной области солнечного спектра; 4 – слой чувствительный к зеленой области солнечного спектра; 5 – слой чувствительный к синей области солнечного спектра; 6 – прозрачная электропроводящая пленка-покрытие; 7 - общая толщина многослойной структуры ( $\leq 1$  мкм)

Солнечная батарея из аморфного кремния представляет собой конструктивно завершенное устройство, включающее многослойный пакет пленок из аморфных кремниевых сплавов, который наносится на подложку из нержавеющей стали и покрывается спе-

циальным защитным покрытием. Толщина всего пленочного пакета при этом составляет менее 1 мкм.

Модули на аморфном кремнии работают эффективнее, чем другие кристаллические и тонкопленочные аналоги в условиях неидеальной ориентации носителей в реальных условиях (производится больше Вт-час энергии с каждого ватта установленной мощности). Это повышение производительности, достигающее 20 % и более, обусловлено более высокой чувствительностью при слабой освещенности или рассеянном свете и лучшими температурными показателями. Удельная мощность модулей -10 Вт/дм<sup>2</sup>. При этом следует учитывать, что стоимость тонкопленочных гибких ФЭП выше, чем обычных ФЭП на основе кремния. Гибкие ФЭП обладают еще одним достоинством - их можно устанавливать на поверхности практически любого профиля. За счет этого можно установить на микроспутник ФЭП большей площади и соответственно получить большую выходную мощность СЭС.

Реальная мощность, снимаемая с СБ, намного меньше за счет нахождения панелей СБ под углом к Солнцу, а также на неосвещенных участках траектории.

В качестве аккумуляторов энергии используются БХ, которые характеризуются номинальным напряжением, емкостью, номинальным током разряда и заряда, сроком эксплуатации и током саморазряда.

Номинальное напряжение - усредненное значение напряжения источника тока при работе в заданных паспортными значениями режимах заряда и разряда.

Номинальная емкость ( $C_n$ ) - произведение количества ампер, выдаваемых в нагрузку, на количество часов, в течение которого поддерживается номинальный ток разряда и номинальное напряжение при температуре 20 °С.

Срок службы источников энергии - интервал времени, в течение которого источник электрической энергии сохраняет свои характеристики. Для первичных источников энергии этот срок определяется суммарной продолжительностью времени хранения и эксплуатации, а для аккумуляторов – количеством циклов заряда-разряда, которое источник тока может обеспечить до снижения его разрядной емкости не ниже регламентируемого уровня. Обычно граница работоспособности устанавливается на уровне 0,6  $C_n$ . Срок службы аккумуляторов зависит от многих факторов: глубины разряда, режима заряда, периода между зарядом и разрядом, температуры и других факторов.

Саморазряд – процесс, который приводит к частичной потере емкости при отсутствии тока разряда (отключении от нагрузки) за счет внутренних химических процессов в самой батарее, а также за счет появления тока разряда по внешней загрязненной поверх-

ности батареи. Саморазряд характеризуется микротоками утечки и оценивается потерей емкости в процентах. Мерой потери емкости (в процентах) за время хранения  $t$  служит величина:

$$S=100(C_0-C_t)/C_0,$$

где  $C_0$  - емкость, отдаваемая первичным или заряженным вторичным источником тока в начальный момент эксплуатации;

$C_t$ , - емкость источника тока в момент времени  $t$

К БХ, предназначенным для работы в космическом пространстве, предъявляются требования:

- высокие удельные массогабаритные и электрические характеристики;
- широкий диапазон рабочих температур;
- способность подзарядки малыми токами;
- низкие токи саморазряда.

В качестве накопителей энергии в системах электроснабжения микроспутников с ресурсом больше года применяют никель-кадмиевые (NiCd) и никель-водородные (NiHa) аккумуляторные батареи с удельной энергией от 25 до 35 и от 45 до 55 Вт·ч/кг соответственно. В последние годы на микроспутниках находят применение литий-ионные батареи, которые характеризуются меньшими удельными весовыми параметрами и меньшим током саморазряда.

При проектировании СЭП необходимо учитывать тепловыделение в аккумуляторах из-за химических процессов, возникающих в аккумуляторе при его заряде.

При выборе БХ приходится учитывать множество различных факторов, основными из которых являются:

- требуемая мощность;
- характер нагрузки (ток, сопротивление, мощность);
- режим работы источника энергии (непрерывный, прерывистый, импульсный);
- конструктивные характеристики (весогабаритные параметры, конфигурация, тип выводов);
- электрические характеристики (максимальное напряжение в начале разряда, стабильность напряжения при постоянной нагрузке, конечное разрядное напряжение, устойчивость характеристик при изменении режимов нагрузки);
- условия окружающей среды (диапазон рабочих температур и влажность);
- срок службы;
- стоимость.



Кроме этого приходится учитывать и ряд других требований, таких как надежность, прочность при механических нагрузках, пожаро- и взрывобезопасность, техническое обслуживание, возможность установки устройств защиты, режим заряда и т.д.

Наиболее дешевыми герметичными источниками тока являются марганцево-цинковые элементы (МЦ), однако их энергетические возможности сильно зависят от скорости разряда. Щелочные аккумуляторы имеют стабильное рабочее напряжение. Литиевые элементы имеют высокие энергетические характеристики по сравнению со щелочными элементами, работоспособны в широком диапазоне температур от  $-30$  до  $+50$  °С, а в ряде случаев от  $-70$  до  $+150$  °С, более стабильное разрядное напряжение, высокую удельную энергию, малый саморазряд (менее 1 % в год), длительный срок хранения (до 12 лет) [2].

Свинцово-кислотные аккумуляторы по сравнению со щелочными отличаются высоким рабочим напряжением, меньшей стоимостью одного А·ч, но в тоже время они имеют низкие удельные энергетические характеристики.

Ртутно-цинковые аккумуляторы по сравнению с МЦ имеют большую стоимость, высокие удельные характеристики и стабильность разрядного напряжения. Серебряно-цинковые элементы имеют по сравнению с МЦ высокие удельные энергетические характеристики, стабильность разрядной характеристики, высокое рабочее напряжение, длительный срок хранения, меньшую чувствительность к повышению токовой нагрузки.

Большая мощность литиевых источников тока в сочетании с 10-летним сроком хранения делает их незаменимыми в случаях, когда потребителю требуется постоянная готовность к обеспечению импульса энергии достаточно большой мощности. Литиевые элементы выпускают компании: «SAFT» (элементы серий LO, LSH, LO, LM); «VARTA» (серия CR); «PANASONIC» (серия BR); «SONNENSCHNEIN» (серия SL); ОАО «Энергия» (серия Блик).

Современные герметизированные свинцово-кислотные аккумуляторы имеют высокие удельные энергетические характеристики (до 40 Вт·ч/кг), работоспособны в буферном режиме при нормальной температуре более 10 лет, выдерживают несколько сот циклов. Значительная часть этих источников тока – батареи большой емкости (до тысяч ампер-часов). Герметизированные свинцово-кислотные батареи выпускают компании: «SONNENSCHNEIN» (Германия, серии A400 и A500 емкостью от 1,2 до 3000 А·ч); «KOBEL» (Япония, серии HP и HV); «YUASA» (Япония, серии NP, NPH, NPC и NPL емкостью от 0,8 до 65 А·ч); «PANASONIC» (Япония, серия LC емкостью от 1.3 до 100 А·ч); «TOPIN» (Гонконг, серия TP емкостью от 0,8 до 1000 А·ч), «EUROPOWER» (Тайвань,

серия EP емкостью от 1,2 до 40А·ч); «FIAMM» (Италия, серия fiamm-gs емкостью от 1,2 до 8000 А·ч); «CSB» (Тайвань, батареи емкостью от 1,3 до 3000 А·ч).

Литий-ионные аккумуляторы появились на рынке менее 10 лет назад. Они являются одним из самых перспективных источников питания автономных объектов любой мощности, обладающие высокой емкостью при малых габаритах. Эти аккумуляторы были выбраны NASA для использования на космических летательных аппаратах, запущенных к Марсу [2],

Преобразователи и стабилизаторы напряжений предназначены для выработки стабилизированного напряжения различного номинала, подаваемого на бортовую аппаратуру микроспутника, включая служебные системы и полезную нагрузку. Как правило, бортовая аппаратура использует напряжение 5 В для питания микросхем радиоэлектронной аппаратуры (РЭА). Достаточно распространенными номиналами напряжений являются напряжения 12 и 15 В.

Кроме этого для повышения надежности используются резервные каналы питания, и производится разделение напряжения одного номинала для разных потребителей. За счет этого при выходе из строя канала заданного номинала бортовая аппаратура может быть переведена на резервный канал питания. В случае выхода из строя конкретного прибора (например, короткого замыкания или обрыва линии) этот прибор может быть отключен от питания, и оставшаяся аппаратура будет выполнять свои функции, т. е. выход из строя одного прибора не приведет к потере работоспособности всего микроспутника.

Преобразователи напряжений обеспечивают преобразование нестабилизированного напряжения от аккумуляторов в сетку напряжений различного номинала. Для преобразования постоянного напряжения аккумулятора (как правило, от 24 до 34 В) производят преобразование постоянного напряжения в переменное, а затем переменное напряжение одного номинала преобразовывают в переменное напряжение другого номинала. После этого переменное напряжение преобразовывают в постоянное и стабилизируют. Как правило, стабилизаторы напряжения включают в себя элементы защиты от короткого замыкания при превышении потребления аппаратурой допустимого максимального тока (например, в 1,5 раза). Такая защита позволяет избежать внештатных ситуаций, способных привести к полному выходу из строя СЭП микроспутника.

В последнее время широкое распространение получают преобразователи и стабилизаторы напряжений, выполняемые на интегральных схемах с КПД до 0,8.

Включение в состав интерфейсов, обеспечивающих контроль состояния каналов питания и управление подключением каналов питания к бортовой аппаратуре, позволяет создавать унифицированные блоки для широкого класса бортовой аппаратуры.

Основой блока управления СЭП, как правило, служит микропроцессор, что позволяет выполнять различные задачи, в том числе и ориентацию СБ по солнечным датчикам в пространстве, обеспечивающую максимальный съём мощности с ФЭП.

Важной характеристикой СЭП является собственное потребление энергии. Основными потребителями являются блок управления, система ориентации солнечных батарей (при их наличии), системы защиты и контроля (очень часто выполняются в виде отдельных приборов), а также преобразователи и стабилизаторы напряжения. Чем меньше удельное потребление собственной мощности по отношению к электрической мощности, выдаваемой на бортовую аппаратуру, тем эффективнее работа СЭП.

### 3.5 Система терморегуляции

Система обеспечения теплового режима (система терморегуляции) микроспутника предназначена для обеспечения необходимого теплового режима на борту микроспутника с целью нормального функционирования служебных систем и АПН [2,6,8]. Обычно система терморегуляции состоит из средств пассивного терморегулирования и системы терморегулирования, т. е. пассивных и активных элементов, правильный выбор состава и параметров которых обеспечивает максимальную эффективность системы терморегулирования. Этот выбор достигается с помощью математического моделирования тепловых процессов микроспутника, находящегося на орбите. В его основу положено уравнение теплового баланса для отдельного элемента, которое устанавливает тепловые связи между смежными элементами и окружающим пространством. Это уравнение можно записать для  $i$ -го элемента в следующем виде[2]:

$$m_i c_i \frac{dT_i}{dt} = S_i \sum_{j=1}^2 A_j Q_{ji} + \varepsilon_i S_i Q_3 + Q_B + Q_{CЭ} - \varepsilon_i \sigma F_i T_i^4$$

где  $m_i, c_i, T_i$  – соответственно масса, теплоёмкость и температура элемента;

$Q_i (i = \overline{1,3})$  – соответственно тепловые потоки прямого солнечного излучения, излучения Солнца, отражённого от Земли, и собственного излучения Земли, падающие на элемент;

$S_i$  – площадь поверхности элемента;

$Q_B$  – энергия, рассеиваемая в элементе;

$Q_{CЭ}$  – количество тепла, подведенного от смежных элементов;

$A_i, \varepsilon_i$  –соответственно коэффициент поглощения и степень черноты поверхности элемента;

$\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана.

На этапе моделирования происходит предварительный выбор параметров системы терморегуляции, а окончательно они определяются после экспериментальной отработки.

Пассивные системы терморегулирования эффективны, когда существует постоянство тепловых потоков. В действительности тепловые потоки постоянно меняются, поэтому эти системы обеспечивают заданный диапазон температур, определяемый границами изменения тепловых потоков от разных источников, коэффициентом поглощения солнечной радиации и относительной излучательной способностью тела.

К активным системам терморегуляции относятся системы, обеспечивающие принудительный теплообмен элементов микроспутника с окружающей средой. Температурный режим может осуществляться путем:

- ориентации микроспутника (при изменении ориентации микроспутника можно изменять количество получаемого и излучаемого тепла за счет различных значений коэффициента поглощения солнечной радиации и относительной излучательной способности для различных участков поверхности микроспутника);
- внутреннего теплового сопротивления;
- термического сопротивления между отсеком с приборами и выносными наружными поверхностями (изменяя термическое сопротивление между приборами и конструкцией корпуса микроспутника);
- излучательной способности поверхности микроспутника с помощью жалюзи.

Активные системы терморегулирования применяются при необходимости точного регулирования температуры (например, с точностью  $\pm 2$  °С). В этом случае циркулирующий газ приборного отсека отводит тепловой поток на корпус или специальный радиатор. При большом удельном потоке используется жидкость. Обязательным элементом является вентилятор, обеспечивающий циркуляцию газа и вынужденную конвекцию. В качестве управляющих элементов применяются дроссели расхода, работающие по командам от датчиков температуры.

Принудительный теплообмен микроспутника с окружающей средой может обеспечиваться:

- электрическими и радиоизотопными подогревателями;
- внешними и внутренними радиаторами с принудительным движением теплоносителями между ними.

Регулирование тепловой мощности активной системы терморегуляции может осуществляться за счет:

- механического изменения площади радиаторов (осуществляется автоматическими ставорками или экранами, затеняющими элементы пассивной системы от внешних тепловых потоков, или разворотом микроспутника в определенное положение);
- изменением расхода теплоносителя;
- путем перепуска части теплоносителя через обводную линию;
- периодическим включением расхода теплоносителя;
- изменением ориентации микроспутника относительно внешних тепловых источников.

Активная система охлаждения на основе гелия состоит из газового компрессора, двух холодильных машин, ряда теплообменников, средств автоматики и контрольного оборудования.

### **3.6 Система телеметрического контроля**

Системы телеметрического контроля (СТК) предназначены для получения информации о состоянии бортовых систем: режимах их работы, напряжениях источников питания, температуры и атмосферном давлении в отсеках и т. д. Кроме этого телеметрическая информация может содержать данные с аппаратуры спутниковой навигации и бортовое время. Данные телеметрического контроля необходимы для контроля за бортовыми системами и траекторных расчетов. Информация поступает от датчиков, расположенных на микроспутнике. Их можно разделить на два типа;

- дискретные датчики, у которых основным конструктивным элементом являются замыкаемые или размыкаемые электрические контакты («сухой контакт»); они отображают контролируемые процессы (раскрытие солнечных батарей или бортовых антенн, включение или выключение тормозного двигателя);
- аналоговые датчики, которые измеряют физические величины путем преобразования их в электрические сигналы.

Число контролируемых параметров о функционировании микроспутника может составлять несколько десятков, или даже сотен, поэтому для передачи всей информации от измерителей (датчиков) может производиться уплотнение информации (кодирование). Эта информация по телеметрической радиолинии передается на наземные приемные пункты. На приемной стороне радиолинии происходит выделение сигнала от каждого датчика (декодирование).

Существуют различные способы передачи телеметрической информации. Информация о состоянии бортовой аппаратуры может передаваться непрерывно или дискретно в фиксированные промежутки времени. Во втором случае паузы между соседними отсчетами могут заполняться сигналами от других датчиков.

При передаче информации по радиолинии возникают проблемы, связанные наличием помех. Эта же проблема существует как при аналоговом, так и при дискретном способе передачи информации. Для отделения сигнала от помехи используются различные методы.

Сеансы связи с микроспутником ограничены временным интервалом. При большом объеме телеметрической информации существуют следующие способы приема и обработки телеметрической информации:

- предварительная обработка телеметрической информации бортовой аппаратурой (измерение, накопление и преобразование);
- по вышестоящей и низкой скорости передачи информации по каналу;
- увеличение наземных пунктов приема информации.

Телеметрическая аппаратура на этих пунктах состоит из радиоприемников, аппаратуры декодирования и регистрации сигналов, анализа и отображения информации.

В зависимости от типа микроспутника могут быть различные варианты построения системы телеметрии. Как правило, система телеметрического контроля микроспутника осуществляется с помощью БЦВМ и блока сбора телеметрической информации, входящих в состав системы управления.

### **3.7 Система сбора информации с аппаратуры полезной нагрузки**

В состав микроспутника, кроме служебных систем, входит целый комплекс аппаратуры полезной нагрузки (АПН), предназначенной для исследования космического пространства, измерения его параметров, проведения технологических экспериментов и выполнения других задач. При больших объемах информации, а также приборов АПН возникает необходимость хранить, преобразовывать и передавать эту информацию в сеансах связи, а также управлять этими приборами. Для этих целей вводят систему сбора информации с аппаратуры полезной нагрузки (ССИ АПН).

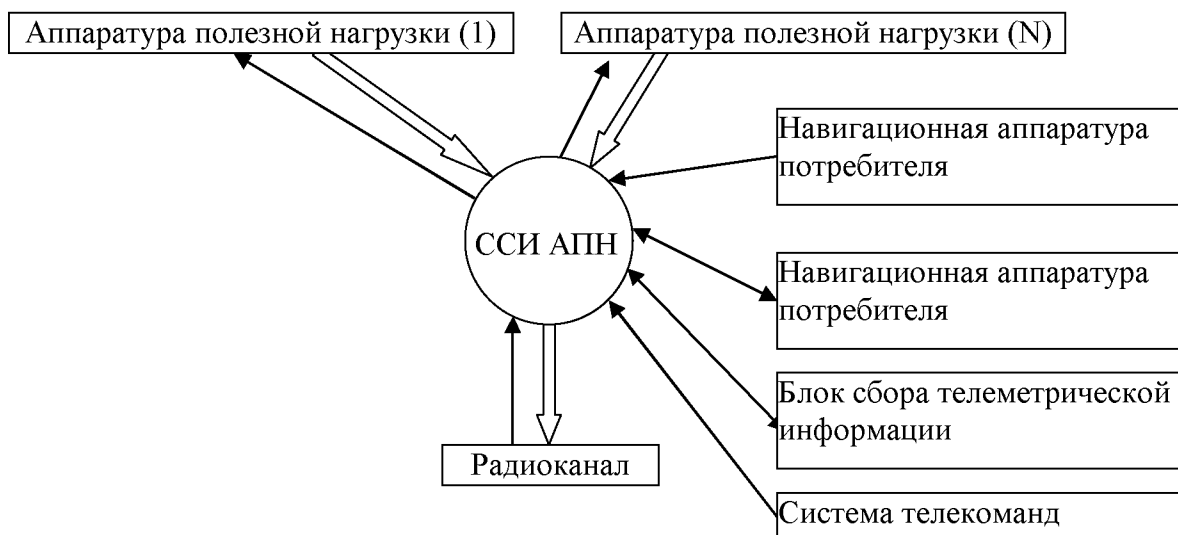


Рисунок 3.10– Информационная модель системы сбора информации с аппаратуры полезной нагрузки

Рассмотрим функции, которые возлагаются на ССИ АПН, а также структуру информационных потоков в системе. На рис. 3.10 представлена информационная модель бортовой системы сбора данных. ССНИ должна иметь достаточное количество каналов для сбора информации, которая поступает от научных приборов (НШ и других систем КА. Сбор данных должен производиться в соответствии с предварительно записанными программами экспериментов. В процессе проведения экспериментов ССИ АПН осуществляет управление работой АПН: включение/выключение питания, переключение режимов работы, запуск/остановка измерений. Кроме этого должна быть предусмотрена возможность общей синхронизации измерений для группы приборов.

Данные, которые поступаю в ССИ АПН от научных приборов, могут привязываться к астрономическому времени и, при необходимости, к текущим координатам микро-спутника. Некоторые АПН могут осуществлять привязку данных ко времени и координат, самостоятельно передавать в ССИ АПН уже сформированные пакеты данных. В таких случаях ССИ АПН должна транслировать информацию о текущем времени и координатах в АПН. ССН АПН осуществляет обработку данных от научных приборов и записывает их в запоминающее устройство, объем которого должен быть достаточным для сохранения данных измерений между сеансами связи. Одна из функций ССИ АПН – сжатие информации (устранение избыточности) и ее подготовка для передачи по радиоканалу. Кроме этого для отдельных приборов могут использоваться свои специфические алгоритмы обработки. ССИ АПН обеспечивает передачу данных по радиоканалу (НС) по командам или в соответствии с программой эксперимента.

Скорость выходного потока ССИ АПН определяется возможностями аппаратуры радиосвязи. Выдача данных в радиоканал осуществляется с запоминающего устройства (ЗУ) или непосредственно в реальном времени от научных приборов. Кроме основного канала передачи научной информации в ССИ АПН предусмотрена возможность передачи данных с меньшей скоростью и соответственно меньшего объема через канал связи управления микроспутником.

Управление работой ССИ АПН осуществляется при помощи команд, которые могут поступать от наземных станций через радиоканал, систему управления (СУ) к систему телекоманд (ТК) микроспутника. Через ТК поступает, как правило, небольшое количество основных команд, такие как: включение/выключение питания ССИ АПН, переключение на резервный комплект, выбор основных режимов работы и программ экспериментов. Управление ССИ АПН осуществляется через радиоканал или по каналу системы управления микроспутником. Через эти каналы управления ССИ АПН должна быть обеспечена также возможность корректировки или записи новых программ экспериментов, изменения системного и прикладного программного обеспечения.

Информация о внутреннем состоянии и работоспособности ССИ АПН выдается в блок сбора телеметрической информации (БСТИ). Измеряется температура в контрольных точках, напряжение питания и потребляемый ток. Сигналы от этих датчиков непосредственно выводятся в БСТИ в аналоговом виде. ССИ АПН выдает в БСТИ также дискретные сигналы о текущем режиме работы, а также результаты тестов диагностики. Кроме информации о состоянии ССИ АПН, она может транслировать в БСТИ телеметрические данные от АПН если такие данные от них поступают. Данные самоконтроля от ССИ АПН и АПН передаются также вместе с научными данными через радиоканал.



## 4 Унификация бортовых систем микроспутника как средство снижения затрат

### 4.1 Общий подход к решению задачи унификации микроспутника

Задача проектирования микроспутника с учетом унификации служебных систем относится к классу задач поиска экстремума функции с ограничениями, решение которой может быть получено путем сведения ее к задаче поиска экстремума новой функции без ограничений. При этом новая функция формируется на основе старой с добавлением членов, содержащих ограничения. В этом случае появляются дополнительные неизвестные - неопределенные множители Лагранжа, число которых определяется числом функций, описывающих ограничения [6].

Решение в этом случае сводится к поиску экстремума унимодальной функций, который может быть осуществлен с помощью известных методов численной оптимизации.

В частном случае для решения задачи можно обойтись и без применения метода неопределенных множителей Лагранжа. Такая ситуация может возникнуть при ограничении на параметры или, когда решение лежит на границе.

В процессе решения конкретной задачи при заданных численных значениях исходных данных должен быть проведен анализ размеров области изменения искомой функции и характер ее поведения.

### 4.2 Математическая формулировка задачи

Определения и допущения. В процессе предварительного микроспутника, а также при подготовке технических требований к такому аппарату возникает необходимость в определении оптимальных его характеристик. При этом стремятся достигнуть существенной экономии ресурсов: людских, финансовых и материальных при одновременном сокращении сроков разработки аппарата.

Такая возможность появляется при рассмотрении нового научного направления в проектировании технических систем: унификации, теоретические основы которого были разработаны группой авторов [10]. Считается, что если в КА 30 % элементов спроектированы заново, то он новый [11].

**Параметр унификации.** В связи с рассмотренным подходом к постановке проектной задачи с учетом унификации возникает необходимость во введении параметра или в общем случае параметров унификации, т.е. в выборе или определении таких параметров, к которым были бы "чувствительны" и качество микроспутника, и затраты, и, если возмож-

но, время разработки. Другими словами, необходимо найти количественную меру унификации. Итак, параметр унификации должен быть таким, чтобы к нему были "чувствительны" те критерии, по которым можно судить о целесообразном уровне унификации. Учитывая, что масса элемента является определяющей для микроспутника с тем, что масса ИСЗ зависит от массы целевой аппаратуры при прочих равных условиях и времени активного существования, а также учитывая тот факт, что многие критерии качества и затраты тем или иным образом зависят от массы, то параметром унификации предлагается считать относительную массу унифицируемых элементов.

**Критерии при унификации.** При решении вопроса о проектировании микроспутника с учетом унификации следует рассмотреть три критерия: качество микроспутника, затраты, время разработки.

Качество микроспутника. Можно много говорить о качестве микроспутника, но мы можем определять это качество максимально достижимым (при рассматриваемом уровне технологии) значением относительной массы полезного груза. Понятно, что сравниваемые микроспутники должны быть однотипными и отвечать одинаковым требованиям по характеру выполняемых задач, высоте орбиты. А однотипность подразумевает сравнение микроспутники, имеющих одинаковое целевое назначение. Ясно, что тот аппарат, у которого относительная масса полезного груза (т.е. отношение массы полезной нагрузки к начальной массе микроспутника) больше, будет иметь меньшую начальную массу, а следовательно, меньшую материалоемкость как самого микроспутника, так и устройств его обслуживающих: транспортных, стартовых, технологических.

Как же влияет унификация на этот показатель качества? Отрицательно, т.е. чем выше уровень унификации (мы пока не говорим о количественном ее выражении), чем больше использовано "старых" элементов, тем хуже будет этот показатель. Можно сказать, что с точки зрения качества наилучшим будет тот микроспутник, в котором все элементы разрабатываются заново, на современном уровне технологии, с использованием новых материалов и при высоком уровне проектирования, а наихудшим - тот, в котором все элементы (или максимальное их количество) являются заимствованными. Если бы этот критерий оценки был единственным, то не было бы предмета исследования. Однако, есть другие показатели, влияние унификации на которые отличается от ее влияния на качество. Рассмотрим эти критерии.

**Затраты на разработку.** Известно, что затраты на разработку современных микроспутников исчисляются десятками миллионов рублей. Производимые затраты - это затраты на НИОКР, на серийном производстве в связи со сложностью их расчета, используют

массу в качестве основного параметра. Другими словами, затраты в серийном производстве напрямую связаны с массой. Поэтому, когда мы учитываем эту другую сторону, то, поскольку масса унифицированных элементов больше, чем неунифицированных, затраты также будут больше. Эта двойственность свойства затрат позволяет говорить о том, что должен существовать некоторый оптимальный по затратам уровень унификации, отвечающий минимуму затрат.

**Затраты на выведение микроспутника на рабочую орбиту.** Затраты на выведение микроспутника на рабочую орбиту зависят от стоимости предоставляемых услуг. Если при решении задачи и ее анализе учитывать не только затраты на разработку, но и затраты на выведение микроспутника на рабочую орбиту, то характер функции стоимости от унификации может измениться в том смысле, что оптимальное решение может находиться в рассматриваемом диапазоне параметра унификации. Это обстоятельство может существенно усложнить решение поставленной задачи.

Стоимость предоставляемых услуг возрастает в зависимости от массы микроспутника, но эта зависимость в общем случае носит дискретный характер, однако, при попутном выведении имеет место плавно возрастающая зависимость стоимости от массы микроспутника [6]. Например, удельная стоимость выведения полезного груза с помощью действующих транспортных средств при попутном выведении составляет 6000-11000 долл./кг [6].

Стоимость выведения при попутном выведении на рабочую орбиту может быть определена по приближенной формуле:

$$C_{\text{вывед}} = C_{\text{вывед}}^{\text{попут}} m$$

где  $m$  – масса микроспутника.

**Время разработки.** Это важный критерий, и степень, в которой он - определяющая вероятность реализации проекта, обуславливает сложность формализации задачи. Анализ литературы показывает, что более или менее практичные модели, которые связывали бы время разработки с параметрами микроспутника, отсутствуют. Легко представить, что отказ от разработки новых элементов позволяет существенно сократить время создания ИСЗ. Вот почему интуитивно конструкторы стремятся использовать весь прошлый опыт в новых разработках. И вот почему проекты, содержащие необоснованно много новых элементов, нередко оказывались нереализованными.

В связи с изложенным, при разработке микроспутника возникает задача определения оптимального или рационального уровня унификации.

### 4.3 Варианты постановок задачи унификации

Если мы располагаем необходимыми математическими модулями затрат на разработку микроспутника и на серийное производство, а также на выведение микроспутника на рабочую орбиту, то можно поставить следующие задачи (рис. 4.1 и 4.2).

**Первая задача унификации:** минимизация затрат на разработку ИСЗ при заданном качестве. Найти оптимальный уровень унификации  $K_{ун}^{opt}$ , минимизирующей затраты на разработку и серийное производство  $C_{\Sigma}$  при показателе качества не меньше заданного, т.е. найти

$$C_{\Sigma} = \min_{\{K_{ун}\}} C_{\Sigma}$$

при

$$\mu_{ПН} = \frac{m_{ПН}}{m_0} \geq \mu_{ПН}^{don}$$

где  $\mu_{ПН}$  – показатель качества микроспутника;

$m_{ПН}$  – относительная масса полезной нагрузки;

$\mu_{ПН}^{don}$  – минимально допустимое значение показателя качества микроспутника.

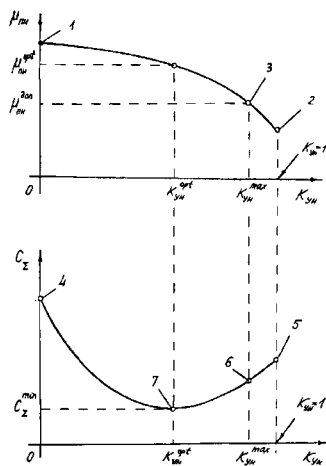


Рисунок 4.1 – Иллюстрация к первой задаче унификации

График на рис. 4.1 иллюстрирует зависимость качества микроспутника  $\mu_{ПН}$  от уровня унификации. Это график качественный и показывает, что при увеличении степени унификации качество падает.

Точка 1 дает максимальное значение  $\mu_{ПН}$  при условии, что все элементы микроспутника разработаны заново ( $K_{ун} = 0$ ), т.е. это "идеальный" вариант микроспутника. В этом случае мы имеем максимально достижимую величину качества микроспутника при прочих равных условиях. Точка 2 показывает значение качества при максимальном значении уровня унификации ( $K_{ун} = 1$ ).

Хотя в общем случае максимальный уровень унификации  $K_{ун} = 1$  маловероятен, так как возникает сомнение о возможности такого микроспутника отвечать задаваемым техническим требованиям. Введение ограничения по  $K_{ун}$ ,  $K_{ун}^{max}$ , т.е. задание  $\mu_{ПН}^{don}$  — минимально допустимого значения показателя качества ограничивает степень унификации верхним

его значением  $K_{ун}^{max}$  (точка 3). Таким образом, горизонтальная линия ограничивает область возможных решений верхней полуплоскостью.

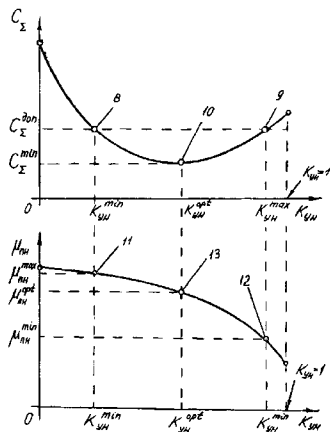


Рисунок 4.2 – Иллюстрация ко второй задаче унификации

Точка 4 на графике соответствует максимальным затратам на разработку и серийное производство и выведения принципиально нового микроспутника ( $K_{ун} = 0$ ); точка 5 — затратам на разработку и серийное производство и выведения полностью или почти унифицированного микроспутника.

Введение ограничения по  $\mu_{пн}$  сужает область поиска, как это показано точкой 6, соответствующей максимальному значению  $K_{ун}^{max}$  с предыдущего графика. Точка 7 показывает минимальное значение затрат, которое требуется найти путем вариаций  $K_{ун}$ . По мере увеличения  $K_{ун}$ , двигаясь от точки 4 будет иметь место уменьшение затрат за счет сокращения объема конструкторской работы и экспериментальной отработки. Однако при дальнейшем увеличении  $K_{ун}$ , начиная с некоторого значения, наблюдается рост затрат, что связано с возрастанием составляющей стоимости, а именно — затрат на серийное производство и выведение, которые прямо зависят от массы элементов микроспутника и в целом для микроспутника из-за роста массы каждого отдельного унифицированного элемента. Используя найденное ранее граничное значение  $K_{ун}^{max}$  из предыдущего графика, строим границу и таким образом находим точку 6 и область возможных решений, лежащую слева от границы. На графиках (см. рис. 4.1 и 4.2) показано также оптимальное значение  $K_{ун}^{opt}$ , обеспечивающее минимальное значение  $C_{\Sigma}$  и соответствующее ему оптимальное значение  $\mu_{пн}^{opt}$ . Возможно, что оптимальное решение будет лежать на границе. Это зависит от конкретных условий и значения  $\mu_{пн}^{оп}$ . При анализе конкретных проектов это устанавливается путем пробных расчетов с применением ЭВМ.

**Вторая задача унификации:** максимизация качества микроспутника при заданных затратах на разработку. Найти оптимальный уровень унификации  $K_{ун}^{opt}$ , максимизирующий качество микроспутника  $\mu_{пн}$ , при затратах на разработку и серийное производство и выведения, не превышающих заданные  $C_{\Sigma}^{don}$ , т.е. найти

$$\hat{\mu}_{пн} = \max_{\{K_{ун}\}} \mu_{пн}$$

при

$$C_{\Sigma} \leq C_{\Sigma}^{don}.$$

Эта задача является обратной первой задаче унификации, рассмотренной ранее. Вернемся снова к зависимости затрат от уровня унификации (см. рис. 4.2). При заданном (допускаемом) уровне затрат  $C_{\Sigma}^{don}$  появляются две точки: 8 и 9 пересечения графика с горизонтальной прямой, соответствующей этому уровню: точка 8, которая дает минимально допустимый уровень унификации  $K_{ун}^{min}$ , при котором затраты не превышают заданные. Ниже этого уровня опускаться нельзя. Эта величина фактически диктует образ базового или начального варианта микроспутника, которым закладывается семейство впоследствии модернизируемых и модифицируемых микроспутников, т.е. начало перехода от проекта к проекту с сохранением наиболее удачных проектно-компоновочных и конструкторско-технологических решений.

Когда мы от качественных графиков перейдем к конкретным математическим моделям и исходным данным, соответствующим определенному типу микроспутника, то будет видно, что всегда существует минимальный уровень унификации, не равный нулю, т.е. даже для базового варианта существует определенный уровень унификации. Другими словами, "идеальный" вариант микроспутника, т.е. вариант высшего качества тоже содержит заимствованные элементы.

Точка 9 соответствует максимально допустимому уровню унификации  $K_{ун}^{max}$ , начиная с которого дальнейшее увеличение степени унификации приводит к увеличению затрат. Таким образом, оптимальное решение лежит в пределах от  $K_{ун}^{min}$  до  $K_{ун}^{max}$ . Такое исследование, проведенное предварительно, позволяет ограничить число возможных решений, а также ускорить и упростить нахождение оптимального варианта.

Переходя к графику качества, находим две точки: точка 11 соответствует максимально допустимому качеству, а точка 12 — минимальному при заданном уровне затрат.

Как и в случае предыдущей задачи, возможно оптимальное решение на границе.

Хотя в общем случае решение, как это видно из графика рис. 4.2 (точка 10), лежит между  $K_{ун}^{\min}$  до  $K_{ун}^{\max}$ .

Переходя к рис. 4.2, находим точку 13 - оптимальное значение качества микро-спутника.

Если в распоряжении исследователя в дополнение к двум моделям связи имеется также модель, описывающая зависимость сроков разработки от уровня унификации, то можно сформулировать еще три задачи.

**Третья задача унификации:** минимизация затрат на разработку микро-спутника при заданных качестве и сроках разработки. Найти оптимальный уровень унификации  $K_{ун}^{opt}$ , минимизирующий затраты на разработку и серийное производство и выведения  $C_{\Sigma}$ , при качестве микро-спутника не меньше заданного  $\mu_{ПН}^{don}$  и сроках разработки не выше допустимых  $T^{don}$ , т.е. найти

$$\hat{C}_{\Sigma} = \max_{\{K_{ун}\}} C_{\Sigma}$$

$$T \leq T^{don}$$

при

$$\mu_{ПН} = \frac{m_{ПН}}{m_0} \geq \mu_{ПН}^{don}.$$

Дополнительные ограничения сужают область возможных решений и упрощают процедуру нахождения оптимального решения.

**Четвертая задача унификации:** максимизация качества микро-спутника при заданных затратах и времени разработки. Найти оптимальный уровень унификации  $K_{ун}^{opt}$ , максимизирующий качество микро-спутника  $\mu_{ПН}$  при затратах на разработку и серийное производство и выведение, не превышающих заданные  $C_{\Sigma}^{don}$  и сроках разработки не выше допустимых  $T^{don}$ , т.е. найти

$$\hat{\mu}_{ПН} = \sup_{\{K_{ун}\}}^{\max} \mu_{ПН}$$

при

$$C_{\Sigma} \leq C_{\Sigma}^{don}, \quad T \leq T^{don}.$$

**Пятая задача унификации:** минимизация времени разработки микро-спутника при заданных затратах и качестве. Найти оптимальный уровень унификации  $K_{ун}^{opt}$ , минимизирующий сроки разработки  $T$  при затратах на разработку и серийное производство и выведе-

дение, не превышающих заданные  $C_{\Sigma}^{\text{don}}$ , и качестве микроспутника не ниже  $\mu_{\text{ПН}}^{\text{don}}$ , т.е. най-  
ти

$$\hat{T} = \max_{\{K_{\text{ун}}\}} T$$

при

$$C_{\Sigma} \leq C_{\Sigma}^{\text{don}} \text{ и } \mu_{\text{ПН}} = \frac{m_{\text{ПН}}}{m_0} \geq \mu_{\text{ПН}}^{\text{don}}.$$

Если минимальное значение  $K_{\text{ун}}^{\text{min}} = K_{\text{ун}1}$  соответствует базовому варианту, то  $K_{\text{ун}}^{\text{min}} = K_{\text{ун}2}$  практически отвечает последнему модернизированному варианту, после которого осуществляется переход к принципиально новому варианту, и развитие микро-спутника повторяется от  $K_{\text{ун}}^{\text{min}}$  к  $K_{\text{ун}}^{\text{max}}$ , но уже на новом качественном уровне и, возможно, при новых значениях  $K_{\text{ун}}^{\text{min}}$  и  $K_{\text{ун}}^{\text{max}}$ .

#### 4.4 Применение метода неопределенных множителей Лагранжа

В процессе проектирования микроспутника возникает необходимость в математической постановке задачи оптимизации его проектных параметров при существовании нескольких критериев, характеризующих многосторонние аспекты его разработки и функционирования. При этом один из критериев, например затраты на разработку и серийное производство  $C_{\Sigma}$ , выбирается в качестве основного, а другие критерии, такие как надежность функционирования, качество ( $\mu_{\text{ПН}}$ ), информативность ( $I$ ), рассматриваются как ограничения. Тогда задачу оптимизации проектных параметров можно сформулировать следующим образом.

Найти

$$\hat{C}_{\Sigma} = \max_{\{a_i\}} C_{\Sigma}$$

при  $P \geq P^{\text{don}}$ ,  $\mu_{\text{ПН}} \geq \mu_{\text{ПН}}^{\text{don}}$ ,  $I \geq I^{\text{don}}$ ,

где  $a_i$  – основные проектные параметры микроспутника.

Задача оптимизации микроспутника математически представляет собой задачу с ограничениями. Лагранж предложил задачу с ограничениями свести к задаче без ограничений с помощью введения дополнительных неизвестных - неопределенных множителей, определяемых в процессе нахождения оптимальных проектных параметров. Для этого вводится новая функция



$$W = C_{\Sigma} + \lambda_1 (P - P^{\text{don}}) + \lambda_2 (\mu_{\text{ПН}} - \mu_{\text{ПН}}^{\text{don}}) + \lambda_3 (I - I^{\text{don}})$$

При выполнении ограничений экстремум функции  $C_{\Sigma}$  совпадает с седловой точкой.

Тогда решение задачи сводится к решению системы

$$\begin{cases} \frac{dW}{da_i} = \frac{dC_{\Sigma}}{da_i} + \lambda_1 \frac{dP}{da_i} + \lambda_2 \frac{d\mu_{\text{ПН}}}{da_i} + \lambda_3 \frac{dI}{da_i} = 0 \\ \frac{dW}{d\lambda_1} = P - P^{\text{don}} = 0 \\ \frac{dW}{d\lambda_2} = \mu_{\text{ПН}} - \mu_{\text{ПН}}^{\text{don}} = 0 \\ \frac{dW}{d\lambda_3} = I - I^{\text{don}} = 0 \end{cases}$$

Такой прием позволяет получать оптимальные решения при разных оптимизируемых критериях эффективности микроспутника.

## Список использованной литературы

- 1 Анфимов, Н.А. Тенденции развития космической техники на современном этапе [Текст]/Н.А. Анфимов// III Международная конференция-выставка «Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Область эффективного применения в XXI веке». ЦНИИМАШ-2002.– Книга 1.–С.5-10.
- 2 Космические летательные аппараты. Введение в космическую технику [Текст]: учебное пособие/ под общей редакцией А.Н. Петренко. – Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2007, – 456 с.
- 3 Конструирование автоматических космических аппаратов [Текст]/ под редакцией Д.И. Козлова.– М.: Машиностроение, 1996. – 448 с.
- 4 ГОСТ 2.103-68 Межгосударственный стандарт. Единая система конструкторской документации. Стадии разработки [Текст] –Введ. – 1971-01-01–М.: Издательство стандартов, 1971 – 4 с.
- 5 ГОСТ 2.102-68 Межгосударственный стандарт Единая система конструкторской документации. Виды и комплектность конструкторских документов [Текст] – Введ. – 1971-01-01. –М.: Издательство стандартов, 1971 – 55 с.
- 6 Гуцин, В.Н. Основы устройства космических аппаратов [Текст]: учебник для вузов./ В.Н. Гуцин – М.: Машиностроение, 2003. - 272 с.
- 7 Раушенбах, Б.В., Токарь, Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов [Текст]/ Б.В. Раушенбах, Е.Н. Токарь. – М.: Наука, 1974. – 600 с.
- 8 Инженерный справочник по космической технике [Текст]/ под редакцией А.В. Соколова. – М.: Воениздат, 1977 – 430 с.
- 9 Коваленко, А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами [Текст]/ А.П. Коваленко. – М.: Машиностроение, 1976.-250 с.
- 10 Иванова, Н.В., Гушии, Л.В., Гуцин, В.Н. Методы проектирования твердотопливных ракет-носителей с учетом унификации //Авиационные и космические новости, № I, 1993.
- 11 Максимов, Г.Ю. Теоретические основы разработки космических аппаратов [Текст]/ Г.Ю. Максимов.– М.: Наука, 1980. – 320 с.

## Оглавление

1 Критерии классификация космических аппаратов.....	3
1.1 Классификация космических аппаратов по назначению .....	3
1.2 Классификация космических аппаратов по массе.....	4
1.3 Классификация космических аппаратов по конструктивным признакам.....	5
2 Основные стадии и этапы создания микроспутников.....	8
2.1 Техническое задание. Назначение, состав и структура.....	9
2.2 Техническое предложение.....	12
2.3 Назначение и состав эскизного проекта .....	13
2.4 Разработка рабочей документации .....	15
2.5 Изготовление и наземные испытания прототипа микроспутника.....	17
3 Бортовые системы микроспутников.....	21
3.1 Назначение и состав бортовых систем .....	21
3.2 Бортовая система управления.....	24
3.3 Система ориентации и стабилизации .....	26
3.3.1 Классификация систем.....	26
3.3.2 Гравитационная система ориентации.....	29
3.3.3 Аэродинамическая система ориентации .....	31
3.3.4 Электромагнитная система ориентации .....	33
3.3.5 Ориентация и стабилизация с помощью газовых сопел .....	34
3.3.6 Система ориентации с помощью инерционных маховиков.....	35
3.4 Система энергопитания.....	36
3.5 Система терморегуляции .....	43
3.6 Система телеметрического контроля.....	45
3.7 Система сбора информации с аппаратуры полезной нагрузки.....	46
4 Унификация бортовых систем микроспутника как средство снижения затрат.....	49
4.1 Общий подход к решению задачи унификации микроспутника .....	49
4.2 Математическая формулировка задачи .....	49
4.3 Варианты постановок задачи унификации .....	52
4.4 Применение метода неопределенных множителей Лагранжа.....	56
Список использованной литературы.....	58