


Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Факультет инженерно-физический
Кафедра стартовых и технических ракетных комплексов
Направление подготовки 24.03.01 – Ракетные комплексы и космонавтика

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Зам. зав. кафедрой

 В. В. Соловьев

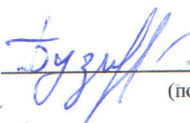
« 14 » июля 2020 г.

БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА

на тему: Разработка многофункционального блока полезной нагрузки
наноспутника на основе прибора «Фотон – Амур»

Исполнитель


студент группы 617-об

 12.07.2020
(подпись, дата)

Р. А. Бузиков

Руководитель


канд. физ.-мат. наук, доцент

 12.07.2020
(подпись, дата)

Д. В. Фомин

Нормоконтроль

ассистент СиТРК

 12.07.2020
(подпись, дата)

М. А. Аревков

Благовещенск 2020

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Факультет инженерно-физический
Кафедра стартовых и технических ракетных комплексов

УТВЕРЖДАЮ

Зам. зав. кафедрой


подпись

В.В. Соловьев
И.О.Фамилия

«20» апреля 2020г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Бузикова Руслана Александровича

1. Тема выпускной квалификационной работы: разработка многофункционального блока полезной нагрузки наноспутника на основе прибора «Фотон – Амур».
(утверждена приказом от 14.04.2020 №711-уч)
2. Срок сдачи студентом законченной работы 14.07.2020 г.
3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: документация на модуль полезной нагрузки (ПН) «Фотон – Амур», справочная литература по системам ориентации и стабилизации (СОС)
4. Содержание выпускной квалификационной работы (перечень подлежащих разработке вопросов): устройство и принцип работы многофункционального блока ПН, расчет параметров гиросtabilизатора с встроенными светофильтрами, экономический расчет производства многофункционального блока ПН.
5. Перечень материалов приложения: Тема, цель, задачи; анализ аппаратов и СОС; «АмурСат»(«АмГУ – 1»); ПН «Фотон – Амур»; основные детали; гибридный блок ПН; габаритные размеры наноспутника; техническая карта испытаний; заключение.
6. Дата выдачи задания 20.04.2020 г.

Руководитель выпускной квалификационной работы: Фомин Дмитрий Владимирович, директор НОЦ, канд. физ.– мат. наук, доцент

Задание принял к исполнению (дата): 20.04.2020 

РЕФЕРАТ

Настоящая бакалаврская работа содержит 65 с., 29 рисунка, 3 таблицы, 33 источника.

НАНОСПУТНИКИ CUBESAT, ГИБРИД, МАХОВИК, «АМУРСАТ» («АМГУ – 1»), «ФОТОН – АМУР», СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ

В выпускной квалификационной работе рассматриваются возможности по улучшению качества проводимых научных экспериментов на борту наноспутников формата CubeSat путем совмещения научных модулей с отдельными элементами бортовых систем малых космических аппаратов.

Целью выпускной квалификационной работы является разработка гибридного устройства для наноспутника формата CubeSat, совмещающего функции полезной нагрузки «Фотон - Амур» и прибора ориентации и стабилизации положения малого космического аппарата в пространстве.

Для достижения поставленной цели, необходимо решить следующие задачи:

1. Провести литературный обзор по теме разработки.
2. Выявить достоинства и недостатки проведения научных экспериментов на борту наноспутников формата CubeSat, и, сформулировать требования способствующему устранению обнаруженных недостатков.
3. Спроектировать и рассчитать основные параметры устройства, удовлетворяющие сформулированным ранее требованиям.
4. Определить меры по обеспечению электробезопасности при производстве и эксплуатации проектируемого устройства.
5. Провести экономический расчет производства проектируемого устройства.

В выпускной квалификационной работе рассматриваются возможности по улучшению качества проводимых научных экспериментов на борту МКА формата CubeSat путем совмещения научных модулей с отдельными элементами бортовых систем наноспутников.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	6
1 Аналитическая часть	7
1.1 Спутники формата Cubesat	7
1.2 Проведение научных экспериментов на борту наноспутников	13
1.3 Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов	17
1.4 Спутник «Амурсат» («АмГУ – 1») и полезная нагрузка «Фотон – Амур»	21
2 Многофункциональный блок полезной нагрузки на основе прибора «Фотон – Амур»	27
2.1 Гибридный модуль, включающий в себя прибор ориентации и стабилизации мка и фэп позволяющий изучать влияния определенных длин волн света на электронику основе прибора «Фотон-Амур»	27
2.2 Расчет параметров гиросtabilизатора со встроенными светофильтрами	34
2.3 Технологическая карта тестирования многофункционального блока полезной нагрузки на основе прибора «Фотон – Амур»	44
3 Электробезопасность помещения, предназначенного для сборки многофункционального блока полезной нагрузки.	51
3.1 Основные понятия электробезопасности	51
3.2 Факторы, определяющие исход поражения током	52
3.3 Действия при возникновении опасной для жизни ситуации	52
3.3 Меры по обеспечению безопасности при работе с электрическими цепями и приборами	54
4 Экономический расчет производства многофункционального блока полезной нагрузки.	56
4.1 Определение себестоимости проектируемого изделия	56
4.2 Итоговое заключение по расчету экономических показателей проекта.	60
Заключение	61
Библиографический список	62

ВВЕДЕНИЕ

С каждым годом растет число запусков малых космических аппаратов (МКА) класса CubeSat. Наряду с целым рядом преимуществ, которые несут в себе наноспутники, существует целый ряд ограничений на установку полезной нагрузки (ПН) на такие МКА. В основном эти ограничения сводятся к необходимости использовать малоразмерные и маломощные приборы. Это в свою очередь нередко отрицательно сказывается на возможностях ПН. Поэтому весьма актуальными представляются разработки, нацеленные на улучшение качества проводимых научных экспериментов на борту КА формата CubeSat, путем совмещения научных модулей с отдельными элементами бортовых систем наноспутников.

Целью данной выпускной квалификационной работы является разработка гибридного устройства для наноспутника формата CubeSat, совмещающего функции полезной нагрузки «Фотон - Амур» и прибора ориентации и стабилизации положения малого космического аппарата в пространстве.

Для достижения поставленной цели, необходимо решить следующие задачи:

1. Провести литературный обзор по теме разработки.
2. Выявить достоинства и недостатки проведения научных экспериментов на борту наноспутников формата CubeSat, и, сформулировать требования способствующему устранению этих недостатков.
3. Спроектировать и рассчитать основные параметры устройства, удовлетворяющие сформулированным ранее требованиям.
4. Определить меры по обеспечению электробезопасности при производстве и эксплуатации спроектированного устройства.
5. Провести экономический расчет производства спроектированного устройства.

1 АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ СИСТЕМ И НАНОСПУТНИКОВ ФОРМАТА CUBESAT

1.1 Спутники формата CubeSat

В настоящее время, широкое распространение получили малые космические аппараты (МКА). Наноспутник формата CubeSat является один из видов МКА. Они, как правило, состоят из стандартных кубических единиц, каждая размером 10 см x 10 см x 10 см. Количество юнитов зависит от миссии CubeSat, обычно составляет от 1 до 12, Внешний вид структуры данного формата МКА представлен на рисунке 1, масса всего наноспутника составляет 1–10 кг. Появление данному виду КА способствовало развитие технологий, позволяющих существенно уменьшить габаритные размеры объекта, оставив функционал, позволяющий проводить определённые научные эксперименты.

Формат CubeSat был выдвинут как разновидность КА в 1999 г. Калифорнийским политехническим и Стэнфордским университетами. Изначально CubeSat разрабатывался в качестве образовательного инструмента, и его все активнее используют на орбите для демонстрации технологий, научных исследований и в коммерческих целях. Так же, как и обычные спутники, они созданы специально для выполнения конкретных требований их миссии. Данный формат более доступен в производстве, а это значит, что большее количество компаний может позволить производство таких спутников. В нынешние дни все спутники конструируются для определенного вида задач, так как чем больше модулей будет установлено для проведения исследования, тем более сложна конструкция, так же происходит увеличение габаритов и, следовательно, веса. За время начала функционирования новых спутников появилась масса организаций создающие комплектующие, предназначенные для данного формата МКА. [1]

CubeSat это не только доступное средство демонстрации новых технологий, они также способствуют радикальной миниатюризации систем и стимулируют новый подход к интеграции космических аппаратов. Они могут проводить

одновременные наблюдения за окружающей средой на месте базирования и предоставлять нам доступный способ развертывания небольших полезных нагрузок. Данные МКА приносят универсальность в освоение космоса, что может помочь нам узнать гораздо больше о Солнечной системе.

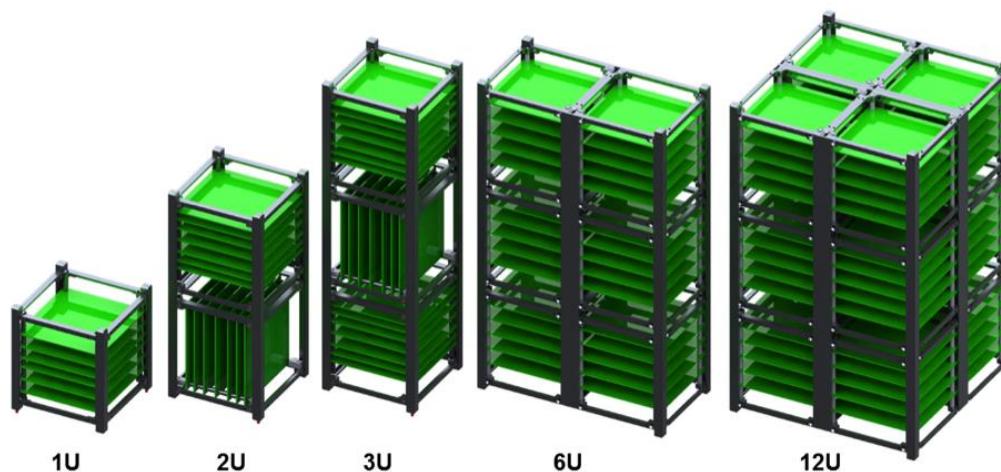


Рисунок 1 – Внешний вид спутника формата CubeSat [2]

Рассмотрим преимущества запуска спутников формата CubeSat.

Габариты таких космических аппаратов позволяют выводить их попутной нагрузкой, например, в 2019 году при запуске спутника «Метеор-М» №2-2 было выведено около 33 малых космических аппаратов, в том числе был выведен CubeSat Амурского Государственного Университета под названием «АмурСат» («АмГУ-1»). [3]

Снижение стоимости запуска является не единственным преимуществом наноспутников. Ввиду малых габаритных размеров, а также простоты конструкции снижается количество времени, необходимое для его разработки. В среднем все этапы производства могут занимать от полугода до двух лет в отличие от более крупногабаритных аппаратов, которые могут разрабатывать около 10 лет, а в некоторых случаях занимает еще более продолжительное вре-

мя. По этой причине спутник может и вовсе не выйти в свет, так как морально устареет и надобность в нем отпадет.

На ряду с достоинствами рассмотрим недостатки малых космических аппаратов:

1. Меньший срок службы – CubeSat может находиться в рабочем состоянии от полугода до двух лет, это значительно ниже чем у больших космических аппаратов, срок работы которых составляет от двух до 10 лет.

2. Малые габариты – это достоинство является и недостатком, так как в виду небольшого количества отведенного места в корпусе такого аппарата может поместиться малое количество полезной нагрузки, а значит его необходимо проектировать для проведения определенных исследований.

Ввиду ограниченности отводимого пространства, на борту таких аппаратов необходимо создавать энергоэффективную систему электропитания. Главную роль в такой системе играет солнечные батареи. Чем выше КПД у таких батарей, тем большим энергетическим балансом будет обладать КА.

Как и у каждого устройства, наноспутник формата CubeSat имеет ряд требований к своей конструкции.

1. Основные требования;
2. Размерные и массовые;
3. Конструкционные требования;
4. Требования к электронной системе;
5. Требования к интеграции и эксплуатации CubeSat;
6. Требования предъявляемые при проведении тестирования.

Основные требования к наноспутнику формата CubeSat:

1. МКА не должен представлять опасности для соседних наноспутников, а также для основной полезной нагрузки (ПН).

2. Все части должны оставаться прикрепленными к CubeSats во время запуска, выброса и эксплуатации. Не должно создаваться никакого дополнительного космического мусора.

3. Не допускается использование пиротехнических устройств, помещенных внутрь корпуса CubeSat.

4. Используемые материалы, должны по возможности использоваться для предотвращения загрязнения других космических аппаратов во время интеграции, испытаний и проведении запуска.

5. Новейшая версия спецификации CubeSat всегда является официальной версией.

6. Разработчики несут ответственность за осведомленность об изменениях.

7. Изменения должны производиться как можно реже с учетом провайдера запуска, требований или широко распространенной проблемы безопасности в группировке МКА.

8. CubeSat, использующий более старую версию спецификации, может быть освобожден от внесения изменений в спецификацию на индивидуальной основе.

Размерные и массовые требования к наноспутнику формата CubeSat:

1. Каждый CubeSat не может превышать 1 кг массы.

2. Центр масс должен находиться в пределах 2 см от его геометрического центра.

3. Возможны двойные и тройные конфигурации. В этом случае допустимая масса 2 кг или 3 кг соответственно. Изменяются только размеры по оси Z (227 мм для двойных и 340,5 мм для тройных). Размеры X и Y остаются прежними.

Конструкционные требования, предъявляемые к CubeSat:

1. Структура CubeSat должна быть достаточно прочной, чтобы выдержать максимальную нагрузку, определенную в требованиях к тестированию, и совокупную загрузку всех необходимых тестов и запуска.

2. Для основной конструкции предлагается использовать алюминий 7075 или 6061-T6. Если используются другие материалы, тепловое расширение должно быть таким же, как у алюминия 7075-T73[2]

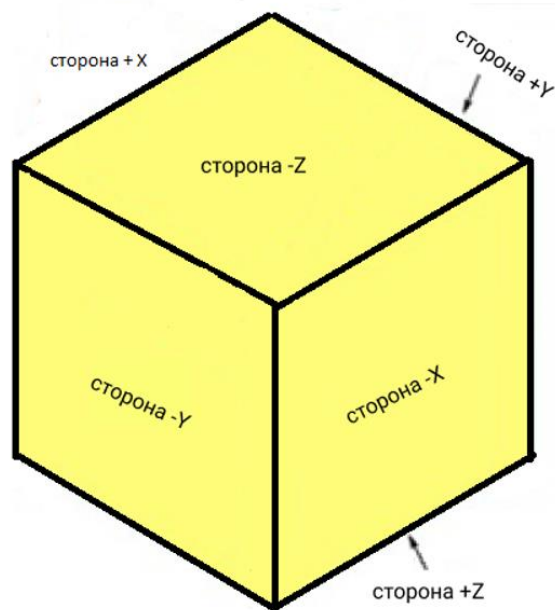


Рисунок 2 – Грани наноспутника CubeSat

Требования к электронной системе CubeSat

Электронные системы будут разработаны с учетом следующих требований безопасности.

1. Никакая электроника не может быть активной во время запуска, чтобы предотвратить любые электрические или радиочастотные помехи для ракеты-носителя и основных полезных нагрузок. CubeSats с аккумуляторными батареями должен быть полностью деактивирован во время запуска или запуска с разряженными батареями.

2. Для каждого CubeSat требуется один переключатель разворачивания (рекомендуется два).

3. Разработчики, которые хотят выполнить тестирование и зарядку аккумулятора после интеграции, должны предоставить оборудование наземной поддержки (GSE), которое подключается к CubeSat через назначенные порты данных [2]

Требования к интеграции и эксплуатации CubeSat

CubeSat должен отвечать определенным требованиям, относящимся к интеграции и эксплуатации, для выполнения юридических обязательств и обеспечения безопасности других CubeSat.

1. CubeSat с перезаряжаемыми батареями должен иметь возможность получать команду на отключение передатчика в соответствии с правилами.

2. Чтобы обеспечить адекватное разделение CubeSat, антенны могут быть развернуты за 15 минут, после извлечения из отведенного отсека. Большие разворачиваемые элементы, такие как штанги и солнечные панели, могут быть развернуты через 30 минут после отстыковки.

3. CubeSat может войти в режим низкой мощности передачи (LPTM) через 15 минут после разворачивания, либо активировать все первичные передатчики или войти в режим передачи высокой мощности (HPTM) через 30 минут после отделения от отсека полезной нагрузки.

4. Операторы должны получить и предоставить документацию соответствующих лицензий для использования частоты. Для любительского использования частот это требует подтверждения координации частот Международным любительским союзом радиосвязи (IARU).

5. Разработчики должны получить и предоставить документацию об утверждении орбиты, а также план по уменьшению загрязнения от Федеральной комиссии по связи. [2]

Требования предъявляемые при проведении тестирования

Тестирование должно выполняться для удовлетворения всех требований провайдера запуска, а также любых дополнительных требований к тестированию, которые считаются необходимыми для обеспечения безопасности CubeSat и P-POD. Все летное оборудование пройдет квалификационные и приемочные испытания. P-POD будут протестированы аналогичным образом для обеспечения безопасности и качества работы перед интеграцией с CubeSat. Как минимум, все CubeSat пройдут следующие тесты:

1. Случайные вибрационные испытания на уровне выше, чем опубликованный конверт ракеты-носителя, изложенный в МТР.

2. Термическая вакуумная обработка для обеспечения правильной дегазации компонентов. Цикл и продолжительность теста будут изложены в ССП.

3. Визуальный осмотр CubeSat и измерение критических областей в соответствии с [2].

1.2 Проведение научных экспериментов на наноспутниках

Рассмотрим несколько миссий проводимых на базе CubeSat в открытом космосе.

В 2007 году компания Boeing запустила на орбиту Земли наноспутник выполненный в формате CubeSat 1U, который изображен на рисунке 3. Он получил название CSTB 1 - CubeSat TestBed 1 и имел массу равную 1.36 кг. Цель запуска аппарата была в испытании коммерческих процессоров низкой мощности, миниатюрной оптической системы на КМОП – матрица очень низкой мощности CMOS ultra-low power imagers и работоспособность программного обеспечения в условиях космической среды. [4]



Рисунок 3 – CubeSat CSTB 1 [4]

Так же задачей миссии была в целом испытать работоспособность данной платформы. Космический аппарат завершил все свои задачи в течении 4 месяцев полета. Он успешно проработал на орбите больше 27 месяцев, передав более миллиона единиц данных и десятки изображений. На рисунке 4 приведено одно из переданных изображений с борта наноспутника CSTB 1. Пунктиром на нем выделены ключевые ориентиры: озера, гималайская горная цепь, гора Эверест. По ним проводилась оценка данных переданных системой управления ориентацией и стабилизацией аппарата в момент, когда был сделан снимок [4]

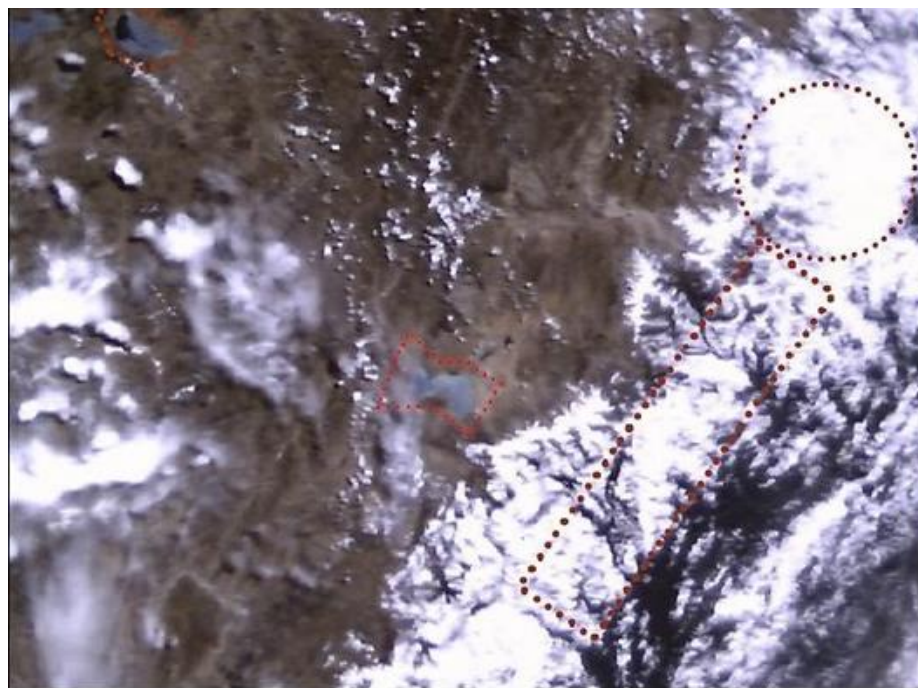


Рисунок 4 – Снимок CSTB 1 гора Эверест [4]

Следующим рассмотрим 3U малый космический аппарат формата CubeSat. 13 сентября 2012 года был успешно выведен на орбиту наноспутник разработанный University of Colorado at Boulder (Боулдерский Колорадский университет).

Данный спутник имел название CSSWE (Colorado Student Space Weather Experiment) и имел массу равной 4 кг.

Задачи данного наноспутника:

1. Исследование космической погоды;
2. Изучение солнечных вспышек и выбросов коронарной массы;
3. Изучение изменения радиационного пояса Земли.

Для выполнения целей миссии в качестве полезной нагрузки на борту наноспутника CSSWE был установлен миниатюрный телескоп релятивистских электронов и протонов REPTile (Relativistic Electron and Proton Telescope integrated little experiment). На рисунке 5 изображен аппарат CSSWE, также на нем видна внутренняя структура спутника. Посередине виден телескоп REPTile его масса составляет 1.25 кг. [5]

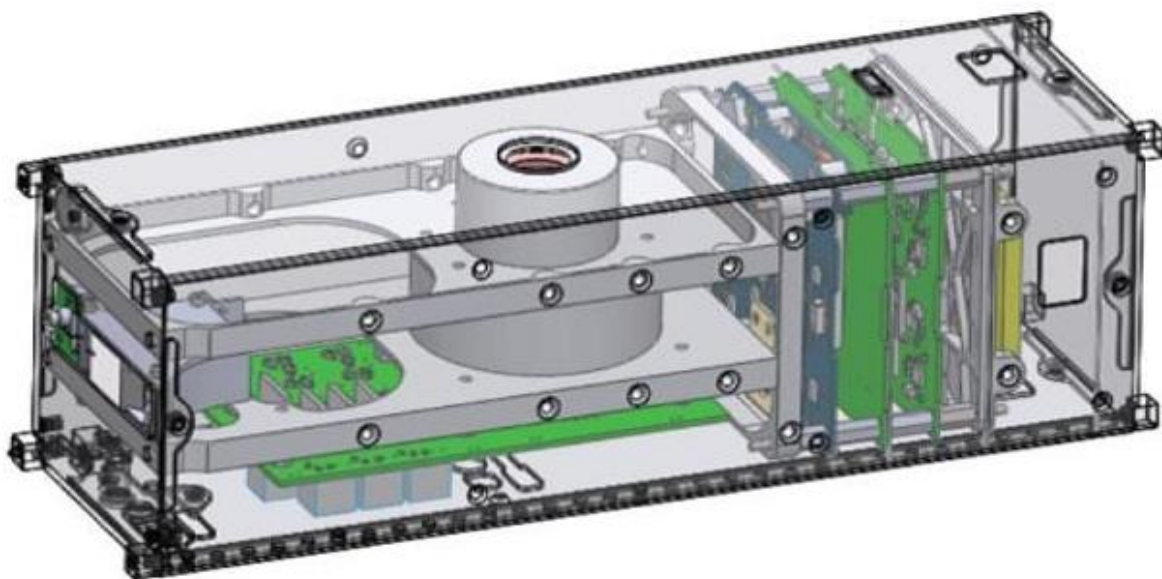


Рисунок 5 – Наноспутник CSSWE [5]

22 декабря 2014 года считается датой окончания миссии данного нано – КА. В этот день вышли из строя бортовые батареи и аппарат перестал получать и передавать информацию. Ожидалось, что спутник просуществует на орбите в течении трех месяцев. Номинальное время работы было превышено в 9 раз, что говорит об успешности проведенной миссии. За это время с борта спутника было принято 3.5 миллиона единиц данных. Обработка и анализ полученной информации продолжается до настоящего времени. [5]

5 августа 2016 года был выведен на орбиту Земли испанский наноспутник исполненный в формате 6U CubeSat. Он был разработан Каталонским политехническим университетом Universidad Politècnica de Catalunya (UPC) и получил название CubeSat – 2. Его масса составляет 7.1 кг, а габаритные размеры 100*243.7*340.5 мм. Его внешний вид представлен на рисунке 6. [6]

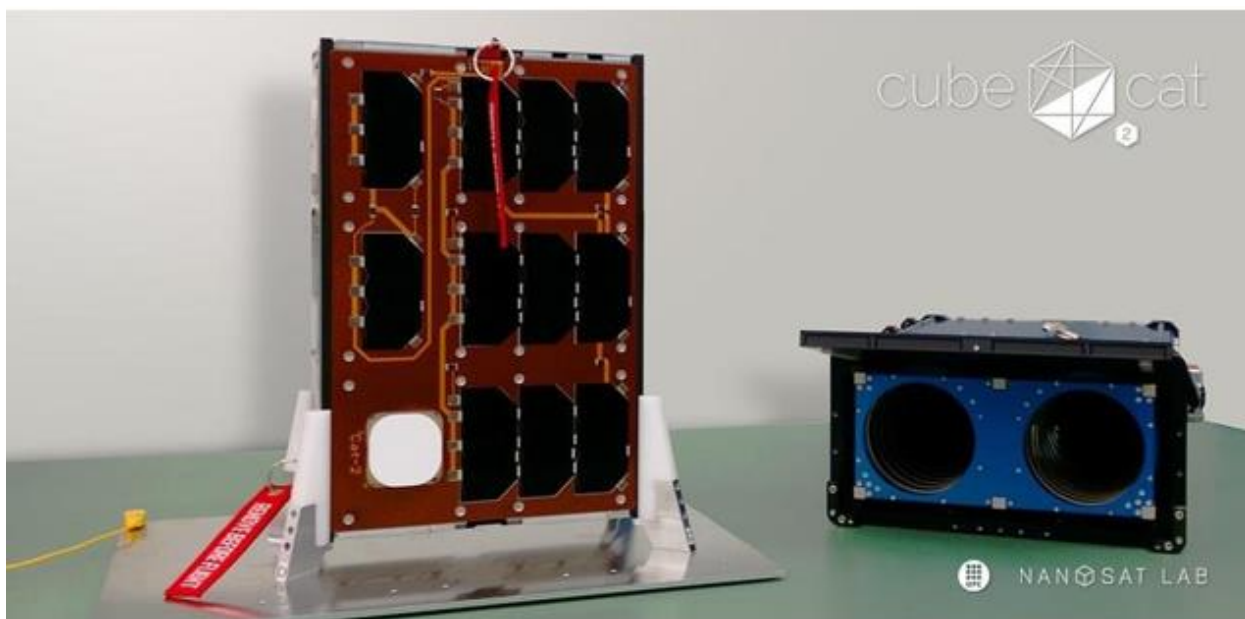


Рисунок 6 – Испанский наноспутник CubeSat – 2. [6]

В качестве полезной нагрузки на борту спутника установлен двух диапазонный рефлектометр GNSS (Global Navigation Satellite Systems) с двойной поляризацией PYCARO (альтиметр, использующий GPS для измерения высоты) разработанный в лаборатории NanoSat Каталонского политехнического университета совместно с лабораторией Remote Sensing. На борту так же установлен датчик Mirabilis для проведения экспериментов по звездной ориентации, а также магнетометр AMR eLISA произведенный IEEC для будущей миссии Европейского космического агентства имеющей наименование LISA [6].

На основе приведенных примеров можно судить о том, что действительно, при малых габаритах CubeSat можно проводить научные эксперименты, затрачивая при этом значительно меньше времени и средств на разработку и проектирование космических аппаратов.

В настоящее время запущено большое количество малых КА CubeSat выполняющих миссии различного характера. Рассмотрим данные проведенного симпозиума России по наноспутникам в 2017 г. Исходя из диаграммы, изображенной на рисунке 7, видно, что 45% объема запущенных наноспутников относятся к сфере образования, на втором месте – отработка технологий, на третьем – научные исследования. Данный анализ позволяет сделать вывод о

том, что во всем мире уделяется большое внимание запуску малых космических аппаратов.

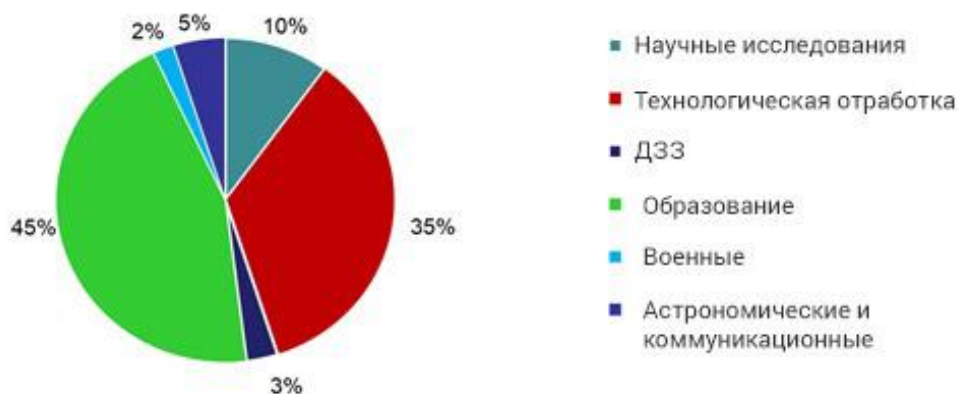


Рисунок7 – Процентное соотношение миссий наноспутников формата CubeSat [7]

Причиной малого количества проводимых исследований на борту наноспутников связано с тем, что малый объем корпуса не позволяет устанавливать оборудование полезной нагрузки, способное проводить качественные научные эксперименты.

1.3 Системы ориентации и стабилизации космического аппарата

Качество проводимых исследований на борту малого космического аппарата, а также правильность работы его системы зависит от точности и надежности работы его системы ориентации и стабилизации.

Система ориентации и стабилизации необходима для установки определенного положения плоскости наноспутника или отдельных его частей.

Ориентиром для КА могут служить Земля, Солнце, планеты солнечной системы, звезды и т.д. Задачей данной системы является удержание спутника в определенной положении с заданной точностью.

Управление ориентацией КА является в большинстве случаев главным режимом управления его движением. Это следует из того, что управление ориентацией, как правило, происходит непрерывно, нередко продолжаясь многие месяцы, в то время как длительность других режимов – коррекции

траектории, спуска, сближения – исчисляется десятками минут или секунд. Кроме того, ни коррекция траектории полета, ни маневр спуска с орбиты, ни наведение научной аппаратуры на заданные объекты исследования, ни наведение антенн на Землю или солнечных батарей на Солнце немислимы без управления ориентацией КА.

Развитие многочисленных функциональных областей применения электромеханических систем для КА сопровождается интенсивными научно-исследовательскими и опытно-конструкторскими работами как в условиях наземных испытаний готовых аппаратов, приборов и различных систем для КА, так и особенно их отработки в космических условиях орбитального полета. Значительный вклад в решение задачи управления ориентацией КА внесли следующие ученые: К.Б. Алексеев, А.А. Анчев, Г.Г. Бебенин, М.Л. Дертозос, И.В. Новожилов, Б.В. Раушенбах, Ж.К. Робердж, В.В. Румянцев, А.В. Сорокин, Е.Н. Токарь, Н.Н. Шереметьевский. [8]

На данные момент существуют 3 вида систем ориентации и стабилизации, представленные на рисунке 8



Рисунок 8 – Системы ориентации и стабилизации [8]

Особенностью пассивных систем ориентации (или пассивных систем стабилизации) является их крайняя простота, отсутствие исполнительных органов для создания управляющих моментов и т.п. Однако пассивные системы пригодны только для поддержания некоторого режима ориентации КА, обусловленного характером используемых внешних моментов, и не могут осуществлять управления ориентацией, под которым понимается принципиальная возможность придать любое положение корпусу КА и, если необходимо, поддерживать положение в течение заданного времени. [8]

Несмотря на то, что методы активной стабилизации требуют больших затрат энергии, они получили наибольшее распространение. По сравнению с пассивными методами они более эффективны при компенсации и преодолении внешних возмущений и более точны. Активная стабилизация КА может быть реализована либо с помощью реактивных двигателей ориентации, либо с помощью электромеханических систем. В работах К.Б. Алексева, Г.Г. Бенина и Б.В. Раушенбаха, Е.Н. Токаря подробно рассмотрены методы решения задачи управления ориентацией и первым и вторым способом, различные режимы процесса управления, указаны достоинства и недостатки обоих способов управления ориентацией, отмечено что, в отличие от систем, базирующихся на реактивных двигателях, использующих невозполнимые на борту запасы топлива или газа, требующих к тому же сложной системы его хранения и распределения в условиях космического полета, электромеханические системы используют электроэнергию, восполняемую солнечными батареями. Следовательно, управление осуществляется практически без затрат топлива. Это качественное отличие позволяет значительно увеличить эксплуатационный ресурс системы управления ориентацией КА. В настоящее время во всех электромеханических системах ориентации длительно существующих околоземных КА и орбитальных космических станций в качестве исполнительных органов используются силовые гироскопы и управляющие двигатели-маховики (УДМ). [8]

Управление ориентацией осуществляется с их помощью за счет пере-

распределения кинетического момента между исполнительным органом и корпусом КА. При этом стабилизация с помощью УДМ осуществляется изменением угловой скорости маховика, установленного по соответствующей оси КА, а изменение кинетического момента комплекса силовых гироскопов производится за счет изменения положения главных осей роторов с помощью активных моментных устройств, размещенных на осях карданова подвеса и включенных в регулирующие цепи систем ориентации. [8]

Отличия в принципе действия УДМ и силовых гироскопов существенно не влияют на динамические характеристики системы ориентации. УДМ и силовые гироскопы имеют разные области применения. [8]

В частности, силовые гироскопы применяют, если для управления ориентацией КА требуется реализовать большой кинетический момент и большие управляющие моменты. По этим причинам и ввиду конструктивной сложности силовые гироскопы более целесообразны для тяжелых орбитальных станций и больших космических структур [9, 10, 11].

УДМ применяются на автоматических КА (спутниках, предназначенных для исследования природных ресурсов и спутниках связи) и относительно легких орбитальных станциях. Маховичная система ориентации применена на спутниках «Омега», «Метеор», «Ресурс», «Глонасс» и других [11, 12].

Поскольку главными параметрами, определяющими эффективность работы УДМ в системах ориентации, являются развиваемый ими управляющий динамический и суммарный кинетический момент, а опыт разработки УДМ показывает, что погрешность реализации динамического момента достигает около 20%, и это при учете величины момента сопротивления вращению при задании входного сигнала, то актуальной задачей является разработка высокоточных регуляторов ЭМИО системы ориентации и стабилизации КА с погрешностью реализации динамического момента менее 5 % [13].

Описанные выше системы ориентации и стабилизации неэффективны на борту наноспутников, так как при их установке происходит значительное снижение места, отводимого для полезной нагрузки. Поэтому исходя из анализа

пунктов 1.2 и 1.3 можно выдвинуть наиболее благоприятное решение по улучшению качества проводимых экспериментов с помощью гибридизации устройств. Данный метод позволит значительно сократить объём электроники, а также нагрузки на систему электропитания. Пример гибридизации будет показан в главе 2 на примере совмещения системы маховиков, предназначенные для ориентации и стабилизации наноспутника, а также системы светофильтров, позволяющие пропускать определенные длины волн.

1.4 Спутник «АмурСат» («АмГУ – 1») и полезная нагрузка «Фотон – Амур»

В 2018 году Амурский Государственный Университет стал участником программы госкорпорации «Роскосмос», поддерживающей проекты университетов, разрабатывающих малые космические аппараты, проводящие научные эксперименты в космосе. В рамках проекта вместе с НИИЯФ МГУ был создан «АмурСат» («АмГУ – 1»), изображенный на рисунке 9. Размеры данного аппарата 100 x 100 x 340,5 миллиметра, а вес составил около трех килограммов.

На космическом аппарате установлен прибор, разработанный в АмГУ, — «Фотон-Амур». Он предназначен для исследования новых фотоэлектрических преобразователей. Кроме того, спутник оснащен детектором заряженных части «ДеКор» разработки НИИЯФ МГУ, обеспечивает мониторинг космической погоды на низких околоземных орбитах, а также технологический демонстратор приемника АЗН-В, который, обеспечивает прием сигналов с гражданских воздушных судов.

Малый космический аппарат «АмурСат» («АмГУ – 1») отправился в космос 5 июля на ракете-носителе «Союз-2.1б» и отделен на солнечно-синхронной орбите высотой 530 километров. [13]



Рисунок 9 – «АмурСат» («АмГУ – 1»)

Работы по созданию собственного спутника в АмГУ начались еще в 2015 году с разработки студентами модуля полезной нагрузки. Его основной задачей является исследование новых фотоэлектрических преобразователей. В вопросе предоставления образцов исследуемых материалов партнером АмГУ выступил Институт автоматки и процессов управления ДВО РАН (Владивосток).

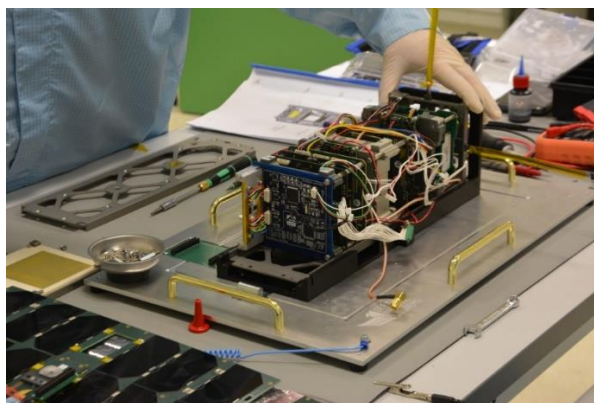


Рисунок 10 – Космический аппарат «АмурСат» («АмГУ –1»)

Полезная нагрузка «Фотон – Амур», изображенная на рисунке 10 вместе с рамкой, предназначенной для ее крепления, разработана студенческой проектной группой Научно-образовательного центра Амурского государственного университета и предназначена для испытаний в условиях космического пространства, отработки технологических процессов проектирования оборудова-

ния необходимого для проведения научных экспериментов, а также экспериментальных фотодиодов и фоторезисторов.

В состав прибора входят вычислительное устройство и панель фотоэлектрических устройств. Кроме экспериментальных ФЭП устанавливаются также референсные фотоустройства. Панель фотоэлектрических устройств должна смотреть в открытое космическое пространство, т.е. использовать окно, предусмотренное конструкцией космической платформы.

С учетом конструктивного исполнения платформы и особенностей подключения полезных нагрузок прибор «Фотон-Амур» выполнен на двух платах, одна является вычислительным устройством, а вторая панелью фотоэлектрических преобразователей. Плата вычислительного устройства выполняется в стандарте РС/104 для использования конструктивных возможностей платформы по фиксации данной платы в корпусе аппарата. Плата с панелью ФЭП размещается в специальной рамке-кронштейне, которая закрепляется, закрывая окно в одной из панелей КА. Вид этой рамки-кронштейна представлен на рисунке 11.

Прибор «Фотон-Амур 1» может использовать один из двух имеющихся в составе платформы малого космического аппарата интерфейсов UART для получения команд и сброса целевой информации, кроме него есть и другие интерфейсы, например, SPI и I2C. UART использовался в спутнике «AMGU-1». Прибор собирает целевую информацию в собственной памяти и по запросам с Земли передает ее на наземную станцию. Суточный объем накапливаемой измерительной информации – не более 300 Кбайт. Для питания прибора используется шина питания с напряжением 5 В. Потребление прибора не более 0,3 Вт. Прибор функционирует периодически, включая его на витке на 30-40 минут в те моменты, когда аппарат не занят передачей телеметрии на Землю.



Рисунок 11 – Рамка крепления панели ФЭП прибора «Фотон-Амур» и практическая реализация

Схема подключения прибора «Фотон-Амур» к платформе МКА показана на рисунке 13.

На рисунке 12 представлена функциональная схема ПН «Фотон-Амур». Основу платформы составляет микроконтроллер (МК). Для прототипа был выбран 8-разрядный AVR – микроконтроллер с внутрисистемной программируемой флэш-памятью емкостью 128 Кбайт, поддерживающий интерфейсы: 2xUSART, SPI, I2C. В качестве ПЗУ, для временного хранения данных, определена микросхема типа EEPROM емкостью 1 Мбит, с интерфейсом I2C. Полученные во время исследований данные накапливаются в ПЗУ и передаются на Землю во время сеанса связи частями от 256 бит в зависимости от сложности эксперимента и количества накопленных данных. [14]

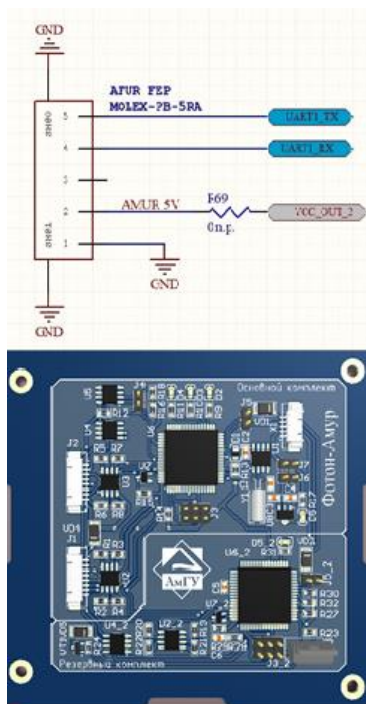


Рисунок 12 – Схема подключения прибора «Фотон-Амур» и вид его вычислительного устройства в стандарте РС/104

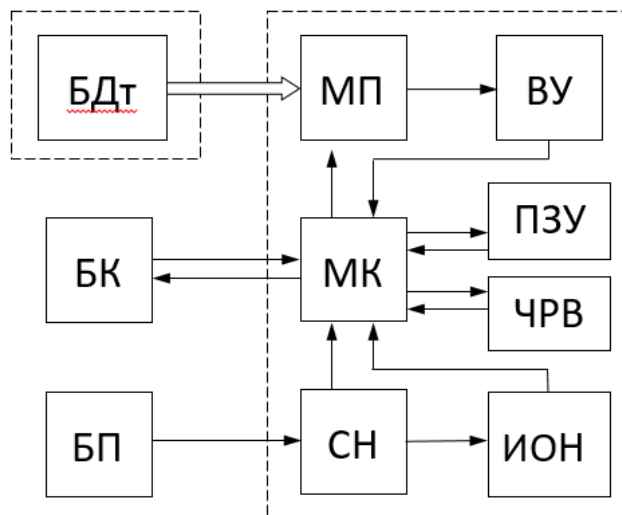


Рисунок 13 – Функциональная схема универсальной платформы полезной нагрузки: МК – микроконтроллер, ПЗУ – постоянное запоминающее устройство, БП – блок питания КА, ЧРВ – часы реального времени, БДт – блок датчиков (размещается на внешней поверхности МКА), БК – бортовой компьютер КА, СН – стабилизатор напряжения, ВУ – входной усилитель, МП – мультиплексор, ИОН – источник опорного напряжения.

Таким образом, анализируя все выше сказанное, можно сделать вывод о том, что малый космический аппарат «АмурСат» («АмГУ - 1») вместе с полезной нагрузкой «Фотон-Амур» создавались с целью технологической отработки методов проектирования наноспутников, а также создания основы для проведения научных экспериментов, позволяющих в дальнейшем улучшать качество фотоэлектрических преобразователей.

2 МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ БЛОК ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ НА ОСНОВЕ ПРИБОРА «ФОТОН-АМУР»

2.1 Гибридный модуль, включающий в себя прибор ориентации и стабилизации МКА и ФЭП позволяющий изучать влияния определенных длин волн света на электронику основе прибора «Фотон-Амур»

Прибор «Фотон-Амур» необходим для исследования вольтамперных характеристик новых фотоэлектрических преобразователей в заданных светофильтрами диапазонах видимого спектра.

Создание гибридных устройств является наиболее эффективным методом повышения качества проводимых исследований на борту наноспутников. Новое устройство в виде гибридного блока маховиков и светофильтров, позволит совмещать проведение научных экспериментов по исследованию электрических свойств фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), на основе прибора «Фотон-Амур» с возможностью дальнейшего изменения положения, а также проведения стабилизации МКА в космосе.

Исходя из анализа патента RU 134517 U1 [15], предназначенное для ориентации малых космических аппаратов в космосе. Конструкция на основе маховиков имеет уменьшенные габаритные размеры, позволяет с высокой точностью производить ориентацию аппаратов класса наноспутник. Однако, конструкция данного устройства не предусматривает встраивания в него светофильтров, либо другого научного оборудования для проведения научных исследований в космосе. Следовательно, не позволяет одновременно решать задачи управления положением МКА и проведения научного эксперимента. Отсутствует рациональное использование полезного объема МКА.

Исходя из анализа патента SU 1658109 A1 [16] представляющего собой регулируемый оптический фильтр, а также патента SU 354776 A1 [17] представляющий собой когерентный фильтр, используемые для изучения излучений разных длин волн в космическом пространстве, можно сделать вывод о том, что предложенные светофильтры вполне возможно использовать в экспериментах

по изучению ФЭП, однако, данные приборы не являются частью других приборов, жизненно необходимых для функционирования наноспутников, и будут требовать выделения дополнительного места из ограниченного объема МКА формата CubeSat.

Техническая проблема, решаемая предлагаемым устройством, заключается в создании компактного гибридного устройства, позволяющего сократить занимаемый объём в корпусе наноспутника, а также способствует более эффективному использованию отведенного запаса энергии.

Сущность данного устройства заключается в том, что в многофункциональном блоке полезной нагрузки наноспутника формата CubeSat 3U, включающем устройство ориентации и стабилизации положения малого космического аппарата, дополнительно установлен совмещенный с устройством ориентации и стабилизации оригинальный блок смены фильтров, каждый из которых выполнен в виде маховика, в четырех пазах которого, расположенных равномерно симметрично, установлены светофильтры, а на внутренней стороне, обращенной к двигателю, от центра до края, расположены под углом 90^0 к поверхности четыре гибкие щетки между светофильтрами 2 и нанесены углубления с наружного края от каждого светофильтра, при этом каждый маховик установлен на валу каждого из четырех электродвигателей, попарно и соосно расположенных друг относительно друга под углом 90^0 , горизонтально, на раме-держателе, в центре корпуса космического аппарата, при этом каждый из валов сначала проходит через вакуумный подшипник, установленный в центре перпендикулярной валу квадратной пластины, которая, как и рама-держатель, установлена на платформе, прикрепленной к корпусу горизонтально, с расположением на квадратной пластине равномерно симметрично четырех образцов, соответствующих расположению светофильтров, а затем через центр маховиков, светофильтры которых расположены перед прозрачной стенкой корпуса.

Устройство представлено на следующих чертежах:

1) Рисунок 14 – Пластина с установленными ФЭП, а так же, расположенными с правой стороны лазерным светодиодом и фотоприемником,

2) Рисунок 15 – Маховик со встроенными светофильтрами и нанесенными пирами,

3) Рисунок 16 – Уголок крепления пластины с ФЭП к платформе.

4) Рисунок 17 – Общий вид наноспутника формата CubeSat с установленным многофункциональным блоком полезной нагрузки,

5) Рисунок 18 – Платформа для установки гибридной системы,

Устройство предлагается установить в центре корпуса наноспутника формата CubeSat 3U и расположить симметрично относительно центра устройства в плоскости X, включающего в себя расположенные под углом 90° четыре электродвигателя 1 и четыре маховика 2, попарно и соосно установленные друг относительно друга. Маховики 2 закреплены на валах 3 электродвигателя. Каждый вал проходит через квадратную пластину 4 с установленными на ней четырьмя образцами 5 исследуемых ФЭП. Образцы 5 расположены под углом 90° в плоскости Y относительно центра оси. В месте прохождения валов через квадратную пластину установлены вакуумные подшипники 6. Пластины 4 крепятся уголками 7 к платформе 8, закрепленной горизонтально в корпусе. На маховиках 2, в пазы установлены светофильтры 9, рассчитанные на разную длину волны видимого спектра. Кроме этого, на внутренней стороне каждого маховика (обращенной к двигателю), от центра до края установлены под углом 90° к нему четыре гибкие щетки 10 для предотвращения боковой засветки образцов. Немаловажной задачей в проведении эксперимента является определение того, какой светофильтр находится в текущий момент времени перед исследуемым ФЭП. Это устанавливается с помощью углублений – питов, нанесенных на внутренней стороне маховика, с наружного края светофильтров, как показано на рисунке 12. Определение информации об установленном фильтре, происходит по принципу считывания информации со штампованных CD-дисков, для этого используется лазерный диод и фотоприемник, установленные также на пластине 4, продемонстрированные на рисунке 14. Двигатели 1 крепятся к раме-держателю 11. Форма используемой рамы-держателя зависит от

типа двигателей и особенностей их крепежа, а сама рама-держатель крепится на платформе 8.

Принцип работы устройства заключается в следующем: при выявлении системой ориентации отклонения положения МКА от заданного значения, происходит запуск блока вращающихся маховиков (включает в себя: электродвигатели 1, валы 3 и маховики 2), работа которого будет продолжаться до тех пор, пока аппарат не займет необходимое в пространстве положение. В зависимости от скорости вращения маховиков 2, научный эксперимент можно проводить либо во время корректировки положения МКА (при низкой скорости вращения маховиков), либо после. В этом случае маховики 2 исполняют роль оригинального устройства смены оптических фильтров 9. После занятия нужного положения светофильтрами, привод маховиков отключается. Данное решение позволит сократить энергопотребление системы на проведение научного эксперимента и увеличит общую продолжительность функционирования наноспутника формата CubeSat.

При попадании света на ФЭП 5, прошедшего через светофильтр 9, начинается процедура снятия экспериментальных данных (измерение ВАХ). ФЭП разделены между собой гибкими щетками 10, установленными на маховиках 2 для защиты соседних образцов от боковой засветки. После снятия показаний происходит смена положения фильтров 9, путем одновременного, но противоположно направленного попарного вращения маховиков 2 электродвигателями 1, на угол, равный 45° . Информация о находящемся светофильтре устанавливается путем сканирования углублений (питов), показанных на рисунке 15 в виде точек. Считывание происходит с помощью лазерного диода и фотоприемника, установленных в отверстия с краю пластины с ФЭП, как показано на рисунке 14.

Такой тип устройств позволяет высвободить полезный объем спутника формата CubeSat для других полезных целей и задач. Приводит к снижению затрат на изготовление МКА в целом за счет производства одного устройства (маховика и блока светофильтров), вместо двух. Способствует повышению ка-

чества проводимых научных экспериментов по изучению влияния видимого излучения на фотовольтаические свойства ФЭП, в зависимости от длин волн. В свою очередь, эксперименты с новыми ФЭП способствуют развитию альтернативной энергетики и расширению возможностей по освоению дальнего космоса. Данные исследования позволяют, на основе полученных данных, апробировать новые типы элементов солнечных батарей, с целью выявления путей достижения их наибольшего КПД и срока службы.

Технический результат использования полезной модели состоит в том, что маховики позволят выполнять точную пространственную ориентацию МКА, а совмещенная с ними оригинальная система смены оптических фильтров позволит расширить спектр проводимых научных исследований на борту малых космических аппаратов. Важно, что предложенное устройство смены оптических фильтров, во время его работы, не будет оказывать влияние на изменение положения наноспутника в пространстве. При этом предлагаемая компоновка высвобождает полезное пространство МКА, что позволит в дальнейшем добавлять дополнительные модули полезной нагрузки, увеличивая возможности применения спутников формата CubeSat.

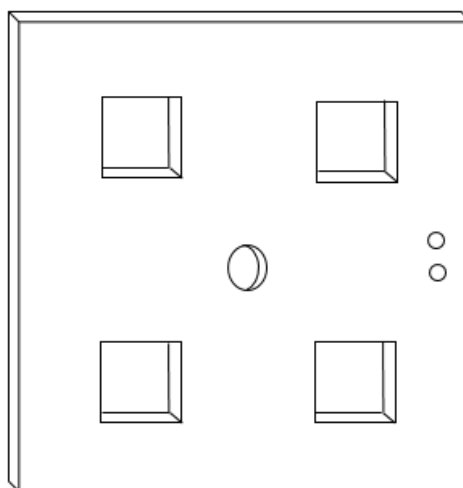


Рисунок 14 – Пластина с установленными ФЭП, а так же, расположенными с правой стороны лазерным светодиодом и фотоприемником

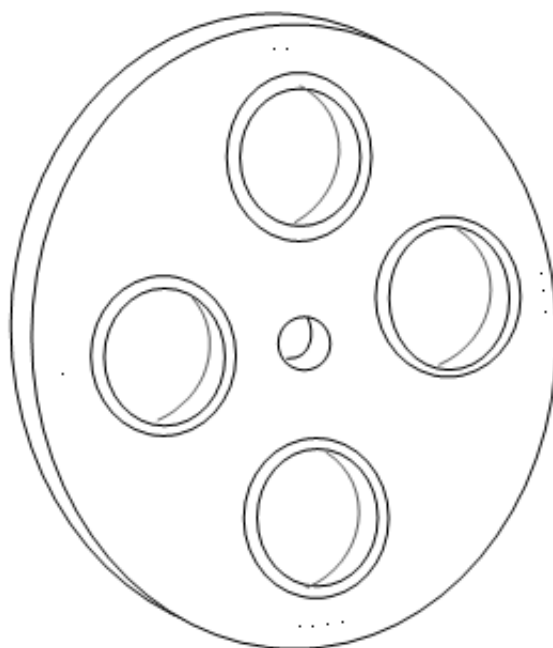


Рисунок 15 – Маховик со встроенными светофильтрами и нанесенными питами

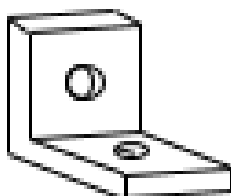


Рисунок 16 – Уголок крепления пластины с ФЭП к платформе

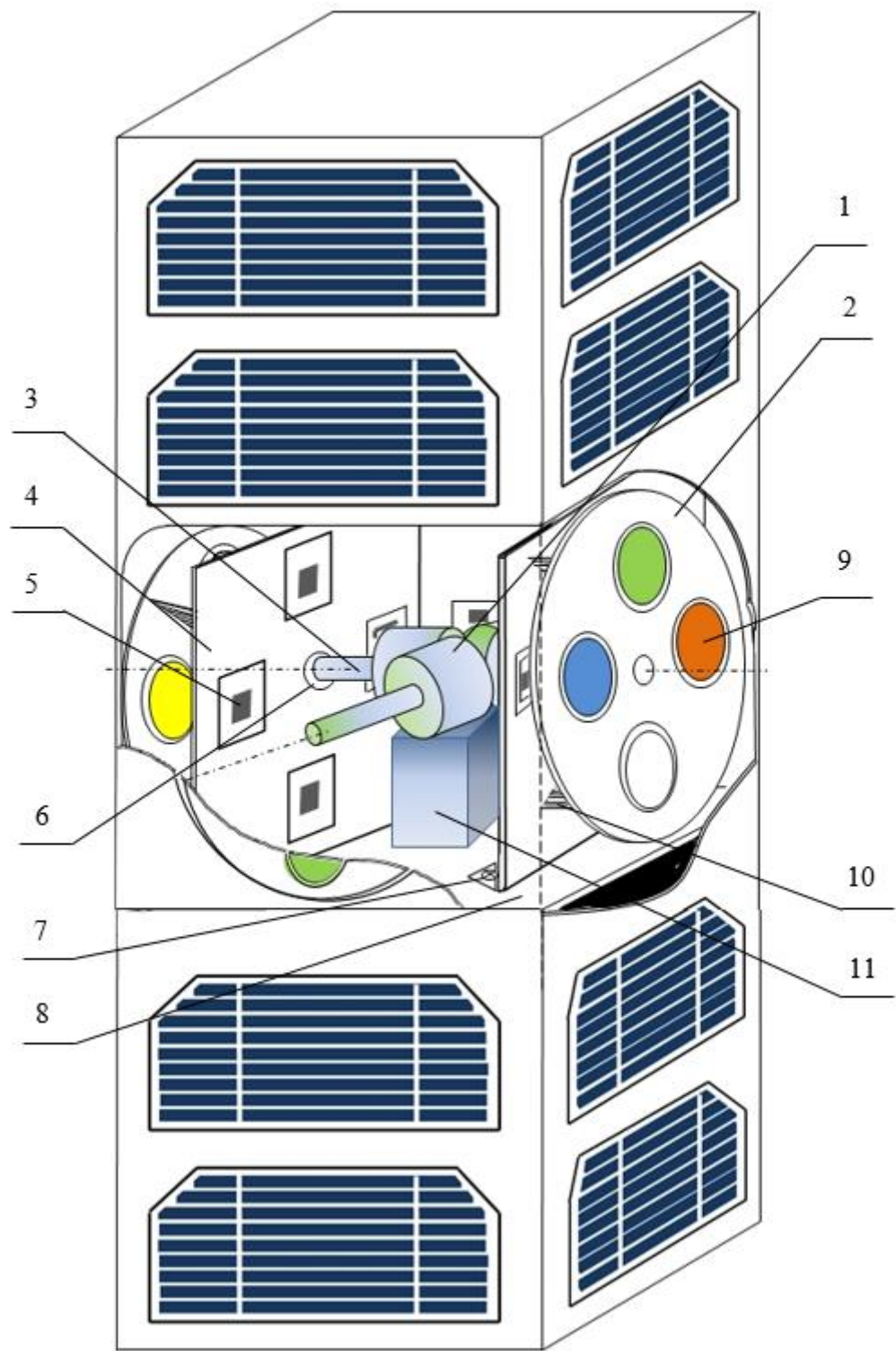


Рисунок 17 – Общий вид наноспутника формата CubeSat с установленным многофункциональным блоком полезной нагрузки

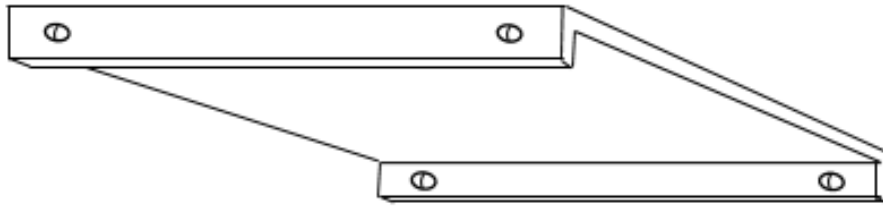


Рисунок 18 – Платформа для установки гибридной системы

2.2 Расчет параметров гиросtabilизатора со встроенными свето-фильтрами

Выбор материала и термическая обработка является основным критерием прочности изделия. Маховик должен иметь минимальную массу. Для повышения механических характеристик маховика его подвергают механической обработке. Материал маховика сталь 40х.

Важной характеристикой является момент инерции, который является мерой инертности при вращательном движении и способности сохранять угловую скорость.

Конструктивно принимаем диаметр маховика равным 0.07 м. Угловая скорость электродвигателя, представленного на рисунке 19 составляет 1000 об/мин.

Необходимо определить напряжение в маховике. Объемный вес стали 40х составляет – $\gamma = 7800 \text{ кг} / \text{м}^3$ или $78000 \text{ н} / \text{м}^3$



Рисунок 19 – Электродвигатель для гиросtabilизатора с встроенными светофильтрами [18]

Теперь можно найти угловую скорость:

$$\omega = \frac{\pi n}{30}; \quad (1)$$

$$\omega = \frac{3.14 \cdot 1000}{30} = 104 \text{ c}^{-1}.$$

Зная угловую скорость можно найти напряжение в маховике:

$$\delta_M = \frac{F}{A} = \frac{\vartheta \omega^2 D^2}{4g}; \quad (2)$$

$$\delta_M = \frac{78000 \frac{\text{H}}{\text{м}^3} \cdot (104)^2 \cdot (0.07)^2}{4 \cdot 9.8 \cdot 10^6} = 0.11 \text{ МПа}.$$

Исходя из полученной величины можно судить о том, что данное напряжение является допустимым. [19]

Найдем полярный момент инерции. Данная величина характеризует способность маховика сопротивляться кручению:

$$\gamma_p = \frac{\pi D^3}{32} (1 - \alpha^4). \quad (3)$$

Где $\alpha = \frac{d}{D} = 0.1$. D – диаметр маховика составляет 0.07м, d – диаметр отверстия для вала маховика составляет 0.007м.

$$\gamma_p = \frac{3.14 \cdot (0.07)^3}{32} (1 - 0.1^4) = 3.37 \cdot 10^{-5} \text{ м}^4.$$

Величина полярного момента инерции получилась очень малой, а значит сопротивление кручению минимально, следовательно, маховик будет работать корректно.

Зная полярный момент инерции можно рассчитать жесткость проектируемого маховика.

$$k = \delta_M \cdot \gamma_p; \quad (4)$$

$$k = 8 \cdot 10^4 \cdot 10 \cdot 3.37 \cdot 10^{-5} = 27 \cdot 10^5 \text{ Нм}^2.$$

В следствие того, что размеры маховика малы и нет возможности использовать болтовое соединение для фиксации светофильтров, то необходимо выполнить расчет посадки фиксатора светофильтра внатяг.

Исходя из таблицы единой системы допусков и посадок (ЕСПД) [20] согласно номинальным размерам отверстий маховика для крепления светофильтров, составляющим $d = 15$ мм, выбираем качество точности посадки внатяг для отверстий $j_{S6} = \pm 5.5 \text{ мкм}$

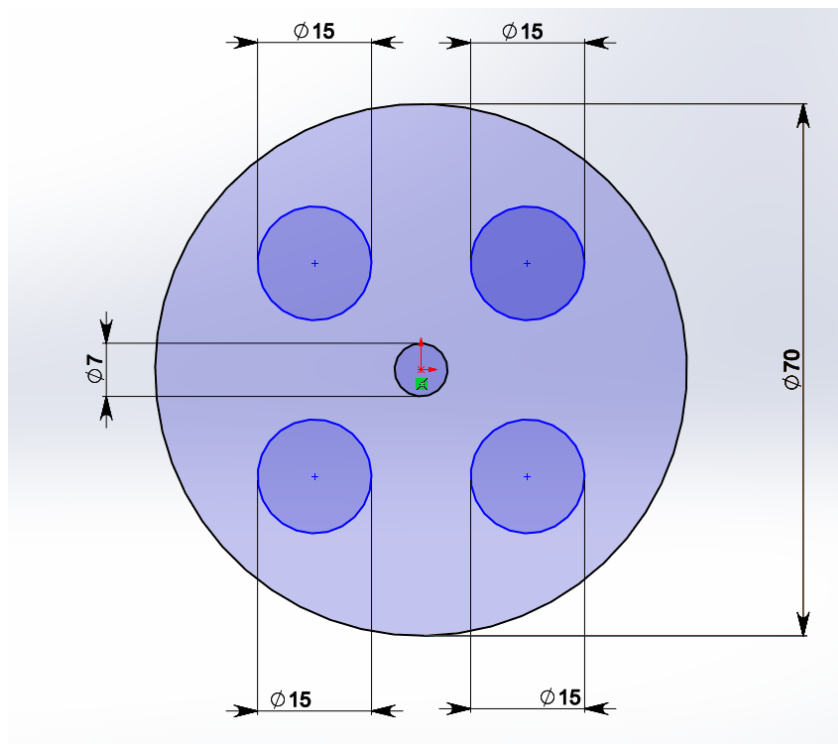


Рисунок 20 – Геометрические характеристики отверстий маховика

Верхнее предельное отклонение отверстий:

$$ES = D_{\max} - D; \quad (5)$$

$$D_{\max} = 15.005 - 15 = 0.005 \text{ мм.}$$

Значит верхнее предельное отклонение составит: +0.005

Нижнее предельное отклонение:

$$EI = D_{\min} - D; \quad (6)$$

$$D_{\min} = 14.995 - 15 = -0.005 \text{ мм.}$$

Нижнее предельное отклонение составляет: -0.005

Значит допуск отверстия будет равен:

$$T_d = D_{\max} - D_{\min}; \quad (7)$$

$$T_d = 15.005 - 14.995 = 0.01.$$

Предельные размеры отверстия для вставки фиксаторов светофильтров составит 15 ± 0.005

Далее необходимо посчитать предельные размеры фиксатора светофильтра изображенный на рисунке 18.

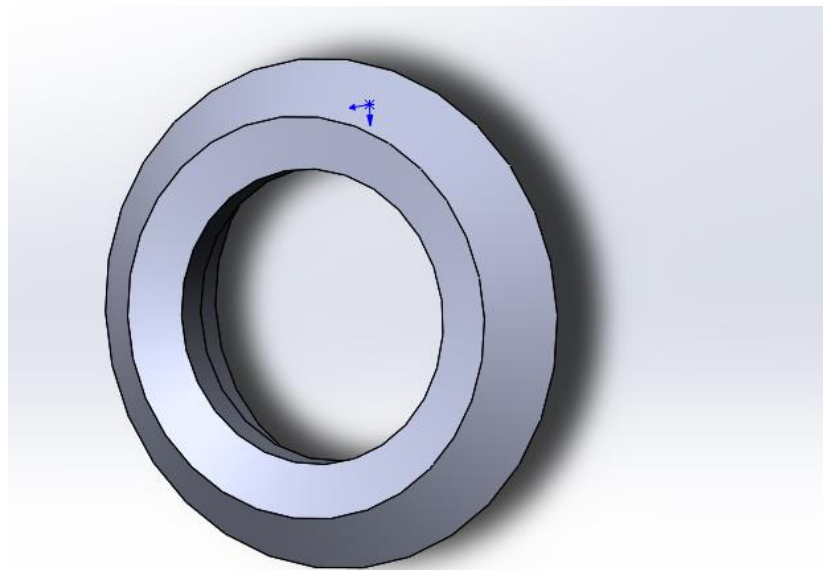


Рисунок 21 – Фиксатор светофильтров

Данный фиксатор устанавливается в ранее рассчитанные отверстия. Вид соединения показан на рисунке 22.



Рисунок 22 – Общий вид установки фиксатора в отверстия маховика.

Так как он вставляется в специальное отверстие, следовательно, его расчет производится в качестве вала.

Из таблицы ЕСПД выбираем допуск и посадку h5. Диаметр части, контактирующей с отверстием составляет 15 мм, значит необходимо выбрать предельное отклонение 0; -8.

Верхнее предельное отклонение:

$$es = d_{\max} - d; \quad (8)$$

$$es = 15 - 15 = 0.$$

Нижнее предельное отклонение:

$$ei = d_{\min} - d; \quad (9)$$

$$ei = 14.992 - 15 = 0.008.$$

Допуск составит:

$$T_d = d_{\max} - d_{\min}; \quad (10)$$

$$T_d = 15 - 14.992 = 0.008.$$

Теперь необходимо определить посадку с натягом. Посадка с натягом – посадка, при которой в соединении обеспечивается натяг.

Наибольший натяг:

$$N_{\max} = d_{\max} - D_{\min} = es - EI; \quad (11)$$

$$N_{\max} = 0.005.$$

Наименьший натяг:

$$N_{\min} = d_{\min} - D_{\max} = ei - ES; \quad (12)$$

$$N_{\min} = 0.003.$$

Допуск натяга:

$$T_N = N_{\max} - N_{\min}; \quad (13)$$

$$T_N = 0.002.$$

Кроме этого необходимо рассчитать отверстия для установки в него оси электродвигателя. Вид маховика с установленной осью представлен на рисунке 23.

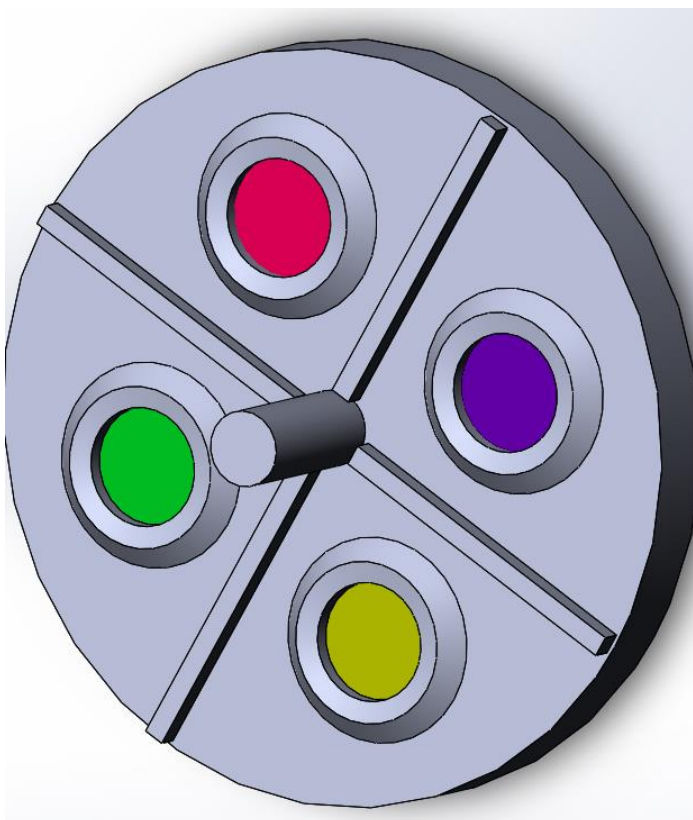


Рисунок 23 – Ось электродвигателя установленная в маховик

Диаметр отверстия составляет 7мм. Выбираем предельное отклонение для отверстий $js_6 = \pm 0.0045$

Находим значения аналогично согласно формулам 5–7.

Верхнее предельное отклонение:

$$ES = 0.0045.$$

Нижнее предельное отклонение:

$$EI = -0.0045.$$

Допуск отверстия:

$$T_D = 7.0045 - 6.9955 = 0.009.$$

Аналогично, используя формулы 8 – 10, произведем расчёт для устанавливаемого в маховик вала электродвигателя.

Выбираем предельное отклонение для отверстий $h5 = 0; -6$

Верхнее предельное отклонение:

$$es = 0.$$

Нижнее предельное отклонение:

$$e_i = -0.006.$$

Допуск отверстия:

$$T_d = 7 - 6.994 = 0.006.$$

Посадка в отверстие вала осуществляется с натягом. Расчет производим аналогично по формулам 11 –13.

Наибольший натяг:

$$N_{\max} = 0.0045.$$

Наименьший натяг:

$$N_{\min} = -0.011.$$

Допуск натяга:

$$T_N = 0.016.$$

Зная все необходимые размеры деталей, при помощи информации CubeSat Design Specification Rev.13 и воспользовавшись программой Solid Works, построим проектируемый наноспутник, который будет содержать основные механические элементы. На рисунке 24 и 25 представлен каркас с внутренним блоком маховиков наноспутника.

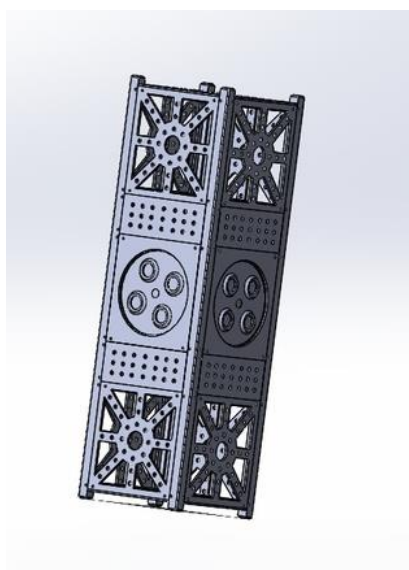


Рисунок 24 – Каркас наноспутника с внутренним блоком маховиков.

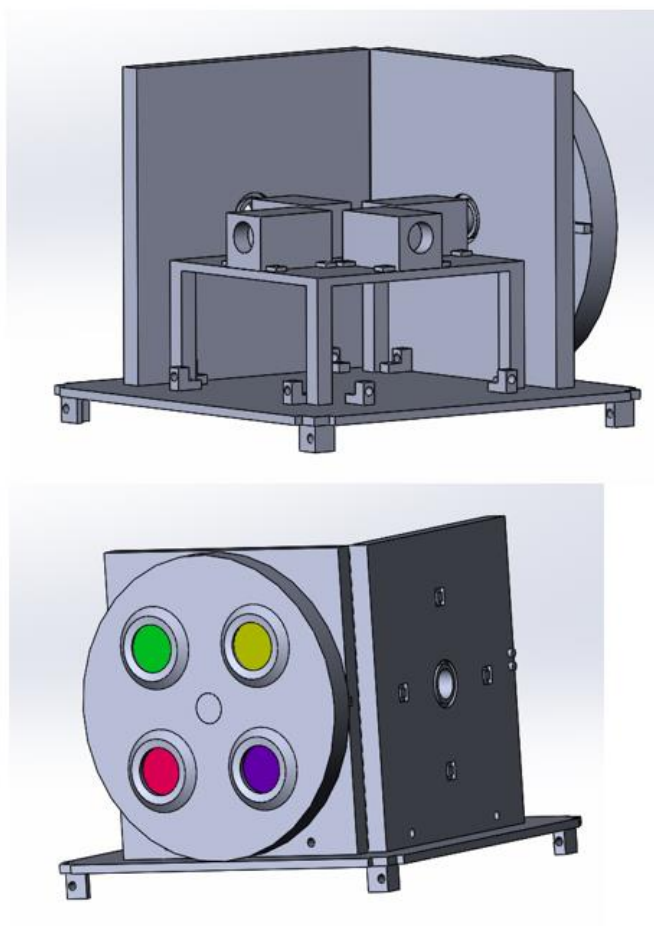


Рисунок 25 – Комплект внутренних деталей полезной нагрузки

Построив все необходимые компоненты, собираем конструкцию воедино и получаем внешний вид наноспутника формата CubeSat 3U с гибридным модулем в центральном блоке., изображенный на рисунке 26.

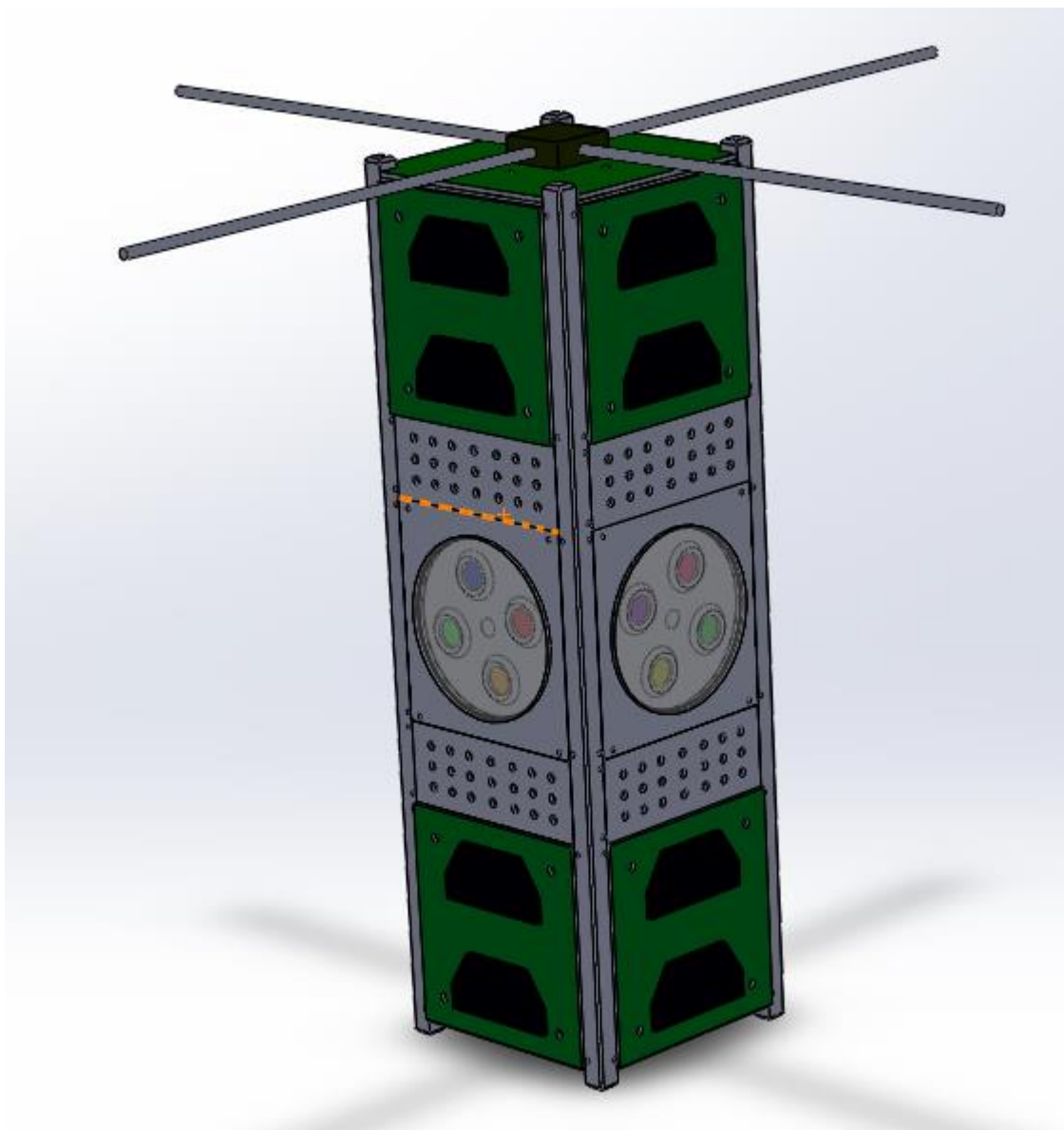


Рисунок 26 – Внешний вид наноспутника формата CubeSat 3U с гибридным модулем в центральном блоке.

2.3 Технологическая карта тестирования многофункционального блока полезной нагрузки на основе прибора «Фотон – Амур»

Тестирование должно выполняться для удовлетворения всех требований провайдера запуска, а также любых дополнительных требований к тестированию, которые считаются необходимыми для обеспечения безопасности CubeSat.

Испытание корректной работоспособности

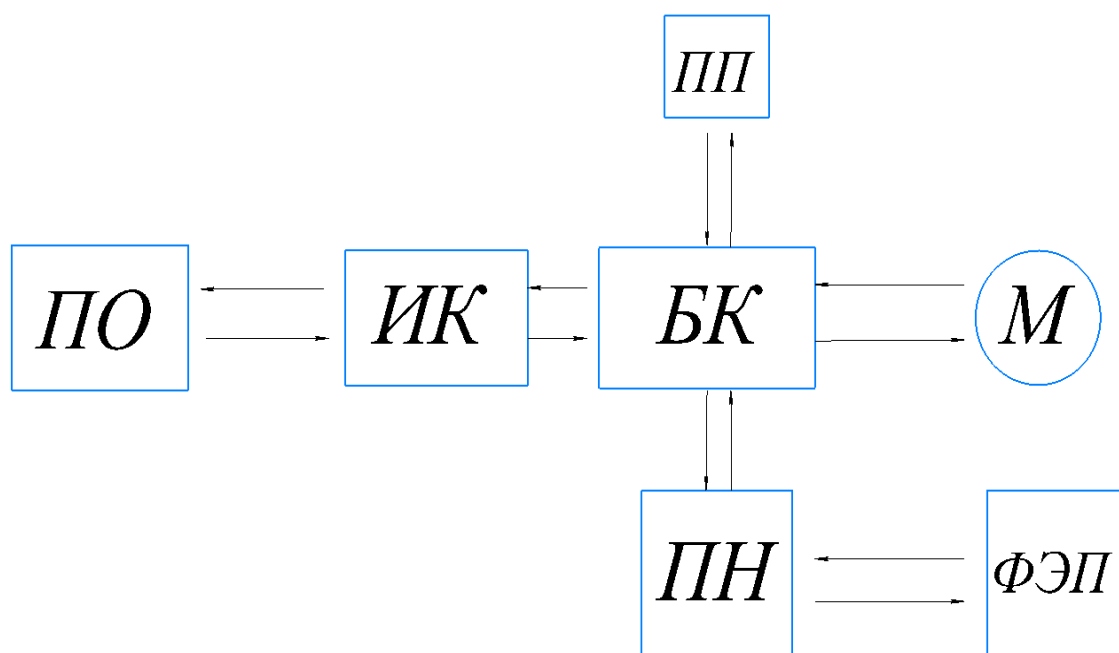


Рисунок 27 – Схема взаимодействия электронных компонентов при их тестировании. ПО – программное обеспечение, ИК – имитатор команд, БК – бортовой компьютер, ПП – приёмопередатчик, ПН – полезная нагрузка, ФЭП – фотоэлектрический преобразователь, М – маховик.

Для проведения испытаний необходимо наличие следующих компонентов

1. Специальное программное обеспечение (ПО)
2. Имитатор команд (ИК)
3. Бортовой компьютер (БК)
4. Приёмо – передатчик информации (ПП)
5. Полезная нагрузка (ПН)
6. Маховик (М)
7. ФЭП с светофильтрами (ФЭП)

Первое испытание заключается в проверке целостной проверки системы, анализа взаимодействия компонентов.

1. Подключить требуемые для проведения тестирования компоненты, указанные на рисунке 27

2. Подключить компоненты к электропитанию.

3. Используя ПО на компьютере воспользоваться имитатором команд и отправить сигнал в бортовой компьютер.

4. Получив сигнал, БК отправляет запрос на сбор данных из ПН, которая в свою очередь считывает информацию с образцов ФЭП, информация приходит с указанием номера образца и вида светофильтра, установленного в данный момент на изучаемом образце. После этого происходит запись информации в постоянное запоминающее устройство (ПЗУ) где хранится до момента выгрузки.

5. После сбора информации БК с ПН, БК отправляет полученную информацию в ПП, где данные шифруются и передаются на компьютер, после чего дешифруются.

6. Следующий этап заключается в отправлении сигнала с ПО ИК команды на поворот маховика и смены светофильтром происходит повторная операции пункта 4 и 5. Важно чтобы получаемые значения отличались, так как происходит смены диапазона волн видимого спектра. Кроме этого обязательным условием проведением эксперимента является поддержание одинаковой температуры помещения, а также использование ламп, позволяющие создать свет видимого спектра, аналогичного солнечному свету.

Вторым испытанием является определение предельной скорости маховика при измерении фототока.

Для проведения тестирования требуется схема, изображенная на рисунке 27.

1. Подключить требуемые для проведения тестирования компоненты.

2. Подключить компоненты к электропитанию.

3. Задать первоначальное количество оборотов маховика в минуту.

4. Используя ПО на компьютере воспользоваться имитатором команд и отправить сигнал в бортовой компьютер.

5. Получив сигнал, БК отправляет запрос на сбор данных из ПН, которая в свою очередь считывает информацию с образцов ФЭП, выгрузка происходит из ПЗУ.

6. После сбора информации БК с ПН, БК отправляет полученную информацию в ПП, где данные шифруются и передаются на компьютер, после чего дешифруются.

7. Повторить пункты 4-6 постепенно увеличивая обороты. Тестирование проводится до тех пока погрешность получаемых данных не составит более 5%. Эксперимент должен проводиться в одинаковых условиях, а именно при постоянной комнатной температуре, а также одинаковом количестве освещенности. Используемая лампа должна имитировать дневной свет. Только при таких условиях эксперимент по тестированию является «чистым».

Третье испытание проводится на стенде полунатурного моделирования системы ориентации и стабилизации(СОС), представленный на рисунке 27.

Устройства в составе стенда имитируют воздействие на объект исследований основных факторов космического пространства, необходимых для функционирования датчиков и исполнительных органов системы ориентации и стабилизации: свободное вращение вокруг центра масс, переменное магнитное поле, поток солнечного излучения, сигнал навигационной системы.

Целью использования стенда является экспериментальная отработка и исследование работы алгоритмов ориентации, стабилизации и навигации космического аппарата в земных условиях.

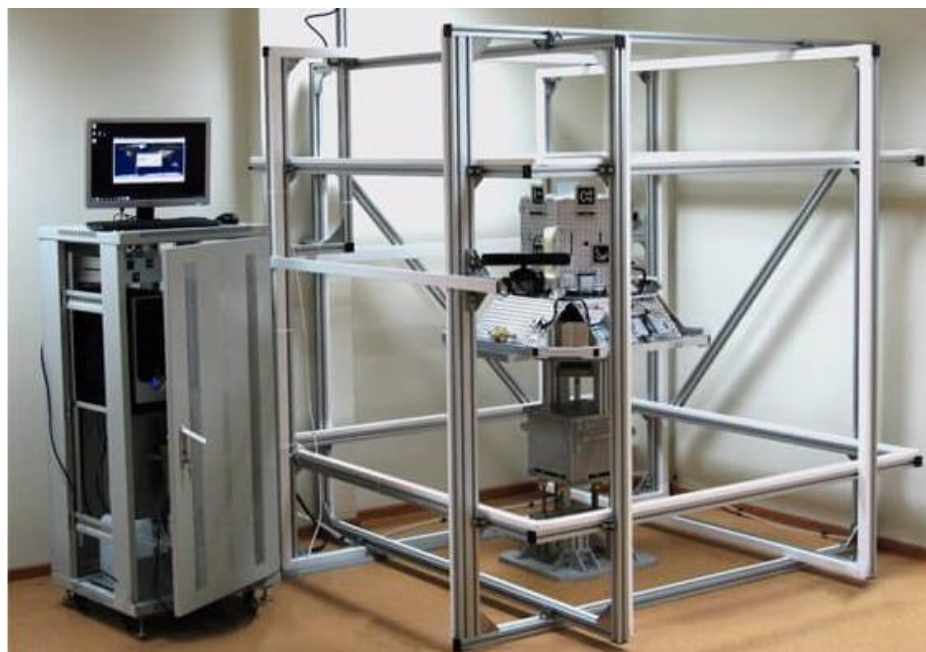


Рисунок 28 – Стенд полунатурного моделирования (СОС) [21]

Стенд позволяет:

1. Провести функциональные испытания и оптимизацию программного обеспечения СОС,
2. Снизить риск некорректной работы спутника на орбите,
3. Обучить практическим навыкам управления движением КА,
4. Имитировать и отрабатывать нештатные ситуации.
5. Верифицировать модель после компьютерного моделирования:

В свою очередь верификация модели после компьютерного моделирования необходима чтобы:

1. Исключить ошибки в установке датчиков и исполнительных органов
2. Учесть точность установки датчиков и исполнительных органов
3. Провести моделирование с учетом реальных погрешностей и шумов датчиков
4. Определить реальные моменты инерции аппарата

Все компоненты стенда разработаны и собраны в ООО «СПУТНИКС». Разработка основана на технологическом заделе, полученном при создании микроспутника «Чибис-М», малого космического аппарата «ТаблетСат-

Аврора», наноспутников «СириусСат-ДЗЗ», «ОрбиКрафт-Зоркий» и др. [21]

Состав стенда:

1. Аэродинамический подвес
2. Платформа для установки объекта испытаний
3. Имитатор магнитного поля
4. Имитатор Солнца
5. Система независимых измерений
6. Имитатор сигналов GPS
7. Автоматизированное рабочее место (АРМ)

При проведении тестирования необходимо убедиться в правильном подключении компонентов. Схема взаимодействия компонентов указана на рисунке 29.

Схема состоит из

1. БК – бортовой компьютер
2. ПН – полезная нагрузка
3. Г – гироскоп
4. М – маховик

Проведение испытания:

1. Уставить и надежно наноспутник на платформе испытательного стенда.
2. Включить питание стенда.
3. Запустить специальное программное обеспечение.
4. Выбрать режим проверки гиросtabilизатора.
5. Запустить тест.

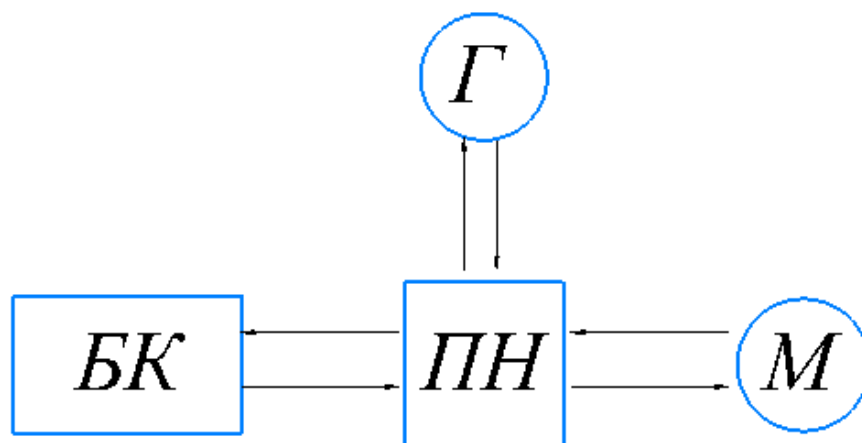


Рисунок 29 – Схема взаимодействия компонентов при проведении тестирования гиросtabilизатора. БК – бортовой компьютер, ПН – Полезная нагрузка, Г – гироскоп, М – маховик.

6. Отклонение от первоначального положения, исследуемого наноспутника фиксируется гироскопом, который отправляет сперва сигнал в ПН, а из нее непосредственно в БК. После анализа угла отклонения БК отправляет сигнал на ПН, который запускает систему СОС, после чего положение в пространстве должно стабилизироваться вращением маховика. Наблюдать за работой маховика можно через стекло в средней части корпуса, предназначенного для освещения солнцем светофильтров для получения фототока. Данная установка позволяет наноспутнику левитировать, имитируя невесомость.

Данный тест необходимо провести для различных углов отклонения, чтоб проверить правильность срабатывания программы, а также убедиться в правильной подаче регулирующего сигнала на ПН, запускающей маховик.

3 ЭЛЕКТРОБЕЗОПАСНОСТЬ В ПОМЕЩЕНИИ ДЛЯ СБОРКИ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО БЛОКА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

3.1 Основные понятия электробезопасности

Электробезопасность – система организационных и технических мероприятий по защите человека от действия поражающих факторов электрического тока.

Электротравма – результат воздействия на человека электрического тока и электрической дуги. Представляют собой четко выраженные местные повреждения тканей организма, вызванные воздействием электрического тока или электрической дуги. Обычно это поражения кожи, реже – других мягких тканей, а также связок и костей. В большинстве случаев электротравмы излечиваются и работоспособность пострадавшего восстанавливается полностью или частично. В отдельных случаях, обычно при тяжелых ожогах, травмы могут привести к гибели [22]

Электрические удары – это возбуждение живых тканей организма проходящим через него электрическим током, сопровождающееся непроизвольным судорожным сокращением мышц. При электрических ударах исход воздействия тока на организм может быть различным, вплоть до смерти. [22]

Воздействие электрического тока на организм подразделяется на 3 типа:

1. Термическое (тепловое) действие, которое выражается в ожогах отдельных участков тела, нагреве кровеносных сосудов, крови, нервных волокон и т.п.

2. Электролитическое (биохимическое) действие – выражается в разложении крови и других органических жидкостей, вызывая значительные нарушения их физико-химических составов

3. Биологическое (механическое) действие – выражается в раздражении и возбуждении живых тканей организма, сопровождается непроизвольным судорожным сокращением мышц (в том числе сердца и легких). [22]

3.2 Факторы, определяющие исход поражения током

1. Величина тока и напряжения. По степени физиологического воздействия можно выделить следующие поражающие токи: 0,8-1,2 мА – пороговый ощутимый ток (то наименьшее значение тока, которое человек начинает ощущать); – 10-16 мА – пороговый неотпускающий (приковывающий) ток, когда из-за судорожного сокращения рук человек самостоятельно не может освободиться от токоведущих частей; – 100 мА пороговый фибрилляционный ток; он является расчетным поражающим током. При этом необходимо иметь в виду, что вероятность поражения таким током равна 50% при продолжительности его воздействия не менее 0,5 секунды.

2. Продолжительность воздействия тока. Поражения тока возможно только в расслабленном состоянии сердечных мышц. С увеличением ритма сердца увеличивается шанс его остановки под воздействием электрического тока.

3. Сопротивление тела человека. Величина непостоянная и зависит от многих условий. Варьируется величина от нескольких сотен Ом до нескольких мега Ом.

4. Тип помещения: с повышенной опасностью, без повышенной опасности, особо опасные помещения; особо опасные помещения

5. Путь тока через тело человека, также называемый «петлей». Большие петли: «правая рука-ноги» (20 % случаев поражения), «левая рука-ноги» (17 %), «обе руки-ноги» (12 %), «голова-ноги» (5 %), «рука-рука» (40 %). В этих случаях через сердце протекает 8-12 % от полного значения тока. Малая петля: «нога-нога». Через сердце протекает всего около 0,4 % от полного тока. Эта петля возникает, когда человек оказывается в зоне растекания тока, попадая под шаговое напряжение. [23]

3.3 Действия при возникновении опасной для жизни ситуации.

Возникновение пожара.

В случае возникновения пожара в результате замыкания проводов или неисправности электроприбора необходимо немедленно отключить участок сети, где начался пожар. Одновременно вызвать пожарную бригаду.

Отключение сети осуществляется выключением доступного коммутационного аппарата или разъема!

Лицам с I группой по электробезопасности запрещается принимать меры к отключению напряжения, не разрешенные в режиме обычной эксплуатации:

1. Перерубать кабель;
2. Вскрывать щит;
3. Преднамеренно закорачивать токоведущие проводники.

После снятия напряжения можно тушить пожар любым доступным способом! [24]

Если очаг пожара не отключен от питающей сети, то тушить пожар допускается только сухим песком, углекислотным или порошковым огнетушителем. Нельзя до отключения очага пожара от сети тушить пожар водой или пользоваться пенным огнетушителем. [24]

Возникновение ситуации приведшей к поражению электрическим током работника.

Обеспечьте свою безопасность. Наденьте сухие перчатки (резиновые, шерстяные, кожаные и т.п.), резиновые сапоги. По возможности отключите источник тока. При подходе к пострадавшему по земле идите мелкими, не более 10 см, шагами. [24]

Сбросьте с пострадавшего провод сухим токонепроводящим предметом (палка, пластик). Оттащите пострадавшего за одежду не менее чем на 10 метров от места касания проводом земли или от оборудования, находящегося под напряжением. Вызовите «скорую помощь». [24]

Первая помощь при поражении электрическим током
Определите наличие пульса на сонной артерии, реакции зрачков на свет, самостоятельного дыхания. [24]

При отсутствии признаков жизни проведите сердечно-легочную реанимацию. [24]

Первая помощь при поражении электрическим током
При восстановлении самостоятельного дыхания и сердцебиения придайте пострадавшему устойчивое боковое положение. [24]

Если пострадавший пришел в сознание, укройте и согрейте его. Следите за его состоянием до прибытия медицинского персонала, может наступить повторная остановка сердца. [24]

3.4 Меры предосторожности при эксплуатации электрооборудования в помещении.

1. Защита проводов. Электропроводка должна иметь исправную защиту от коротких замыканий. Защита осуществляется обычно предохранителями или автоматическими выключателями на групповом щитке.

2. Исправность изоляции. Ветхая или поврежденная изоляция электрических проводов может быть причиной пожара, несчастного случая и утечки электроэнергии. Нельзя заземлять электрические провода дверьми, оконными рамами, закреплять провода на гвоздях, оттягивать их веревкой или проволокой. Недопустимо клеить провода обоями, бумагой, закрывать драпировкой, коврами, прокладывать провода за батареями парового и водяного отопления.

3. Электрическая арматура. Защитные крышки выключателей и прочей арматуры должны быть всегда на месте. Проводка к выключателям и штепсельным розеткам должна быть смонтирована надежно. Следить за состоянием шнуров, соединяющих прибор со штепсельной вилкой. Не допускать перекручивания шнуров, узлов в них, чрезмерного износа оплетки, изоляции, оголения токоведущих жил и соединения их на металлический корпус арматуры. Вилка должна хорошо (плотно) держаться в розетке.

4. Приборы освещения. Замена ламп накаливания должна производиться только при отключенном положении выключателя лампы, касайтесь колбы, а не цоколя, не работайте мокрыми руками, не смотрите на лампу в момент включения – она может взорваться.

5. Электронагревательные приборы. Применять только заводского изготовления. Проверить напряжение сети. Вилку вынимать за колодку, а не за провод. Заполнение чайников, кастрюль, кофейников производить в отключенном их состоянии. Погружные кипятильники включать при их нахождении в воде. Электроплитки должны стоять на огнестойком основании. Недопустима близость к ЛВЖ и т.п. [24]

4 РАСЧЁТ ЭКОНОМИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО БЛОКА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ НА ОСНОВЕ ПРИБОРА «ФОТОН – АМУР»

4.1 Определение себестоимости проектируемого изделия

Одним из важных показателей создания технических проектов является экономический показатель, а именно себестоимость разрабатываемого проекта. Расчет себестоимости проекта можно разделить на три группы.

К первой группе относятся методы прогнозирования себестоимости на ранних стадиях проектирования на основе исследования ее зависимости от технических характеристик. [25]

Вторая группа включает в себя методы расчета по некоторым достоверно известным затратам. Неизвестные виды затрат предполагаются на основе зависимостей между различными затратами.

Третья группа базируется на расчете всех видов затрат на производство и реализации изделия.

В данной работе экономический расчет производится по второму методу по формуле:

$$C_{AMC} = M + П + L_0 + L_D + L_{CH} + P_K \quad (14)$$

Где M – затраты на материал;

$П$ – затраты на покупные изделия;

L_0 – основная заработная плата;

L_D – дополнительная заработная плата;

L_{CH} – затраты на социальные нужды;

P_K – косвенные расходы.

Объектом экономического расчета является проектируемый наноспутник формата CubeSat 3U с многофункциональным блоком полезной нагрузки на основе прибора «Фотон – Амур».

Затраты на покупные изделия приведены в таблице 1

Таблица 1 – Затраты на покупные изделия (П)

№ п/п	Наименование маериалов (торговое название)	Еденица измерения	Оптовая цена за еденицу (Руб.)	Норма расхода	Сумма (Руб.)
1	Корпус CubeSat 3U	шт.	219000	1	219000
2	Солнечная панель GaAs ФЭП (боковая)	шт.	131000	8	1048000
3	Полный комплект наземной станции ISIS для диапазонов VHF / UHF / S	шт.	6055000	1	6055000
4	Бортовой компьютер	шт.	472200	1	472200
5	Развертываемая антенна	шт.	354150	1	3541450
6	Аккумуляторы	шт.	50000	4	200000
Итоговая сумма необходимая для закупки приборов					11535450
Транспортно – заготовительные расходы (составляет 5% от суммы необходимой на материалы)					576772
Итоговый расход на компоненты					11211222

Таблица 2 – Затраты на покупку материалов (М)

№ п/п	Наименование маериалов (торговое название)	Единица измерения	Оптовая цена за единицу (Руб.)	Норма расхода	Сумма (Руб.)
1	Прозрачное стекло 2мм	м ²	160	1	160
2	Светофильтр	шт.	5000	16	80000
3	Сталь 40х	кг	37	4	148
4	Лист алюминия сплав 7000 серии толщиной 4 мм	м ²	30000	1	30000
Итоговая сумма для закупки необходимых материалов					110308
Транспортные расходы (5%)					5515
Итоговая сумма затрат					115823.4

Большая сумма затрат на закупку компонентов для наноспутника формат CubeSat объясняется тем, что данное оборудование сложно в производстве, наукоемкостью и высокими требованиями к изделиям космической техники.

Основная заработная плата персонала, принимающего участие в сборке, представлена в таблице 3. По каждому виду работ определенного разряда подсчитывается трудоемкость как сумма норм штучного времени по всем операциям этой группы. Произведение трудоемкости на часовую тарифную ставку равно тарифному заработку рабочих данного вида работ, который и суммируется по всему изделию. Путем добавления к нему доплат по действующей премиальной системе получается основная заработная плата производственных рабочих по изделию в целом. Размер доплат может находиться в пределах 40-60%.

[25]

Таблица 3 – Сумма затрат на оплату труда персонала (L_0)

№ п/п	Виды работ	Разряд	Часовая тарифная ставка, руб.	Трудовые мкости, н.ч.	Зарплата по тарифу, руб.
Подготовка производства					
1	Изготовление приспособлений и нормалей	5	43,55	1000	43550
2	Подготовка и раскрой листовых заготовок	6	50,6	60	3036
3	Формовка платформ	6	50,6	80	4048
4	Резка металла	6	50,6	50	2800
5	Изготовление фиксаторов	6	50,6	12	607,2
6	Подготовка к клепке и клепка стенок центрального отсека CubeSat 3U	6	50,6	16	809,6
7	Целостные испытания всех систем наноспутника	6	50,6	180	9108
8	Монтаж боковых стенок наноспутника	6	50,6	12	607,2
9	Монтаж солнечных панелей	6	50,6	180	9108
10	Установка и подключений электрических плат	6	50,6	80	4048
Итоговая сумма расходов на оплату труда					77722
Дополнительная заработная плата (составляет 10%)					7772.2
Отчисления на социальные нужды (30% от основной и дополнительной заработной платы)					25648.26

Косвенные расходы в космической промышленности составляют 8-10% от суммарных расходов на производство [25].

Теперь можно найти итоговую сумму воспользовавшись формулой 14.

$$C_{AMC} = 115823.4 + 11211222 + 77722 + 7772.2 + 25648.26 + 915055 = 12353242.9$$

Рассчитав все полученные значения получаем следующие величины затрат:

$$M = 115823.4 \text{ руб.};$$

$$\Pi = 11211222 \text{ руб.};$$

$$L_0 = 77722 \text{ руб.};$$

$$L_D = 7772.2 \text{ руб.};$$

$$L_{CH} = 25648.26 \text{ руб.};$$

$$P_k = 915055 \text{ руб.}$$

4.2 Итоговое заключение по расчету экономических показателей проекта.

В ходе выполнения расчета 'экономических показателей данного проекта, был приведен перечень основных затрат на производство наноспутника. Была рассчитана средняя заработная плата работников с учетом дополнительных выплат и доплат на социальные нужды в таблицах стоимости материалов и покупных изделий, приведена средняя рыночная стоимость материалов, электронных компонентов и оборудования, необходимого для производства и эксплуатации проектируемого наноспутника. Стоимость затрат на покупку готовых решений обуславливается тем, что данные устройства изготавливается в единичных экземплярах или необходимое количество производится на заказ, так как оборудование сложно в производстве, наукоемкое оборудование и обладает высокими требованиями из-за эксплуатации в космосе и отсутствия доступа к его починке в случае неисправности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной выпускной квалификационной работе был проведен анализ существующих наноспутников и устройств используемых при проведении экспериментов на борту МКА формата CubeSat. Было предложено решение по устранению выявленных недостатков, возникающих при осуществлении экспериментов в космосе на малых космических аппаратах, а именно - создание гибридных устройств бортовых систем и полезных нагрузок.

На примере ПН «Фотон-Амур» (установленной ранее на спутник «Амур-Сат» («АмГУ-1»)) и гиросtabilизатора наноспутника, показана возможность проектирования компактного гибридного устройства, позволяющего сократить занимаемый приборами объём в корпусе МКА, способствующего более рациональному использованию электроэнергии и повышающего качество научного эксперимента.

На основе полученных данных от модернизированной ПН «Фотон-Амур» в сочетании с гиросtabilизатором, возможно тщательное исследование фотоэлектрических свойств экспериментальных солнечных ячеек, направленное на повышение их КПД и срока эксплуатации в условиях космоса.

В ходе работы были определены основные характеристики проектируемого многофункционального блока, а также произведен целостный расчет экономических показателей предлагаемого проекта.

По теме ВКР была подготовлена заявка на полезную модель, зарегистрированная 12.05.2020 г. под номером 2020116900 в федеральном агентстве, ведущем контроль за использованием прав на интеллектуальную собственность – Роспатенте.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ ССЫЛКИ

- 1 Происхождение наноспутника формата CubeSat [Электронный ресурс] Режим доступа: <https://stanfordssi.org/teams/satellites> – 3.02.2020
- 2 CubeSat Design Specification Rev. 13. The CubeSat Program, Cal Poly SLO/ California Polytechnic State University 2018. – 8 с.
- 3 Амурская область впервые запустила в космос свой спутник [Электронный ресурс] Режим доступа: <https://www.ampravda.ru/2019/07/05/089487.html> – 3.02.2020
- 4 CubeSat CSTB1 [Электронный ресурс] Режим доступа: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellitemissions/cmissions/cstb1> – 5.06.2020
- 5 Наноспутник CSSWE [Электронный ресурс] Режим доступа: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/csswe> – 13.06.2020
- 6 Cat-2 [Электронный ресурс] Режим доступа: <https://nanosatlab.upc.edu/en/missions-and-projects/3cat-2> – 20.06.2020
- 7 Второй симпозиум по наноспутникам [Электронный ресурс] Режим доступа: <https://ssau.ru/events/714-vtoroy-rossiyskiy-simpozium-po-nanosputnikam-s-mezhdunarodnym-uchastiem-rusnanosat-2017>. – 10.05.2020
- 8 Заялова О. Ю.; Разработка и исследование высокоточных регуляторов электромеханических исполнительных органов систем ориентации и стабилизации космического аппарата дис. канд. тех. наук 2013 / Заялова О. Ю. Томский политехнический университет – 152 с.
- 9 Инерционные исполнительные органы систем ориентации космических аппаратов/ Арефьев В.П. [и др.]. Гироскопия и навигация 1995. – 50 с.
- 10 Создание и эксплуатация силовых гироскопов гиродинов с магнитными подшипниками на орбитальном комплексе «Мир»/ Н.Н Шереметьевский [и др.]. Электротехника. 1991. 41 с.

11 Шереметьевский Н.Н. Электромеханика и мирный космос. / Шереметьевский Н.Н. Электротехника. 1987. – 120 с.

12 Якимовский Д.О. Повышение точности управления моментом двигателя-маховика / Д.О. Якимовский Гироскопия и навигации. – 2008. – 152 с.

13 АмГУ станет первым дальневосточным университетом разработавшим и запустившим свой космический аппарат [Электронный ресурс] Режим доступа: https://www.amursu.ru/news/sobytiya/AmGU_stanet_pervy – 16.06.2020

14 Д.В. Фомин, универсальная платформа полезной нагрузки для малых спутников стандарта CubeSat / Д.В. Фомин, Д.О. Струков, А.С. Герман Д.В. Фомин, из вузов. приборостроение. Т. 61, № 5. 2018. – 189 с.

15 Пат. 134517 Российская Федерация, Управляющий двигатель-маховик / Владимир Иванович Верхотуров Тарас Сергеевич Гавриленко Михаил Юрьевич Гусаров Олег Александрович Левыкин Валерий Сергеевич Шильниковский;/ Федеральное государственное унитарное предприятие "Центральный научно-исследовательский институт химии и механики" (ФГУП "ЦНИИХМ") – № 134517U1; Заявл. 24.03.2013; Оpubл. 20.11.2013

16 Пат. 1658109 СССР, Регулируемый оптический фильтр / А. И. Абанькин, В. К. Коекин, А. В. Янковейко/ №4678149 Заявл.21.03.1991 Оpubл. 23.06.1991

17 Патент № 354776 А1 СССР, Когерентный фильтр/ Б. И. Горошков, Н. И. Ковшов/ Институт гигиены труда и профзаболеваний и Институт космических исследований АН СССР/ №1269783 Заявл. 13.09.1968 Оpubл. 01.01.1972

18 Электродвигатель 1000 об/мин [Электронный ресурс] Режим доступа: https://aliexpress.ru/item/4000572589583.html?spm=a2g0o.productlist.0.0.2b3a6cb8y86n1t&algo_pvid=63d53224-f266-4401-94ddb8040656bb93&algo_expid=63d53224-f266-4401-94dd-b8040656bb93-4&btsid=0b8b15d415936968801091167e1ec9&ws_ab_test=searchweb0_0,searchweb201602searchweb201603 – 03.04.2020

19 Е. А. Тараканец, В. С. Дмитриев электромеханический исполнительный орган для системы ориентации малого космического аппарата/ Е. А. Тараканец, В. С. Дмитриев – Вестник Сибири 2014 20 с.

20 Таблица единой системы допусков и посадки [Электронный ресурс] Режим доступа:<http://www.gosthelp.ru/text/GOST2534782Edinayasistema.html> – 25.06.2020

21 Стенд полунатурного моделирования системы ориентации стабилизации [Электронный ресурс] Режим доступа: <https://sputnix.ru/ru/oborudovanie/ispitatelnye-stend>. – 07.06.2020

22 Электробезопасность [Электронный ресурс] Режим доступа:<https://students-library.com/library/read/30302-elektrobezopasnos>: – 08.06.2020

23 Белов А.В Безопасность жизнедеятельности/ А.В Белов. – Учебник для Вузов. Высшая школа. 1999. – 63 с.

24 Русак О.Н. Безопасность жизнедеятельности / О.Н. Русак – Учебное пособие. Лань. 2000. – 107 с.

25 Д. Э. Старик. Определение экономической эффективности инвестиционных и инновационных проектов /Д. Э. Старик. – М.: Доброе слово, 2013. – 181 с.

26 Книга Spacecraft systems engineering 4th edition Editors Peter Fortescue, Graham Swinerd, John Stark 2011. – 344 с.

27 Подготовка наноспутника формата CubeSat [Электронный ресурс] Режим доступа https://www.esa.int/Enabling_Support/Preparing_for_the_Future/Discovery_and_Preparation/CubeSats. – 03.05.2020

28 Амгу станет первым дальневосточным университетом разработавшим и запустившим свой космический аппарат [Электронный ресурс] Режим доступа: https://www.amursu.ru/news/sobytiya/AmGU_stanet_pervym_dalnevostochnym_universitetom_razrabotavshim_i_zapustivshim_svoy_kosmicheskiy_app/ – 5.04.2020

29 Бурый А.З. Безопасность жизнедеятельности/ А.З. Бурый – Учебное пособие СПб ГК, 1997. – 93 с.

30 Безопасность жизнедеятельности/ Русак О.Н. [и др.]. Учебное пособие. Лань. 2000 67 с.

31 Хван Т.А. Безопасность жизнедеятельности/ Т.А., Хван, П.А. Хван – Учебное пособие. Ростов на Дону. 2000. – 57 с.

32 «АМГУ-1» («АМУРСАТ») Русак О.Н. ПЕРВЫЙ СПУТНИК АМГУ/ Фомин Д.В./ В сборнике: Космонавтика: наука и образование Сборник материалов Всероссийской научной конференции. Ответственный редактор В.В. Соловьев. 2019. – 18 с.

33 «АМУРСКИЙ ЦЕНТР УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТАМИ»: СТАНОВЛЕНИЕ И СОВРЕМЕННОЕ РАЗВИТИЕ»/ Г.А. Лебедев, Д.В. Фомин, А.Д. Плутенко, А.В. Козырь, С.С. Волгин/ XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Москва, 28—31 января 2020 г.): сборник тезисов: в 2 т./ Российская академия наук— Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.