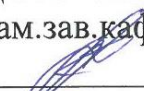


Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)


Факультет: Инженерно-физический
Кафедра: Стартовые и технические ракетные комплексы
Направление подготовки 24.03.01 – Ракетные комплексы и космонавтика
Направленность (профиль) образовательной программы – Ракетно–космическая техника

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ
Зам.зав.кафедрой
 В.В. Соловьев
« 15 » июня 2022 г

БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА


на тему: Проектирование стенда для тестирования и верификации системы ориентации и стабилизации спутников стандарта CubeSat 3U

Исполнитель
студент группы 817 – об

 08.06.22
(подпись, дата)

В.В. Шкурин

Руководитель
канд. физ. – мат. наук, доцент

 08.06.22.
(подпись, дата)

Д.В. Фомин

Консультант по БЖД:
канд. тех. наук, доцент

 09.06.22
(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль
ассистент кафедры СиТРК

 08.06.22
(подпись, дата)

М.А. Аревкин

Благовещенск 2022

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

Факультет: Инженерно-Физический

Кафедра: Стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ

Зам. зав. кафедрой


В. В. Соловьев
« 26 » мая 2022 г.

ЗАДАНИЕ

к выпускной квалификационной работе студента Шкурина Владимира Витальевича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Проектирование стенда для тестирования и верификации системы ориентации и стабилизации спутников стандарта CubeSat 3U

учреждена приказом от 05.04.2022 № 679-уч

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 08.06.2022г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: стандарт спутников CubeSat, патенты на стенды для тестирования системы ориентации и стабилизации, справочная литература.

4. Содержание выпускной квалификационной работы (перечень подлежащих разработке вопросов): пакет конструкторской документации, проектная документация, описание устройства.

5. Перечень материалов приложения (наличие чертежей, таблиц, графиков, схем, программных продуктов, иллюстративного материала и т.п.): геометрические размеры элементов стенда, патентная грамота.

6. Консультанты по выпускной квалификационной работе (с указанием относящихся к ним разделов): БЖД Козырь Аркадий Валентинович, доцент, канд. тех. наук.

7. Дата выдачи задания 26.05.2022г.

Руководитель выпускной квалификационной работы: Дмитрий Владимирович

Фомин, доцент, канд. физ. мат. наук.

Задание принял к исполнению (дата) 26.05.2022 М.Р.

РЕФЕРАТ

Бакалаврская работа содержит 68 с., 25 рисунков, 29 источников, 5 таблиц, 2 приложения.

СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ НАНОСПУТНИКОВ, ИСПЫТАТЕЛЬНЫЕ СТЕНДЫ, РАСЧЕТ ВНЕШНИХ ПРАМЕТРОВ, ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

В работе рассмотрены существующие стенды для испытаний систем ориентации и стабилизации наноспутников, разработан оригинальный вариант реализации данного стенда, а также спроектировано устройство калибровки системы визуального определения положения сферы и предложен вариант реализации системы центровки сферы в емкости.

Цель работы – проектирование стенда для тестирования и верификации системы ориентации и стабилизации спутников стандарта CubeSat 3U.

Задачи, направленные на достижение поставленной цели:

- 1) Провести анализ конструкций существующих стендов и методов проведения тестирования систем ориентации и стабилизации наноспутников;
- 2) Спроектировать стенд для тестирования системы ориентации и стабилизации спутников стандарта CubeSat 3U;
- 3) Провести экономический расчет затрат на создание стенда и его пуско – наладочные работы;
- 4) Разработать меры безопасной эксплуатации стенда.

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

КА – космический аппарат;

ТЗ – техническое задание;

САПР – система автоматизированного проектирования;

КД – конструкторская документация.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	8
1 ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ	10
1.1 Виды испытательных стендов системы ориентации и стабилизации наноспутников	11
1.1.1 Тросовая система обезвешивания	12
1.1.2 Аэродинамическая система обезвешивания	13
1.1.3 Система обезвешивания с использованием гидроцилиндров	15
1.2 Методика проведения испытаний стендов системы ориентации и стабилизации наноспутников	16
1.2.1 Типовой состав испытательного стенда	16
1.2.2 Порядок проведения тестирования	18
1.2.3 Калибровка системы определения положения стенда	18
1.3 Системы ориентации и стабилизации спутников.....	19
1.3.1 Система ориентации с использованием газовых сопел	19
1.3.2 Электромагнитные системы ориентации и стабилизации спутника....	21
1.3.3 Гироскопическая система ориентации и стабилизации.....	22
1.3.4 Гравитационная система стабилизации.....	24
1.3.5 Магнитная система стабилизации.....	24
1.3.5 Аэродинамическая система стабилизации	25
1.4 Материалы, применяемые в трехмерной печати	25
2 ПРОЕКТНАЯ ЧАСТЬ	28
2.1 Моделирование стенда для тестирования системы ориентации и стабилизации спутников CubeSat формата 3U	28
2.1.1 Выбор размеров элементов стенда.....	31
2.1.2 Создание трехмерной модели стенда для проведения испытаний ориентации и стабилизации наноспутников	33
2.2 Кинематический расчет стенда.....	37

2.2.1 Расчет глубины погружения сферы	37
2.2.2 Расчет времени вращения сферы на заданный угол	39
2.3 Разработка вспомогательных систем стенда.....	41
2.3.1 Проектирование устройства определения пространственного положения спутника на испытательном стенде	42
2.3.2 Система центровки положения сферы в емкости.....	49
2.4 Операционно – технологическая карта для поэтапного проведения испытаний на спроектированном стенде.....	52
2.5 Экономический расчет затрат на создание стенда и его пуско – наладочные работы стенда	55
2.6 Безопасность при эксплуатации стенда.....	59
2.6.1 Организация электробезопасности стенда	59
2.6.2 Меры противопожарной безопасности.....	60
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	63
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	65
ПРИЛОЖЕНИЕ А	69
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	73

ВВЕДЕНИЕ

Космические аппараты выполняют различные задачи. К ним относят исследования планет, проведение экспериментов над живыми организмами в условиях космического пространства, дистанционное зондирование Земли, метеорологические исследования, налаживание связи, навигационные системы и т.д. Для таких целей применяют специальные сенсоры, оборудование связи, которые определяют нужный параметр и отправляют его значение на Землю, либо ретранслируют сам сигнал с одной части планеты на другую.

Для выполнения представленных задач необходима точная ориентация космического аппарата. Для таких целей применяется система ориентации и стабилизации, которые предназначены для правильного ориентирования КА и его стабилизации в выбранном положении. Система ориентации и стабилизации является бортовой системой, работу которой нужно испытывать в рамках наземных испытаний. Для таких целей существуют стенды для испытаний данной системы. Они различаются по точности определяемых параметров, количеству имитирующих космическое пространство факторов и по стоимости.

В последнее время все большее распространение получили наноспутники, особенно стандарта CubeSat. Самым распространенным спутником этого стандарта является стандарт CubeSat 3U. Применение такого стандарта позволяет экономить значительные средства, давая уже готовые для реализации решения, уменьшая затраты на разработку такого спутника. Такие спутники отправляются на орбиту сопутствующим грузом, в специальных транспортных контейнерах, которые выталкивают эти спутники по команде разгонного блока.

Поэтому целью данной работы является проектирование стенда для тестирования и верификации системы ориентации и стабилизации спутников стандарта CubeSat 3U.

Исходя из цели данной работы были определены следующие задачи:

- 1) Провести анализ конструкций существующих стендов и методов проведения тестирования систем ориентации и стабилизации наноспутников;
- 2) Спроектировать стенд для тестирования системы ориентации и стабилизации спутников стандарта CubeSat 3U;
- 3) Провести экономический расчет затрат на создание стенда и его пуско – наладочные работы;
- 4) Разработать меры безопасной эксплуатации стенда.

1 ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Точная ориентация КА необходима для полноценной работы солнечных панелей, благодаря достижению максимальной плотности светового потока, для правильной работы систем приема и передачи данных, для задания нужного расположения антенн, при включении двигательной установки, а также для работы исследовательской аппаратуры.

Правильная ориентация космического аппарата осуществляется благодаря системе ориентации и стабилизации спутника. Изменение положения космического аппарата может происходить благодаря использованию газовых сопел, созданием собственного магнитного поля космического аппарата, которое развернет его в нужном направлении, гироскопических систем, а также благодаря использованию атмосферы, при применении аэродинамических систем ориентации.

Важность данной бортовой системы диктует наличие систем испытаний данной системы. Для испытаний системы ориентации и стабилизации наноспутников необходимо имитировать условие невесомости, обеспечивая свободное вращение спутника, а также фиксировать угловые отклонения и обрабатывать

Для выполнения таких целей существуют аэродинамические подвесы, которые для подвеса космического аппарата используют аэродинамические подшипники, струнные подвесы, в которых подвешивание спутника обеспечивается тросовым зацеплением, возможно применение и стенда на основе гидравлических подвесов.

Положение самого спутника в таких стендах обычно определяется системой визуального определения положения, которая сопоставляет снимки с узконаправленных камер и выводит то значение угловых положений.

1.1 Виды испытательных стендов системы ориентации и стабилизации наноспутников

Для испытаний системы ориентации и стабилизации наноспутников необходимо обезвесить сам спутник, обеспечивая ему свободу вращения, без воздействия внешних силовых факторов. Для этого применяют специальные подвесы, в которых сам спутник имеет возможность свободного вращения.

При отработке и испытаниях космических аппаратов имеется потребность в проверке работы его исполнительных органов, датчиков и алгоритмов системы ориентации и стабилизации. Классическими методами можно проверить все эти элементы по отдельности: факт включения исполнительных органов на спутнике или замерить мощность отдельно на стенде; проверить работоспособность датчиков по принятому сигналу, но без реальной динамической отработки в составе всего аппарата с исполнительными органами; измерить параметры управляющих команды системы ориентации и сравнить их с математической моделью, но без динамики реального аппарата.

Известно несколько вариаций устройств, которые позволяют проверить динамические параметры космического аппарата для режима вращения вокруг одной из выбранных осей – их суть сводится к использованию поворотного шарнира для вращения аппарата вокруг одной из осей. В простейшем варианте это подшипник или стационарный тросовый подвес, в более сложном исполнении – это аэродинамический подвес, выполняющий роль неподвижного аэродинамического подшипника. Все эти варианты характеризуются тем, что вредное сопротивление вращению не позволяет реализовать режим, близкий к реальному орбитальному полету, а как следствие – на аппарат приходится временно устанавливать более мощные исполнительные органы. В результате такого эксперимента не удастся проверить в реальных условиях работу математической модели, заложенной в систему ориентации и стабилизации космического аппарата.

Таким образом, существующие в настоящее время экспериментальные стенды с системами обезвешивания для наземной отработки космических

аппаратов имеют общий недостаток – на них нельзя провести натурную имитацию орбитального полета со штатными исполнительными устройствами и нельзя проверить корректность математической модели системы ориентации и стабилизации аппарата.

1.1.1 Тросовая система обезвешивания

Тросовая система обезвешивания является самой простой реализацией среди всех аналогичных систем. Она состоит из бесконтактного датчика пространственного положения корпуса аппарата, корпуса самого аппарата, управляющего устройства, исполнительного механизма в виде троса и силовой рамы, к которой крепится трос.

Для определения положения используется бесконтактный датчик, который может быть выполнен в виде цифровой видеокамеры, работающей в паре с компьютером. Сам спутник устанавливается в каркас, который и подвешивается на нити к раме.

Примером такой системы обезвешивания является следующая реализация, согласно рисунку 1 [1].

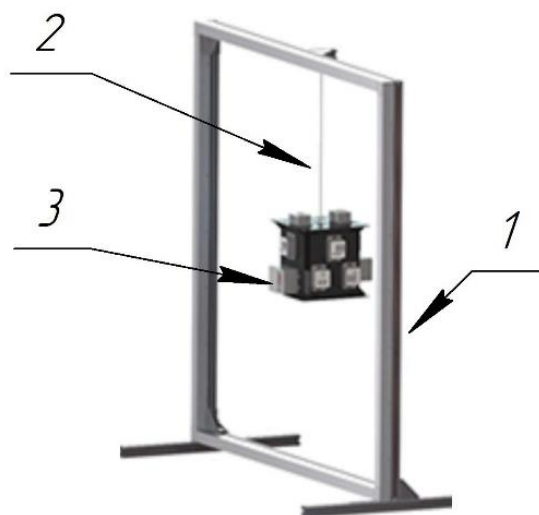


Рисунок 1 – Струнный подвес: 1 – рама стенда, 2 – струна, 3 – спутник

Спутник в составе этого стенда имеет возможность свободно вращаться только относительно одной оси, что серьезно ограничивает его

использование. Однако такая реализация подвесной системы является самой простой и позволяет наглядно продемонстрировать работу системы ориентации спутника.

1.1.2 Аэродинамическая система обезвешивания

Аэродинамическая система обезвешивания состоит из аэростатической платформы с углублением под аэростатический подшипник, на который опирается платформа с установленным на неё спутником. Примером реализации данной системы является следующий стенд для тестирования системы ориентации и стабилизации наноспутников [2], см рис. 2.

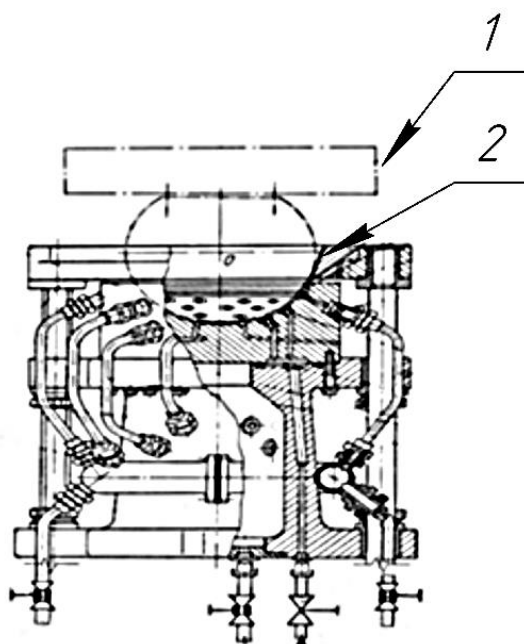


Рисунок 2 – Аэродинамический подвес: 1 – стол для установки спутника, 2 – аэродинамический подшипник

Такая реализация подвеса, представляет из себя аэростатическую опору с несущими карманами и дросселирующими средствами перед выходным соплом, выполненным в виде упругодеформированного вкладыша с центральным отверстием. Она отличается низкой грузоподъемностью. Радиальная газостатическая опора имеет многоточечный наддув газового потока с отводом отработанного газа через кольцевые проточки. К ее недостаткам можно отнести сокращение количество вращательных степеней до одной при более высоком

нагружении. Также к недостаткам данного подвеса является то, что существуют ограничения по грузоподъемности, а при попытке превысить ее, приборная панель закручивается.

Данная реализация требует высокой квалификации сотрудников, грамотное обслуживание и высокие требования к точности изготовления самого стенда. Это приводит к высоким затратам на производстве основных элементов данного стенда, а также к высоким затратам при его последующем обслуживании.

Другим примером аэродинамического подвеса является следующая система обезвешивания [3]. Сам стенд ориентирован на испытание системы ориентации и стабилизации студенческих спутников. В работе упоминается использование данного стенда для спутников стандарта CubeSat 2U, но не отрицается использование для остальных спутников стандарта CubeSat.

Подразумевается, что испытания будут проходить в условиях имитирования излучения Солнца и магнитного поля Земли. Поэтому данный стенд может включать имитатор магнитного поля Земли, реализованный в виде катушки индуктивности, и имитатор Солнца. Также в составе данного стенда имеется технологическая оснастка с балансировочной системой и система независимых измерений с пультом управления.

Основной частью стенда является аэродинамический подвес, который состоит из пьедестала и сферического подшипника (рис. 3). Радиус кривизны подшипника составляет 7 см, что позволяет примерно сопоставить центр тяжести космического аппарата стандарта CubeSat 2U с центром кривизны подшипника. Данная реализация позволяет производить малые развороты в горизонтальной плоскости.

Фотография данной установки показана на рисунке 3. Такая реализация стенда позволяет проводить испытания системы ориентации и стабилизации спутника стандарта CubeSat, обеспечивая все три вращательные степени свободы. Однако неограниченным является вращение вокруг вертикальной оси, относительно двух других осей вращение ограничено 30 градусами.



Рисунок 3 – Фотография установки [3, с. 20]

В результате данный стенд обладает грузоподъемностью, немного превышающей 3 килограмма, расход воздуха составил около 40 литров в минуту, а избыточное давление не превысило 1 атм.

Такая реализация стенда является простой, не требующей высокой квалификации сотрудников, экономичной в использовании и позволяет также использовать, хоть и не полностью, но все три вращательные степени свободы.

1.1.3 Система обезвешивания с использованием гидроцилиндров

Данный испытательный стенд обеспечивает испытание системы ориентации космического аппарата, используя все шесть степеней свободы. Полноту движения обеспечивают гидроцилиндры, которые держат платформу.

Особенность конструкции существенно ограничивает область испытываемых наноспутников по мощности системы ориентации и стабилизации, что делает невозможным испытание пассивной системы ориентации и стабилизации, самой распространенной среди спутников стандарта CubeSat.

Примером данной реализации является запатентованная разработка Шанхайского аэрокосмического института [4].

1.2 Методика проведения испытаний стенов системы ориентации и стабилизации наноспутников

Для проведения испытаний нужно имитировать ту среду и те факторы, для работы с которыми предназначена испытываемая система. При испытаниях системы ориентации и стабилизации необходимо обеспечить возможность вращения спутника, при отсутствии внешних силовых факторов. Также желательно воспроизводить среду, от которой работает испытываемая система, например, имитировать магнитное поле Земли. Разные испытательные стеноды отличаются по составу, порядку проведения тестирования, способу настройки вспомогательных систем.

1.2.1 Типовой состав испытательного стенода

Помимо средства обезвешивания спутника, обеспечивающего свободное вращение спутника, в состав типового испытательного стенода входят устройства фиксации положения, устройства ориентирования, контроллеры, компьютер и элементы питания установки.

Устройства фиксации положения служат для определения угловых отклонений спутника внутри испытательного стенода. Для этого, на поворотный стол или на сам спутник устанавливаются метки, например, стандарта *agiso*, и на определенном расстоянии от него ставится узконаправленная камера, которая должна фиксировать изменения положения в пространстве. Эти устройства работают в связке с компьютером, в чьей базе данных находятся снимки с разных ракурсов, при разных положениях самого спутника. Каждому снимку из базы данных должны соответствовать внесенные в эту базу данных значения угловых положений спутника.

В случае с визуальными метками, в частности метки *ArUco*, изображение с камер кодируется, что значительно экономит место в накопителе данных, по сравнению с сохранением изображений.

Согласно моделированию [5, с 218], точность распознавания данного типа меток, при вращении относительно оси, расположенной продольно относительно плоскости объектива и проходящей через его центр, равняется

99,94%, а при перпендикулярном отклонении метки точность падает до 86,07%. Таким образом, точность определения положения при испытаниях одноосевого поворота выше, чем испытания вращением, которое затрагивает две и три вращательные степени свободы. А максимальные углы инвариантности меток составили 75 градусов.

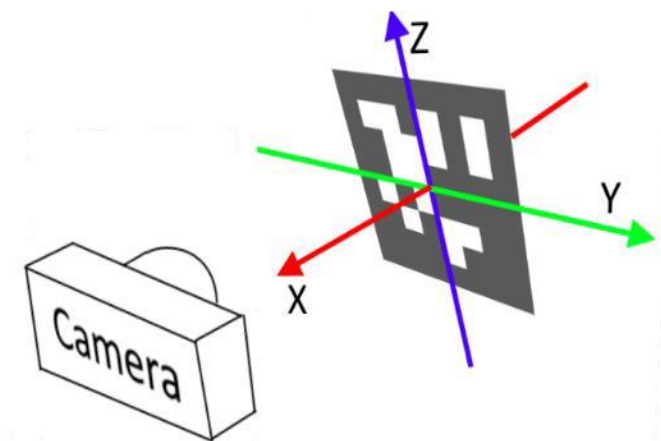


Рисунок 4 – Моделирование визуальной системы определения приложения [5, с 216]

При эксплуатации стенда нужно расставить метки таким образом, чтобы хотя бы одна, располагалась в зоне наблюдения. Поэтому для определения положения при вращении относительно одной оси достаточно только одной метки, которая располагается на оси вращения, а камера находится строго над ней.

Устройства ориентирования предназначены для создания определенных условий внешней среды, на которые ориентируется система наведения спутника. Это может быть визуальный ориентир, который имитирует расположение источников света в космосе, по которым наводится сам спутник, возможно применение имитатора магнитного поля Земли. Также можно напрямую подавать команды для изменения положения спутника в подвесе, такое решение потребует применение средства связи со спутником.

Контроллеры служат для регулирования самой испытательной системы для ее стабильной работы. К примеру, контроллер регулирует подачу воздуха в

аэродинамический подшипник, для его стабильной работы. Хотя для более простых подвесов, таких как струнные, контроллеры не нужны.

Установки, как правило, питаются от постоянного тока, поэтому существует необходимость в стабилизации переменного тока, при питании установки от штатной сети переменного тока. Также обычно ставятся источники бесперебойного питания, исключающие срыв тестирования при возникновении проблем с электроснабжением.

1.2.2 Порядок проведения тестирования

Порядок проведения тестирования состоит из действий, направленных на стабильную работу стенда, на изменении внешних факторов, на которые ориентируется спутник, и точный замер углового положения, согласно методике [6].

Рассмотрим порядок проведения тестирования на примере аэродинамического стенда. Для него необходимо выставить и поддерживать определенное давление подачи воздуха, в зависимости от массы спутника. После выставления нужных параметров для подвесной системы, необходимо установить сам спутник на подвес и закрепить его. Затем, меняя параметры ориентиров, фиксировать изменение положения спутника, при работе его системы ориентации. Получив данные по положениям и время смены положений, можно высчитать скорость и точность наведения системы ориентации и стабилизации спутника.

1.2.3 Калибровка системы определения положения стенда

Для корректной работы данного стенда необходимо внести и корректировать значения угловых отклонений по меткам. Это происходит посредством внесения изменений в значения углов, определяемым по визуальным меткам.

Для этого необходимо менять положение стола, снимать расположения визуальных меток, посредством камер, и определять для них значения угловых отклонений испытательного стола. Внесенные значения, в виде положения меток

и значения углов для них, корректируют алгоритм определения углового положения.

Данная процедура может проводится как в ручном, так и в автономном режимах. При ручном режиме работник сам вносит значения углов наклона стола. В автономном режиме, программа сама соотносит данные по угловым отклонениям с визуальными изображениями. Для этого на самой платформе должен устанавливаться электронный гироскоп, который в режиме реального времени отправляет компьютеру данные по угловым координатам, которые он сопоставляет с визуальными значениями и их обрабатывает, используя определенный алгоритм.

Для связи гироскопа можно использовать как кабельное, так и радио подключение.

1.3 Системы ориентации и стабилизации спутников

Существует различные системы ориентации и стабилизации спутников. К ним относят системы ориентации космического аппарата на основе использования газовых сопел, электромагнитные системы, гироскопические системы ориентации и стабилизации, гравитационные, магнитные, а также аэродинамические системы ориентации и стабилизации спутников. Они отличаются друг от друга исполнительными механизмами, способами ориентирования, скоростью и точностью наведения космического аппарата. Все их можно разделить на две обширные группы: пассивные и активные системы.

Пассивные системы не требуют подачи электроэнергии на исполнительные органы, в отличии от активных. Самыми же эффективными являются активные системы ориентации и стабилизации спутников, но при этом, работа этих систем сопровождается затратами электроэнергии.

1.3.1 Система ориентации с использованием газовых сопел

Тяга газовых сопел может создаваться за счет энергии сжатого газа, разложения вещества, горения твердого или жидкого топлива и др. С помощью газовых сопел или микроракетных двигателей малой тяги может осуществляться активная ориентация и стабилизация космического аппарата. Такой способ

ориентирования позволяет создавать большие управляющие моменты, что позволяет быстро менять угловые положения космического аппарата. Эта система может быть реализована посредством использования сжатого газа, разложения вещества, горения твердого или жидкого топлива и т.д.

Система исполнительных органов, обеспечивающих маневрирование и стабилизацию КА, сложная бортовая система, к компоновке которой предъявляются определенные требования. На рисунке 5 приведена пневмогидросхема системы исполнительных органов КА с вытеснительной системой подачи компонентов топлива.

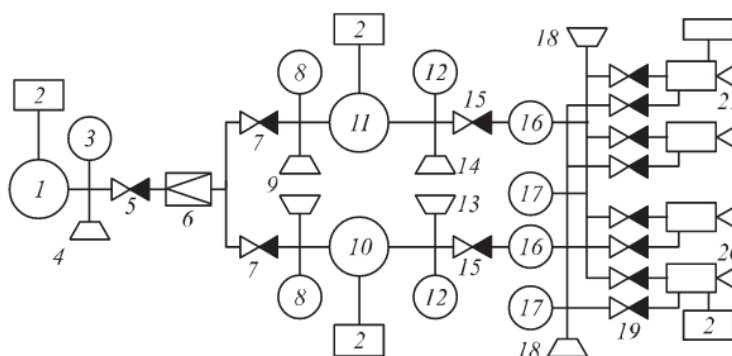


Рисунок 5 – Пневмогидросхема системы исполнительных органов КА с вытеснительной системой подачи компонентов топлива

На рисунке 5 отмечены следующие элементы: 1 – шар–баллон для газа системы наддува; 2 – датчик температуры; 3 – датчик высокого давления газа; 4 – заправочная горловина газа; 5 – пусковой электропневмоклапан (ЭПК); 6 – регулятор давления; 7 – обратный клапан; 8 – датчик низкого давления газа; 9 – дренажная горловина; 10 – бак с горючим веществом; 11 – бак с окислительным веществом; 12 – датчик давления компонентов топлива; 13 – заправочная горловина для горючего вещества; 14 – заправочная горловина для окислительного вещества; 15 – магистральный клапан компонентов (электрогидроклапан); 16 – фильтр; 17 – датчики давления компонентов топлива; 18 – проверочная горловина и магистраль подачи; 19 – управляющие клапаны подачи компонентов топлива в двигатели; 20 – двигатели мягкой стабилизации; 21 – двигатели жесткой стабилизации [7, с. 321].

При очевидных достоинствах данной системы в виде высокой скорости наведения, у нее имеются и недостатки. К недостатку можно отнести непродолжительное время работы.

1.3.2 Электромагнитные системы ориентации и стабилизации спутника

Электромагнитные системы стабилизации основаны на использовании и изменении вектора напряженности магнитного поля при движении спутника по орбите. Такой способ ориентирования создает небольшой, в сравнении с системой ориентирования посредством применения газовых сопел, вращательный момент. Эти системы и используют только электрическую энергию, что обуславливает их применение в сверхмалых космических аппаратах [7].

Магнитное поле спутника создается благодаря пропусканию электрического тока по катушке, вокруг которой и образуется магнитное поле [9, с. 11]. Магнитное поле спутника взаимодействует с внешним магнитным полем Земли, создавая вращательный момент:

$$M_m = m \cdot B, \quad (1)$$

где M_m – это момент, действующий со стороны системы ориентации, m – это дипольный момент самого спутника, B – это вектор напряженности внешнего магнитного поля.

Магнитный момент спутника регулируется изменением величины подаваемого на магнитные катушки тока. Поэтому при увеличении значения подаваемого на катушки тока, увеличивается и магнитный момент спутника, а значит, увеличивается и механический момент, действующий со стороны системы ориентации и стабилизации.

Возможности управления положением спутника с данной системой ориентации исходят из количества этих катушек и их расположения. Они могут располагаться как вдоль одной координатной оси, регулируя положение

спутника относительно одной плоскости, так и в трех, изменяя положение спутника во всех проекциях.

Электромагнитные системы стабилизации могут использоваться как самостоятельно, так и совместно с системами ориентации, основанными на других физических принципах. Это, прежде всего, пассивные системы, например, гравитационные и аэродинамические.

Как упоминалось ранее, электромагнитные системы наведения имеют слабую полезную мощность, однако, они простые в реализации. Для ориентирования они используют магнитное поле Земли, что обуславливает особенности в испытаниях этих систем: в них должны учитываться внешнее магнитное поле и низкую скорость наведения.

1.3.3 Гироскопическая система ориентации и стабилизации

Гироскопическую систему ориентации разделяют на две: систему ориентации на основе маховиков и систему, основанную на применении гиродинов.

Применение системы ориентации и стабилизации, выполненной на основе маховиков позволяет компенсировать фактически любые возмущающие моменты. Они компенсируют вращательный момент космического аппарата путем раскручивания маховиков в противоположном направлении, что и объясняет их ограниченность по времени активной работы, из – за того, что сами маховики могут принять лишь ограниченную энергию вращательного движения из – за конструктивных ограничений на частоту вращения. При применении гироскопов возмущения компенсируются за счет гироскопического момента, который возникает во время прецессии гироскопа и уравнивает момент внешних сил и ориентирует космический аппарат нужным образом.

Принцип его работы заключается в том, что при действии на космический аппарат момента, перпендикулярного его оси подвеса и составляющего с вектором H определенный угол p , гироскоп прецессирует, пытаясь сопоставить вектор H с вектором действующего момента M . Как следствие, возникает гироскопический момент, который уравнивает внешний момент,

стабилизируя космический аппарат. Эта система активно работает до тех пор, пока векторы H и M не сопоставятся [10, с. 17].

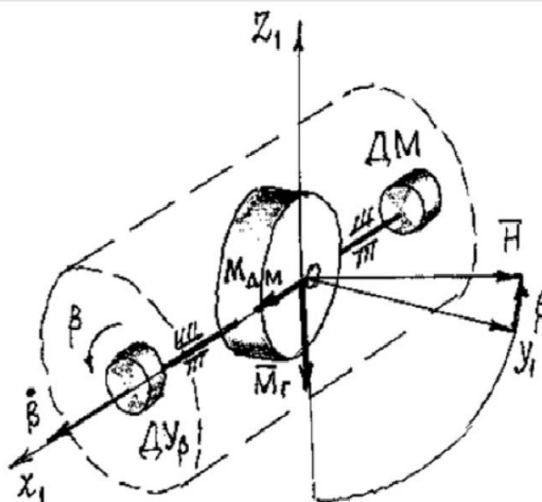


Рисунок 6 – Внешний вид гиродина [10, с. 18]

Оси прецессии гиродинов кинематически между собой связаны. На рисунке 7 представлена кинематическая схема спаренных двухстепенных гироскопов, гиродинов.

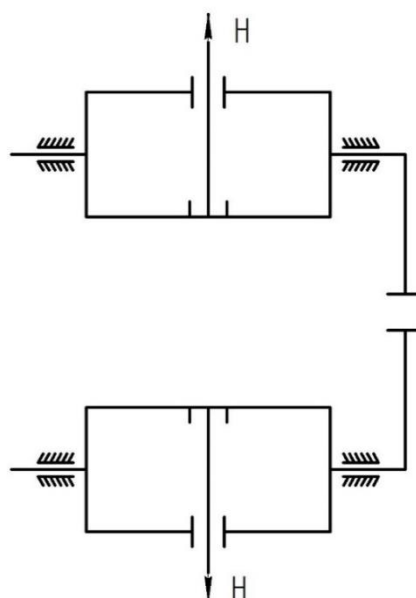


Рисунок 7 – Кинематическая схема гиродинов

При использовании систем ориентации и стабилизации в высокодинамичных космических аппаратах желательно использовать

гироскопические комплексы, которые построены на основе спарок двухстепенных гироскопов, которые называются гиродинами.

Данная группа систем наведения имеет более высокую скорость наведения, в сравнении с электромагнитными. Также на их работу не влияют внешние факторы.

1.3.4 Гравитационная система стабилизации

Гравитационная система стабилизации в своей работе использует гравитационное поле небесных тел. Для ее функционирования космический аппарат конструируется в форме гантели или удлиненного цилиндра. Из – за этого космический аппарат будет стараться располагаться так, чтобы его продольная ось была направлена в гравитационный центр небесного тела. Это происходит из – за того, что момент инерции космического корабля относительно продольной оси значительно ниже, чем относительно остальных.

Данный способ ориентирования требует трехосевую свободу испытательного стенда, и зависит только от гравитационной силы, а поэтому наведение спутника будет происходить значительно дольше, чем наведение при использовании активных систем ориентации и стабилизации [11, с. 109].

1.3.5 Магнитная система стабилизации

Работа данной системы основана на принципе применения напряженности магнитного поля Земли для стабилизации самого космического аппарата. Для этого в корпус КА устанавливаются постоянные магниты, которые создают собственное магнитное поле космического аппарата, вследствие чего, при взаимодействии с магнитным полем Земли, создается момент, который и разворачивает спутник нужным образом. Является самой распространенной системой стабилизации для нано – и микро – спутников.

При наземных испытаниях данной системы, необходимо создавать собственное магнитное поле с помощью имитаторов магнитного поля Земли. Также следует учитывать низкую скорость наведения космического аппарата, из – за слабого возникающего момента, вплоть до нескольких дней [11, с. 111].

1.3.5 Аэродинамическая система стабилизации

Данный вид стабилизации основан на работе остаточной атмосферы на высотах 200 – 400 км [12, с. 110]. Для ее функционирования необходимо, чтобы центр приложения аэродинамических сил лежал позади центра масс КА относительно направления движения. Центр давления от действия атмосферы находится на поверхности управляющих элементов или на самом корпусе КА, которые, благодаря своей геометрии, создают управляющий момент, который и стабилизирует космический аппарат.

Испытывают данную систему в наземных условиях обычно в аэротрубе, поскольку космический аппарат с данной системой управляется потоками воздуха.

1.4 Материалы, применяемые в трехмерной печати

Предполагается широкое применение методов трехмерной печати для создания различных элементов конструкции. Сам материал должен обладать достаточной прочностью и практически не давать осадку после печати, иметь нужную твердость, а также иметь небольшую плотность.

Рассмотрим основные материалы, применяемые в трехмерной печати.

Самой распространенной разновидностью материалов, применяемой в трехмерной печати, является группа полимерных материалов. Самые популярные из них: ABS – пластик, и PLA – пластик.

ABS – пластик обладает высокими ударопрочностью, долговечностью, устойчив ко многим агрессивным веществам и влаге. Также имеет высокую механическую прочность и высокую доступность, он легко поддается механической обработке.

Свойства материала:

- 1) плотность при нормальных условиях 1020 – 1080 кг/м³;
- 2) прочность на изгиб 50 – 87 МПа;
- 3) прочность при растяжении 35 – 50 МПа;
- 4) модуль упругости при растяжении 1700 – 2930 МПа;
- 5) твердость по Бринеллю 90 – 150 МПа;

б) усадка при остывании 0,3 – 0,7%. [13].

PLA – пластик является самым распространенным материалом в трехмерной печати, ввиду своей низкой стоимости. Однако он является недолговечным.

Свойства материала:

- 1) плотность при нормальных условиях 1230 – 1250 кг/м²;
- 2) прочность при изгибе 55,3 МПа;
- 3) прочность при растяжении 57,8 МПа;
- 4) модуль упругости при растяжении 3300 МПа;
- 5) модуль упругости при изгибе 2300 МПа;
- 6) твердость по Бринеллю 120 – 180 МПа;
- 7) усадка при остывании 1% [14].

Лучшими механическими характеристиками при трехмерной печати обладают металлические материалы, в особенности, сплавы алюминия. Они широко применяются в трехмерной печати из – за своих высоких механических свойств и низкой плотности, является одним из самых дешевых материалов в трехмерной печати металлов. Используют сплавы алюминия с использованием кремния, магния и меди. Рассмотрим алюминиево – магниевый сплав AlSi10Mg, для его трехмерной печати используют алюминиевый порошок RS – 300 подходящий для трехмерной печати.

- 1) плотность при нормальных условиях 2660 кг/м²;
- 2) предел прочности 450 МПа;
- 4) модуль упругости 69 МПа;
- 6) Твердость по Бринеллю 140 МПа;
- 7) усадка при остывании отсутствует [15].

Серьезным препятствием для использования пластиков является их усадка, после остывания детали.

Таким образом, данной главе были рассмотрены три типа испытательных стендов системы ориентации и стабилизации, применяемых для тестирования спутников стандарта CubeSat. Определены их особенности, преимущества и

недостатки. Проведено исследование обобщенного состава типового испытательного стенда, порядка проведения тестирования, а также рассмотрена необходимость проведения калибровки следящих за положением спутника систем стенда.

Изучены разные типы систем ориентации и стабилизации наноспутников, их принцип работы, а также преимущества и недостатки, что должно отражаться на особенностях проведения тестирования.

Помимо этого, были рассмотрены основные материалы, которые применяются в технологии трехмерной печати, что актуально при создании сложных изделий.

2 ПРОЕКТНАЯ ЧАСТЬ

В ходе выполнения проектной части необходимо спроектировать сам стенд с его вспомогательными системами, выбрать материалы, из которых будут сделаны элементы стенда, рассчитать его основные параметры, описать подготовку и проведение тестирования спутника в стенде, а также прописать меры безопасности и рассчитать стоимость создания и пуско – наладочных работ.

2.1 Моделирование стенда для тестирования системы ориентации и стабилизации спутников CubeSat формата 3U

Разрабатываемый стенд должен относиться к устройствам наземного тестирования космических аппаратов при проведении испытаний системы ориентации и стабилизации спутников стандарта CubeSat формата 3U.

Этот стенд обязан обладать всеми тремя вращательными степенями свободы, его стоимость реализации должна быть конкурентной, а технические характеристики должны быть приемлемыми для данного вида тестирования наноспутника. Необходимым условием является то, чтобы была обеспечена возможность тестирования спутников с магнитной системой ориентации и стабилизации, так как она является самой распространенной в реализации наноспутников.

Создание стенда для тестирования системы ориентации и стабилизации для наноспутников стандарта CubeSat 3U обусловлено, в первую очередь, высокой распространенностью данного вида космических аппаратов.

Для выполнения упомянутых выше требований предлагается реализация стенда в виде плавающей в емкости с водой сферы, в которой размещен спутник CubeSat 3U, как показано на рисунке 8. Для исключения нежелательных силовых факторов, которые повлияли бы на точность проведения тестирования, сам спутник размещается таким образом в самой сфере, чтоб его фактический центр масс совпадал с геометрическим центром масс самой сферы. Следовательно,

положение спутника должно корректироваться в специальном держателе, который будет помещаться в сферическую основу. А для многократного использования этой основы, она должна иметь конструктивные усиления с контактной стороны, которые будут удерживать в фиксированном положении сам держатель, что потребует определенного запаса прочности и создания способа крепления держателя.

Основная часть стенда состоит из плавающей в емкости с водой сферы, со спутником внутри, компрессоров, расположенных в радиальном направлении, по бортам емкости.

В САПР SolidWorks было проведено моделирование внешнего вида стенда, что и показано на рисунке 8. Помимо выше описанного, в состав стенда входит имитатор магнитного поля Земли, камеры для отслеживания положения сферы и рабочее место оператора с компьютером.

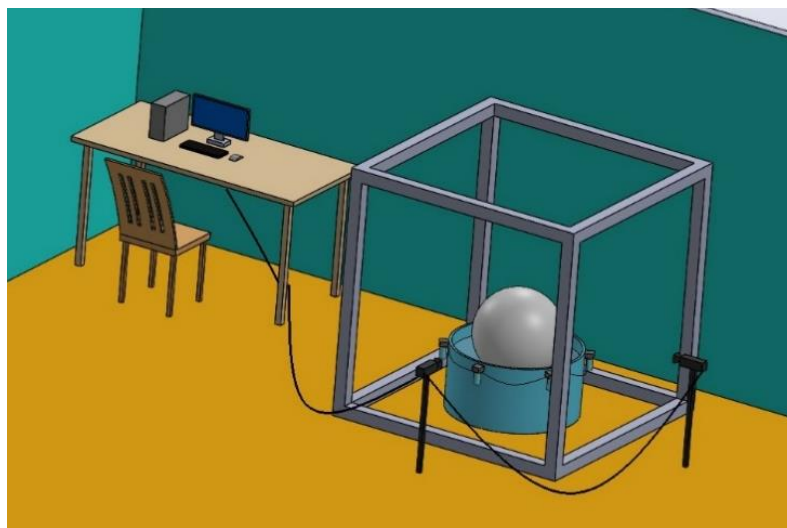


Рисунок 8 – Общий вид стенда для тестирования системы ориентации и стабилизации наноспутников

Сфера, с установленным внутри спутником, помещается в емкость с водой, тем самым, обеспечивая возможность ее вращения относительно всех трех осей.

Вид сферы со всеми элементами, в разнесенном виде представлен на рисунке 9.

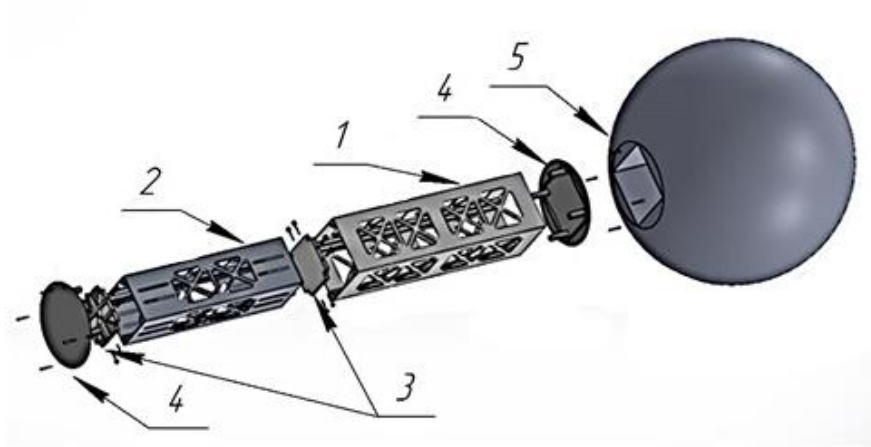


Рисунок 9 – Вид сферы с разнесенными частями: 1 – контейнер, 2 – корпус капсулы, 3 – проставки, 4 – крышки, 5 – сферическая основа

Вид в разрезе внутренней части сферы представлен на рисунке 10.

Для центровки сферы в емкости используются радиально расположенные компрессоры, которые посредством подачи воздуха к центру емкости, удерживают сферу в центре, предотвращая контакт с бортами емкости. Мощность компрессоров регулируется микропроцессорным управлением в зависимости от положения сферы относительно бортов.

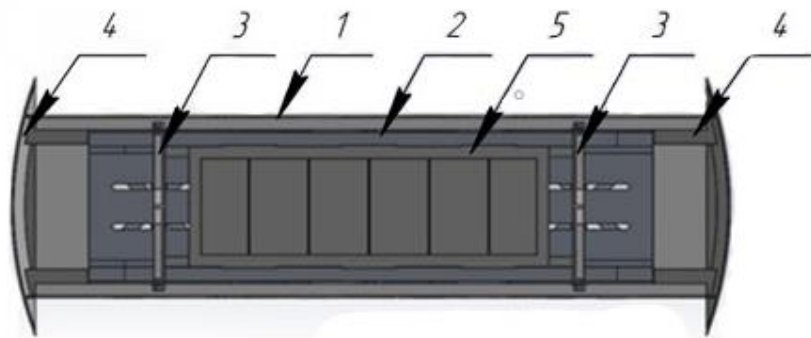


Рисунок 10 – Вид в разрезе внутренней части сферы без сферической основы с установленным спутником стандарта Cubesat 3U:

1 – контейнер, 2 – корпус капсулы, 3 – проставка, 4 – крышки, 5 – спутник

Далее необходимо определить устройство основных конструктивных элементов стенда и их размеры.

2.1.1 Выбор размеров элементов стенда

Выбор размеров капсулы исходит от необходимого диапазона настройки положения спутника в продольном направлении и от размеров самого спутника, которые определяются стандартом [16].

По стандарту, центр масс спутника CubeSat 3U должен находиться на расстоянии, не более 7 сантиметра от его геометрического центра в продольном направлении.

Размеры спутника стандарта CubeSat 3U приведены на рис. 11.

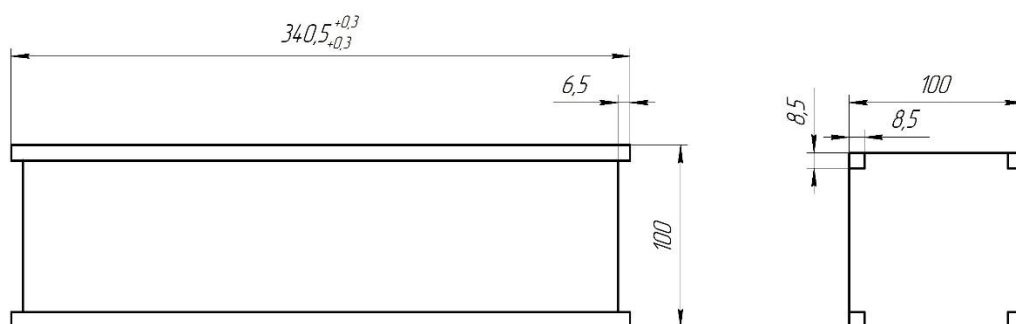


Рисунок 11 – Стандартные размеры спутника CubeSat 3U

За пределы корпуса, в продольном направлении, выступают направляющие спутника, которые контактируют с фиксирующими элементами контейнера.

При проектировании корпуса капсулы необходимо учитывать использование его внутреннего пространства, а именно, размеры проставок и самого спутника.

Проставки должны обеспечивать продольное перемещение спутника в капсуле до 7 см.

Далее необходимо определить геометрические размеры контейнера и самой основы.

Самым оптимальным размером сферы будет такой размер, который характеризуется минимальной массой конструкции и достаточной глубиной погружения.

Капсула со спутником является отдельной сборочной единицей, размер которой не зависит от размера сферы, а выбирается исходя из необходимого диапазона регулирования продольного положения спутника. Размеры контейнера зависят от размеров самой основы. Поэтому выведем соответствующие геометрические зависимости этих элементов (рис. 12).

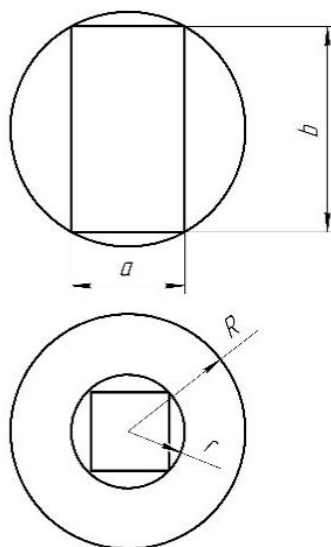


Рисунок 12 – Геометрические зависимости основы и контейнера

При виде с поперечной стороны контейнера его внешние границы геометрически представляют вписанный в окружность r квадрат со сторонами a . С вида продольной стороны контейнер отсекает верхнюю и нижнюю часть сферы и имеет форму прямоугольника. Для него характерны следующие соотношения:

$$d = R \cdot 2. \quad (2)$$

$$d = \sqrt{a^2 + b^2}. \quad (3)$$

$$b = \sqrt{4R^2 - a^2}, \quad (4)$$

где b – изменяемая длина контейнера, a – сторона контейнера в поперечном сечении

Для вида с поперечной стороны контейнера характерна следующая геометрическая зависимость:

$$r = a\sqrt{2}/2. \quad (5)$$

Выбираем радиус сферы R равным 30 см, сторону a равной 152 мм. Тогда получаем следующие значения $b = 580$ мм, $r = 108$ мм.

Для выбора размеров крышки вычтем из диаметра сферы длину контейнера и поделим пополам, получим высоту крышки равной 10 мм, при основании, равном r .

2.1.2 Создание трехмерной модели стенда для проведения испытаний ориентации и стабилизации наноспутников

Основной частью стенда является сфера, ее элементы были спроектированы в САПР SolidWorks, и представлены на рисунках 13 – 16.

Внутри сферы находится контейнер (рис. 13), который предназначен для хранения и фиксации капсулы со спутником, для чего внутри него предусмотрены угловые ограничители. Он склеен со сферической основой и является силовым элементом для установки последующих деталей.

В отсутствие готовых выпускаемых промышленностью, труб с квадратным профилем, которые бы потом можно было механически обработать, для создания нужной детали, было принято решение изготовить контейнер на устройстве трехмерной печати. Это позволит максимально снизить необходимость в проведении механической обработки, так как сама деталь будет выполнена с высокой точностью. Также необходимо будет создать резьбовые отверстия под винты. Создаваться контейнер будет из порошкового алюминия марки АМг10.



Рисунок 13 – Трехмерная модель контейнера

Для загрузки и выгрузки капсулы в контейнере предусмотрены направляющие. Для ее фиксации предусмотрены крышки (рис. 14), которые крепятся к контейнеру винтами. Находящиеся на крышках упоры удерживают капсулу со спутником относительно контейнера.

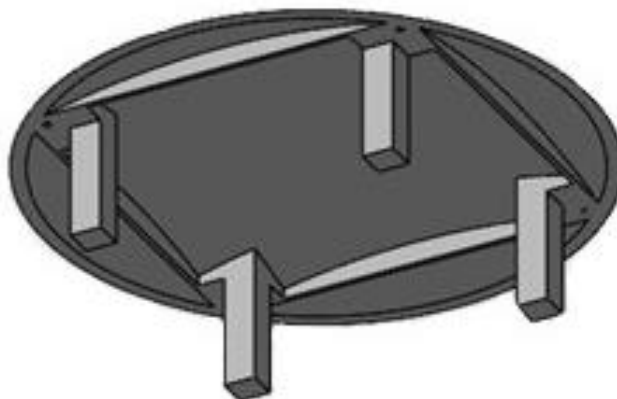


Рисунок 14 – Трехмерная модель крышки

Крышки также планируется производить с применением технологий трехмерной печати. Это связано со сложностью геометрической формы изделия. В качестве материала будет также применяться алюминий АМг10.

Капсула (рис. 15) служит для установки в нее спутника стандарта Cubesat 3U и корректировки его положения в продольном направлении с целью сопоставления центра масс спутника с геометрическим центром всей капсулы.

При производстве капсулы должна применяться трехмерная печать, что, как и в предыдущих случаях, также связано со трудными в реализации размерами изделия. В качестве материала, как и в предыдущих разгах, будет применяться алюминий марки АМг10.

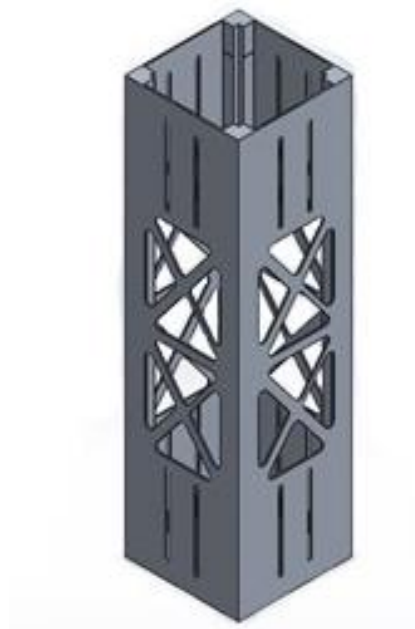


Рисунок 15 – Трехмерная модель корпуса капсулы

Проставки (рис. 16), являясь составной частью капсулы, фиксируют положение спутника в продольном направлении, посредством затяжки винтов к корпусу.

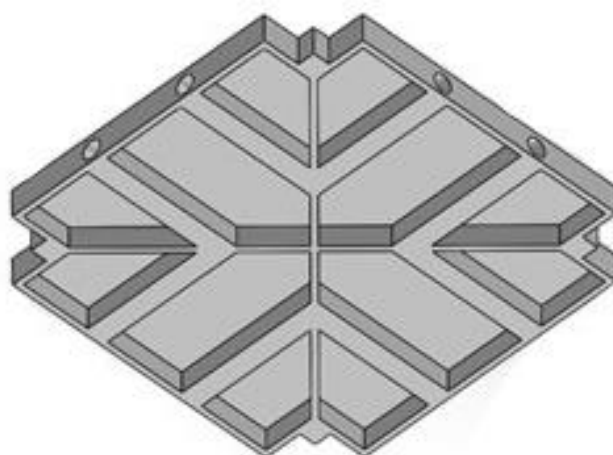


Рисунок 16 – Трехмерная модель проставки

Проставку можно изготавливать из алюминиевых листов толщиной в 10 миллиметров с последующей механической обработкой. Сама обработка должна состоять из фрезерования, шлифования, сверления и нарезания резьбы метчиком, под использование винтов.

Материалом проставки является алюминий АМг10.

На рисунке 17 представлена основа из легкого водоотталкивающего материала (см. рисунок А.1).

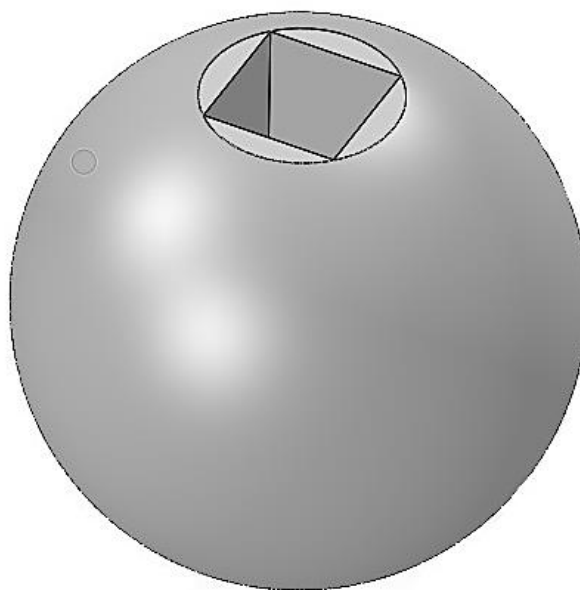


Рисунок 17 – Основа

Основа состоит из пенополистирола ППС 20. Предполагается, что будет закупаться сама сфера, в которой будет проделана полость под установку контейнера.

В ходе моделирования выше упомянутых деталей в САПР SolidWorks также были рассчитаны их массы. Эти значения приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Масса элементов сферы

Название элемента конструкции	Масса, гр
Пенополистироловая основа	994
Контейнер	1935
Корпус капсулы	1546

Название элемента конструкции	Масса, гр
Проставка	140
Крышка	296

Таким образом, общая масса конструкции сферы составила 5347 грамм.

2.2 Кинематический расчет стенда

Необходимо рассчитать время вращения сферы в воде при определенных условиях. Для этого необходимо вычислить глубину погружения сферы, учитывая ее размеры и массу, а потом, учитывая силу вязкостного трения воды, рассчитать время изменения положения сферы на определенный угол.

2.2.1 Расчет глубины погружения сферы

При расчетах глубины погружения сферы приравниваем силы тяжести к силе вытеснения жидкости, используя уравнение сил, силы гидростатического давления, учитывая формулу площади погружения сферы.

Из результатов моделирования сферы была найдена ее масса, которая составила 9347 грамм, с учетом установленного спутника массой 4 килограмма, при радиусе сферы, равным 300 миллиметров. При расчете ее глубины погружения приравняем все силы:

$$F_g = F_A - mg, \quad (6)$$

где mg – сила тяжести.

Сила давления со стороны воды F_g равняется [17, с 29]:

$$F_g = P \cdot S, \quad (7)$$

где $P = \rho_v gh$ – гидростатическое давление [17, с 14], $S = 4\pi R^2$ – площадь поверхности шара [17, с 123].

Сила Архимеда определяется по формуле [17, с 13]:

$$F_A = \rho_B g V, \quad (8)$$

где ρ_B – плотность воды при нормальных условиях.

Решая совместно уравнения приходим к следующей записи уравнения:

$$PS = \rho_B g V - mg, \quad (9)$$

упрощая это уравнение, получаем:

$$\rho_B g h 4\pi R^2 = \rho_B g \frac{4}{3} \pi R^3 - mg. \quad (10)$$

Выражая глубину погружения шара из предыдущей формулы, находим:

$$h = \frac{\rho_B g \frac{4}{3} \pi R^3 - mg}{4\rho_B g \pi R^2} = 0,091 \text{ м} = 9,1 \text{ см}. \quad (11)$$

Выводим зависимость глубины погружения сферы от ее радиуса и массы:

$$h = \frac{R}{3} - \frac{mg}{4\rho_B g \pi R^2}. \quad (12)$$

Проводим проверку, для этого находим объем погруженной части сферы и умножаем его на плотность воды, чтобы найти массу вытесненной воды:

$$V = \pi h^2 \left(R - \frac{1}{3} h \right) = 9,31 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3. \quad (13)$$

$$m_{\text{выт}} = V \cdot \rho_{\text{в}} \approx 9,31 \text{ кг.} \quad (14)$$

Таким образом, была определена глубина погружения сферы с учетом массы установленного спутника. При расчетах общую массу приняли равной 9347 грамм, при массе спутника равной 4000 грамм, радиус сферы принимали равным 300 миллиметрам. По результатам расчетов, глубина погружения сферы, при заданных параметрах, составила 91 миллиметр, также это значение подтверждено проверкой.

2.2.2 Расчет времени вращения сферы на заданный угол

Для расчета времени вращения сферы в воде примем, что спутник будет иметь магнитную систему ориентации и стабилизации, так как она самая распространенная. Тогда сам спутник будет ориентироваться по внешним силовым линиям, создаваемым имитатором магнитного поля Земли. Сопротивление вращению сферы будет создавать сила вязкостного трения между водой и поверхностью самой сферы.

В эксперименте, для которого проводится расчет, будет использоваться имитатор магнитного поля Земли [18], который создает необходимое магнитное поле с индукцией, равной $0,6 \cdot 10^{-3}$ Тл. Для расчета были взяты характеристики системы ориентации и стабилизации наноспутника ТНС – 0, который обладает дипольным моментом, равным $2,2 \text{ А} \cdot \text{м}^2$ [20, с 9]. Зададим необходимый угол поворота сферы относительно ориентации магнитного дипольного момента и направления вектора магнитной индукции от 90 до 30 градусов

Момент, создаваемый магнитным дипольным моментом самого спутника и вектором магнитной индукции имитатора магнитного поля Земли, определяется по следующей формуле [19, с 109]:

$$\bar{M} = [\bar{p}_m \cdot \bar{B}]. \quad (15)$$

$$M_{\text{max}} = p_m \cdot B = 2,2 \cdot 0,6 \cdot 10^{-3} = 1,3 \cdot 10^{-3} \text{ Н} \cdot \text{м.} \quad (16)$$

Сила вязкого трения:

$$F_{TP} = \mu \cdot \left| \frac{\Delta \mathcal{G}}{\Delta x} \right| \cdot S, \quad (16)$$

где $S = 2\pi Rh$ – сферический сегмент

Находим максимальное угловое ускорение по максимальному моменту [12, с 21]:

$$\varepsilon_{\max} = \frac{M_{\max}}{J_x} = \frac{1,3 \cdot 10^{-3}}{0,243} = 54 \cdot 10^{-4} \frac{\text{рад}}{\text{с}}. \quad (17)$$

Далее находим силу вязкого трения для данного углового ускорения

$$F_{TP} = 10^{-3} \cdot 7,4 \cdot 10^{-4} \cdot 2 \cdot 3,14 \cdot 0,35 \cdot 0,091 = 11 \cdot 10^{-7} \text{ Н}. \quad (18)$$

Тогда результирующий момент, на начальный период времени, будет равняться:

$$M_{\Sigma} = [\overline{p_m} \cdot \overline{B}] - F_{TP} \cdot R = J\varepsilon. \quad (19)$$

Находим этот момент:

$$M_{\Sigma} = 1,3 \cdot 10^{-3} - 1,5 \cdot 10^{-7} \cdot 0,35 = 54 \cdot 10^{-3}. \quad (20)$$

Как видно из расчета, вязкостное трение, при максимальном угловом ускорении, является незначительным. Это вызвано низкой площадью контакта сферы и воды, а также низким угловым ускорением.

Следовательно, результирующий момент, действующий на сферу будет зависеть от угла между дипольным магнитным моментом и вектором магнитной индукции внешнего магнитного поля:

$$M_{\Sigma}(\alpha) = \bar{p}_m \cdot \bar{B} \cdot \sin \alpha - \mu \left| \frac{\Delta g}{\Delta x} \right| \cdot 4\pi R h = J \varepsilon . \quad (21)$$

Тогда, пользуясь формулой вращательного движения, получаем зависимость для определения времени поворота:

$$\int_{\pi/6}^{\pi/2} \varphi = \int_{\pi/6}^{\pi/2} 1,3 \cdot 10^{-3} \cdot \sin \alpha \cdot t . \quad (22)$$

упрощая это выражение, получаем:

$$\frac{(\pi / 2)^2}{2} - \frac{(\pi / 6)^2}{2} = (-1,3 \cdot 10^{-3} \cdot \cos \pi / 2 + 1,3 \cdot 10^{-3} \cdot \cos \pi / 6) \cdot t . \quad (23)$$

Тогда получаем значение времени t , необходимого для поворота сферы с на заданный угол относительно ориентации магнитного дипольного момента и направления вектора магнитной индукции:

$$t = 1,095 / 11,4 \cdot 10^{-4} = 962 \text{ сек.} \quad (24)$$

2.3 Разработка вспомогательных систем стенда

Для спроектированного стенда необходимо использовать следящую систему, в задачу которой будет входить автоматическое фиксирование угловых отклонений сферы с установленным в нее спутником. При определении положения КА методом визуального наблюдения используются специальные метки, нанесенные на сферу, положение которых отслеживается с помощью

камер. По изображению с этих камер определяются угловые отклонения, путем использования специальных программных алгоритмов.

При использовании всех вращательных степеней свободы сферы стенда существует необходимость строгого распределения меток с определенной их периодичностью.

Для корректной работы этой системы необходимо удерживать сферы в одном месте, для этого нужно предложить свою реализацию системы центровки сферы.

2.3.1 Проектирование устройства определения пространственного положения спутника на испытательном стенде

Необходимо спроектировать калибровочное устройство, которое бы фиксировало угловые отклонения сферы и отправляла значения на вычислительное устройство для дальнейшей калибровки системы определения пространственного положения спутника в стенде.

Данное устройство должно удовлетворять условиям:

- 1) Необходимый диапазон чувствительности гироскопа – от 1000°/сек;
- 2) Устройство должно уместиться в габариты спутника стандарта CubeSat 1U;
- 3) Передающее устройство должно передавать информацию на разрешенной гражданской частоте СВ (27 МГц), LPD433 (диапазон частот 433.075 – 434.775, шаг 25 КГц), PMR446(диапазон частот 446.000 – 446.200 МГц, шаг 12.5 КГц);
- 4) Рабочее напряжение от 2,5 до 5В;
- 5) Питание устройства должно осуществляться посредством аккумуляторной батареи стандарта ААА.

Компоненты устройства должны быть доступными к приобретению и простыми в обслуживании. Времени автономной работы должно хватать на весь рабочий день, т.е. на восемь часов.

В соответствии с необходимыми условиями, устройство проектируется с применением платы трехосевого гироскопа L3GD20. Сама плата имеет

микроконтроллер подачи сигнала, формирующий сам пакет информации. Для передачи сигнала будет использован радиопередатчик, настроенный на частоту 433 МГц. Это устройство должно работать от аккумулятора стандарта ААА, подключенный к нему посредством регулирующей платы.

Выбранное устройство представляет собой компактную плату Pololu в на основе микросхемы ST L3GD20, являющейся трехосевым гироскопом.

Данное устройство обладает следующими параметрами [22]:

- 1) Размер (12,7 x 22,9 мм);
- 2) Потребляемый ток 6 мА;
- 3) Рабочее напряжение от 2,5 до 5,5 В;
- 4) Выходной формат (I²C/SPI): 16 – битный вывод на ось;
- 5) Диапазон чувствительности (конфигурируемый): ±245, ±500 или ±2000 °/сек;
- 6) Масса 0,7 гр.

Плата включает в себя стабилизатор с низким падением напряжения, обеспечивающий 3,3 В необходимые для L3GD20, и позволяет подключать датчик к внешнему источнику питания 2,5 – 5,5 В. Выход стабилизатора доступен на VDD ножке, и может служить источником питания внешних устройств с током потребления до 150 мА. Плата также включает в себя схему, смещающую (подтягивающую) шины синхронизации и данных интерфейса I²C/SPI к напряжению логического уровня вывода VIN, что делает её простой для взаимодействия с 5 В устройствами, а 2,54 мм расстояние между штырьками упрощает использование ее со стандартными макетными и монтажными платами.

Потребляемая мощность тока тогда будет:

$$W_1 = U_1 \cdot I_1 = 19,8 \text{ мВт.} \quad (30)$$

В работе будем использовать подключение по I2P интерфейсу. Для его использования требуется подключение по четырем цифровым каналам: CS, SPC, SDI и SDO.

Для корректной работы платы гироскопа необходимо использовать микроконтроллер. Поэтому был выбран МК STM32, который будет питать саму плату гироскопа и управлять его работой. Величина напряжения равна 3,3 В, а сила тока равняется 12 мА. Зная эти параметры, можем высчитать мощность потребляемого им тока:

$$W_2 = U_2 \cdot I_2 = 39,6 \text{ мВт.} \quad (31)$$

За основу для передающего устройства была выбрана схема FS1000A [23]. Она предназначена для передачи последовательного сигнала на частоте 433 МГц. Она имеет следующие характеристики:

- 1) Напряжение питания передатчика: 3 – 12 В;
- 2) Напряжение питания приемника: 3,3 В;
- 3) Несущая частота: 433 МГц;
- 4) Потребляемый ток: 8 мА;
- 5) Чувствительность приемника: 106 – 110 дБм;
- 6) Выходная мощность передатчика: 32 мВт;
- 7) Макс пропускная способность передатчика: 8 кб/сек;
- 8) Диапазон рабочих температур: – 20...+80 °С.

Сам передатчик имеет три вывода и выходной контакт антенны. Для работы передатчика необходимо подключить питание VCC, заземление GND, вход для модуляции данных DATA, антенна ANT. Рабочее напряжение будет равным 3,3 В.

В этом случае потребляемая мощность будет составлять:

$$W_3 = U_3 \cdot I_3 = 26,4 \text{ мВт.} \quad (32)$$

Устройство для калибровки системы определения положения подвешенного устройства используется для настройки системы фиксирования угловых отклонений. Происходит отладка следующим образом: 3 – х осевой гироскоп считывает угловые положения подвесной системы, отправляя данные на компьютер. На компьютере значения угловых положений соотносятся с положением визуальных меток Агисо, и сохраняя полученные зависимости в постоянную память.

Структурная схема устройства представлена на рисунке 18. В ней присутствует 3 – х осевой гироскоп, сигналы которого преобразуются в один последовательный, благодаря микроконтроллеру.



Рисунок 18 – Структурная схема устройства определения пространственного положения спутника на испытательном стенде

Функциональная схема устройства представлена на рисунке 19. В ней сигнал от гироскопического устройства преобразуется микроконтроллером типа STM32 в один последовательный, принимаемым передатчиком сигнала.

Модуль регистрации угловых отклонений представляет собой ранее рассмотренное устройство L3GD20, которое, как и МК работает от напряжения 3,3 В.

Передатчик также работает от напряжения 3,3 В, имеет в основе своей колебательный контур с частотой 433 МГц. Частоту колебания контура определяет кварцевый резонатор [23, с 118].

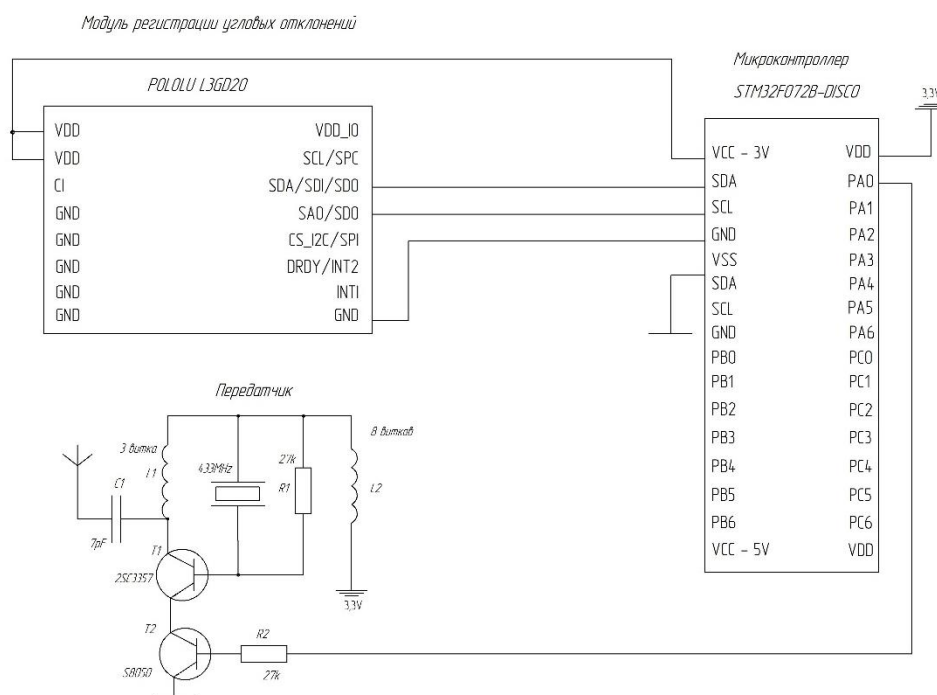


Рисунок 19 – Функциональная схема устройства определения пространственного положения сферы на испытательном стенде

Общая мощность, потребляемая устройством будет составлять 85,8 Вт. При заявленных характеристиках в качестве устройства питания подойдет Li – ion аккумулятор Robiton типа AAA [25], с напряжением 3,5 В и емкостью в 900 mAh.

Тогда время работы будет равняться:

$$t = Q/N = 10,5 \text{ ч.} \quad (33)$$

Это значение превышает величину рабочего дня, поэтому оно приемлемо.

Для разработанного устройства в системе SolidWorks был спроектирован каркас для его размещения внутри испытательного стенда. Он состоит из подставки (рис. 20) и самого корпуса (рис. 21), который повторяет внешние размеры спутника. Подставка выполнена в виде загнутого с двух сторон листа алюминия марки АД31Т1 (см. рисунок А.4). На нее устанавливаются

электронные компоненты. К ним относятся: плата гироскопа, микроконтроллер, контроллер напряжения и аккумуляторная батарея.

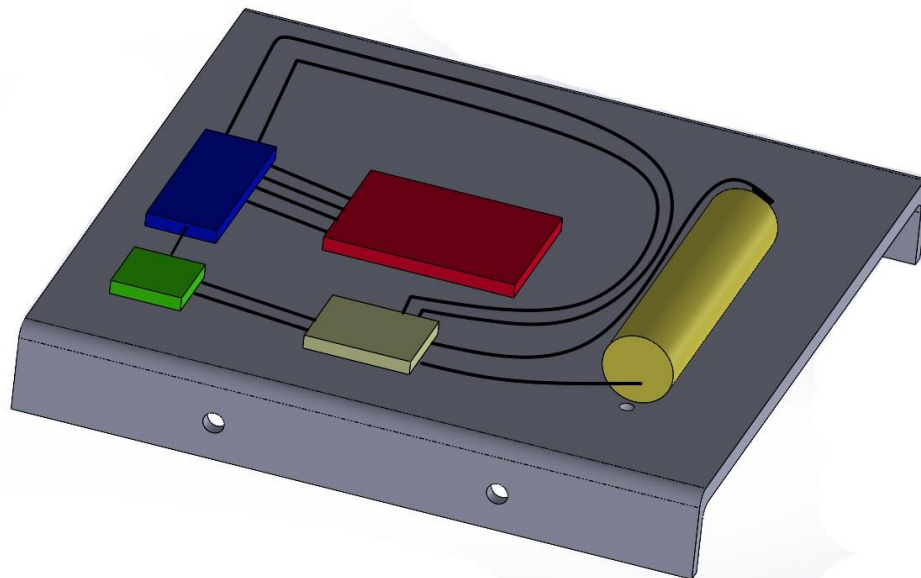


Рисунок 20 – Подставка для устройства

Корпус повторяет внешние размеры спутника стандарта CubeSat 3U и служит для закрепления внутри него подставки с установленными на нее электронными компонентами устройства (см. рисунок А.3).

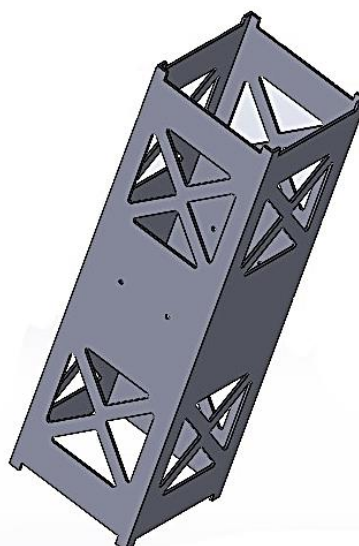


Рисунок 21 – Корпус устройства

Выполнен он в виде трубы квадратного сечения с вырезами. Ввиду широкой распространенности этих труб со схожими размерами, корпус можно изготовить путем фрезерования заготовки, что делает затраты на его производство очень незначительными. Его материалом также является алюминий марки АД31Т1.

Подставка устанавливается в корпус и крепится болтовым соединением. Вдоль корпуса проведена антенна, для улучшения качества сигнала. Собранный модель представлена на рисунке 22.

Данное устройство помещается внутрь контейнера, который имитирует спутник стандарта CubeSat 3U. Имеет размеры стандартного CubeSat 1U. Параметры корпуса были подобраны в соответствии со стандартом [13].

Модуль регистрации угловых отклонений расположен своим центром в геометрический центр основы, на ней же размещаются и другие элементы устройства. Элементы устройства питаются от аккумулятора стандарта ААА через регулируемую плату.

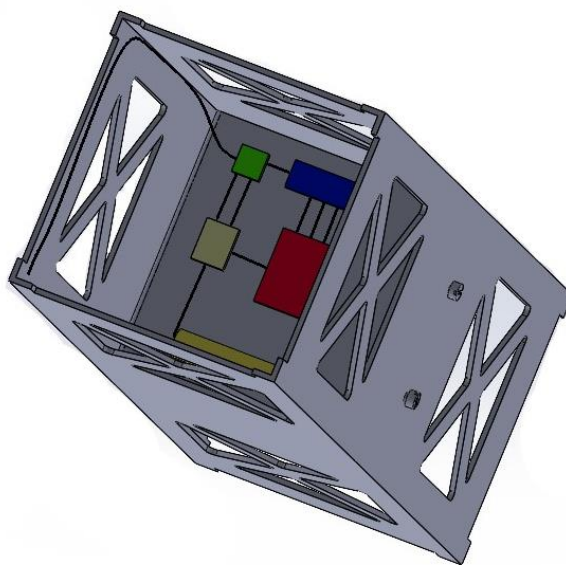


Рисунок 22 – Устройство в сборе

Антенна радиомодуля проходит вдоль внешней стенки корпуса.

2.3.2 Система центровки положения сферы в емкости

Описанная ранее система визуального определения положения сферы привязана к положению самой сферы. Она рассчитана на то, чтобы определять только угловые отклонения сферы, без учета ее положения относительно емкости, так как камеры находятся в строго фиксированном положении, а изменение их расположения должно сопровождаться корректировкой программной части. Поэтому, для корректной работы системы визуального определения положения сферы необходимо зафиксировать положение сферы в одном, заранее определенном, месте на поверхности жидкости.

Как упоминалось в постановке задач для проектирования стенда, должно быть свободное вращение сферы, без воздействия внешних силовых факторов. Поэтому важно избегать контакта сферы с бортами емкости. Это также является причиной необходимости удержания этой самой сферы в центре емкости.

Задачи удержания емкости выполняет система центровки положения сферы в емкости. Эта система должна определять положение сферы на поверхности воды, а потом, исходя из величины отклонения от центра емкости, подавать соответствующий управляющий сигнал на корректирующее положение устройство. Работать система должна на протяжении всего времени, пока используется сам стенд.

Учитывая необходимость минимизации внешнего силового влияния, было принято решение использовать воздушные компрессоры в качестве корректирующих устройств. Такая реализация позволяет очень мягко корректировать положение сферы в емкости, не влияя на ее вращение. Необходимо, в первый момент, одновременно включить все компрессоры, с минимальной рабочей мощностью. Затем, используя микроконтроллерное управление, изменять мощность компрессоров, в зависимости от положения сферы. Данная система состоит из камер (К), концентратора для камер (КЦ) компрессоров (КМ), устройство регулирования мощности насосов (Р) и вычислительного устройства (ВУ) (рис. 23).

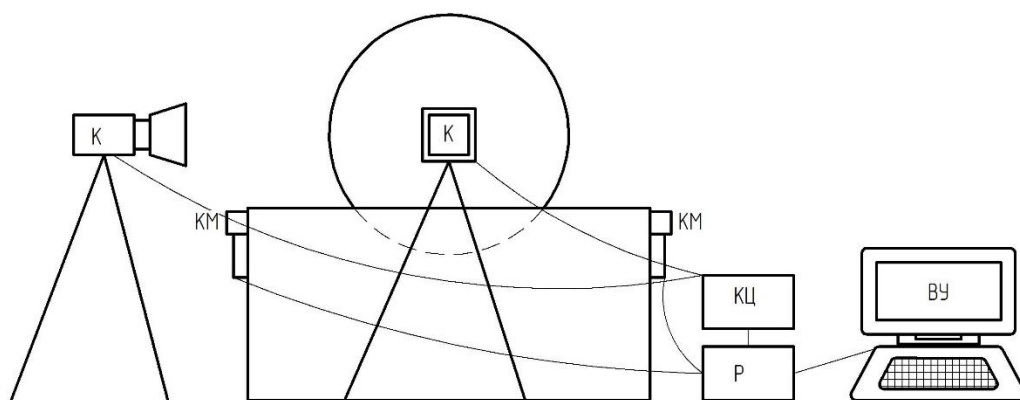


Рисунок 23 – Модель системы центровки положения сферы

Само управляющее устройство регулирования мощности насосов должно правильно определять положение сферы в горизонтальной плоскости и, в зависимости от ее положения, подавать соответствующие команды на компрессоры, как показано на рисунке 24.



Рисунок 24 – Структурная схема работы системы центровки положения сферы в емкости

Камера должна располагаться над сферой, что позволяет распознать ее отклонение в горизонтальной плоскости.

В качестве основы было решено взять воздушный компрессор Jebo 6800. Он работает от штатной сети, имеет асинхронный электрический двигатель в качестве основного рабочего элемента. Соответственно, мощность его работы зависит от величины тока, подаваемой на питание компрессора.

Он имеет следующие характеристики [27]:

- 1) мощность 4 Вт;
- 2) производительность 8 л/минуту;
- 3) размеры 76x130x70 мм;

- 4) напряжение 220 В;
- 5) тип компрессора мембранный.

При работе данной системы необходимо осуществлять электронное управление мощностью компрессора. Ее можно реализовать несколькими способами: добавлением рабочего сопротивления, тиристорным, транзисторным, частотным, полюсным.

Введение рабочего сопротивления реализуется в виде применения различных преобразователей тока.

Симисторный или Тиристорный способ заключается изменении питающего напряжения, посредством изменения порядка включения тиристоров или симисторов в электрической цепи, что позволяет менять частоту работы двигателя.

Транзисторный метод изменяет число и продолжительность импульсов напряжения, что и регулирует частоту вращения ротора двигателя.

Частотный способ изменяет частоту напряжения, путем изменения широтно – импульсной модуляции.

Полюсный способ регулирует мощность работы двигателя посредством изменения направления и величины токов, протекающих в фазных обмотках.

Было принято решение применить транзисторный метод из – за широкой возможности регулирования управляющего сигнала, посредством использования электронных плат семейства Arduino. Пример схемы работы при такой реализации представлен на рисунке 25.

На схеме управление осуществляется благодаря подачи электрического тока на базу первого и второго транзисторов, регулируя их пропускную способность. Благодаря такому решению можно использовать малые величины токов для регулировки, используя, к примеру, Arduino в качестве управляющего устройства

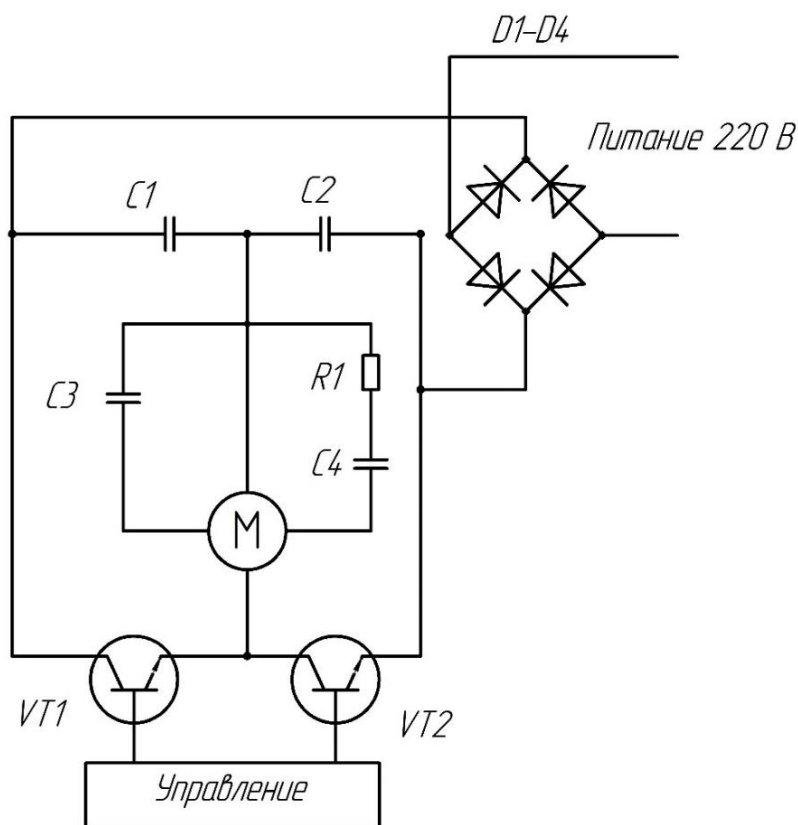


Рисунок 25 – Функциональная схема устройства регулировки мощности компрессора

2.4 Операционно – технологическая карта для поэтапного проведения испытаний на спроектированном стенде

Операционно – технологическая карта (табл. 2) необходима для поэтапного проведения испытаний, максимально исключающих возможность появления ошибок. Важно понимать, что каждый новый этап следует строго после предыдущего.

Таблица 2 – Операционно – технологическая карта

Номер перехода	Содержание перехода	Особые указания
Требования техники безопасности при испытании системы ориентации и стабилизации наноспутника		
1	К выполнению задач допускаются	Особое внимание

Номер перехода	Содержание перехода	Особые указания
Требования техники безопасности при испытании системы ориентации и стабилизации наноспутника		
1	Работники, обладающими необходимыми навыками и знаниями для эксплуатации стенда, ознакомленные с техникой безопасности, аттестованные по обращению с оборудованием.	необходимо уделить правилам обращения с электрооборудованием
2	При работе стенда запрещается нахождение посторонних лиц.	
3	Необходимо провести инструктаж по технике безопасности перед тем, как начать работу с оборудованием. Инструктаж должен проводиться по следующим темам: мерам безопасности при работе с электрооборудованием, пожарной безопасности.	Инструктаж проводит руководитель со 2 группой допуска по электробезопасности
Подготовка к стендовым испытаниям спутника		
1	Набрать воду в емкость до необходимого уровня.	Уровень воды определяется глубиной погружения сферы, чтобы корректно работала система.
2	Подключить камеры для визуального фиксирования угловых отклонений к компьютеру	

Номер перехода	Содержание перехода	Особые указания
Подготовка к стендовым испытаниям спутника		
3	Запустить на компьютере программу для калибровки системы визуального определения положения сферы.	Во время проведения тестирования не допускается изменение положения камер.
4	Установить калибровочное устройство внутрь сферы, а саму сферу поместить в емкость.	
5	Вращать сферу, тем самым, калибруя системы визуального определения положения.	Необходимо строго соблюдать центровку сферы в емкости.
6	По завершении настройки системы стенда, вынуть калибрующее устройство из сферы.	
Проведение стендовых испытаний спутника		
1	Установить спутник внутрь капсулы, сопоставив его центр масс с геометрическим центром капсулы, затем установить капсулу в сферу.	Убедитесь в достаточном натяжении винтов капсулы.
2	Запустить программу фиксирования результатов визуального контроля сферы.	
3	Подключить управляющее устройство к компьютеру, запустив алгоритм центрирования положения сферы в емкости.	

Номер перехода	Содержание перехода	Особые указания
Проведение стендовых испытаний спутника		
4	Провести испытания, согласно техническому регламенту, приводя в действие систему ориентации и стабилизации спутника, меняя положение спутника.	В качестве фактора, влияющего на ориентирование спутника, помимо имитатора магнитного поля Земли, можно использовать соленоид, который также будет создавать магнитное поле.
5	Составить акт о проведенных испытаниях с описанием полученных результатов.	На основании акта, принимается решение о выдачи сертификата, либо о доводке испытываемого спутника.

2.5 Экономический расчет затрат на создание стенда и его пуско – наладочные работы стенда

При расчете затрат на производство стенда необходимо учитывать стоимость всех расходных материалов C_p , стоимость создания соответствующего программного обеспечения $C_{по}$, а также стоимость проведения механической обработки отдельных элементов стенда $C_{мо}$.

$$C_{\Sigma} = C_p + C_{\text{по}} + C_{\text{мо}} \quad (34)$$

На первом этапе составим таблицу стоимости необходимых компонентов для производства стенда (табл. 3)

Таблица 3 – Стоимость закупки элементов стенда

Наименование товара	Стоимость единицы товара, руб.	Количество	Общая сумма, руб.
Пенополистироловая сфера	4500	1	4500
Компрессор Jebo 6800	1282	6	7692
Электронная плата гироскопа Pololu ST L3GD20	279	1	279
Передачик FS1000A	424	1	424
Микроконтроллер STM32	1654	1	1654
Аккумуляторный накопитель Robiton 900 МНAAA – 2	244	1	244
Емкость стеклопластиковая	2211	1	2211
Камера PS – Link WJ01	4424	2	8846
Ноутбук Acer Aspire 3	22999	1	22999
Алюминиевый лист 400x250 мм	4730	2	9460
Видеоконцентратор TDO414VP	932	1	932
Алюминиевая труба квадратного профиля сечения	1564,8	1	1564,8
Общая закупочная стоимость элементов стенда			60805,8

Рассчитаем стоимость разработки программного обеспечения, его отладки, создания механической части, создания и отладки электронных компонентов, а также настройки систем. Для начала необходимо создать сам стенд, подобрать его составляющие, написать и оформить полный пакет конструкторской

документации. Затем необходимо провести пуско – наладочные работы, по итогам которых будут отлажены все системы стенда.

Найм работников должен происходить посредством заключения хозяйственных договоров на выполнение предписанной работы. Время, необходимое на создания всех деталей сферы, составляет три недели, оно определяется временем производства самых сложных деталей, с использованием технологии трехмерной печати. Такой срок установлен компанией Cubicprints. Для начала создания всех элементов, для них должен быть создан комплект конструкторской документации. Также необходимо создать необходимое ПО для работы систем стенда. Срок на создание программного обеспечения отводится равным одному месяцу, это значение вполне обосновано, поскольку на создание аналогичной программы компания Арсис выделяет 30 дней.

Во время выполнения первой части работ необходима совместная работа всех перечисленных специалистов в течении всего срока создания, поскольку должна быть обеспечена совместимость элементов стенда друг с другом. Чтобы компенсировать возможные издержки для наемных работников, в связи с небольшим сроком выполнения работы, предполагаются выплаты в размере 1,5 от средних зарплат соответствующей должности.

Таблица 4 – Штат сотрудников

Должность	Вид проводимых работ	Количество сотрудников	Средний оклад, руб	Время работы, дней	Оплата, руб.
Создание стенда					
Руководитель проекта	Руководство проведением работ и работа с нормативными актами	1	54537	30	81805
Проектировщик механической части	Создание конструкторской документации для последующих работ по монтажу элементов стенда	1	57503	30	86254

Продолжение таблицы 4

Должность	Вид проводимых работ	Количество сотрудников	Средний оклад, руб	Время работы, дней	Оплата, руб.
Создание стенда					
Электротехник	Проектирование и сборка электронных схем	1	64527	30	96790
Программист	Создание ПО	1	119837	30	179755
Техник	Установка всех модулей в один стенд	1	58666	30	87999
Пуско – наладочные работы					
Руководитель пуско – наладочных работ	Руководство проведением работ и работа с нормативными актами	1	54537	30	81805
Электротехник	Отладка и настройка работ электронной части систем стенда	1	64527	30	96790
Программист	Настройка и корректировка программного обеспечения для работы с электронными компонентами	1	119837	30	179755
Итоговая стоимость оплаты сотрудникам за весь период работ					890953

Результаты расчета затрат на создание основной части стенда, сферы, представлены в таблице 5. При расчете стоимости трехмерной печати изделия исходим из минимального значения в 600 рублей за 1 см³.

Таблица 5 – Стоимость производства сферы

Наименование элемента конструкции	Вид обработки	Инструмент	Стоимость, руб.
Сфера	Вырезание технологического отверстия	Канцелярский нож	226

Продолжение таблицы 5

Наименование элемента конструкции	Вид обработки	Инструмент	Стоимость, руб.
Проставка	Фрезерование и шлифование	Фрезерный станок и наждачная бумага	5000
Корпус капсулы	Трехмерная печать, шлифование	Станок трехмерной печати, наждачная бумага	456492,14
Контейнер	Трехмерная печать, шлифование, создание отверстий и нарезание резьбы	Станок трехмерной печати, наждачная бумага, сверлильный аппарат, мечик	581877,63
Крышка	Трехмерная печать, шлифование, создание отверстий	Станок трехмерной печати, наждачная бумага, сверлильный аппарат	177386,19
Корпус для устройства	Фрезерование, сверление	Фрезерный станок, сверлильный аппарат	5000
Подставка для устройства	Гибка листового металла, сверление	Сверлильный аппарат	2500
Суммарная стоимость создания элементов сферы			1228481,96

Согласно проведенным расчетам, стоимость создания стенда и доведения его до состояния готовности, составила 2195135,76 рублей, что дешевле аналога, который предлагает компания Sputnik за 11 миллионов рублей.

2.6 Безопасность при эксплуатации стенда

При работе стенда особое внимание должно быть уделено его безопасной эксплуатации. Работник обязан беспрекословно соблюдать технику безопасности и подтверждать эти знания на практике.

2.6.1 Организация электробезопасности стенда

При эксплуатации стенда главную опасность представляет работа электрооборудования в непосредственной близости к воде. На уровне воды

располагаются компрессоры, камеры и имитатор магнитного поля, что и является главной угрозой при переливе воды из емкости или при нарушении ее целостности.

Электрический ток может вызывать различные повреждения человеческого организма:

- ожоги кожного покрова человека;
- ожоги внутренних органов и сосудов;
- разложение крови в процессе электролитической реакции.

Учитывая специфику работы за данным стендом, было принято решение опереться на приказ министерства труда и социальной защиты Российской Федерации от 15 декабря 2020 года N 903н «Об утверждении правил по охране труда при эксплуатации электроустановок» [28].

К работе с установкой допускается персонал, имеющий вторую группу электробезопасности. Работник должен иметь специальные диэлектрические обувь и перчатки. Обязательно присутствие человека, следящего за состоянием работника и готовый принять необходимые меры при экстренных ситуациях, например, при ударе электрическим током.

Каждый квартал необходимо проводить инструктаж по технике безопасности, факт проведения которого должен закрепляться подписями инструктора и работника.

Электрические приборы стенда должны быть изолированы от воды. Их необходимо надежно закреплять, а их корпуса должны удовлетворять условиям целостности. Провода не должны контактировать с водной средой. Емкость должна иметь только те отверстия, которые предусмотрены конструктивно. Исключается наличие механических повреждений, способствующих появлению утечек воды. Все эти условия должны проверяться сотрудником перед началом работ стенда в ходе проведения визуального осмотра, а закреплять результаты необходимо в акте осмотра.

2.6.2 Меры противопожарной безопасности

Возникновение пожаров несет существенную угрозу безопасности работников. Они могут возникать от неосторожного обращения с огнем, неправильного обращения с электроприборами, несоответствия электроприборов нормам пожарной безопасности, появления короткого замыкания в электрической сети.

Для предотвращения возможных проявлений очагов возгорания необходимо производить работу со стендом в рамках, прописанных в технологической карте. Также помещение, в котором проводится тестирование спутника должно удовлетворять нормам пожарной безопасности, изложенным в приказе министерства труда и социальной защиты Российской Федерации от 16 сентября 2020 года N 1479 «Об утверждении правил противопожарного режима в Российской Федерации» [29].

Помещение должно быть оборудовано автоматизированной системой обнаружения задымления, очагов возгорания и резкого повышения температуры. Необходимо исключить нахождение легковоспламеняющихся материалов вблизи к источникам высоких температур. Помещение должно иметь доступ к эвакуационным выходам, а персонал обязан знать порядок и маршрут эвакуации. В нем требуется наличие работающего огнетушителя, располагаться он должен в непосредственной близости к самой установке.

Ежеквартально персоналу должен проводиться инструктаж по мерам противопожарной безопасности, с закреплением факта его проведения подписями инструктора и работников.

Таким образом, в данной главе представлены результаты проектирования стенда для тестирования и верификации системы ориентации и стабилизации спутников стандарта CubeSat 3U. Проектирование проведено с применением САПР SolidWorks. Определены основные материалы составляющих частей сферы. Созданы чертежи основных составляющих элементов сферы.

Также было определено, что при выбранных характеристиках имитатора магнитного поля и спутника, время разворота спутника в стенде на 60 градусов,

составит 962 секунды. Это значение получено с учетом расчета глубины погружения сферы, составившая 91 миллиметр.

Был рассмотрен вариант реализации системы визуального определения положения основного элемента стенда, сферы, и была предложена собственная реализация калибрующего устройства, спроектированного в корпусе, повторяющем размеры спутника CubeSat.

Помимо системы определения положения сферы, была рассмотрена система ее центрирования в горизонтальной плоскости, и приведена примерная реализация. Для нее выбран компрессор Jebo 6800 и предложен способ регулирования его мощности, основанный на применении транзисторов.

В экономической части проведен расчет затрат на создание спроектированного стенда и на проведение его пуско – наладочных работ. Согласно этим расчетам, стоимость приобретения элементов стенда составила 60805,8 рублей, затраты на производство сферы оказались равными 1228481,96 рублям, а затраты на проведение сборки и пуско – наладочных работ составили 890953 рублей. Итоговая себестоимость создания стенда и на проведения его пуско – наладочных работ оказалась равной 2195135,76 рублям, что дешевле аналогичного стенда компании Sputnik, чья стоимость в 2022 году составляет 11 миллионов рублей.

На разработку стенда была подана заявка в Роспатент, на основе которой был выдан патент на полезную модель (см. Приложение Б)

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе выполнения выпускной квалификационной работы, на первом этапе, были рассмотрены три типа испытательных стендов системы ориентации и стабилизации, применяемых для тестирования спутников стандарта CubeSat. Определены их особенности, преимущества и недостатки. Проведено исследование обобщенного состава типового испытательного стенда, порядка проведения тестирования, а также рассмотрена необходимость проведения калибровки следящих за положением спутника систем стенда. Изучены разные типы систем ориентации и стабилизации наноспутников, их принцип работы, а также преимущества и недостатки, что должно отражаться на особенностях проведения тестирования. Рассмотрены основные материалы, которые применяются в технологии трехмерной печати, что актуально при создании сложных изделий.

Во второй части выполнения работы были представлены этапы и результаты проектирования стенда для тестирования и верификации системы ориентации и стабилизации спутников стандарта CubeSat 3U, определены основные материалы составляющих частей сферы. Созданы чертежи элементов основной части стенда, сферы. Проектирование велось с применением САПР SolidWorks.

Используя данные моделирования, была рассчитана масса конструкции сферы. Это позволило провести дополнительные расчеты, в ходе которых было получено, что при выбранных характеристиках имитатора магнитного поля и спутника, время разворота сферы со спутником в стенде на 60 градусов, составит 962 секунды, а глубина ее погружения составит 91 миллиметр.

Далее был рассмотрен вариант реализации системы визуального определения положения основного элемента стенда, сферы, и был разработан собственный вариант реализации калибрующего устройства на основе трехосевого гироскопа L3GD20 и микроконтроллера STM32. Само устройство

было спроектировано в корпусе, повторяющего размеры спутника CubeSat. Помимо системы определения положения сферы, была предложена система ее центрирования в горизонтальной плоскости. Система центровки состоит из шести компрессоров Jebo 6800 и устройства регулирования их мощности.

В экономической части проведен расчет затрат на создание спроектированного стенда и на проведение его пуска – наладочных работ. Согласно этим расчетам, стоимость приобретения элементов стенда составила 60805,8 рублей, затраты на производство сферы оказались равными 1228481,96 рублям, а затраты на проведение сборки и его пуска – наладочные работы составили 890953 рублей. Итоговая себестоимость создания оказалась равной 2195135,76 рублям, что дешевле аналогичного стенда компании Sputnik, чья стоимость в 2022 году составила 11 миллионов рублей.

Также были представлены меры безопасной эксплуатации стенда на основе двух приказов: N 903н «Об утверждении правил по охране труда при эксплуатации электроустановок», N 1479 «Об утверждении правил противопожарного режима в Российской Федерации».

На разработку данного стенда был получен патент 210668 Российская Федерация. Стенд для испытания и верификации системы ориентации и стабилизации спутников стандарта CubeSat 3U за авторством Фомина Д.В., Шкурина В.В. – № 2021137653; заяв. 19.12.21; опубл. 26.04.22 (см. Приложение Б)

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1) Пат. 172 067 U1 Российская Федерация, МПК В64G 7/00. Система обезвешивания космического аппарата при наземной отработке [Текст]/ Чернышов Александр Николаевич, Кургузов Алексей Вячеславович, Фирсюк Сергей Олегович; ФГБОУ «Московский авиационный институт» – № 2016151243 ; Заявл. 26.12.2016; Опубл. 28.06.2017 Бюл. № 19.

2) Пат. 2 191 936 С2 Российская Федерация, МПК F 16 C 32/06, 17/04. Сферический газостатический подшипник [Текст]/ Чернов Г.Г., Яковлев А.В.; ГНПРКЦ «ЦСКБ –Прогресс» – № 2000115939/28 ; Заявл. 27.04.2002; Опубл. 27.10.2002 Бюл. № 19.

3) Горбунов, М. А. Аэродинамический подвес для системы наземных испытаний студенческого спутника / М. А. Горбунов, С. В. Лешкевич, В. А. Саечников // Международный конгресс по информатике: информационные системы и технологии : материалы международного научного конгресса, Минск, 24–27 октября 2016 года / С. В. Абламейко (гл. редактор). – Минск: Белорусский государственный университет, 2016. – С. 19 – 22. – EDN XWMSBX.

4) Espacenet.com [Электронный ресурс], Режим доступа: <https://worldwide.espacenet.com/patent/search/family/059131908/publication/CN106855582A?q=CN106855582> (Дата обращения 26.12.21)

5) Закиев А.А. Пилотные виртуальные эксперименты по сравнению систем координатных меток ArUco и AprilTag./ А.А. Закиев, К.С. Шабалина, Т.Г. Цой – Казань: Издательство казанского федерального университета, 2018. – 220

6) А.В. Туманов Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: Учебное пособие./ А.В. Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглов – Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. – 573 с.

7) Обзор систем стабилизации ориентации спутников / Е. Г. Максименко, Е. А. Харитонов, А. Ю. Вечерская, Д. А. Титаренко // Молодые учёные России: сборник статей VIII Всероссийской научно – практической конференции, Пенза,

15 августа 2021 года. – Пенза: Наука и Просвещение, 2021. – С. 48 – 51. – EDN NSRIYV.

8) Абрашкин, В. И. Электромагнитная система управления вращательным движением спутника, обеспечивающая малый уровень микроускорений на его борту / В. И. Абрашкин, Ю. Я. Пузин, В. В. Сазонов // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2010. – № 22. – С. 1 – 36. – EDN OYCPZT.

9) Электромагнитная система стабилизации сверхмалого космического аппарата / А. А. Бирюков, В. А. Саечников, А. А. Спиридонов, И. А. Шалатонин // Международный конгресс по информатике: информационные системы и технологии: материалы международного научного конгресса, Минск, 24–27 октября 2016 года / С. В. Абламейко (гл. редактор). – Минск: Белорусский государственный университет, 2016. – С. 9 – 13. – EDN XWMSBD.

10) Система ориентации космического аппарата на базе силового гироскопического комплекса / К. С. Полянин, В. С. Гордиенко // Конференция наука без границ, Санкт – Петербург, 2019 года / Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт – Петербург, 2019 – С. 10.

11) Федченко, Д. А. Эффективность технологии полунатурных испытаний систем ориентации и стабилизации космических аппаратов в процессе проектирования / Д. А. Федченко // Аэрокосмический научный журнал. – 2015. – № 2. – С. 34–45. – EDN UDNMUV.

12) Cyberleninka.ru [Электронный ресурс], Режим доступа: <https://cyberleninka.ru/article/n/o-sistemah-stabilizatsii-i-orientatsii-kosmicheskikh-apparatov/viewer> (Дата обращения: 11.12.21)

13) Polymerbranch.com [Электронный ресурс], Режим доступа: <http://www.polymerbranch.com/catalogp/view/8.html&viewinfo=2> (Дата обращения 26.12.21)

14) 3dtoday.ru [Электронный ресурс], Режим доступа: https://3dtoday.ru/PLA_plastic (Дата обращения 26.12.21)

15) rt-ecat.ru [Электронный ресурс], Режим доступа:

<https://rt-ecat.ru/alyuminievye-splavy> (Дата обращения 26.12.21)

16) CubeSat Design Specification Rev. 13/Sacramento: California Polytechnic State University – 42 с.

17) Александров Д. В. Введение в гидродинамику: Учебное пособие/ Д. В. Александров, А. Ю. Зубарев, Л. Ю. Исакова. – Екатеринбург: Издательство уральского университета, 2012. – 112 с.

18) Я. П. Понарин, Элементарная геометрия, том 2 стереометрия, преобразования пространства: Учебное пособие./ Я. П. Понарин – Москва: Издательство МЦНМО, 2006. – 256 с.

19) М. Ю. Овчинников М.Ю. Магнитные системы ориентации малых спутников ИПМ им. М. В. Келдыша/ М. Ю. Овчинников, В. И. Пеньков, Д. С. Ролдугин, Д. С. Иванов – Москва: РАН, 2016 – 366 с.

20) Sputnik.ru [Электронный ресурс], Режим доступа: <https://sputnix.ru/ru/oborudovanie/ispitatelnye-stendy-new/stend-polunaturnogo-modelirovaniya-sos> (Дата обращения: 11.05.22)

21) Иванов Д.С. Система ориентации наноспутника ТНС – 0 №2/ Д.С. Иванов, М.Д. Коптев, М.Ю. Овчинников, О.А. Панцырный, А.С. Селиванов, А.С. Сергеев, О.Е. Хромов, Н.А. Юданов. – Москва : Препринты ИМП им. М. В. Келдыша 2017. – 20 с.

22) Pololu.com [Электронный ресурс], Режим доступа: <https://www.pololu.com/file/0J563/L3GD20> (Дата обращения 15.12.21)

23) Alldatasheet.com [Электронный ресурс], Режим доступа: <https://www.alldatasheet.com/view.jsp?Searchword=FS1000A> (Дата обращения 15.12.21)

24) Трофимова Т.И. Курс физики: учебн. пособие для вузов / Т.И. Трофимова. 9 – е изд. перераб. и доп. Изд – во: Academia, 2007, 560 с.

25) Марченко, А. Л. Электротехника и электроника : учебник : в 2 т. Т. 1 : Электротехника / А.Л. Марченко, Ю.Ф. Опачкий. — Москва : ИНФРА – М, 2021. — 574 с. + Доп. материалы [Электронный ресурс]. — (Высшее образование). —

DOI 10.12737/11305. – ISBN 978–5–16–009061–0. – Текст : электронный. – URL:
<https://znanium.com/catalog/product/1222080> (дата обращения: 04.06.2022)

26) Robiton.ru [Электронный ресурс], Режим доступа:
<https://www.robiton.ru/product/08796> (Дата обращения 15.12.21)

27) Jebo.cn [Электронный ресурс], Режим доступа:
http://www.jebo.cn/products_show_en.asp?id=148 (Дата обращения 11.05.22)

28) Приказ министерства труда и социальной защиты Российской Федерации от 15 декабря 2020 года N 903н «Об утверждении правил по охране труда при эксплуатации электроустановок» [Электронный ресурс] // Электронный фонд правовых и нормативно – технических документов – Режим доступа: <https://docs.cntd.ru/document/573264184?section=text> (Дата обращения: 28.05.2022)

29) Приказ министерства труда и социальной защиты Российской Федерации от 16 сентября 2020 года N 1479 «Об утверждении правил противопожарного режима в Российской Федерации» [Электронный ресурс] // Электронный фонд правовых и нормативно – технических документов – Режим доступа: <https://docs.cntd.ru/document/565837297> (Дата обращения: 28.05.2022)

ПРИЛОЖЕНИЕ А

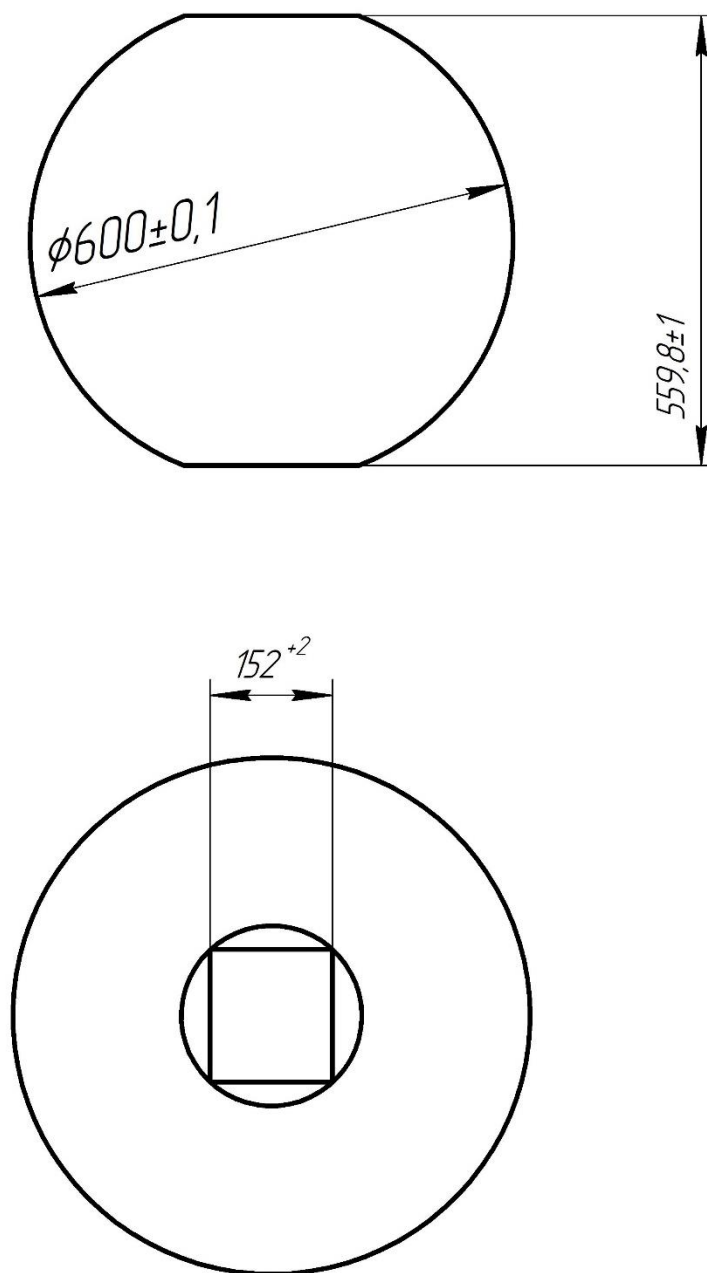


Рисунок А.1 – Размеры основы

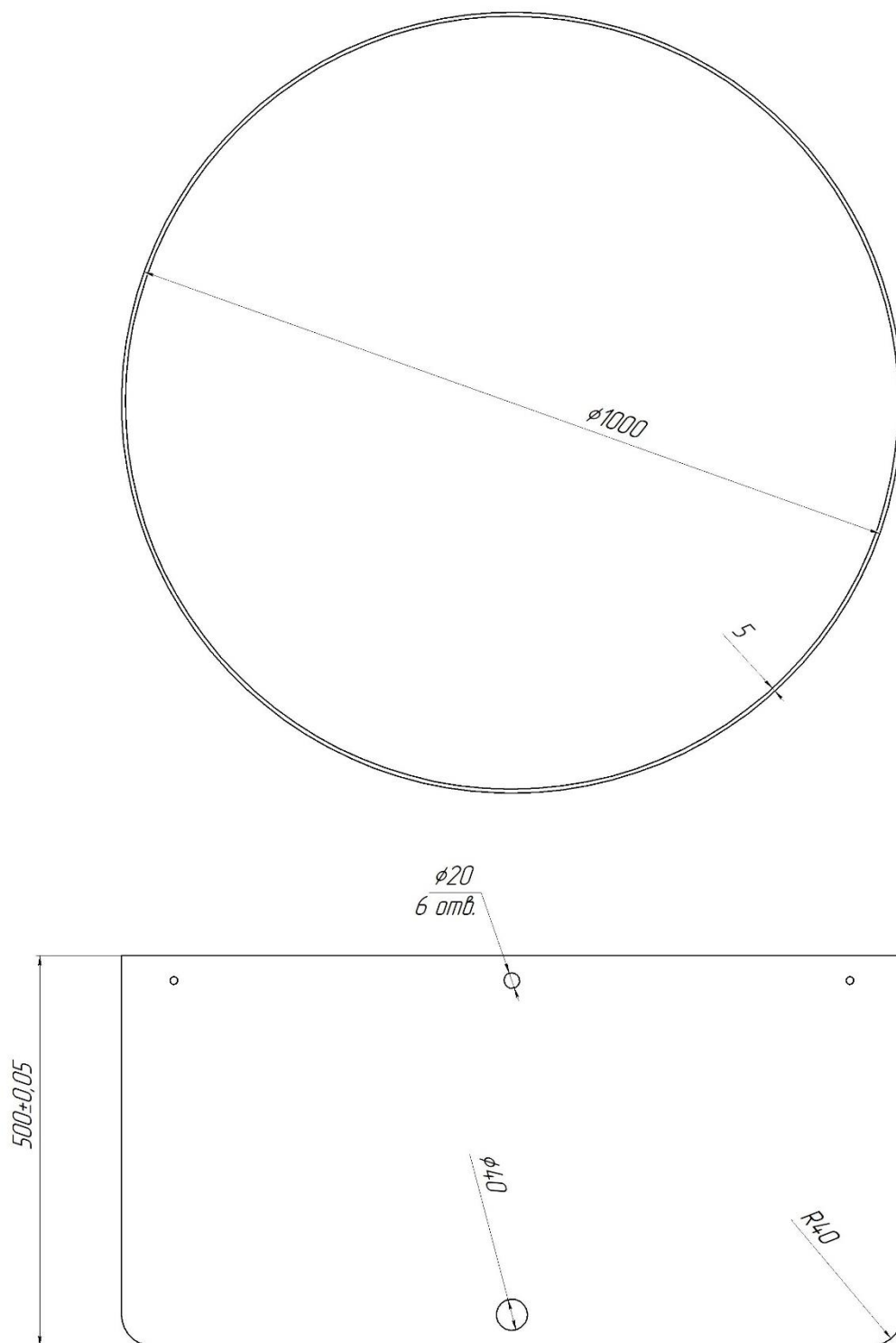


Рисунок А.2 – Размеры емкости

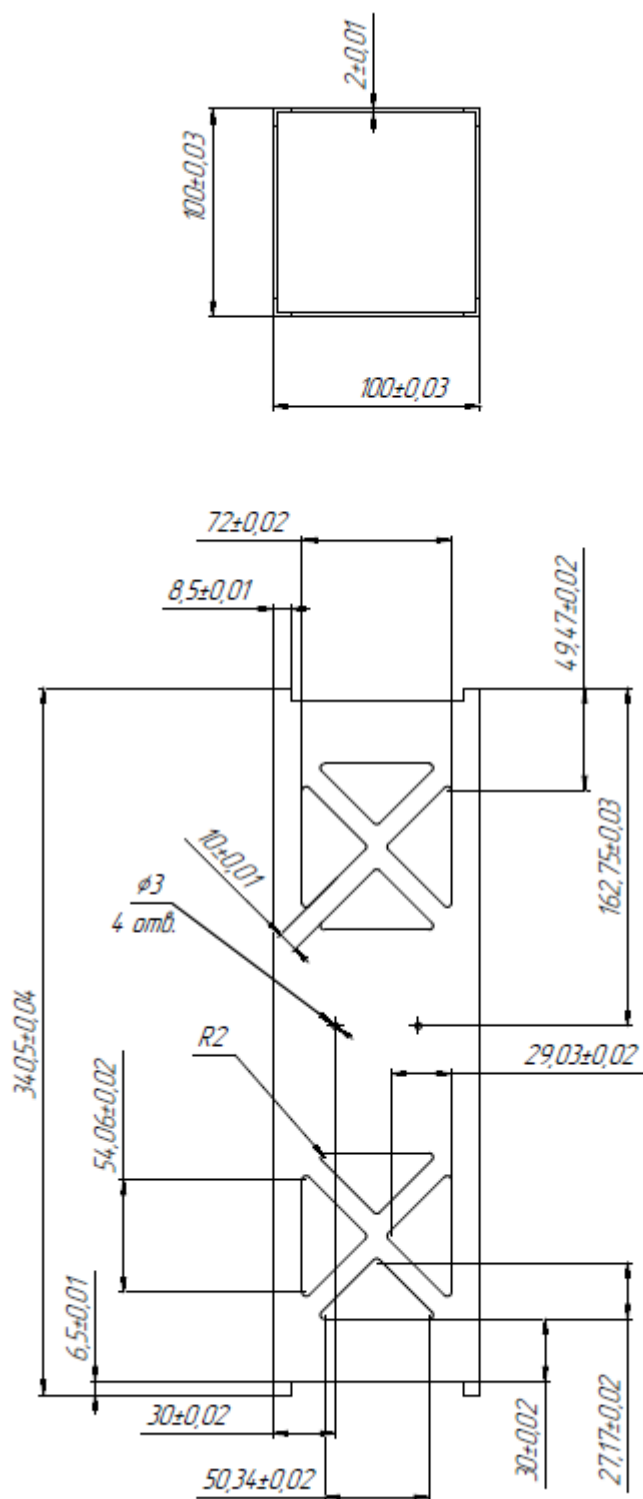


Рисунок А.3 – Корпус устройства

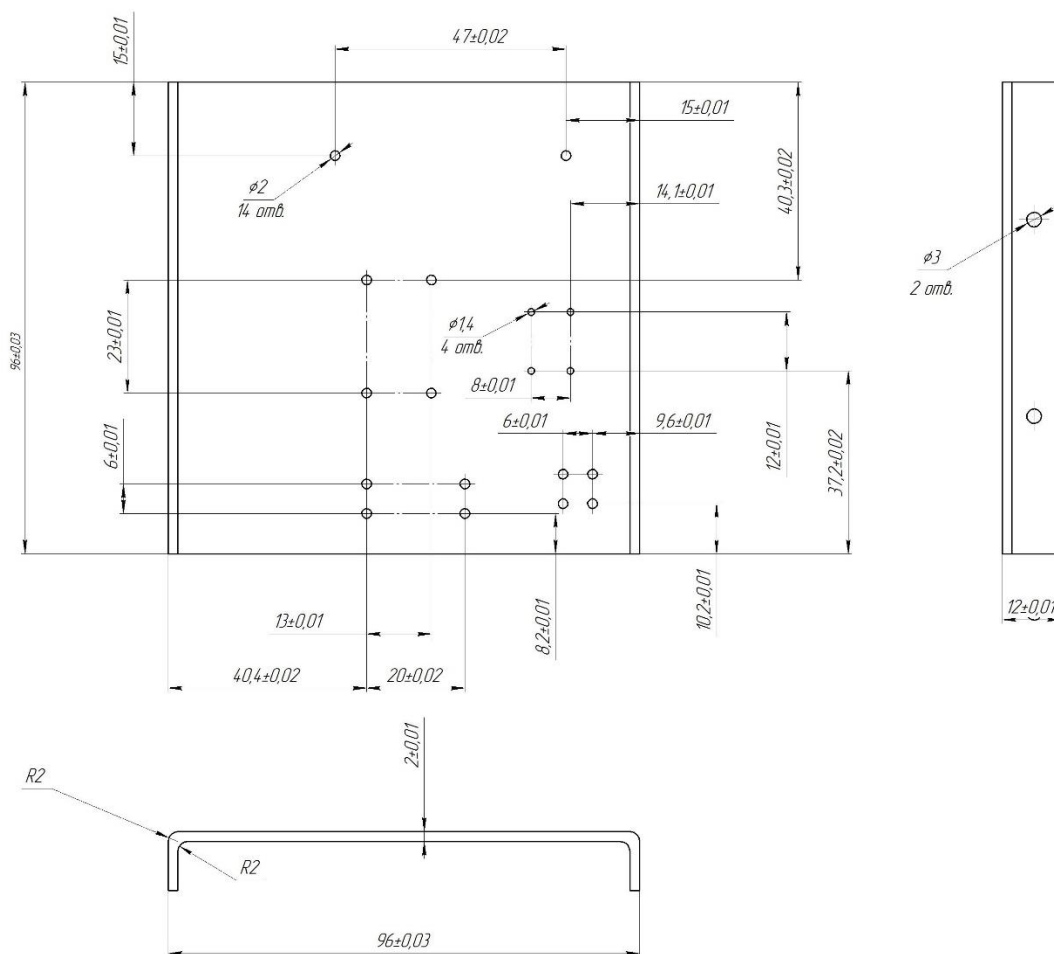


Рисунок А.4 – Подставка устройства

ПРИЛОЖЕНИЕ Б



Рисунок Б.1 – Патентная грамота