

**Министерство образования и науки Российской Федерации**  
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение  
высшего образования  
**«НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»**

---

Институт кибернетики  
Направление 27.04.04 «Теория систем управления»  
Кафедра автоматизации и компьютерных систем

**МАГИСТЕРСКАЯ ДИССЕРТАЦИЯ**

Тема работы
Идентификация и создание системы автоматизированного управления беспилотным летательным аппаратом

УДК 629.735.7

Студент

Группа	ФИО	Подпись	Дата
8АМ5А	Собецкий Александр Владимирович		

Руководитель

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент каф. АиКС	Фадеев Александр Сергеевич	к.т.н.		

**КОНСУЛЬТАНТЫ:**

По разделу «Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение»

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент каф. менеджмента ИСГТ	Конотопский В.Ю.	к.ф.н.		

По разделу «Социальная ответственность»

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент каф. ЭБЖ	Извеков Владимир Николаевич	к.т.н.		

**ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ:**

Зав. кафедрой	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
АиКС	Суходоев М.С.	к.т.н.		

Томск – 2017 г.

## ПЛАНИРУЕМЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ОБУЧЕНИЯ ПО ООП

Код результата	Результат обучения (Выпускник должен быть готов)
<b><i>Профессиональные компетенции</i></b>	
P1	Применять глубокие естественнонаучные и математические знания для решения научных и инженерных задач в области анализа, синтеза, проектирования, производства и эксплуатации средств автоматизации и систем управления техническими объектами.
P2	Уметь обрабатывать, анализировать и обобщать научно-техническую информацию, передовой отечественный и зарубежный опыт в области теории, проектирования, производства и эксплуатации средств автоматизации и систем управления техническими объектами.
P3	Ставить и решать инновационные задачи инженерного анализа, связанные с разработкой технических систем управления с использованием аналитических методов и сложных моделей.
P4	Выполнять инновационные инженерные проекты по разработке программно-аппаратных средств автоматизированных систем различного назначения с использованием современных методов проектирования, систем автоматизированного проектирования, передового опыта разработки конкурентно способных изделий.
P5	Планировать и проводить теоретические и экспериментальные исследования в области проектирования аппаратных и программных средств автоматизированных систем с использованием новейших достижений науки и техники, передового отечественного и зарубежного опыта. Критически оценивать полученные данные и делать выводы.
P6	Осуществлять авторское сопровождение процессов проектирования, внедрения и эксплуатации программно-аппаратных средств автоматизированных систем различного назначения.
<b><i>Универсальные компетенции</i></b>	
P7	Владеть иностранным языком на уровне, позволяющем работать в интернациональной профессиональной среде с пониманием культурных, языковых и социально-экономических различий партнеров.
P8	Осуществлять коммуникации в профессиональной среде и в обществе в целом, активно владеть иностранным языком, разрабатывать документацию, презентовать и защищать результаты инновационной инженерной деятельности, в том числе на иностранном языке.
P9	Эффективно работать индивидуально и в качестве члена и руководителя группы, в том числе междисциплинарной и международной, при решении инновационных инженерных задач.
P10	Демонстрировать личную ответственность и ответственность за работу возглавляемого коллектива, приверженность и готовность следовать профессиональной этике и нормам ведения инновационной инженерной деятельности. Демонстрировать глубокие знания правовых, социальных, экологических и культурных аспектов инновационной инженерной деятельности.
P11	Демонстрировать способность к самостоятельному обучению, непрерывному самосовершенствованию в инженерной деятельности, способность к педагогической деятельности.

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение  
высшего образования  
«НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»

Институт кибернетики  
Направление 27.04.04 «Теория систем управления»  
Кафедра автоматики и компьютерных систем

УТВЕРЖДАЮ:  
Зав. кафедрой

\_\_\_\_\_  
(Подпись)      \_\_\_\_\_ (Дата)      \_\_\_\_\_ (Ф.И.О.)

**ЗАДАНИЕ**  
**на выполнение выпускной квалификационной работы**

В форме:

Магистерской диссертации

Студенту:

Группа	ФИО
8AM5A	Собецкий Александр Владимирович

Тема работы:

Идентификация и создание системы автоматизированного управления беспилотным летательным аппаратом

Утверждена приказом директора (дата, номер)

№786/с от 09.02.2017 г.

Срок сдачи студентом выполненной работы:

01.06.17

**ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ:**

<b>Исходные данные к работе</b>	Микроконтроллер Arduino Mega 2560, датчик GY-88, четыре комплекта бесколлекторных двигателей A2212 и регуляторов скорости оборотов, пропеллеры 10x4.5, рама HJ450, аккумулятор HRB на 2200 мАч, пульт управления WFT07 и приемник WFR07s.
<b>Перечень подлежащих исследованию, проектированию и разработке вопросов</b>	Описание действующих сил и вывод уравнений движения четырехмоторного летательного аппарата. Идентификация летательного аппарата. Моделирование системы стабилизации в Matlab. Получение достоверных данных о положении летательного аппарата в пространстве. Настройка дистанционной связи с летательным аппаратом для его управления.

	Разработка программного обеспечения микроконтроллера Arduino для создания автоматизированной системы стабилизации.
<b>Перечень графического материала</b>	Презентация в формате *.ppt

**Консультанты по разделам выпускной квалификационной работы**

Раздел	Консультант
Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение	Конотопский Владимир Юрьевич
Социальная ответственность	Извеков Владимир Николаевич
Обязательное приложение на иностранном языке	Денико Роман Викторович

**Названия разделов, которые должны быть написаны на русском и иностранном языках:**

1 МНОГОРОТОРНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

<b>Дата выдачи задания на выполнение выпускной квалификационной работы по линейному графику</b>	01.11.16
---	----------

**Задание выдал руководитель:**

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент каф. АиКС	Фадеев Александр Сергеевич	к.т.н		

**Задание принял к исполнению студент:**

Группа	ФИО	Подпись	Дата
8AM5A	Собецкий Александр Владимирович		

**ЗАДАНИЕ ДЛЯ РАЗДЕЛА  
«ФИНАНСОВЫЙ МЕНЕДЖМЕНТ, РЕСУРСОЭФФЕКТИВНОСТЬ И  
РЕСУРСОСБЕРЕЖЕНИЕ»**

Студенту:

<b>Группа</b>	<b>ФИО</b>
8AM5A	Собецкий Александр Владимирович

<b>Институт</b>	Институт кибернетики	<b>Кафедра</b>	АиКС
<b>Уровень образования</b>	Магистр	<b>Направление/специальность</b>	27.04.04 «Теория систем управления»

**Исходные данные к разделу «Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение»:**

1. <i>Стоимость ресурсов научного исследования (НИ): материально-технических, энергетических, финансовых, информационных и человеческих</i>	
2. <i>Нормы и нормативы расходования ресурсов</i>	
3. <i>Используемая система налогообложения, ставки налогов, отчислений, дисконтирования и кредитования</i>	

**Перечень вопросов, подлежащих исследованию, проектированию и разработке:**

1. <i>Оценка коммерческого и инновационного потенциала НТИ</i>	
2. <i>Планирование процесса управления НТИ: структура и график проведения, бюджет, риски и организация закупок</i>	
3. <i>Определение ресурсной, финансовой, экономической эффективности</i>	

**Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей):**

1. <i>Сегментирование рынка</i>
2. <i>Оценка конкурентоспособности технических решений</i>
3. <i>Матрица SWOT</i>
4. <i>График проведения и бюджет НТИ</i>
5. <i>Оценка ресурсной, финансовой и экономической эффективности НТИ</i>

<b>Дата выдачи задания для раздела по линейному графику</b>	
---	--

**Задание выдал консультант:**

<b>Должность</b>	<b>ФИО</b>	<b>Ученая степень, звание</b>	<b>Подпись</b>	<b>Дата</b>
Доцент каф. менеджмента ИСГТ	Конотопский В.Ю.	к.ф.н.		

**Задание принял к исполнению студент:**

<b>Группа</b>	<b>ФИО</b>	<b>Подпись</b>	<b>Дата</b>
8AM5A	Собецкий Александр Владимирович		

## ЗАДАНИЕ ДЛЯ РАЗДЕЛА «СОЦИАЛЬНАЯ ОТВЕТСТВЕННОСТЬ»

Студенту:

<b>Группа</b>	<b>ФИО</b>
8AM5A	Собецкий Александр Владимирович

<b>Институт</b>	Институт кибернетики	<b>Кафедра</b>	АиКС
<b>Уровень образования</b>	Магистр	<b>Направление/специальность</b>	27.04.04 «Теория систем управления»

### Исходные данные к разделу «Социальная ответственность»:

1. Характеристика объекта исследования (вещество, материал, прибор, алгоритм, методика, рабочая зона) и области его применения	Создание системы автоматизированного управления беспилотным летательным аппаратом.
--	--

### Перечень вопросов, подлежащих исследованию, проектированию и разработке:

<p><b>1. Производственная безопасность</b></p> <p><i>1.1. Анализ выявленных вредных факторов при разработке и эксплуатации проектируемого решения в следующей последовательности:</i></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>– физико-химическая природа вредности, её связь с разрабатываемой темой;</li> <li>– действие фактора на организм человека;</li> <li>– приведение допустимых норм с необходимой размерностью (со ссылкой на соответствующий нормативно-технический документ);</li> <li>– предлагаемые средства защиты;</li> <li>– (сначала коллективной защиты, затем – индивидуальные защитные средства).</li> </ul> <p><i>1.2. Анализ выявленных опасных факторов при разработке и эксплуатации проектируемого решения в следующей последовательности:</i></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>– механические опасности (источники, средства защиты);</li> <li>– термические опасности (источники, средства защиты);</li> <li>– электробезопасность (в т.ч. статическое электричество, молниезащита – источники, средства защиты);</li> <li>– пожаровзрывобезопасность (причины, профилактические мероприятия, первичные средства пожаротушения).</li> </ul>	<p><i>Вредные факторы:</i></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• шум;</li> <li>• электромагнитные излучения;</li> <li>• отклонения микроклимата;</li> <li>• недостаточная освещенность.</li> </ul> <p><i>Опасные факторы:</i></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• поражение электрическим током;</li> <li>• движущиеся машины и механизмы.</li> </ul> <p><i>Разработка организационных и технических мер по нормализации уровней факторов и защите от их действия.</i></p>
<p><b>2. Экологическая безопасность:</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>– защита селитебной зоны</li> <li>– анализ воздействия объекта на атмосферу (выбросы);</li> <li>– анализ воздействия объекта на гидросферу</li> </ul>	<p><i>Анализ влияния объекта на окружающую среду. Выявление предполагаемых источников загрязнения.</i></p> <p><i>Разработка решений по обеспечению экологической безопасности.</i></p>

<p>(сбросы);</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>– анализ воздействия объекта на литосферу (отходы);</li> <li>– разработать решения по обеспечению экологической безопасности со ссылками на НТД по охране окружающей среды.</li> </ul>	
<p><b>3. Безопасность в чрезвычайных ситуациях:</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>– перечень возможных ЧС при разработке и эксплуатации проектируемого решения;</li> <li>– выбор наиболее типичной ЧС;</li> <li>– разработка превентивных мер по предупреждению ЧС;</li> <li>– разработка действий в результате возникшей ЧС и мер по ликвидации её последствий.</li> </ul>	<p>Выбор и описание возможных ЧС; типичная ЧС – пожар.</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• разработка превентивных мер по предупреждению ЧС;</li> <li>• разработка действий в результате возникшей ЧС и мер по ликвидации её последствий.</li> </ul>
<p><b>4. Правовые и организационные вопросы обеспечения безопасности:</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>– специальные (характерные при эксплуатации объекта исследования, проектируемой рабочей зоны) правовые нормы трудового законодательства;</li> <li>– организационные мероприятия при компоновке рабочей зоны.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• специальные правовые нормы трудового законодательства;</li> <li>• организационные мероприятия при компоновке рабочей зоны оператора.</li> </ul>
<p><b>Перечень графического материала:</b></p>	
<p>При необходимости представить эскизные графические материалы к расчётному заданию (обязательно для специалистов и магистров)</p>	<p>План размещения светильников на рабочем месте, план эвакуации при пожаре, зоны зрительного наблюдения в горизонтальной плоскости.</p>

**Дата выдачи задания для раздела по линейному графику**

**Задание выдал консультант:**

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент каф. ЭБЖ	Извеков Владимир Николаевич	к.т.н.		

**Задание принял к исполнению студент:**

Группа	ФИО	Подпись	Дата
8AM5A	Собецкий Александр Владимирович		

**Министерство образования и науки Российской Федерации**  
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение  
высшего образования  
**«НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»**

---

Институт кибернетики  
Направление 27.04.04 «Теория систем управления»  
Уровень образования – магистр  
Кафедра автоматике и компьютерных систем  
Период выполнения – осенний/весенний семестр 2016/2017 учебного года

Форма представления работы:

Магистерская диссертация

**КАЛЕНДАРНЫЙ РЕЙТИНГ-ПЛАН  
выполнения выпускной квалификационной работы**

Срок сдачи студентом выполненной работы:

Дата контроля	Название раздела (модуля) / вид работы (исследования)	Максимальный балл раздела (модуля)
	Основная часть	60
	Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение	15
	Социальная ответственность	15
	Обязательное приложение на иностранном языке	10

Составил преподаватель:

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент каф. АиКС	Фадеев Александр Сергеевич	к.т.н		

**СОГЛАСОВАНО:**

Зав. кафедрой	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
АиКС	Суходоев М.С.	к.т.н		

## Реферат

Выпускная квалификационная работа содержит 148 страниц, 53 рисунка, 24 таблицы, 41 источник и 2 приложения.

Ключевые слова: квадрокоптер, летательный аппарат, крен, тангаж, рыскание, фильтр, ориентация, ПИД регулятор, управляющее воздействие, микроконтроллер, акселерометр, магнитометр, гироскоп, датчик, матрица инерции.

Объектом исследования является четырёхмоторный летательный аппарат.

Цель работы – идентификация элементов объекта управления, аналитическое описание модели пространственного позиционирования и разработка системы управления летательным аппаратом.

В процессе исследования проводилось: сборка летательного аппарата, калибровка входящих в систему стабилизации датчиков, настройка дистанционного канала управления, идентификация летательного аппарата и его математическое моделирование, написание кода для стабилизации летательного аппарата в пространстве

В результате исследований была разработана система управления для стабилизации летательного аппарата в пространстве.

Основные конструктивные, технологические и технико-эксплуатационные характеристики: запас мощности летательного аппарата позволяет в будущем нагружать его полезным оборудованием до 1 кг, дальность сигнала с пульта управления – 800 метров, программный код занимает 22% от всей памяти микроконтроллера.

Степень внедрения: опытная эксплуатация.

Область применения: образовательный процесс для изучения вопросов теории автоматического управления.

Экономическая эффективность/значимость работы: себестоимость конечной системы значительно меньше, чем у существующих аналогов.

## **Определения, нормативные ссылки и сокращения**

ПК – персональный компьютер.

НИР – научно-исследовательская работа

ПИД - пропорционально-интегрально-дифференцирующий.

ШИМ – широтно-импульсная модуляция.

ФИМ – фазово-импульсная модуляция.

GND – ground.

SRAM – static random access memory.

EEPROM - electrically erasable programmable read-only memory.

RPM – revolutions per minute.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	15
1 МНОГОРОТОРНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ .....	16
1.1 Определение и принцип работы.....	16
1.2 История развития четырехмоторных летательных аппаратов .....	19
1.3 Компоненты летательного аппарата .....	24
1.3.1 Arduino Mega 2560 .....	24
1.3.2 Модуль GY-88 .....	25
1.3.3 Двигатели.....	27
1.3.4 Регуляторы скорости двигателей .....	28
1.3.5 Радиосвязь.....	30
1.3.6 Пропеллеры .....	31
1.3.7 Рама .....	31
1.3.8 Аккумулятор.....	32
2 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ .....	33
2.1 Система координат .....	33
2.2 Уравнения движения .....	35
2.2.1 Линейное ускорение .....	35
2.2.2 Угловое ускорение.....	37
2.2.3 Гироскопический эффект пропеллеров .....	39
2.3 Идентификация квадрокоптера .....	40
2.3.1 Передаточная функция двигателей.....	40
2.3.2 Коэффициент тяги.....	44
2.3.3 Моменты инерции.....	44

2.4 Моделирование в Matlab .....	52
3 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ В ПРОСТРАНСТВЕ .....	58
3.1 Магнитометр.....	58
3.1.2 Проблема получения достоверных данных с магнитометра...	59
3.1.3 Калибровка магнитометра .....	60
3.2 Акселерометр .....	63
3.3 Гироскоп .....	64
3.4 Совместное использование гироскопа и магнитометра .....	64
3.5 Фильтр Маджвика.....	65
3.6 Библиотека FreeIMU.....	66
3.7 Использование фильтра скользящего среднего.....	67
4 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ .....	69
5 ФИНАНСОВЫЙ МЕНЕДЖМЕНТ, РЕСУРСОЭФФЕКТИВНОСТЬ И РЕСУРСОСБЕРЕЖЕНИЕ.....	75
5.1 Оценка коммерческого и инновационного потенциала.....	75
5.1.1 Потенциальные потребители результатов исследования .....	75
5.1.2 Анализ конкурентных технических решений.....	77
5.1.3 SWOT анализ.....	79
5.2 Планирование научно-исследовательских работ .....	81
5.2.1 Структура работ в рамках научного исследования.....	81
5.2.2 Продолжительность этапов работ .....	82
5.2.3 Расчет накопления готовности проекта.....	86
5.3 Расчет сметы затрат на выполнение проекта.....	87
5.3.1 Расчет затрат на материалы .....	87

5.3.2	Расчет заработной платы.....	88
5.3.3	Расчет затрат на социальный налог .....	89
5.3.4	Расчет затрат на электроэнергию .....	90
5.3.5	Расчет амортизационных расходов.....	91
5.3.6	Расчет прочих расходов .....	92
5.3.7	Расчет общей себестоимости разработки.....	92
5.3.8	Расчет прибыли, НДС и цены разработки ВКР .....	93
5.4	Оценка экономической эффективности проекта.....	93
5.4.1	Оценка научно-технического уровня НИР .....	93
6	СОЦИАЛЬНАЯ ОТВЕТСТВЕННОСТЬ.....	96
	Аннотация.....	96
	Введение.....	96
6.1	Производственная безопасность .....	97
6.1.1	Анализ вредных и опасных факторов.....	97
6.1.2	Защитные мероприятия от негативного действия факторов... ..	99
6.2	Экологическая безопасность .....	113
6.2.1	Влияние объекта исследования на окружающую среду.....	113
6.2.2	Мероприятия по защите окружающей среды .....	113
6.3	Безопасность в чрезвычайных ситуациях .....	114
6.3.1	Анализ вероятных ЧС.....	114
6.3.2	Мероприятия по предотвращению ЧС .....	115
6.4	Правовые и организационные вопросы.....	116
6.4.1	Специальные правовые нормы трудового законодательства .....	116
6.4.2	Мероприятия при компоновке рабочей зоны .....	117
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	120

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ .....	121
СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ СТУДЕНТА.....	125
Приложение А. Раздел ВКР, выполненный на иностранном языке .....	126
Приложение Б.....	143

## ВВЕДЕНИЕ

За последние годы использование беспилотных летательных аппаратов вышло на новый уровень. Четырехмоторный летательный аппарат называют так же квадрокоптером или дроном. Помимо любительской съемки с воздуха, дроны используются для доставки грузов, в системах мониторинга, в разведке и любой другой деятельности, где целесообразно дистанционное наблюдение. Например, оснастив беспилотник тепловизором, некоторые строительные компании проводят исследование здания на предмет теплопотерь [1].

Повсеместное применение летательных аппаратов побуждает правительства некоторых стран вносить законопроекты, запрещающие или ограничивающие использование беспилотников рядом с аэропортами или особо охраняемыми объектами. Отдельные страны, например Франция, даже тренирует птиц для перехвата летательных аппаратов [2].

Возросшая популярность привела к возникновению самых различных по габаритам, мощности и летным характеристикам видов летательных аппаратов. Одной из причин развития исследований в данной области стало появление интеллектуальных датчиков на одной микросхеме, позволяющих довольно точно получать данные о положении летательного аппарата в пространстве, что позволило сделать систему управления таким аппаратом практически невесомой относительно веса его составных частей.

Главной проблемой, которую необходимо решить при создании летательного аппарата, является разработка закона управления, позволяющего предсказывать поведение летательного аппарата при изменении тяги его двигателей и тем самым, управлять им. Для этого необходимо разработать математическую модель, которая описывала бы конкретный аппарат.

В данной работе рассматривается получение математической модели исходя из уравнений движения, которые были выведены в ходе описания сил и крутящих моментов, действующих на летающий аппарат. Полученная модель позволила найти оптимальные настройки для выбранного закона управления летательным аппаратом.

# 1 МНОГОРОТОРНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

Объектом исследования является четырёхмоторный летательный аппарат, в этой главе дано точное определение летательному аппарату, изложены принципы его работы, рассмотрена литература, отражающая историю развития летательных аппаратов подобного типа, и перечислен список выбранных компонентов, которые были необходимы для сборки летательного аппарата.

## 1.1 Определение и принцип работы

Мультикоптер (англ. Multicopter) – это беспилотный летательный аппарат, подъемная и движущая сила которого на всех этапах полета создается электродвигателями с винтами в количестве от трех до двенадцати штук.

Квадрокоптер (англ. Quadcopter) – это мультикоптер с четырьмя винтами, имеющий 6 степеней свободы и изменяющий скорости попарно работающих винтов для изменения своего положения в пространстве.

Конструкция квадрокоптера предполагает симметричное расположение двух пар его винтов на своем корпусе, наиболее популярные варианты показаны на рисунке 1.

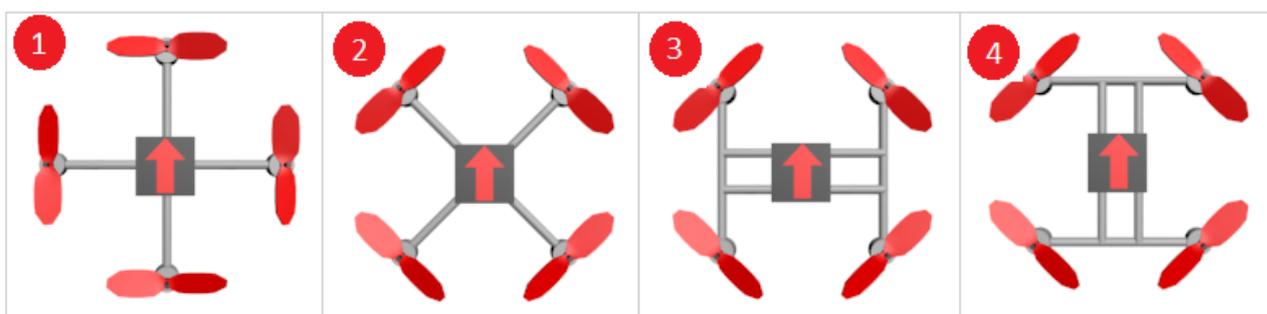


Рисунок 1 – Варианты конструкций квадрокоптера

Конструкции 1 и 2, так же как 3 и 4, являются легко переконфигурированными между собой, так как отличаются только выбором передней части летательного аппарата. На практике чаще всего используются варианты под номером 1 и 2 ввиду своей простоты.

Однако конструкция номер 2 по сравнению с номером 1 позволяет при полете развить большую горизонтальную скорость, так как два винта, вместо одного, отвечают за движение в горизонтальном направлении.

Так как в данном проекте не имеет значение скорость, которую способен развивать летательный аппарат, а внимание сконцентрировано на описании его математическими уравнениями, выберем конструкцию номер 1, что позволит облегчить задачу. Теперь всего одна пара винтов участвует в изменении положения квадрокоптера относительно одной из его осей, вместо двух.

Каждый двигатель с несущим винтом располагается на вершинах мнимого квадрата, так, что каждая пара противоположно стоящих по диагонали винтов имеет направление вращения, противоположное другой паре. Таким образом, компенсируется крутящий момент, создаваемый винтами. Если заставить все винты вращаться в одном направлении, квадрокоптер станет вращаться в противоположном.

Направление вращения двигателей показано на рисунке 2.

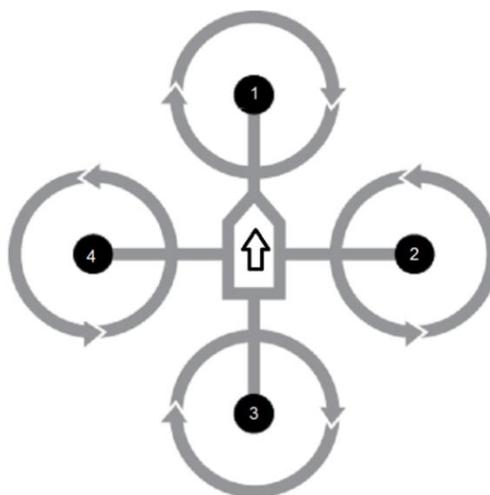


Рисунок 2 – Направление вращения двигателей

Положение квадрокоптера в пространстве, относительно связанной с ним системой координат, определяется тремя углами (рисунок 3):

- крен – угол поворота вокруг продольной оси;
- тангаж – угол между продольной осью летательного аппарата и горизонтальной плоскостью;

- рыскание – угол относительно вертикальной оси.

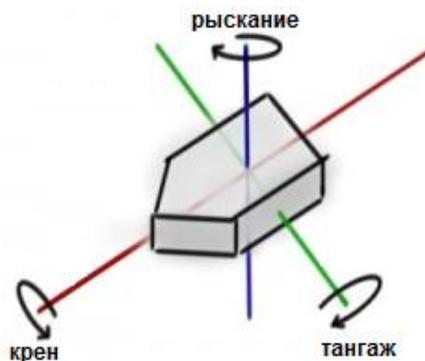


Рисунок 3 – Углы поворота квадрокоптера

Квадрокоптер способен летать в четырех режимах: крен, тангаж, рыскание и зависание на определенной высоте.

Для набора высоты, мощность каждого из четырех двигателей увеличивается на одинаковое значение.

Управление углом крена или тангажа осуществляется увеличением мощности одного из двигателей с аналогичным уменьшением мощности на противоположном (рисунок 4). Оси крена и тангажа зависят от первоначального выбора направления движения летательного аппарата.

Управление углом рыскания осуществляется добавлением мощности двигателям, вращающимся в противоположную сторону поворота с аналогичным уменьшением мощности у двух других двигателей. При этом не производится набор высоты, так как общая мощность двигателей не изменяется.

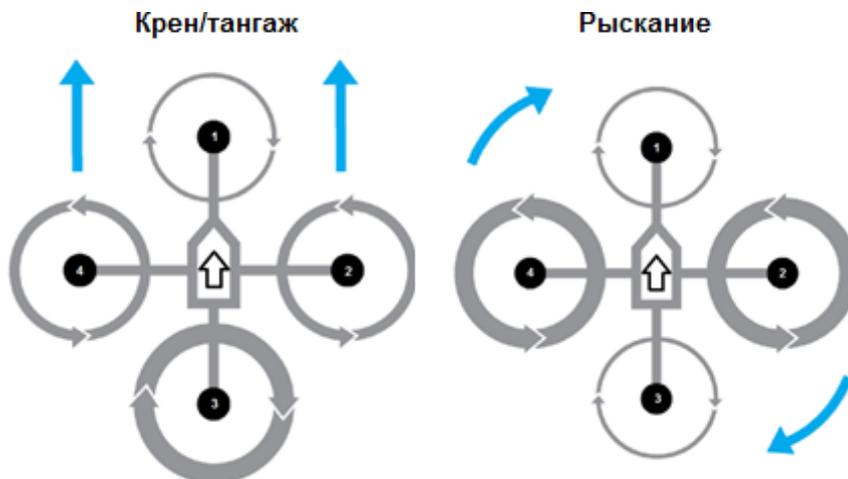


Рисунок 4 – Управление углами крена/тангажа и рыскания

Режим зависания осуществляется в том случае, когда тяга двигателей уравнивает силу тяжести, действующую на квадрокоптер, причем углы крена и тангажа должны быть близки к нулю.

За определение углов наклона летательного аппарата отвечает бортовая система управления, оснащенная датчиками положения (гироскоп, компас, акселерометр, барометр, GPS и т.д.). Главная задача системы, отслеживание ориентации аппарата в пространстве и стабилизация его положения, путем изменения скоростей вращения соответствующих винтов.

## **1.2 История развития четырехмоторных летательных аппаратов**

Четырехмоторный летательный аппарат (Рисунок 5) был изобретен Луи Шарлем Бреге. Это была первая конструкция с вращающимся крылом, способная подниматься в воздух на высоту полуметра. В 1908 г. сообщалось о нескольких полетах летательного аппарата, хотя данных подтверждающих этот факт, мало [3].

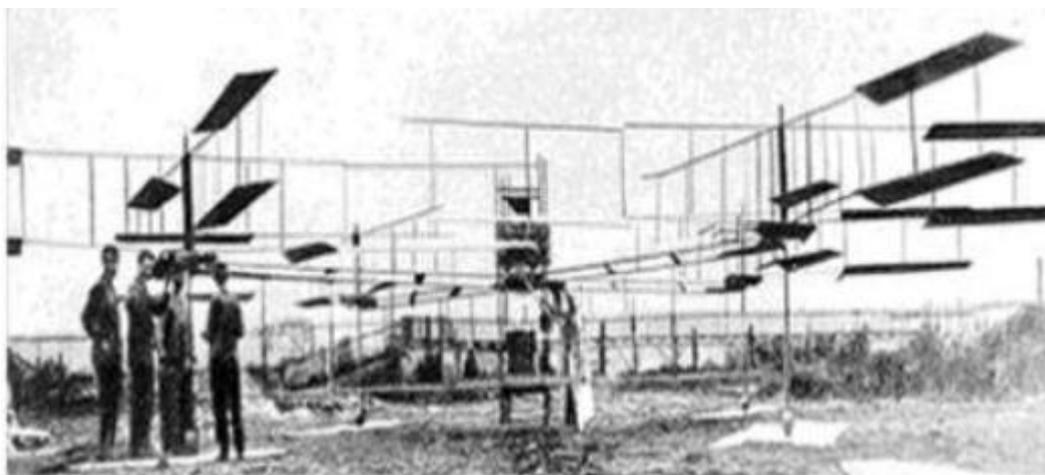


Рисунок 5 – Летательный аппарат Луи Шарля Бреге

Одним из первых инженеров, предпринявших попытку спроектировать четырехмоторный летательный аппарат, был Этьен Эмишени в 1920 г. Его конструкция состояла из четырех роторов и мотора мощностью в 25 лошадиных сил, но взлететь так и не смогла.

Два года спустя Этьен Эмишени завершил вторую разработку, состоящую так же из четырех роторов, восьми пропеллеров и мотора

мощностью в 125 лошадиных сил. Пять из пропеллеров были задействованы для стабилизации положения во время полета, два пропеллера использовались для набора высоты, а оставшийся для координации движения.

К 1923 г. летательный аппарат был способен пребывать в воздухе в течение нескольких минут, а 14 апреля 1924 г. был установлен первый рекорд по дальности полета в 360 метров для аппаратов вертолетного типа, а так же был совершен первый полет по кругу.

Чуть позже, эта роторная конструкция пролетела свой первый километр по замкнутому кругу. Внешний вид летательного аппарата показан на рисунке 6.

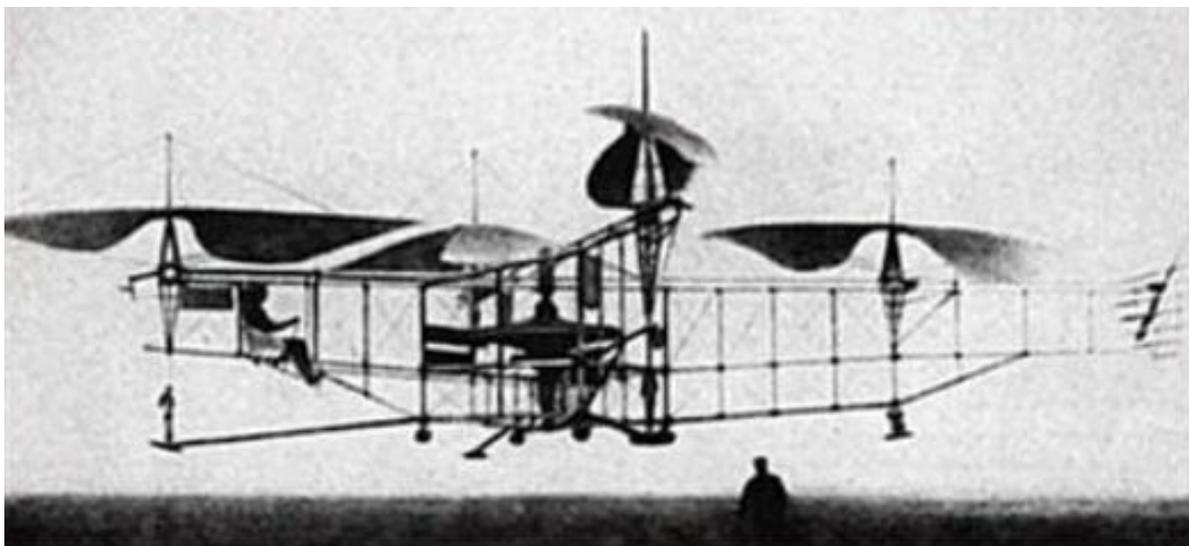


Рисунок 6 – Летательный аппарат Этьена Эмишене

В США профессор Георгий Александрович Ботезат и Иван Джером начали свои первые разработки в середине 1922 г. Их летательный аппарат весил около 1.7 тонн и состоял из четырех шестилопастных роторов на конце конструкции формы X вместе с мотором на 220 лошадиных сил.

После многих тестов, четырехмоторный аппарат (Рисунок 7) мог подняться только на максимальную высоту в 1.8 метра и провести в воздухе 1 минуту и 42 секунды.

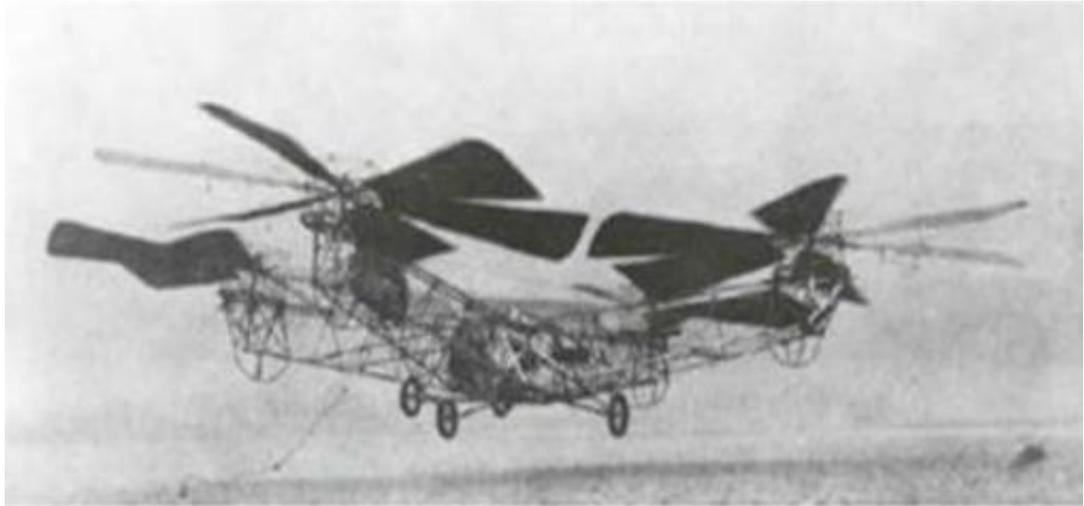


Рисунок 7 – Летательный аппарат Георгия Ботезата

В 1955 году свет увидела модель «А» четырехмоторного летательного аппарата компании Convertawing и была в дальнейшем использована как прототип для более крупных объектов гражданской и военной авиации. Конструкция аппарата обладала крыльями для дополнительного управления при полете вперед и содержала на борту два двигателя, вращающих четыре ротора. Вместо хвостовой части, задающей направление, использовался метод варьирования тяги между парами роторов.

Данный летательный аппарат показан на рисунке 8 и представляет собой первую успешную демонстрацию использования четырехмоторных летательных аппаратов.

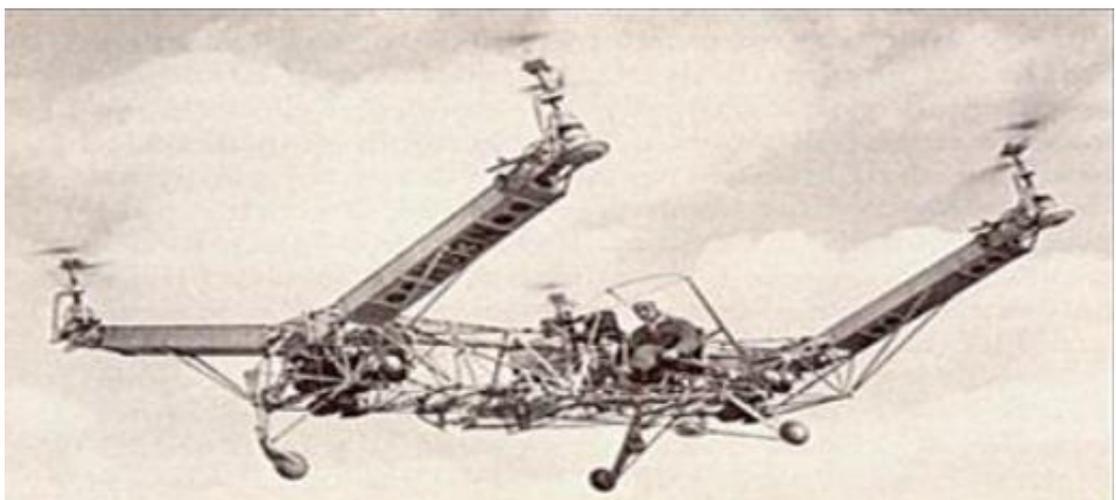


Рисунок 8 – Летательный аппарат компании Convertawing

В 1958 году в интересах армии США был разработан компанией Curtiss-Wright летательный аппарат VZ-7. Его управление происходило за счет изменения тяги каждого из четырех двигателей. Сам аппарат показан на рисунке 9.

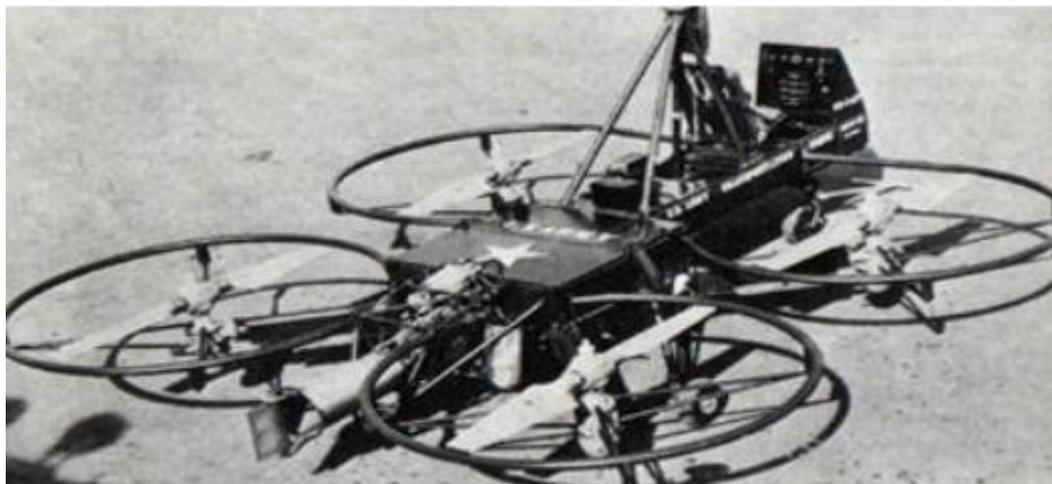


Рисунок 9 – Летательный аппарат VZ-7 компании Curtiss-Wright

С тех самых пор разработки четырехмоторных летательных аппаратов постоянно улучшались. Еще не так давно данные летательные аппараты были ограничены в передвижении, но благодаря стремительному росту их популярности и новым открытиям в данной области, эти дни уже стали историей. Количество разрабатываемых проектов с каждым годом росло, целью большинства из них являлись коммерческие перевозки, транспортировка людей и военное использование.

Со временем четырехмоторные летательные аппараты превратились в новую форму беспилотных аппаратов с небольшой полезной нагрузкой, преследующие в основном развлекательные цели, например аэро и фотосъемку.

Примером является летательный аппарат Parrot AR (Рисунок 10). Он снабжен встроенной камерой и разработан для управления с помощью телефонов или планшетов на небольшом расстоянии.



Рисунок 10 – Внешний вид летательного аппарата Parrot AR

В настоящее время одной из самых больших разработок четырехмоторного летательного аппарата является Bell Boeing QTR, проектируемый корпорациями Bell Helicopter и Boeing. Внешний вид аппарата представлен на рисунке 11. Конструкция аппарата предполагает два крыла, на концах которых располагаются поворачивающиеся на 90 градусов двигатели с воздушными винтами диаметра 15 метров.

Главной задачей этого летательного аппарата является применение в военных целях, доставка крупногабаритных грузов и десантных команд к пунктам назначения.

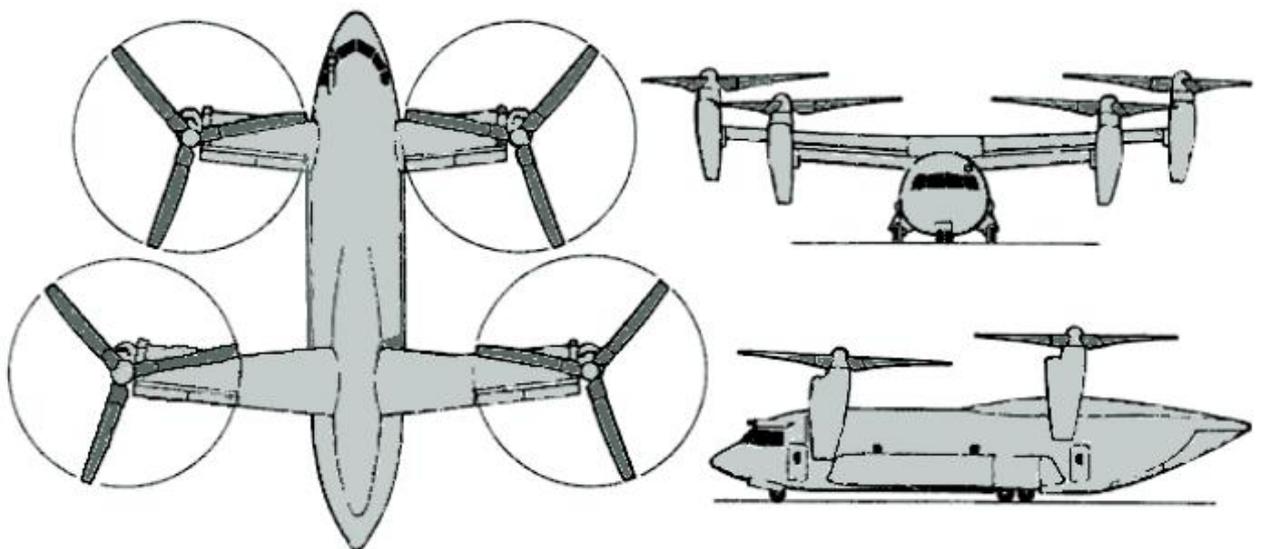


Рисунок 11 – Летательный аппарат Bell Boeing QTR

В последние несколько лет развитие микропроцессорной электроники позволило создавать малогабаритные беспилотные летательные аппараты, которые сразу приобрели популярность и стали использоваться во многих отраслях. Небольшие по размеру летательные аппараты, соизмеримые по габаритам с таковым в проекте, могут служить как для профессиональных, так и для развлекательных целей.

### **1.3 Компоненты летательного аппарата**

#### **1.3.1 Arduino Mega 2560**

Arduino – это платформа с открытым программным кодом, состоящая из семейства печатных плат, отличающихся друг от друга по характеристикам (частота процессора, количество таймеров и т.д.) и C++ среды программирования для написания и загрузки программного кода в плату.

Наиболее частое применение платформы – создание небольших автономных проектов автоматизации. Свою популярность приобрела благодаря своей невысокой стоимости и простоте использования.

Первоначально, планировалось использовать плату Arduino Uno, но в процессе роста проекта обнаружилось, что выбранная плата не может обеспечить прием всех необходимых управляющих сигналов с пульта управления, так как не имеет достаточное количество выводов для внешних прерываний.

Поэтому, было принято решение вместо Uno использовать плату Mega (Рисунок 12). Сравнительные отличия между двумя платами приведены в таблице 1.

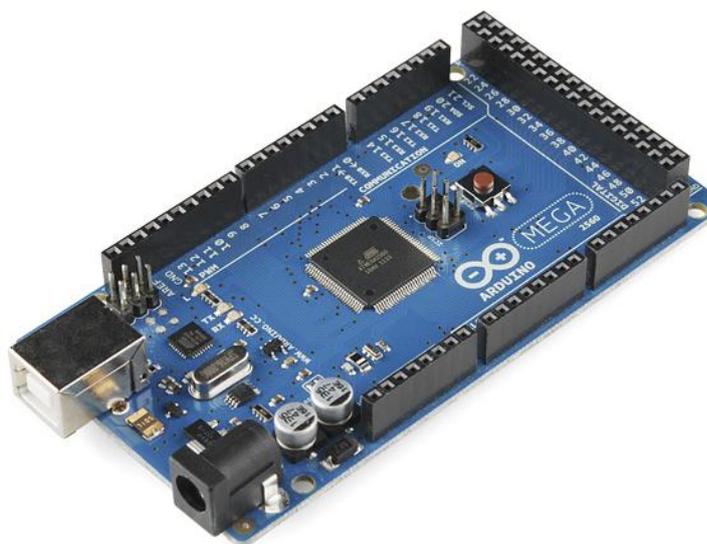


Рисунок 12 – Arduino Mega 2560

Таблица 1 – отличия плат Mega и Uno

	<b>Arduino Mega</b>	<b>Arduino Uno</b>
Процессор	ATmega2560	ATmega328
Тактовая частота (МГц)	16	16
Рабочее напряжение (В)	5	5
Цифровые входы (шт.)	54	14
Аналоговые входы (шт.)	16	6
ШИМ каналы (шт.)	15	6
Flash память	256 Кб	32 Кб
EEPROM	4 Кб	1 Кб
SRAM	8 Кб	2 Кб
Внешние прерывания (шт.)	6	2

### 1.3.2 Модуль GY-88

Для определения положения летательного аппарата в пространстве был выбран интеллектуальный датчик GY-88 (Рисунок 13), совмещающий три компонента на одной плате, способных выступать в качестве ведомых устройств по I2C интерфейсу:

- MPU-6050 – трехосевой гироскоп и акселерометр;
- HMC5883L – трехосевой цифровой магнетометр;
- BMP085 – датчик абсолютного атмосферного давления;

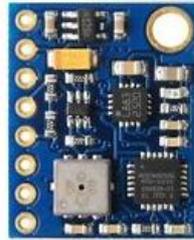


Рисунок 13 – Модуль GY-88

MPU-6050 имеет 6 встроенных АЦП каналов с разрядностью 16 бит, три канала отведено для гироскопа и три для акселерометра, что позволяет производить оценку шести степеней свободы. Так же, предусмотрена возможность выбора точности измерений:  $\pm 250$ ,  $\pm 500$ ,  $\pm 1000$ ,  $\pm 2000^\circ/\text{сек}$  для гироскопа и  $\pm 2g$ ,  $\pm 4g$ ,  $\pm 8g$ ,  $\pm 16g$  для акселерометра.

Экспериментальным путем было установлено, что при расчете угла поворота вокруг вертикальной оси летательного аппарата по показаниям гироскопа наблюдается сильный дрейф значений с течением времени, поэтому для этой цели было решено использовать показания магнитометра.

В качестве магнитометра используется чип HMC5883L, позволяющий производить оценку вектора напряженности магнитного поля земли с настраиваемой точностью  $\pm 0.88$ ,  $\pm 1.3$ ,  $\pm 1.9$ ,  $\pm 2.5$ ,  $\pm 4.0$ ,  $\pm 4.7$ ,  $\pm 5.6$ ,  $\pm 8.1$  Гаусса и задействованный в проекте в качестве компаса.

Датчик давления BMP085 имеет пределы измерения 30-110 кПа и может быть использован для оценки высоты, на которой находится летательный аппарат:

- точность 0.5м в стандартном режиме;
- точность 0.25м в режиме ультравысокого разрешения;
- точность 0.1м при применение программного фильтра.

Модуль GY-88 имеет следующие контакты:

- $V_{in}$  – разъем для питания 5В;
- 3.3V – выход делителя напряжения;

- GND – земля;
- SCL – шина данных интерфейса I2C;
- SDA – шина синхронизации интерфейса I2C;
- M\_DRDY – вывод прерывания для HMC5883L;
- G\_ADO – выбор одного из двух I2C адресов для MPU-6050;
- G\_INT – вывод прерывания для MPU-6050.

В проекте будет использовано только 4 вывода: Vin, GND, SDA и SCL.

### 1.3.3 Двигатели

В качестве двигателей летательного аппарата было решено использовать трехфазные бесколлекторные двигатели постоянного тока. Такие двигатели состоят из ротора с постоянными магнитами и статора с обмотками.

Сам корпус, сердечник и медная обмотка по его периметру представляют собой статор. Количество фаз двигателя определяется количеством обмоток. Для запуска двигателя достаточно двух фаз, но наиболее распространенными являются трехфазные двигатели, реже – четырехфазные.

Ротор состоит из постоянных магнитов и имеет от двух до восьми пар полюсов с чередованием северного и южного.

В трехфазном двигателе существует шесть вариантов подключения обмоток двигателя к источнику электропитания, так как в каждый момент времени напряжение подается только на две обмотки. Это позволяет создать магнитное поле с поворотными шагами в 60 градусов при каждом переключении.

Ниже перечислены основные достоинства, которыми обладают бесколлекторные двигатели по сравнению с их аналогами:

- точность и высокое быстродействие;
- широкий диапазон изменения частоты вращения;
- КПД двигателя более 90%;
- высокая надёжность за счёт отсутствия скользящих электрических контактов;

- низкий перегрев электродвигателя.

В проекте были использованы двигатели A2212 (рисунок 14).



Рисунок 14 – Бесколлекторный двигатель A2212

Двигатель обладает следующими характеристиками:

- Диаметр статора: 22 мм;
- Длина статора: 12мм;
- Количество оборотов в минуту на вольт: 1000;
- Максимальный КПД: 80%;
- Максимальный КПД при токе в пределах 4-10А:> 75%;
- Ток без нагрузки: 0.5А
- Размеры: 27.5x30 мм
- Диаметр вала: 3.17 мм
- Вес: 47 г.

Согласно проведенным тестам [4], один двигатель в пике своей нагрузки способен поднимать в воздух грузы массой до 800 грамм. При весе квадрокоптера в 0.96 кг, выбранные двигатели с хорошим запасом обеспечивают подъемную силу летательного аппарата, позволяя в будущем нагружать его полезным оборудованием.

#### **1.3.4 Регуляторы скорости двигателей**

Регулятор скорости (англ. ESC – Electronic Speed Controll) позволяет плавно, в зависимости от входного управляющего сигнала, варьировать мощность подключенного к нему бесколлекторного двигателя.

Управление мощностью, а, следовательно, и скоростью оборотов двигателя, производится с помощью фазово-импульсной модуляции. Т.е. с помощью импульсов одинаковой длительности, разнесенных между собой на временные промежутки кодируемых значений мощности. Стандартом кодируемого сигнала для регуляторов являются пределы 1000-2000 микросекунд.

Схема подключения регулятора скорости к трехфазовому бесколлекторному двигателю показана на рисунке 15. Для изменения направления вращения ротора двигателя, достаточно поменять провода любых двух фаз местами.

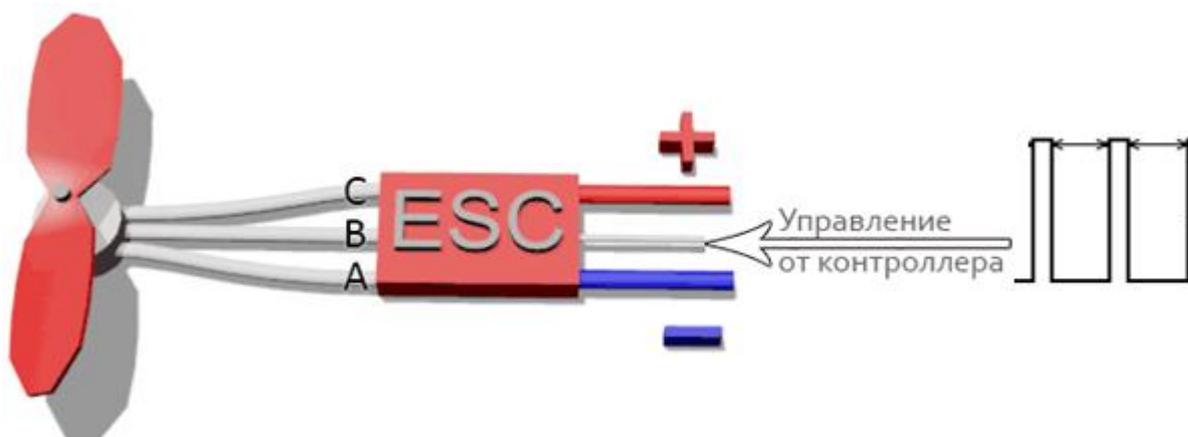


Рисунок 15 - Схема подключения регулятора скорости

В проекте были использованы поставленные в комплекте с двигателями регуляторы фирмы HobbySky (Рисунок 16), обладающие следующими характеристиками:

- Рабочий ток – 30А (допускается 40 А на протяжении 10 сек);
- Входное напряжение – 5.5 – 12.6 В;
- Выход преобразователя напряжения – 1А/5V;
- Вес – 25 г.

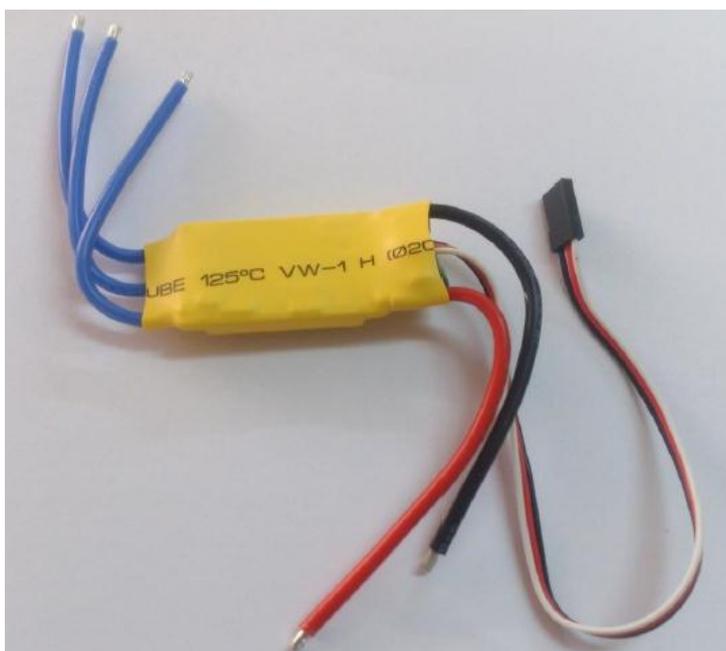


Рисунок 16 – регулятор скорости Hobbysky

### 1.3.5 Радиосвязь

Для ручного управления положением летательного аппарата или для передачи каких-либо команд в дистанционном режиме был использован пульт WFT07 (Рисунок 17), со следующими характеристиками:

- 7 каналов управления;
- Передача данных на частоте 2.4ГГц;
- Расстояние до 800 метров;
- Напряжение питания 3.7-6В.



Рисунок 17 – Пульт WFT07

В качестве приемника, была выбрана модель WFR07S идущая в комплекте с пультом (Рисунок 18) и обладающая характеристиками:

- Рабочая частота 2.400 ГГц – 2.483 ГГц;
- Разрешение 4096 бит;
- Рабочее напряжение 4.8В-6В.



Рисунок 18 – Приемник WFR07S

### 1.3.6 Пропеллеры

Для данного проекта были выбраны стандартные для многих квадрокоптеров, с аналогичными габаритами, пластиковые пропеллеры 10x4.5. Пропеллеры имеют диаметр 10 дюймов (254 мм) и степень изгиба 4.5 дюйма (114 мм), и показаны на рисунке 19.



Рисунок 19 – Используемые пропеллеры

### 1.3.7 Рама

В ходе проекта была использована рама HJ450 (Рисунок 20), изготовленная из пластика, она имеет высокую прочность, легкий вес и имеет достаточно места для размещения всех остальных компонентов летательного аппарата.

Характеристики:

- Вес 282 г;
- Расстояние между моторами по диагонали 450 мм.



Рисунок 20 – Рама HJ450

### 1.3.8 Аккумулятор

В качестве источника питания для моторов и всей внутренней электроники, был использован LiPo аккумулятор HRB (рисунок 21), с характеристиками:

- Напряжение: 11.1В;
- Емкость: 2200мА/ч;
- Рабочий ток: 66А;
- Количество ячеек: 3 по 3.7В;
- Вес: 182 г;
- Габариты: 102 x 34 x 22 мм.



Рисунок 21 – Аккумулятор HRB

Характеристики данного аккумулятора являются средними для проектов подобного типа, время полета летательного аппарата должно составлять порядка 6-9 минут, что является полностью приемлемым для поставленной задачи.

## 2 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

### 2.1 Система координат

Для определения положения в пространстве и описания движения квадрокоптера, используются различные системы координат: инерциальные, земные и подвижные.

Нормальная земная система координат  $O_3X_3Y_3Z_3$  жестко связана с землей и считается инерциальной [5]. Начало отсчета такой системы располагается на поверхности Земли в произвольной точке  $O_3$ . Ось  $O_3X_3$  является касательной к поверхности земли в точке  $O_3$ . Ось  $O_3Y_3$  перпендикулярна поверхности Земли и направлена вверх по местной вертикали. Ось  $O_3Z_3$  перпендикулярна вертикальной плоскости  $O_3X_3Y_3$  и образует правую прямоугольную Декартову систему координат.

Подвижная система координат  $O_KX_KY_KZ_K$  совпадает с осями квадрокоптера. Ее начало  $O_K$  совпадает с центром массы летательного аппарата, а оси  $X_KY_KZ_K$  повернуты на углы крена, тангажа и рыскания от осей выбранной фиксированной системы координат.

В качестве фиксированной системы координат, воспользуемся NED (англ. North-East-Down), которая представляет собой трехмерную декартову систему координат с осями направленными на север, восток и вниз, перпендикулярно между собой.

Тогда оси подвижной системы координат летательного аппарата  $X_KY_KZ_K$ , будут ориентированы, как показано на рисунке 22.

Обозначим углы крена, тангажа и рыскания, через  $\phi$ ,  $\theta$  и  $\psi$ . Угловые скорости вокруг осей крена, тангажа и рыскания, обозначим через  $p$ ,  $q$  и  $r$ . А поступательные скорости вдоль осей фиксированной системы координат летательного аппарата обозначим как  $u$ ,  $v$  и  $w$ .

Подъемные силы, действующие на каждый пропеллер, обозначим, как  $F_i$ .

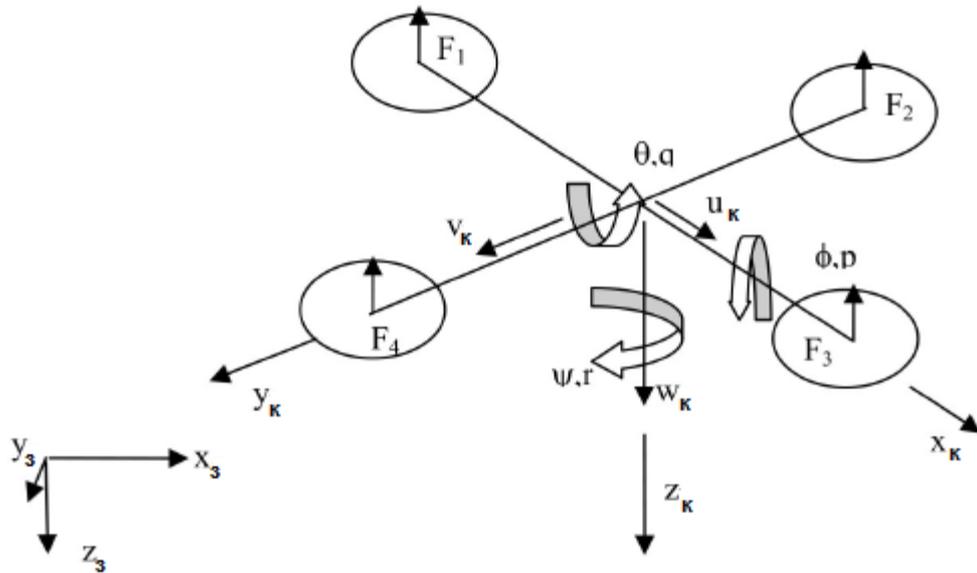


Рисунок 22 – Система координат квадрокоптера

Для перехода из подвижной системы координат в фиксированную, воспользуемся матрицами поворота.

Матрица поворота размерностью  $3 \times 3$  – это матрица преобразования трехмерного вектора положения в евклидовом пространстве, переводящая координаты вектора из связанной системы отсчета в абсолютную систему координат [6].

Матрица поворота вокруг оси  $X_k$  на угол  $\phi$ , имеет вид:

$$R_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Матрица поворота вокруг оси  $Y_k$  на угол  $\theta$ , имеет вид:

$$R_y = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Матрица поворота вокруг оси  $Z_k$  на угол  $\psi$ , имеет вид:

$$R_z = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Последовательность поворотов вокруг осей z-y-x описывается общей матрицей вращения  $D=R_zR_yR_x$ . Эта матрица описывается переход из

подвижной системы координат летательного аппарата в выбранную фиксированную систему координат.

$$D = \begin{bmatrix} \cos(\theta)\cos(\psi) & \cos(\theta)\sin(\psi) & -\sin(\theta) \\ \sin(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) - \cos(\phi)\sin(\psi) & \sin(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) + \cos(\phi)\cos(\psi) & \sin(\phi)\cos(\psi) \\ \cos(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) + \sin(\phi)\sin(\psi) & \cos(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) - \sin(\phi)\cos(\psi) & \cos(\phi)\cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

## 2.2 Уравнения движения

Следующее уравнение состояния связывает изменение положения квадрокоптера в фиксированной системе координат с изменением поступательных скоростей в подвижной системе:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = D^{-1} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Переход от угловых скоростей из фиксированной системы координат к подвижной осуществляется с помощью матрицы E [7]:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = E \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

Где

$$E = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi)\cos(\theta) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi)\cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Тогда обратный переход описывается выражением:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = E^{-1} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

### 2.2.1 Линейное ускорение

Вспользуемся вторым законом Ньютона:

$$F = m \cdot \dot{V} \quad (2.9)$$

где  $m$  – масса квадрокоптера;

$V$  – вектор его скоростей.

Так как вектор  $V$ , помимо изменения своих составляющих, может еще и вращаться, необходимо взять его полную производную [8]:

$$F = m \cdot \dot{V} + \omega \cdot m \cdot V \quad (2.10)$$

где  $\omega$  – вектор угловых скоростей летательного аппарата.

Тогда получим:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + m \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

После перемножения матриц и приведения подобных слагаемых:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \dot{u} + q \cdot w - r \cdot v \\ \dot{v} + r \cdot u - p \cdot w \\ \dot{w} + p \cdot v - q \cdot u \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Если пренебречь аэродинамическими силами, тогда, внешними силами, действующими на квадрокоптер, являются:

- тяга пропеллеров  $T$ ;
- сила тяжести  $W$ .

Тяга пропеллеров всегда направлена вдоль оси  $Z_K$ , а сила тяжести имеет свои проекции в зависимости от положения летательного аппарата. Подставим вместо сил  $F$  внешние силы:

$$\begin{bmatrix} W_x \\ W_y \\ W_z - T \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \dot{u} + q \cdot w - r \cdot v \\ \dot{v} + r \cdot u - p \cdot w \\ \dot{w} + p \cdot v - q \cdot u \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Но в фиксированной системе координат сила тяжести всегда направлена вдоль оси  $Z_3$ , тогда, используя матрицу поворотов (2.4), можно переписать полученное выше уравнение следующим образом:

$$D \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ m \cdot g \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \dot{u} + q \cdot w - r \cdot v \\ \dot{v} + r \cdot u - p \cdot w \\ \dot{w} + p \cdot v - q \cdot u \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Преобразуя, получим систему трех уравнений:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= r \cdot v - q \cdot w - g \cdot \sin(\theta) \\ \dot{v} &= p \cdot v - r \cdot u + g \cdot \cos(\theta) \sin(\phi) \end{aligned} \quad (2.15)$$

$$\dot{w} = q \cdot u - p \cdot v + g \cdot \cos(\phi) \cos(\theta) - \frac{T}{m}$$

Если не учитывать динамику моторов, тяга пропорциональна сумме квадратов угловых скоростей пропеллеров [9]:

$$T = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.16)$$

где  $\Omega_i$  – скорость каждого мотора;

$b$  – коэффициент тяги.

Подставив (2.16) в (2.15), получим набор уравнений:

$$\dot{u} = r \cdot v - q \cdot w - g \cdot \sin(\theta)$$

$$\dot{v} = p \cdot v - r \cdot u + g \cdot \cos(\theta) \sin(\phi) \quad (2.17)$$

$$\dot{w} = q \cdot u - p \cdot v + g \cdot \cos(\phi) \cos(\theta) - \frac{b}{m}(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$

### 2.2.2 Угловое ускорение

Угловой момент квадрокоптера изменится при приложении внешнего крутящего момента:

$$M = \dot{H} \quad (2.18)$$

где  $H$  – угловой момент;

$M$  – внешний крутящий момент.

Так как угловой момент способен менять свое направление, то необходимо взять его полную производную [8]:

$$M = \dot{H} + \omega \cdot H \quad (2.19)$$

Угловой момент определяется выражением:

$$H = I \cdot \omega \quad (2.20)$$

где  $I$  – момент инерции;

$\omega$  – вектор угловых скоростей вращения.

Так как квадрокоптер симметричен относительно своих плоскостей  $X_k Z_k$  и  $Y_k Z_k$ , а оси поворота совпадают с основными осями момента инерции, то момент тензора инерции равен:

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

где  $I_x$ ,  $I_y$  и  $I_z$  – моменты инерции квадрокоптера относительно осей  $X_K$ ,  $Y_K$  и  $Z_K$ .

Подставив (2.20) в (2.19), получим:

$$M = I \cdot \omega + \omega \cdot I \cdot \omega \quad (2.22)$$

После преобразования:

$$\begin{aligned} M_x &= \dot{p} \cdot I_x + q \cdot r(I_z - I_y) \\ M_y &= \dot{q} \cdot I_y + p \cdot r(I_x - I_z) \\ M_z &= \dot{r} \cdot I_z + p \cdot q(I_y - I_x) \end{aligned} \quad (2.23)$$

Так как плоскости  $X_K Z_K$  и  $Y_K Z_K$  симметричны, то  $I_x \approx I_y$ , тогда:

$$\begin{aligned} M_x &= \dot{p} \cdot I_x + q \cdot r(I_z - I_y) \\ M_y &= \dot{q} \cdot I_y + p \cdot r(I_x - I_z) \\ M_z &= \dot{r} \cdot I_z \end{aligned} \quad (2.24)$$

Внешние крутящие моменты обусловлены тягой и сопротивлением пропеллеров. Пренебрегая инерцией и аэродинамическими крутящими моментами пропеллеров, внешние крутящие моменты могут быть записаны так:

$$\begin{aligned} M_x &= l \cdot b(\Omega_2^2 - \Omega_4^2) \\ M_y &= l \cdot b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ M_z &= d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{aligned} \quad (2.25)$$

где  $d$  – коэффициент лобового сопротивления пропеллеров;

$l$  – расстояние от пропеллера до центра тяжести квадрокоптера.

Тогда получим:

$$\begin{aligned}
\dot{p} &= \frac{l \cdot b}{I_x} (\Omega_2^2 - \Omega_4^2) - q \cdot r \frac{I_z - I_y}{I_x} \\
\dot{q} &= \frac{l \cdot b}{I_y} (\Omega_1^2 - \Omega_3^2) - p \cdot r \frac{I_x - I_z}{I_y} \\
\dot{r} &= \frac{d}{I_z} (\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2)
\end{aligned} \tag{2.26}$$

Системы уравнений состояния (2.5), (2.8), (2.17) и (2.26) описывают динамику квадрокоптера и являются его уравнениями движения.

### 2.2.3 Гироскопический эффект пропеллеров

Гироскоп - массивное симметричное тело, вращающееся с большой скоростью вокруг оси симметрии [10].

Гироскопический эффект проявляется в том, что если к вращающемуся гироскопу приложить момент сил, который стремится повернуть его вокруг оси, перпендикулярной оси вращения гироскопа, то он станет поворачиваться вокруг третьей оси, перпендикулярной первым двум. [11]

Добавив гироскопический эффект к (2.24), получим [12].

$$\begin{aligned}
M_x &= \dot{p} \cdot I_x + q \cdot r (I_z - I_y) + \dot{H}_x + H_z \cdot q - H_y \cdot r \\
M_y &= \dot{q} \cdot I_y + p \cdot r (I_x - I_z) + \dot{H}_y + H_x \cdot r - H_z \cdot p \\
M_z &= \dot{r} \cdot I_z + \dot{H}_z + H_y \cdot p - H_x \cdot q
\end{aligned} \tag{2.27}$$

где  $H_x, H_y, H_z$  – общие угловые моменты вращающихся тел вокруг осей  $X_K Y_K Z_K$ .

$$\begin{aligned}
H_x &= \sum_{i=1}^4 I_{xi} \cdot \omega_{xi} \\
H_y &= \sum_{i=1}^4 I_{yi} \cdot \omega_{yi} \\
H_z &= \sum_{i=1}^4 I_{zi} \cdot \omega_{zi}
\end{aligned} \tag{2.28}$$

Угловые скорости моторов присутствуют только по оси  $Z_K$ , следовательно, получим:

$$\begin{aligned} M_x &= \dot{p} \cdot I_x + q \cdot r(I_z - I_y) + H_z \cdot q \\ M_y &= \dot{q} \cdot I_y + p \cdot r(I_x - I_z) - H_z \cdot p \\ M_z &= \dot{r} \cdot I_z + \dot{H}_z \end{aligned} \quad (2.29)$$

Тогда набор уравнений для угловых ускорений квадрокоптера (2.26) с учетом гироскопических эффектов пропеллеров, запишется так:

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{l \cdot b}{I_x} (\Omega_2^2 - \Omega_4^2) - q \cdot r \frac{I_z - I_y}{I_x} + \frac{H_z}{I_x} q \\ \dot{q} &= \frac{l \cdot b}{I_y} (\Omega_1^2 - \Omega_3^2) - p \cdot r \frac{I_x - I_z}{I_y} - \frac{H_z}{I_y} p \\ \dot{r} &= \frac{d}{I_z} (\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) + \frac{\dot{H}_z}{I_z} \end{aligned} \quad (2.30)$$

## 2.3 Идентификация квадрокоптера

### 2.3.1 Передаточная функция двигателей

Согласно [13], схематически бесколлекторный двигатель может быть представлен, как показано на рисунке 23.

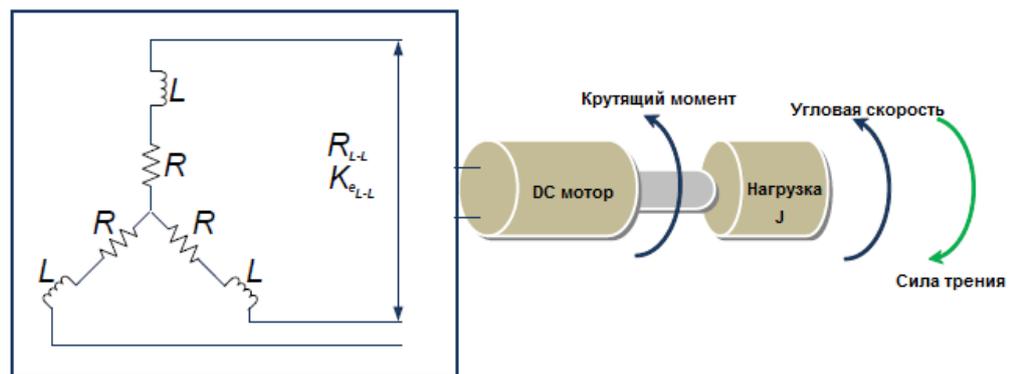


Рисунок 23 – Электрическая схема бесколлекторного двигателя где  $R$  – сопротивление обмотки;  $L$  – индуктивность.

А передаточная функция двигателя представляется выражением:

$$G(s) = \frac{1}{\tau_m \cdot \tau_e \cdot s^2 + \tau_m \cdot s + 1} \quad (2.31)$$

где  $\tau_m = \frac{3 \cdot R \cdot J}{K_e \cdot K_t}$  – механическая постоянная;

$\tau_e = \frac{L}{3 \cdot R}$  – электрическая постоянная.

Электрический крутящий момент определяется формулой:

$$K_e = \frac{K_e(L-L)}{\sqrt{3}} \quad (2.32)$$

Постоянная крутящего момента может быть выражена через  $K_e$ :

$$K_t = 0.0605 \cdot K_e \quad (2.33)$$

Так как производитель выбранных моторов не предоставил сведений об электрических характеристиках, а для самостоятельного нахождения последних необходимо специализированное оборудование, было решено найти передаточную функцию экспериментальным путем.

Для этого на двигатель в состоянии покоя был подан сигнал управления для разгона до максимальных оборотов. Для фиксирования частоты вращения двигателя была использована оптопара (Рисунок 24), представляющая собой комбинацию оптического излучателя и фототранзистора.

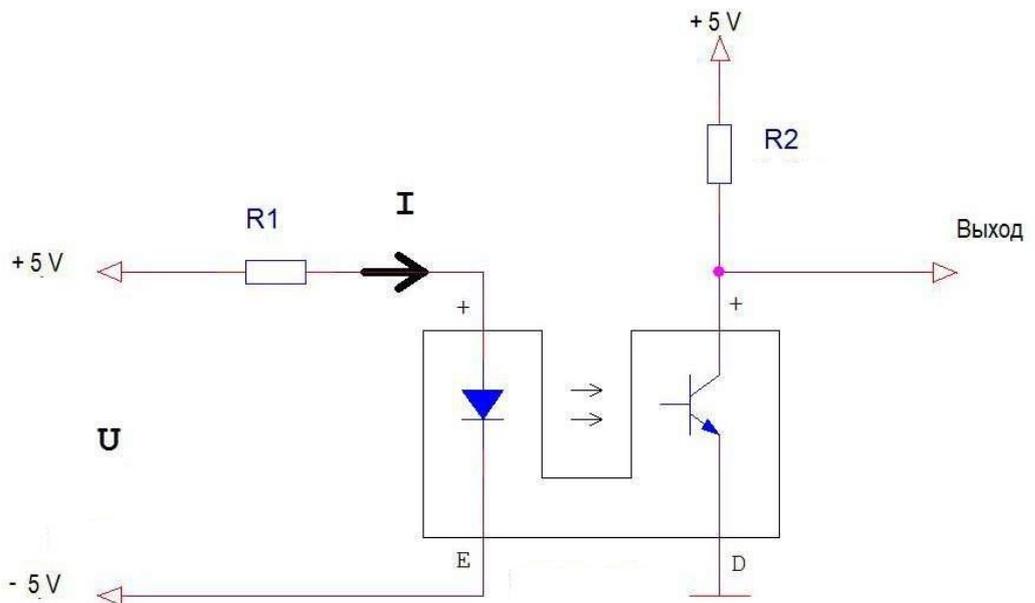


Рисунок 24 – Схема включения оптопары

Полученные данные затем были анализированы в matlab с помощью модуля `ident` и таким образом получена передаточная функция.

Резистор R1 ограничивает ток светодиода на уровне 25 мА, а резистор R2 – ток коллектора выходного транзистора на уровне 5 мА

Световой поток от излучателя попадает на фототранзистор и открывает его, на выходе логический 0. При наличии непрозрачного объекта на пути светового луча транзистор перестает пропускать ток и на выходе получается 1.

Заведя выходной сигнал в микроконтроллер, и настроив прерывания по нарастающему фронту сигнала можно фиксировать время между двумя импульсами с оптопары.

Импульс на выходе оптопары сигнализирует о том, что через оптопару прошел пропеллер мотора. А время между импульсами показывает, сколько времени длится половина оборота мотора вокруг своей оси.

Таким образом, количество оборотов в минуту двигателя (англ. RPM – revolutions per minute) рассчитывается по формуле:

$$RPM = \frac{60}{2} \cdot \frac{10^6}{time} \quad (2.34)$$

где `time` – время в микросекундах между импульсами.

На рисунке 25 показана полученная зависимость разгона двигателя. На графике присутствует исходной и отфильтрованный сигналы. В качестве фильтра был использован фильтр скользящего среднего по 7 точкам в течение первых 0.5 секунд и по 40 точкам в последующие отрезки времени.

Разностное уравнение фильтра скользящего среднего выглядит следующим образом:

$$y(k) = \frac{1}{n} \sum_{i=k-n+1}^k x_i^f \quad (2.35)$$

где `n` – число точек усреднения.

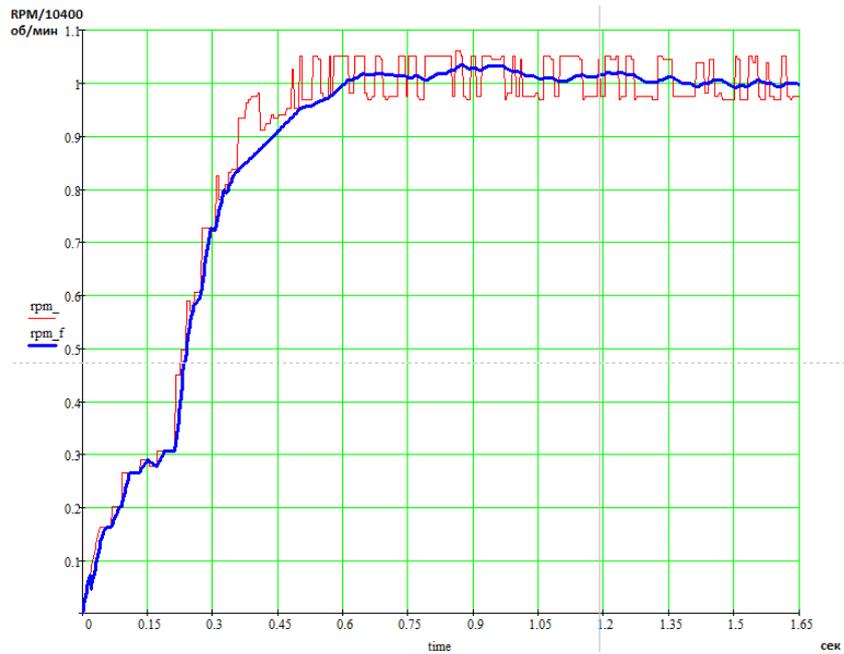


Рисунок 25 – Реакция двигателя на сигнал разгона

Используя встроенные средства по идентификации в пакете Matlab, получили следующую передаточную функцию двигателя:

$$W_{ДВ} = \frac{K}{T \cdot s + 1} = \frac{1.0491}{0.28479s + 1} \quad (2.36)$$

На рисунке 26 представлено окно System Identification Toolbox после идентификации входного массива данных.

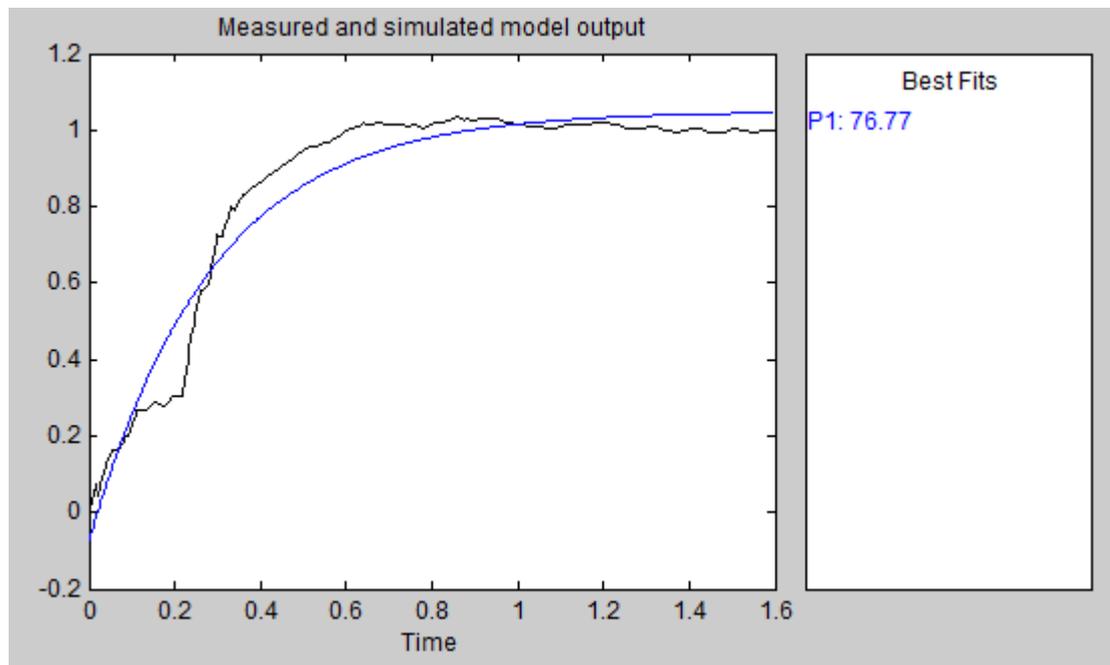


Рисунок 26 – Реакция на ступенчатое воздействие реального двигателя и его математической модели

### 2.3.2 Коэффициент тяги

Как уже было сказано, тяга пропорциональна сумме квадратов угловых скоростей пропеллеров (2.16). Коэффициент тяги необходимо рассчитывать для скорости вращения пропеллеров в режиме нависания квадрокоптера [14].

Экспериментально было выяснено, что количество оборотов в минуту, при котором квадрокоптер отрывается от земли и может удерживать заданную высоту равно 4000 об/мин.

Переведем указанное число в рад/сек:

$$\Omega = \frac{RPM \cdot 2\pi}{60} = 418.88 \quad (2.37)$$

Тогда коэффициент тяги находится по формуле:

$$b = \frac{m \cdot g}{4 \cdot \Omega^2} = 0.96 \cdot 1.3978 \cdot 10^{-5} = 1.3418 \cdot 10^{-5} \quad (2.38)$$

где  $m$  – масса летательного аппарата.

### 2.3.3 Моменты инерции

Прежде чем приступить к моделированию системы, необходимо рассчитать моменты инерции квадрокоптера, относительно его осей  $X_K Y_K Z_K$ , то есть заполнить матрицу инерции (2.21).

Для этого, разделим всю конструкцию на отдельные простые элементы, формулы расчета моментов инерции для которых являются известными (рисунок 27).

Были выделены следующие элементы:

- 4 луча рамы;
- 4 мотора;
- 4 пропеллера;
- 1 аккумулятор;
- 1 плата Arduino Mega;
- 1 нижняя и 1 верхняя полка рамы.

Для нахождения момента инерции относительно собственных осей летательного аппарата воспользуемся теоремой о параллельном переносе оси вращения (Теорема Гюйгенса-Штейнера), которая гласит [15]:

Момент инерции  $J$  тела относительно произвольной неподвижной оси равен сумме момента инерции этого тела  $J_c$  относительно параллельной ей оси, проходящей через центр масс тела, и произведения массы тела  $m$  на квадрат расстояния  $d$  между осями.

$$J = J_c + m \cdot d^2 \quad (2.39)$$

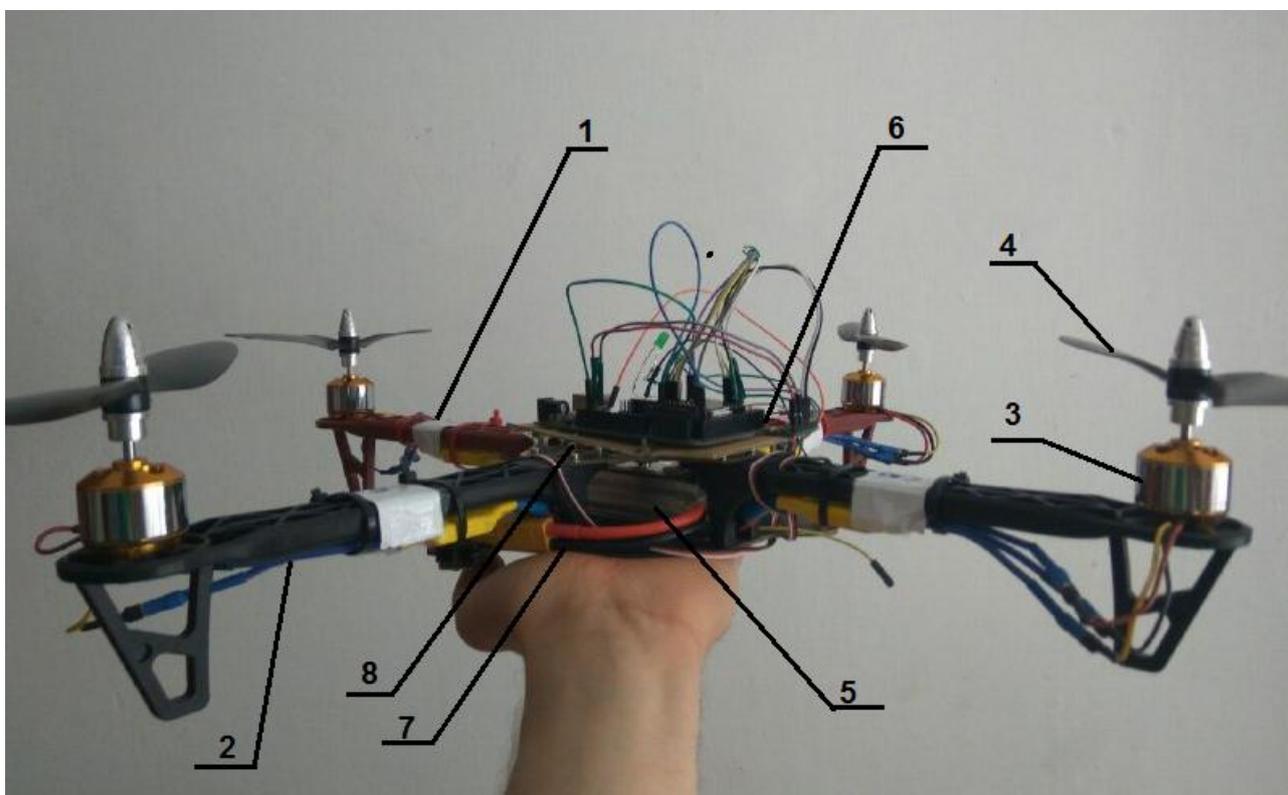


Рисунок 27 – Части квадрокоптера

После того, как было произведено взвешивание и измерение габаритов каждой выделенной части летательного аппарата, была заполнена таблица 2, содержащая список частей и их основные параметры, необходимые для расчета моментов инерции.

Таблица 2 – Список частей квадрокоптера

№	Часть	Форма	Масса (кг)	Габариты (м)	Расстояние до оси (м)
1	Первый и третий лучи рамы	Параллелепипед	0.095	l=0.196 w=0.03 h=0.015	$d_x=0$ $d_y=0.132$ $d_z=0.132$
2	Второй и четвертый лучи рамы	Параллелепипед	0.095	l=0.196 w=0.03 h=0.015	$d_x=0.132$ $d_y=0$ $d_z=0.132$
3	Мотор	Цилиндр	0.06	r=0.01375 h=0.03	$d_x=0.02$ $d_y=0.235$ $d_z=0.235$
4	Пропеллер	Цилиндр	0.008	r=0.127 h=0.01	$d_x=0.05$ $d_y=0.235$ $d_z=0.235$
5	Аккумулятор	Параллелепипед	0.179	l=0.102 w=0.034 h=0.022	$d_x=0.015$ $d_y=0.015$ $d_z=0$
6	Arduino mega	Параллелепипед	0.064	l=0.102 w=0.053 h=0.01	$d_x=0.01$ $d_y=0.01$ $d_z=0$
7	Верхняя полка рамы	Тонкая пластина	0.027	l=0.125 w=0.125	$d_x=0.005$ $d_y=0.005$ $d_z=0$
8	Нижняя полка рамы	Тонкая пластина	0.038	l=0.18 w=0.125	$d_x=0.025$ $d_y=0.025$ $d_z=0$
Итого			0.96		

Лучи рамы, совместно с расположенными вдоль регуляторами скорости, представляют собой параллелепипед длиной  $l$ , шириной  $w$ , высотой  $h$ , массы  $m$  и расстоянием  $d$  от центра собственной тяжести до осей летательного аппарата (рисунок 28).

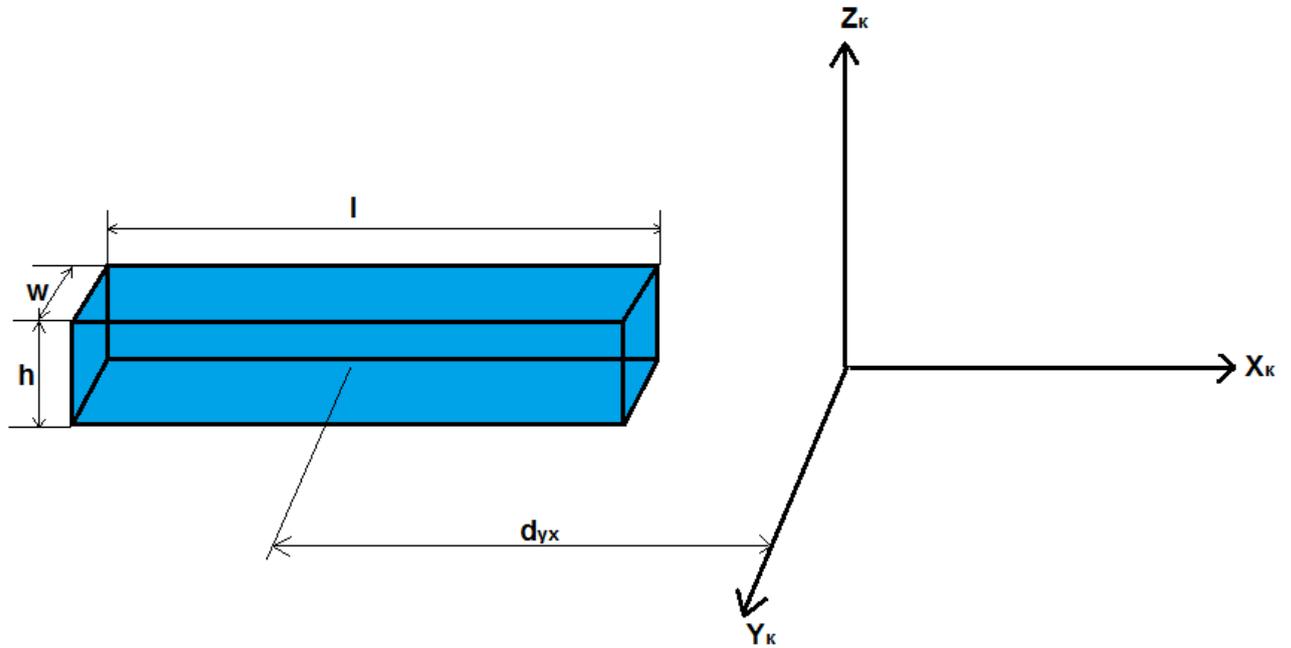


Рисунок 28 – Параллелепипед

Формулы для расчета моментов инерции параллелепипеда:

$$\begin{aligned}
 I_{xx} &= \frac{1}{12} m(h^2 + w^2) \\
 I_{yy} &= \frac{1}{12} m(h^2 + l^2) \\
 I_{zz} &= \frac{1}{12} m(l^2 + w^2)
 \end{aligned} \tag{2.40}$$

Воспользовавшись теоремой о параллельном переносе оси вращения и подставив численные данные, получим для первого и третьего лучей рамы:

$$\begin{aligned}
 I_{xx13} &= m \left( \frac{h^2}{12} + \frac{w^2}{12} + d_x^2 \right) = 0.095 \left( \frac{0.15^2}{12} + \frac{0.03^2}{12} \right) = 1.781 \cdot 10^{-5} \\
 I_{yy13} &= m \left( \frac{h^2}{12} + \frac{l^2}{12} + d_y^2 \right) = 0.095 \left( \frac{0.15^2}{12} + \frac{0.196^2}{12} + 0.132^2 \right) = 1.97 \cdot 10^{-3} \\
 I_{zz13} &= m \left( \frac{l^2}{12} + \frac{w^2}{12} + d_z^2 \right) = 0.095 \left( \frac{0.196^2}{12} + \frac{0.03^2}{12} + 0.132^2 \right) = 3.487 \cdot 10^{-3}
 \end{aligned}$$

Из-за симметрии конструкции, для второго и четвертого лучей получим:

$$I_{xx24} = I_{yy13} = 1.97 \cdot 10^{-3}$$

$$I_{yy24} = I_{xx13} = 1.781 \cdot 10^{-5}$$

$$I_{zz24} = I_{zz13} = 3.487 \cdot 10^{-3}$$

Для аккумулятора, имеющего такую же форму, получим:

$$I_{xx} = m \left( \frac{h^2}{12} + \frac{w^2}{12} + d_x^2 \right) = 0.179 \left( \frac{0.022^2}{12} + \frac{0.034^2}{12} + 0.015^2 \right) = 1.008 \cdot 10^{-4}$$

$$I_{yy} = m \left( \frac{h^2}{12} + \frac{l^2}{12} + d_y^2 \right) = 0.179 \left( \frac{0.022^2}{12} + \frac{0.102^2}{12} + 0.015^2 \right) = 2.388 \cdot 10^{-4}$$

$$I_{zz} = m \left( \frac{l^2}{12} + \frac{w^2}{12} + d_z^2 \right) = 0.179 \left( \frac{0.102^2}{12} + \frac{0.034^2}{12} \right) = 9.484 \cdot 10^{-4}$$

Для платы Arduino mega:

$$I_{xx} = m \left( \frac{h^2}{12} + \frac{w^2}{12} + d_x^2 \right) = 0.064 \left( \frac{0.01^2}{12} + \frac{0.053^2}{12} + 0.01^2 \right) = 2.458 \cdot 10^{-5}$$

$$I_{yy} = m \left( \frac{h^2}{12} + \frac{l^2}{12} + d_y^2 \right) = 0.064 \left( \frac{0.01^2}{12} + \frac{0.102^2}{12} + 0.01^2 \right) = 6.509 \cdot 10^{-5}$$

$$I_{zz} = m \left( \frac{l^2}{12} + \frac{w^2}{12} + d_z^2 \right) = 0.064 \left( \frac{0.102^2}{12} + \frac{0.053^2}{12} \right) = 3.479 \cdot 10^{-4}$$

Моторы, расположенные на каждом конце лучей рамы, представляют собой цилиндр высоты  $h$ , радиуса  $r$ , массы  $m$ , и расстоянием  $d$  от центра собственной тяжести до осей летательного аппарата (рисунок 29).

Формулы для расчета моментов инерции цилиндра:

$$I_{xx} = I_{yy} = \frac{1}{12} m(3 \cdot r^2 + h^2)$$

$$I_{zz} = \frac{m \cdot r^2}{2}$$
(2.41)

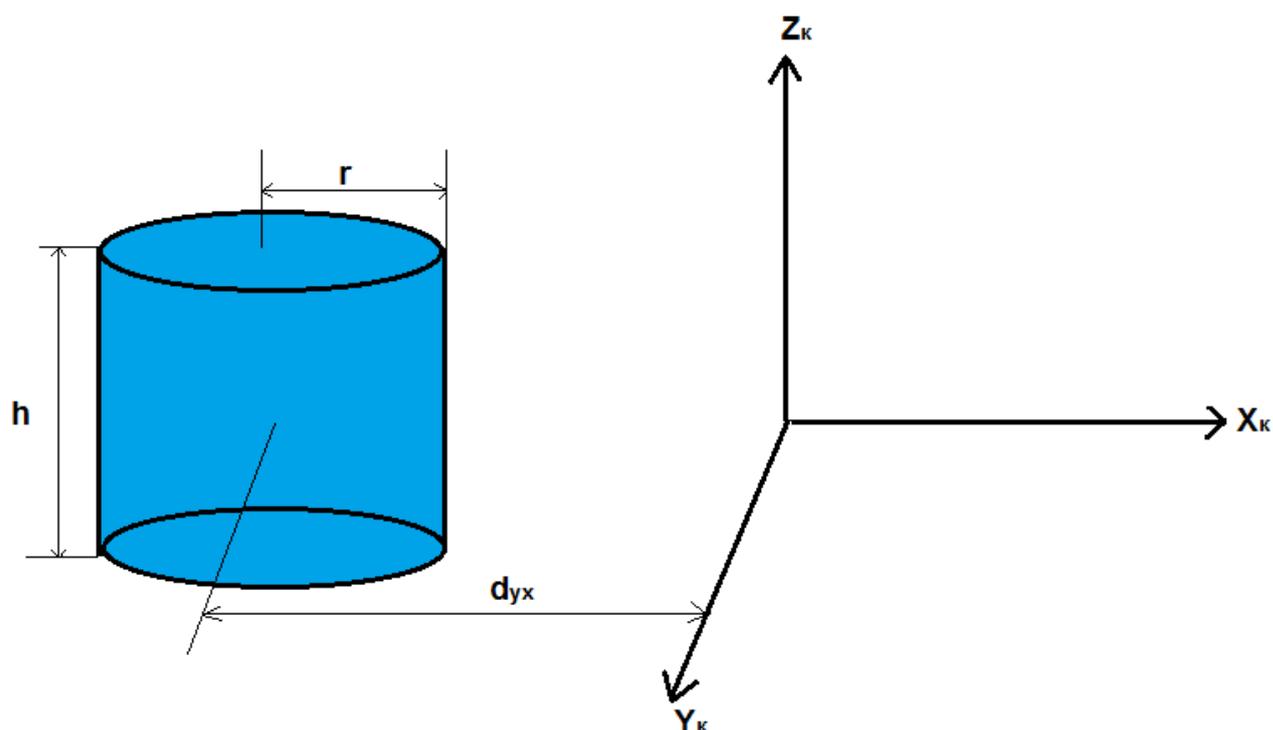


Рисунок 29 – Цилиндр

Воспользовавшись теоремой о параллельном переносе оси вращения и подставив численные данные, получим для первого и третьего моторов:

$$I_{xx13} = m \left( \frac{r^2}{4} + \frac{h^2}{12} + d_x^2 \right) = 0.06 \left( \frac{0.01375^2}{2} + \frac{0.03^2}{2} + 0.02^2 \right) = 3.134 \cdot 10^{-5}$$

$$I_{yy13} = m \left( \frac{r^2}{4} + \frac{h^2}{12} + d_x^2 + d_y^2 \right) = 0.06 \left( \frac{0.01375^2}{2} + \frac{0.03^2}{2} + 0.02^2 + 0.235^2 \right) = 3.345 \cdot 10^{-3}$$

$$I_{zz13} = m \left( \frac{r^2}{2} + d_z^2 \right) = 0.06 \left( \frac{0.01375^2}{2} + 0.235^2 \right) = 3.319 \cdot 10^{-3}$$

Из-за симметрии конструкции, для второго и четвертого моторов получим:

$$I_{xx24} = I_{yy13} = 3.345 \cdot 10^{-3}$$

$$I_{yy24} = I_{xx13} = 3.134 \cdot 10^{-5}$$

$$I_{zz24} = I_{zz13} = 3.319 \cdot 10^{-3}$$

При вращении пропеллеры создают цилиндрическую фигуру, поэтому следует находить момент инерции пропеллера, как для цилиндра. Для первого и третьего пропеллеров:

$$I_{xx13} = m \left( \frac{r^2}{4} + \frac{h^2}{12} + d_x^2 \right) = 0.008 \left( \frac{0.127^2}{2} + \frac{0.01^2}{2} + 0.05^2 \right) = 5.232 \cdot 10^{-5}$$

$$I_{yy13} = m \left( \frac{r^2}{4} + \frac{h^2}{12} + d_x^2 + d_y^2 \right) = 0.008 \left( \frac{0.127^2}{2} + \frac{0.01^2}{2} + 0.05^2 + 0.235^2 \right) = 4.941 \cdot 10^{-4}$$

$$I_{zz13} = m \left( \frac{r^2}{2} + d_z^2 \right) = 0.008 \left( \frac{0.127^2}{2} + 0.235^2 \right) = 5.063 \cdot 10^{-4}$$

Из-за симметрии конструкции, для второго и четвертого пропеллеров получим:

$$I_{xx24} = I_{yy13} = 4.941 \cdot 10^{-4}$$

$$I_{yy24} = I_{xx13} = 5.232 \cdot 10^{-5}$$

$$I_{zz24} = I_{zz13} = 5.063 \cdot 10^{-4}$$

Верхняя и нижняя полки рамы представляют собой две тонкие прямоугольные пластины длиной  $l$ , шириной  $w$ , массы  $m$  и расстоянием  $d$  от центра собственной тяжести до осей летательного аппарата (рисунок 30).

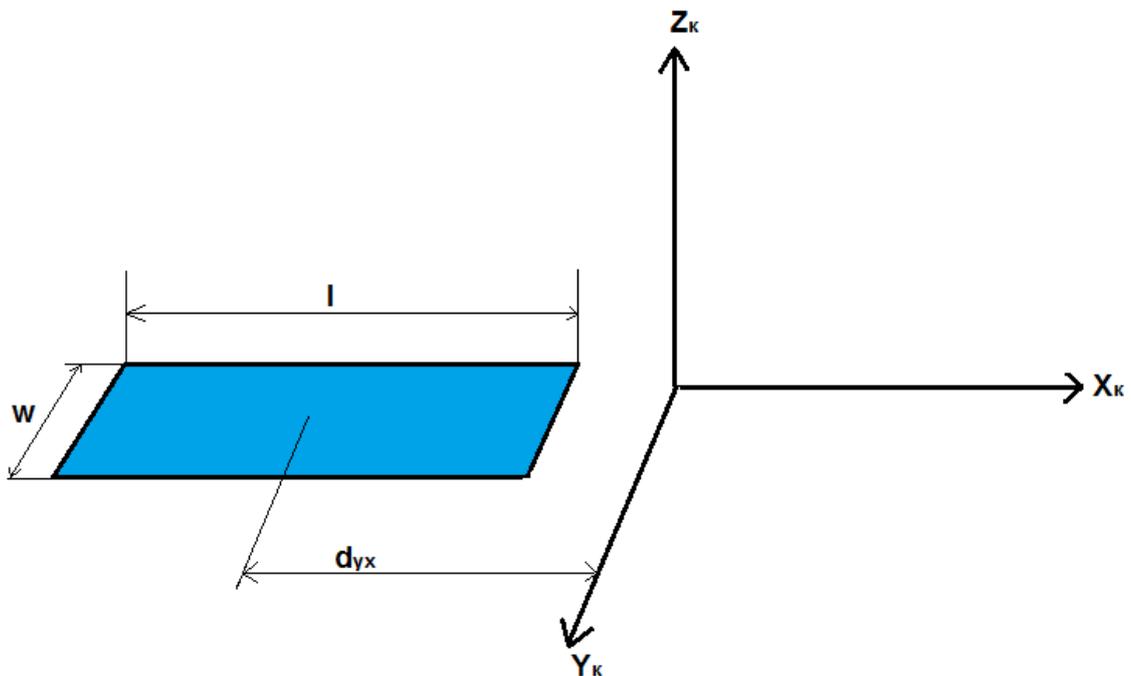


Рисунок 30 – Тонкая прямоугольная пластина

Формулы для расчета моментов инерции тонкой пластины:

$$\begin{aligned}
 I_{xx} &= \frac{1}{12}mw^2 \\
 I_{yy} &= \frac{1}{12}ml^2 \\
 I_{zz} &= \frac{1}{12}m(l^2 + w^2)
 \end{aligned}
 \tag{2.42}$$

Воспользовавшись теоремой о параллельном переносе оси вращения и подставив численные данные, получим для верхней пластины:

$$\begin{aligned}
 I_{xx} &= m \left( \frac{w^2}{12} + d_x^2 \right) = 0.027 \left( \frac{0.125^2}{12} + 0.005^2 \right) = 3.583 \cdot 10^{-5} \\
 I_{yy} &= m \left( \frac{l^2}{12} + d_y^2 \right) = 0.027 \left( \frac{0.125^2}{12} + 0.005^2 \right) = 3.583 \cdot 10^{-5} \\
 I_{zz} &= m \left( \frac{l^2}{12} + \frac{w^2}{12} + d_z^2 \right) = 0.027 \left( \frac{0.125^2}{12} + \frac{0.125^2}{12} \right) = 7.031 \cdot 10^{-5}
 \end{aligned}$$

Для нижней пластины:

$$\begin{aligned}
 I_{xx} &= m \left( \frac{w^2}{12} + d_x^2 \right) = 0.038 \left( \frac{0.125^2}{12} + 0.025^2 \right) = 7.323 \cdot 10^{-5} \\
 I_{yy} &= m \left( \frac{l^2}{12} + d_y^2 \right) = 0.038 \left( \frac{0.18^2}{12} + 0.025^2 \right) = 1.264 \cdot 10^{-4} \\
 I_{zz} &= m \left( \frac{l^2}{12} + \frac{w^2}{12} + d_z^2 \right) = 0.038 \left( \frac{0.18^2}{12} + \frac{0.125^2}{12} \right) = 1.521 \cdot 10^{-4}
 \end{aligned}$$

Сложив моменты инерции всех составных частей, получим:

$$\begin{aligned}
 I_x &= 0.01206 \\
 I_y &= 0.01229 \\
 I_z &= 0.03077
 \end{aligned}$$

А результирующая матрица инерции равна:

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.01206 & 0 & 0 \\ 0 & 0.01229 & 0 \\ 0 & 0 & 0.03077 \end{bmatrix}
 \tag{2.43}$$

## 2.4 Моделирование в Matlab

Динамическая модель квадрокоптера в Simulink показана на рисунке 31. В ней используется блок 6DOF из встроенной библиотеки Aerospace Blockset.

Входными параметрами блока являются силы, действующие на квадрокоптер, а именно сила тяжести  $g$ , тяга двигателей  $T$  и внешние крутящие моменты  $M$  по осям  $X, Y$  и  $Z$ . Выходными параметрами, используемые в модели, являются матрица поворота DCM для перевода из земной системы координат в подвижную систему летательного аппарата, угловые скорости  $p, q$  и  $r$ , углы поворота  $\phi, \theta$  и  $\psi$  в радианах.

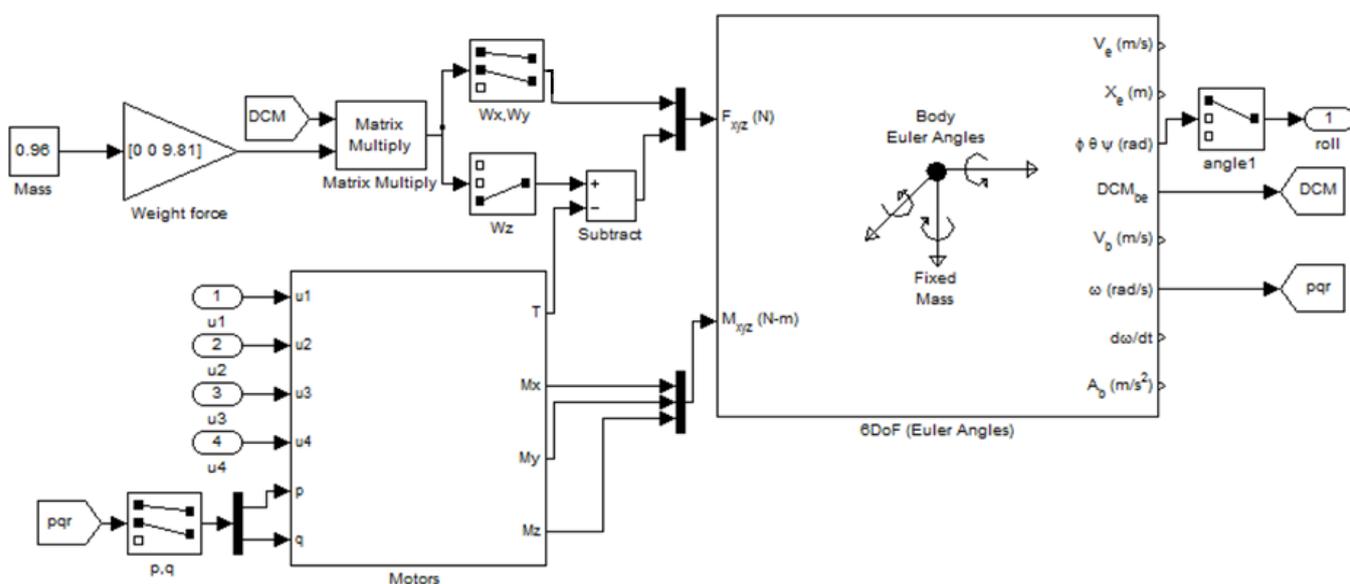


Рисунок 31 – Динамическая модель квадрокоптера в Simulink

Сам блок 6DOF содержит все необходимые уравнения движения, которые были выведены ранее. Внутри блока представляется возможность настроить необходимые начальные условия положения, массу квадрокоптера и тензор инерции, как показано на рисунке 32.

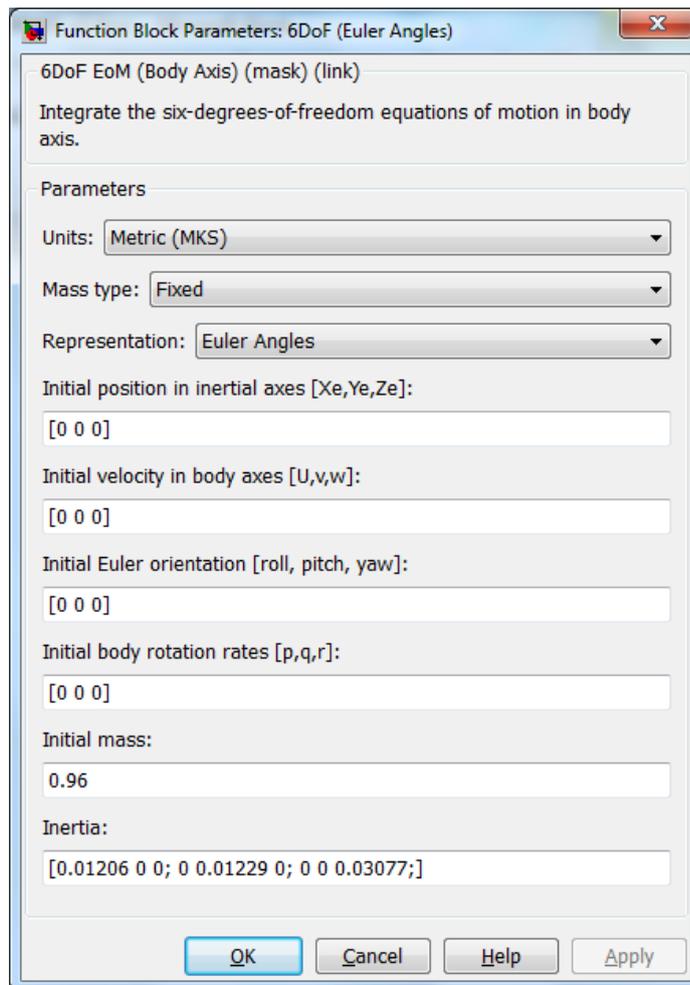


Рисунок 32 – Окно настройки параметров блока 6DOF

Блок Motors (Рисунок 33) моделирует поведение моторов, входными параметрами блока являются скорости каждого из четырех пропеллеров в рад/сек и угловые скорости  $p, q$ , добавляющие гироскопические эффекты по осям X и Y. Выходными параметрами блока являются моменты вращения M и сила тяги T.

Сумма квадратов скоростей вращения моторов умножается на коэффициент тяги, образуя силу тяги T (2.16). Так же каждая пара двигателей создает вращательные моменты  $M_x$  и  $M_y$ , в которые входят гироскопические эффекты  $GM_x$  и  $GM_y$ . Все четыре скорости вращения, помноженные на коэффициент лобового сопротивления образуют вращательный момент  $M_z$ .

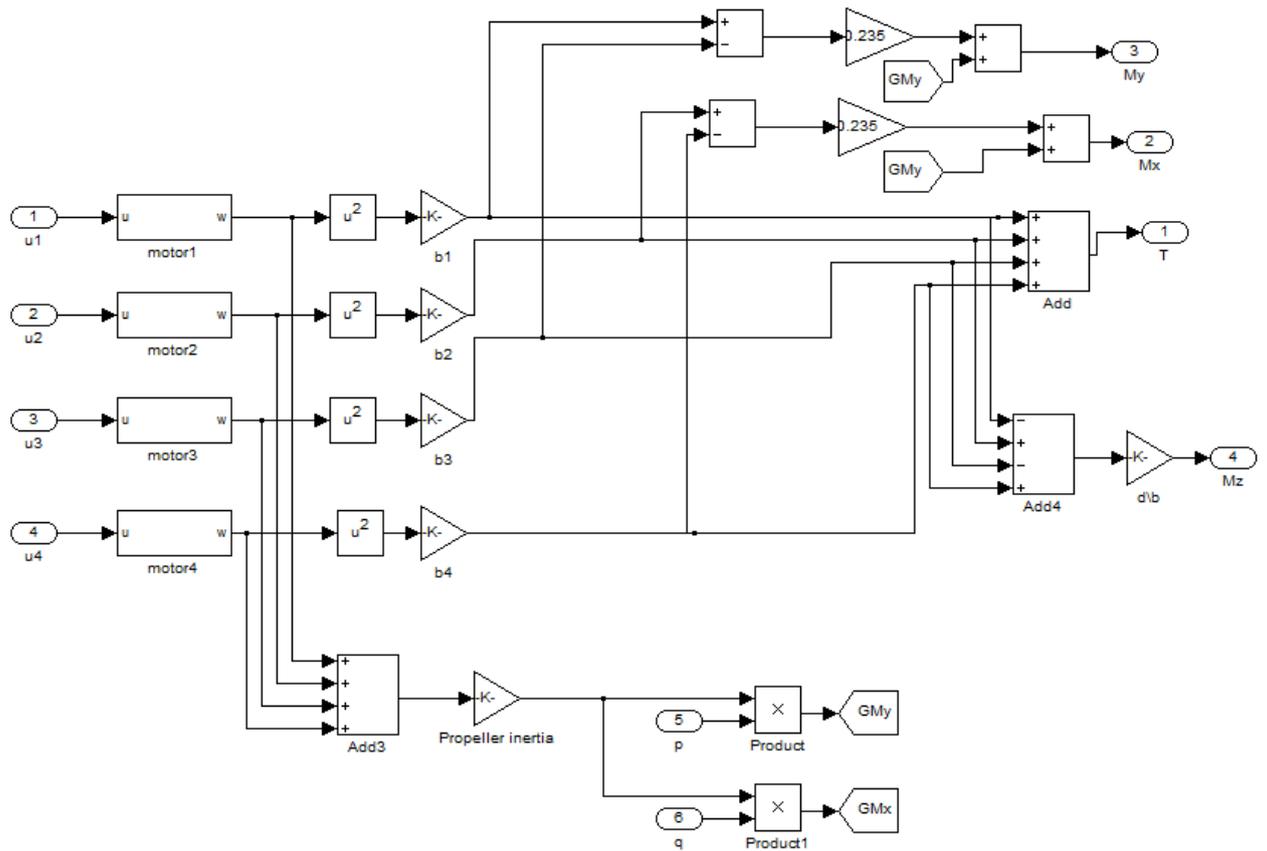


Рисунок 33 – Моделирование моторов в Simulink

Для стабилизации положения летательного аппарата был настроен ПИД регулятор, для этого использовался блок PID с автонастройкой параметров.

Выходной сигнал регулятора  $u(t)$  определяется тремя слагаемыми:

$$u(t) = P + I + D = K_p \cdot \varepsilon(t) + K_i \cdot \int_0^t \varepsilon(\tau) d\tau + K_d \cdot \frac{d\varepsilon}{dt} \quad (2.44)$$

Где  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$  — коэффициенты усиления пропорциональной, интегрирующей и дифференцирующей составляющих регулятора соответственно.

Схема стабилизации угла тангажа показана на рисунке 34. Начальные скорости моторов, обеспечивающие режим зависания квадрокоптера, равны 420 рад/сек.

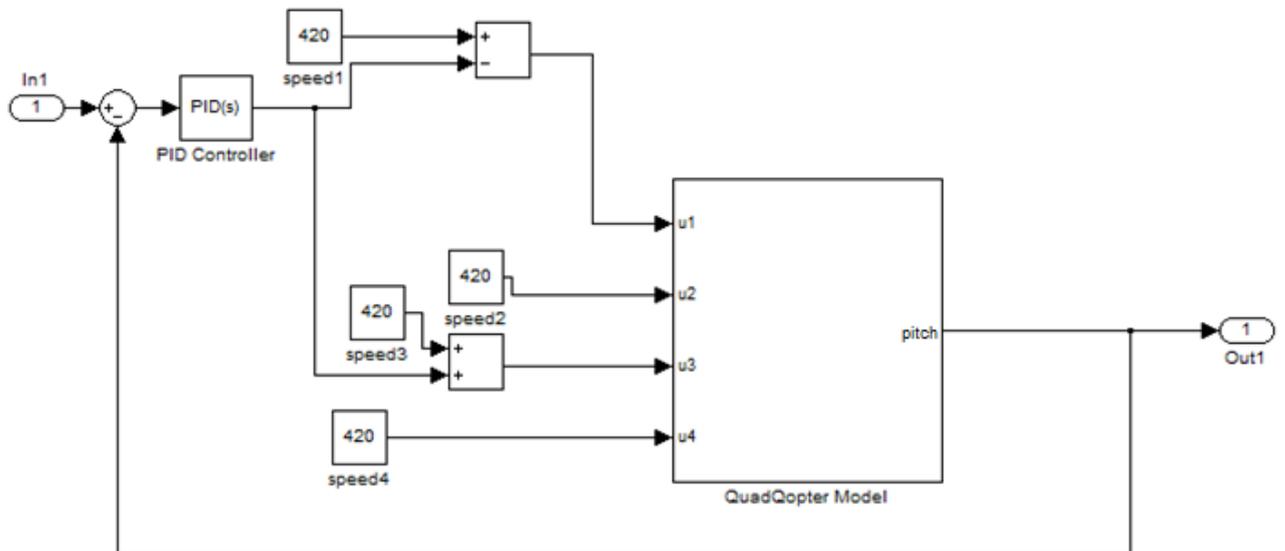


Рисунок 34 – Стабилизация угла тангажа с помощью ПИД регулятора.

Реакция на входное ступенчатое воздействие показана на рисунке 35

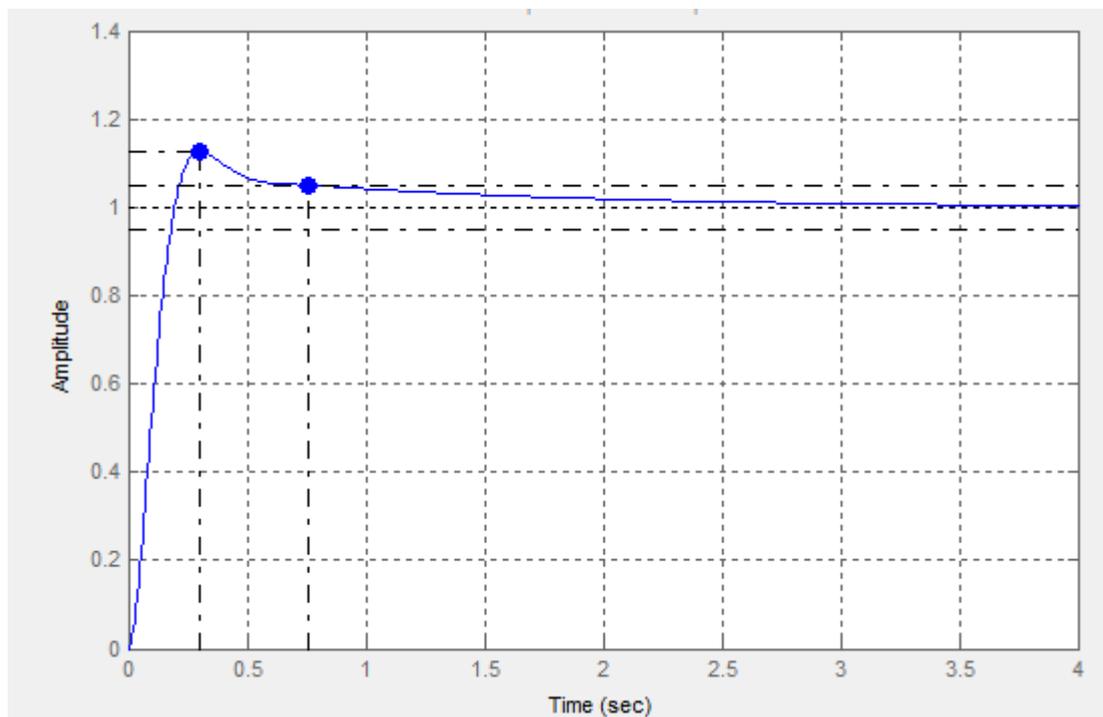


Рисунок 35– Реакция на ступенчатое воздействие для угла тангажа

Точно такая же схема используется для стабилизации угла крена, только воздействовать необходимо на моторы номер 2 и 4 соответственно. И в силу почти одинаковых значений моментов инерции  $I_x$  и  $I_y$ , графики получаются идентичные.

Реакция на входное ступенчатое воздействие для угла рыскания показана на рисунке 36.

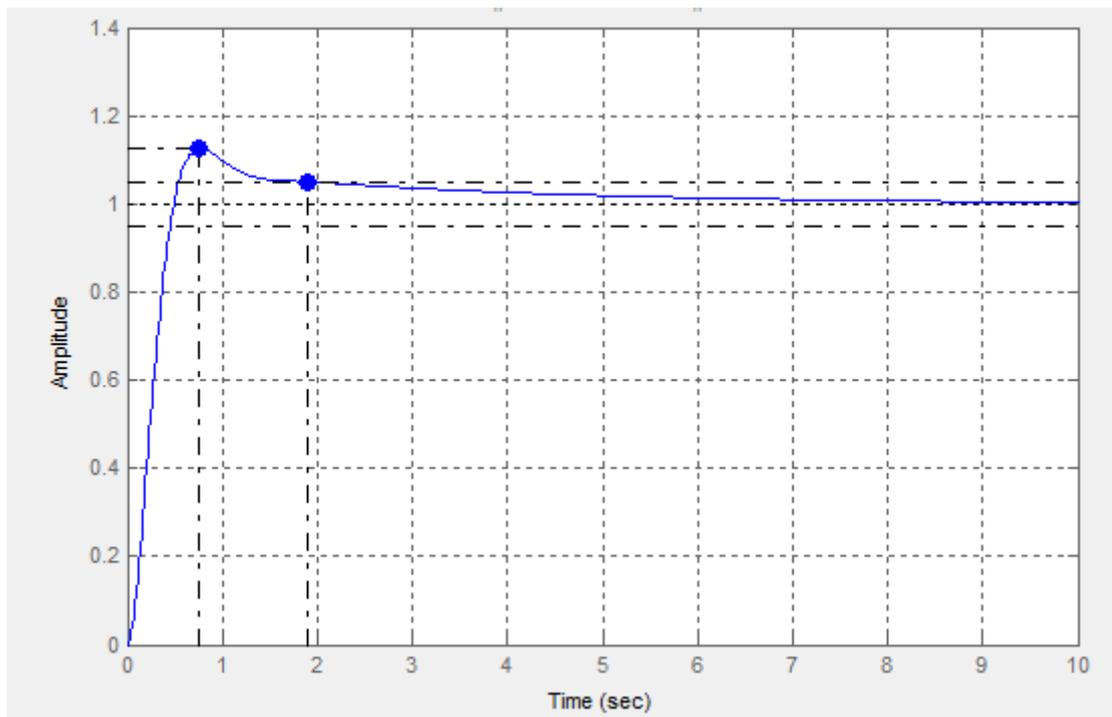


Рисунок 36 – Реакция на ступенчатое воздействие для угла рыскания  
Коэффициенты настроенных ПИД регуляторов приведены в таблице 3.

Таблица 3 – ПИД параметры

Параметры регулятора		
$K_P$	$K_I$	$K_D$
ПИД <sub>крен</sub>		
0.78419	0.44572	0.14634
ПИД <sub>тангаж</sub>		
0.77651	0.46121	0.14072
ПИД <sub>рыскание</sub>		
1.12940	0.42964	0.24746

Описав силы, действующие на летательный аппарат, получили его уравнения движения, то есть зависимость его угловых координат от действующих на летательный аппарат сил, тяги двигателей и технических характеристик. Полученные уравнения полностью описывают поведение летательного аппарата и являются его математической моделью.

После произведения идентификации отдельных элементов аппарата: двигателей, коэффициента тяги и матрицы инерции, была произведена симуляция полета в Simulink с целью нахождения коэффициентов ПИД регулятора.

Найденные коэффициенты обеспечивают хорошее качество регулирования, за 1-2 секунды летательный аппарат принимает заданное положение без существенного перерегулирования.

### 3 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ В ПРОСТРАНСТВЕ

#### 3.1 Магнитометр

Магнитометр – это устройство, измеряющее напряженность магнитного поля вдоль трех взаимоперпендикулярных осей – X,Y,Z, как показано на рисунке 37.

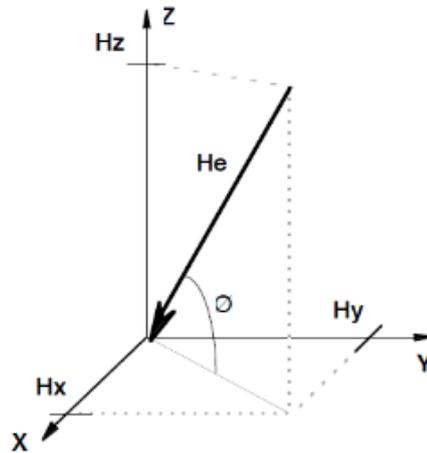


Рисунок 37 – Расположение осей магнитометра

Направление и величина модуля магнитного поля земли рассчитывается по значениям напряженности каждой из осей магнитометра [16]:

$$|He| = \sqrt{H_x^2 + H_y^2 + H_z^2} \quad (3.1)$$

В качестве типового применения, магнитометр используется как компас, то есть для определения отклонения в градусах от севера. Тогда предполагается, что Z-составляющая напряженности  $H_z = 0$ , и направление компаса в градусах определяется по формуле:

$$He = \varphi - \frac{180}{\pi} \cdot \arctan \frac{H_x}{H_y} \quad (3.2)$$

Где  $\varphi = 90$ , если  $H_y > 0$  и  $\varphi = 270$ , если  $H_y < 0$ .

В случаях, когда  $H_y = 0$ ,  $He = 180$  (если  $H_x < 0$ ) или  $He = 0$  (если  $H_x > 0$ ).

### 3.1.2 Проблема получения достоверных данных с магнитометра

В процессе измерения магнитного поля, могут наблюдаться погрешности, обусловленные искажениями магнитного поля. Выделяют две основные причины[17]:

- твердое искажение – смещение измеряемого магнитного поля земли вследствие находящихся поблизости объектов, имеющих собственное магнитное поле;
- мягкое искажение – искривление существующего магнитного поля из-за рядом располагающихся металлов, например никеля или железа.

На рисунке 38 показан поворот вокруг оси Z магнитометра, не содержащего никаких помех.

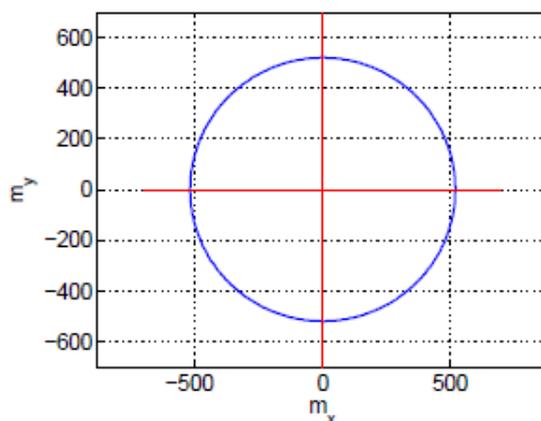


Рисунок 38 – Идеальное измерение магнитного поля

Наличие вокруг магнитометра приборов или устройств, вызывающих твердое искажение, сместит центр окружности, как показано на рисунке 39.

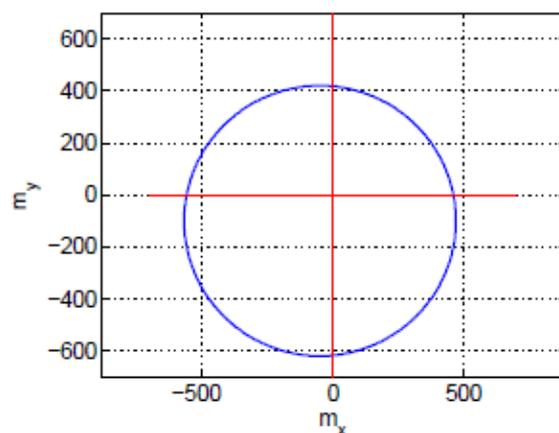


Рисунок 39 – Присутствие твердого искажения магнитного поля

Одновременное наличие твердого и мягких искажений, не только сместит центр окружности, но и вытянет ее до эллипса, как показано на рисунке 40.

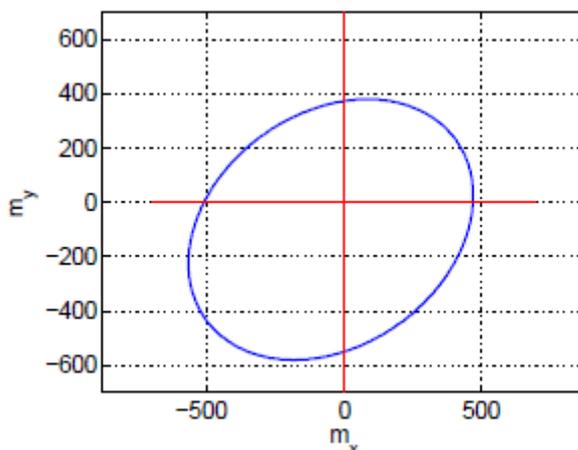


Рисунок 40 – Одновременное присутствие твердого и мягких искажений магнитного поля

Для избавления от перечисленных искажений, достаточно постараться убрать их источник из области измерения магнитного поля, но если это не представляется возможным, используется следующая модель, позволяющая учесть искажения:

$$M = \begin{bmatrix} C_1 & C_2 & C_3 \\ C_4 & C_5 & C_6 \\ C_7 & C_8 & C_9 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H_x - C_{10} \\ H_y - C_{11} \\ H_z - C_{12} \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Первая матрица называется матрицей трансформации и состоит из численных параметров  $C_i$ , направленных на компенсацию мягких искажений, тогда как вторая – матрица смещения, позволяет сместить центр окружности в начало координат, то есть компенсировать твердые искажения.

### 3.1.3 Калибровка магнитометра

В некоторых случаях погрешность в измерениях обусловлена смещением внутренних осей сенсора и их разной чувствительностью. Чтобы это исправить, необходимо провести процедуру калибровки датчика. Результатом калибровки станут найденные матрицы трансформации и смещения.

Для проведения калибровки, магнитометр крепится так, что бы его легко было поворачивать вокруг всех своих осей. Датчик подключается к Arduino по протоколу I2c и передает данные на компьютер с заданной периодичностью, например раз в 200 мс.

Повернув датчик в горизонтальной плоскости на 360 градусов, вектор магнитной индукции очертит круг на мнимой сфере (Рисунок 41).

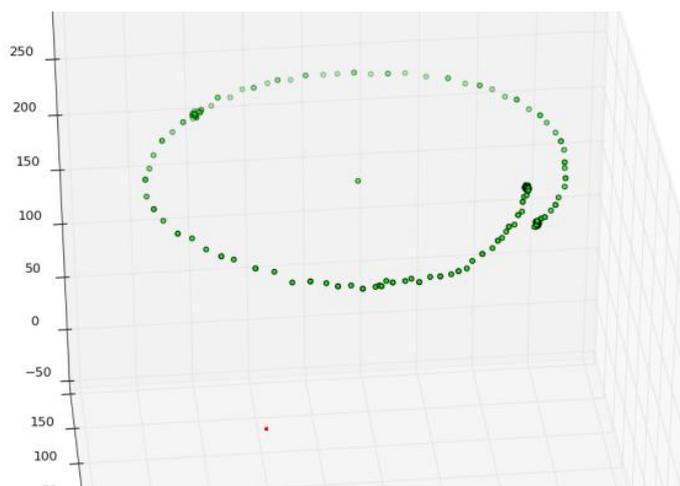


Рисунок 41 – Значения вектора магнитной индукции при полном обороте

Перевернув датчик на противоположную сторону, и снова повернув на 360 градусов, получим еще один круг на сфере вокруг вектора гравитации. Соединив центры этих кругов, получим прямую, параллельную одной из осей датчика. По отклонению полученной прямой и определяется поправка, которую необходимо внести.

Алгоритм получения матрицы трансформации:

1. Для каждой из сторон датчика снять координаты двух точек  $P_{1i}$  и  $P_{2i}$ . Причем вторая точка получается вращением датчика на 180 градусов относительно первоначального положения.

$$P_{1i} = (X, Y, Z), P_{2i} = (X, Y, Z)$$

где  $i = 1, 2 \dots 6$  – номер стороны.

2. Найти центры кругов вращения по двум точкам каждой из сторон:

$$P_{ci} = \frac{P_{1i} + P_{2i}}{2} \quad (3.4)$$

3. Соединить противоположные центры, получив взаимное расположение осей сенсора (Рисунок 42).

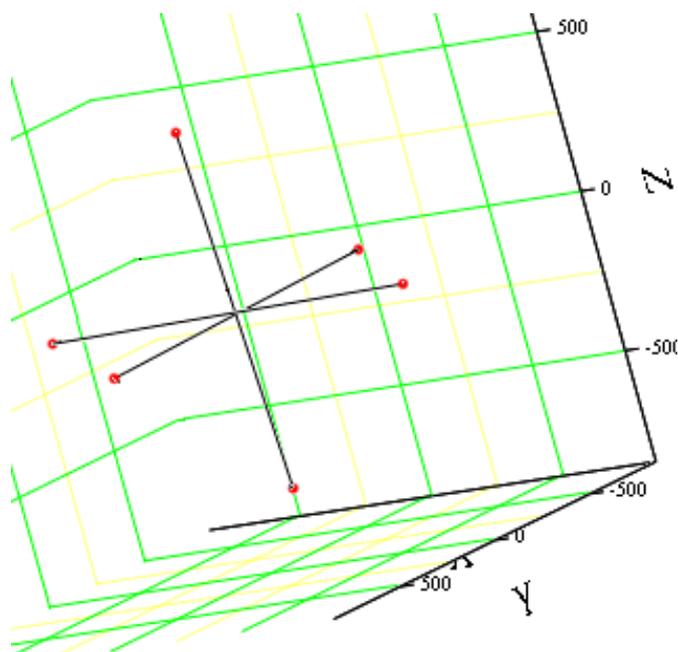


Рисунок 42 – Взаимное расположение осей неоткалиброванного датчика

4. Вычесть противоположные вектора друг из друга и получить тройку векторов, показывающих реальное взаимное расположение осей. На ось, соответствующую каждому такому вектору, указывает его самый значимый член.

5. Разделить каждый вектор на самый значимый член, получив колонки матрицы размерностью 3x3.

6. Матрица, обратная данной и есть матрица трансформации.

Определение матрицы смещения:

1. Найти центры трех прямых, образованных соединением двух противоположных центров кругов:

$$X_{ci} = \frac{P_{ci} + P_{cj}}{2} \quad (3.5)$$

2. Матрица смещения B рассчитывается по формуле:

$$B = \frac{X_{c1} + X_{c2} + X_{c3}}{3} \quad (3.6)$$

Результат калибровки представлен на рисунке 43. С помощью полученных матриц в реальном времени на микроконтроллере вычисляются откалиброванные значения векторов напряженности, позволяющие избавиться от магнитных искажений и неперпендикулярность внутренних осей.

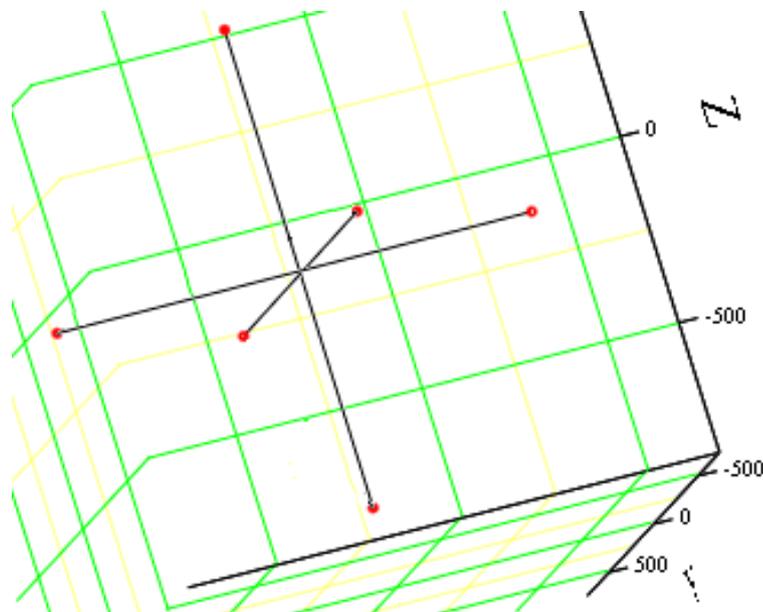


Рисунок 43 – Взаимное расположение осей датчика после калибровки

### 3.2 Акселерометр

Акселерометр измеряет проекции ускорения вдоль своих осей. Используя формулы (3.7), можно найти углы крена и тангажа, но данные с акселерометра всегда содержат большое количество шумов, так как сам по себе акселерометр очень чувствителен даже к небольшим вибрациям [18]. Поэтому для определения положения, совместно с акселерометром используется гироскоп.

$$\begin{aligned} \phi &= \operatorname{atan}\left(\frac{a_y}{a_z}\right) \\ \theta &= \operatorname{asin}\left(\frac{a_x}{g}\right) \end{aligned} \quad (3.7)$$

где  $a_x$ ,  $a_y$ ,  $a_z$  – данные акселерометра по его осям;  
 $g$  – ускорение свободного падения.

### 3.3 Гироскоп

Гироскоп измеряет значения угловых скоростей вокруг своих осей. Проинтегрировав данные с гироскопа по времени, получаются углы поворота вокруг осей.

$$\phi = \int_0^t r(\tau) d\tau \quad (3.8)$$

Или используя разностное уравнение [18]:

$$\phi[n] = \phi[n - 1] + h \cdot r \quad (3.9)$$

где  $h$  – время между забором данных;

$r$  – значение угловой скорости.

### 3.4 Совместное использование гироскопа и магнитометра

При использовании только гироскопа для определения ориентации, даже компенсируя его данные с помощью акселерометра, наблюдается сильный дрейф значений вокруг оси Z [19].

Поэтому для определения угла рыскания следует использовать показания магнитометра. Но, используя формулу (3.2), считанные данные будут верными только при условии того, что магнитометр находится параллельно земной поверхности, то есть не имеет углов наклона вокруг своих осей X и Y.

Поэтому, для получения достоверных данных с магнитометра, вне зависимости от его наклона, необходимо при каждом угле наклона делать соответствующую поправку в значения магнитометра. Например, как это было сделано в [20]:

$$\begin{aligned} H_{y1} &= H_z \cdot \sin(\phi) - H_y \cdot \cos(\phi) \\ H_{z1} &= H_y \cdot \sin(\phi) + H_z \cdot \cos(\phi) \\ H_{x1} &= H_x \cdot \cos(\theta) + H_{z1} \cdot \sin(\theta) \\ \psi &= \text{atan2}(H_{y1}, H_{x1}) \end{aligned} \quad (3.10)$$

Но данный способ, как было показано в [21], недостаточно компенсирует углы наклона, что сказывается на точности, к тому же, оперируя

углами Эйлера, всегда существует вероятность возникновения неопределенности или складывания рамок [22], то есть ситуации, когда при определенной последовательности поворотов две из осей поворота совпали.

Один из способов, который позволяет избежать феномена складывания рамок, это использование кватернионов вместо углов Эйлера на этапе компенсации магнитометра [23].

Кватернион – это вектор четырех компонент, позволяющий описывать поворот вокруг оси на заданный угол  $\theta$  и тем самым задавать ориентацию объекта в пространстве:

$$q = (q_0, q_1, q_2, q_3) = \left( \cos\left(\frac{\theta}{2}\right), -r_x \sin\left(\frac{\theta}{2}\right), -r_y \sin\left(\frac{\theta}{2}\right), -r_z \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \right) \quad (3.11)$$

где,  $q_1, q_2, q_3$  – компоненты вектора оси вращения;

$q_0$  – угол поворота вокруг этой оси.

Получение углов Эйлера из кватернионов производится по следующим формулам [24]:

$$\begin{aligned} \phi &= \operatorname{atan2}(2(q_0 \cdot q_1 + q_2 \cdot q_3), 1 - 2(q_1^2 + q_2^2)) \\ \theta &= \operatorname{asin}(2(q_0 \cdot q_2 + q_3 \cdot q_1)) \\ \psi &= \operatorname{atan2}(2(q_0 \cdot q_3 + q_1 \cdot q_2), 1 - 2(q_2^2 + q_3^2)) \end{aligned} \quad (3.12)$$

### 3.5 Фильтр Маджвика

Один из самых популярных на данный момент алгоритмов определения ориентации, т.е. получения достоверных углов крена, рыскания и тангажа был разработан в 2011 году Себастьяном Маджвиком.

В его работе представлено подробное описание фильтра, включая его реализацию на языке C++. Фильтр использует кватернионы, что позволяет задействовать данные с акселерометра и магнетометра для аналитических вычислений, а так же для получения погрешности направления гироскопа в виде производного кватерниона с помощью оптимизации методом градиентного спуска [25].

Автор работы приводит результаты экспериментов, показывающие, что уровень точности разработанного фильтра превышает таковой в фильтре на основе метода Калмана:

- менее  $0.6^\circ$  среднеквадратичное отклонение в неподвижном состоянии;
- менее  $0.8^\circ$  среднеквадратичное отклонение в подвижном состоянии.

К преимуществам фильтра Маджвика так же относятся:

- дешевизна по вычислительным ресурсам — 277 простых арифметических операций каждое обновление фильтра;
- эффективность при низких частотах дискретизации (например 10 Гц).

### **3.6 Библиотека FreeIMU**

Под используемую в данном проекте платформу Arduino существует написанная Фабио Вересано библиотека FreeIMU [26], как часть его диссертации. Данная библиотека содержит все необходимые функции для взаимодействия с датчиком положения GY-88 и позволяет получать информацию об углах поворота, используя фильтр Маджвика.

Так же имеется программное обеспечение для калибровки датчиков магнетометра и акселерометра (рисунок 44).

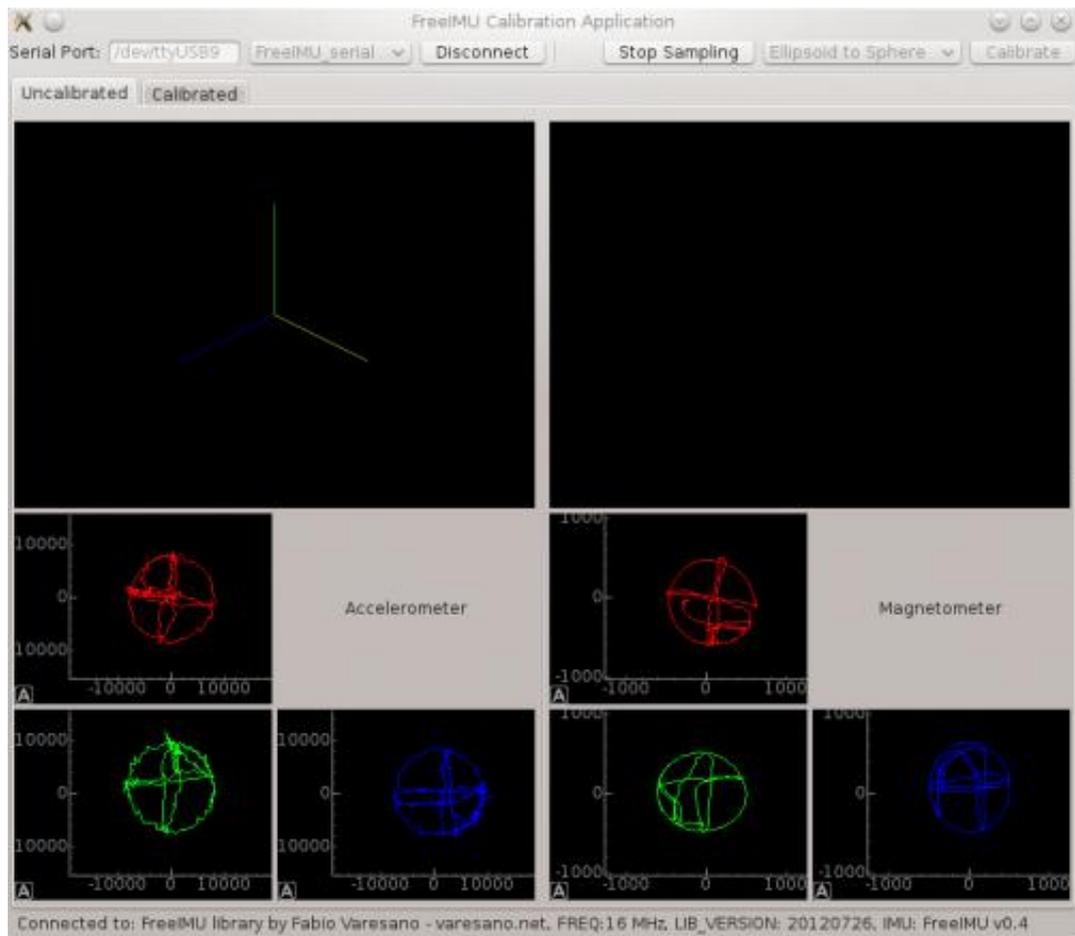


Рисунок 44 – Окно приложения FreeIMU для калибровки датчиков

Данная библиотека будет использоваться при написании основной программы управления квадрокоптера в этом проекте.

### 3.7 Использование фильтра скользящего среднего

Как было сказано ранее, для определения текущих углов крена, тангажа и рыскания, в проекте используется библиотека FreeIMU, со встроенной реализацией фильтра Маджвика.

Однако, на практике полученный угол крена или тангажа не был устойчив, а имел постоянные всплески  $\mp 0.75^\circ$ . Поэтому было принято решение фильтровать данные, полученные из FreeIMU.

Для фильтрации сигнала использовался фильтр скользящего среднего, разностное уравнение которого определено формулой (2.35).

При 15-ти точек усреднения, фильтр показывает приемлемые результаты, внося небольшую, но не критичную задержку, при изменении реального положения летательного аппарата (Рисунки 45 – 46).

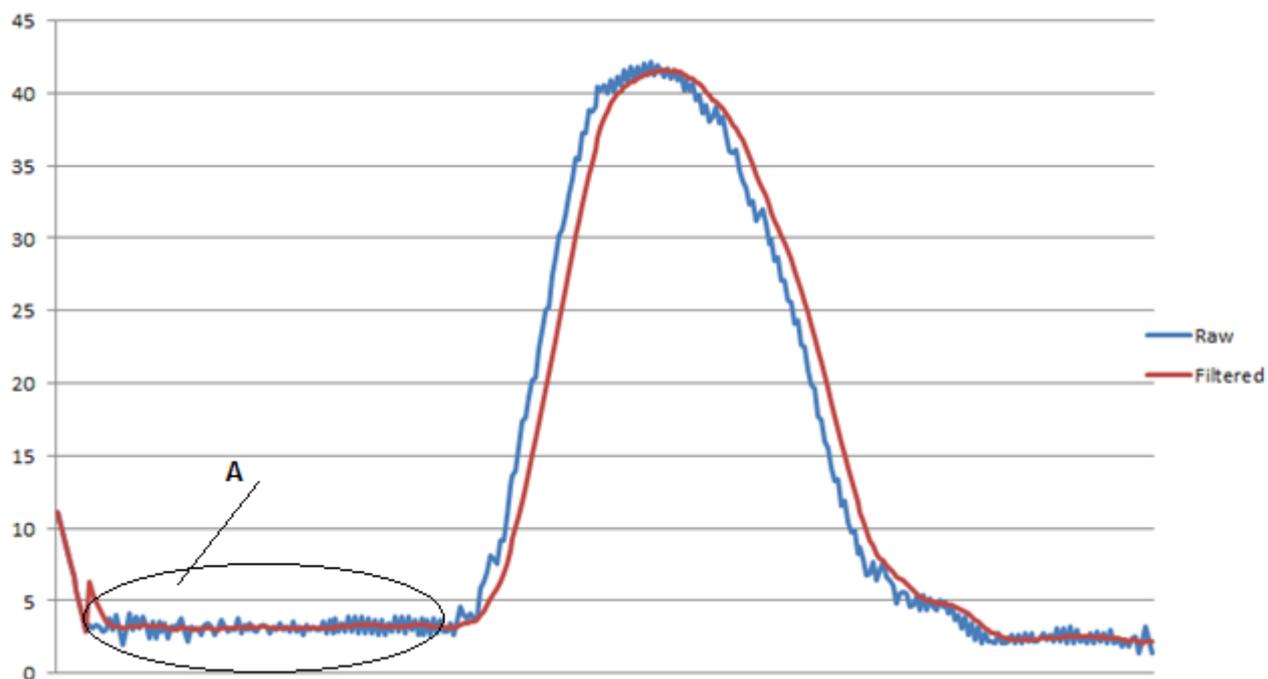


Рисунок 45 – Необработанные и отфильтрованные данные изменения угла тангажа

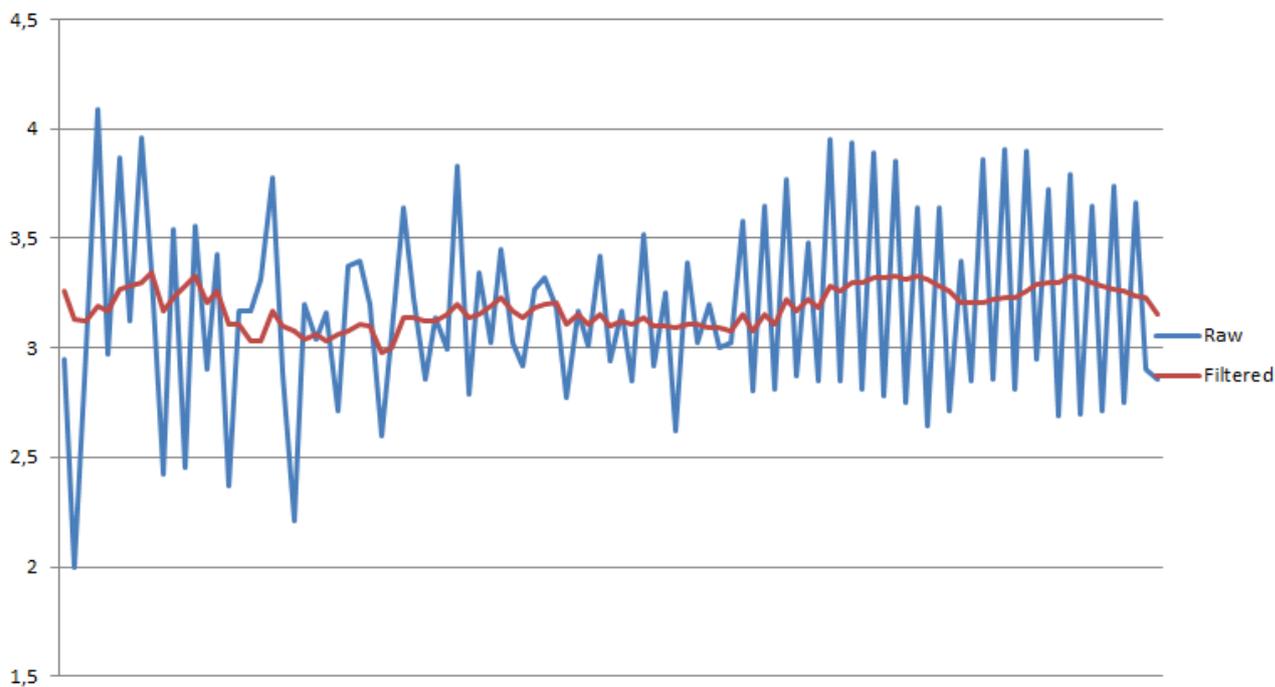


Рисунок 46 – Данные изменения угла тангажа, область А рисунка 45

## 4 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ

Структурная схема разработанной системы показана на рисунке 47.

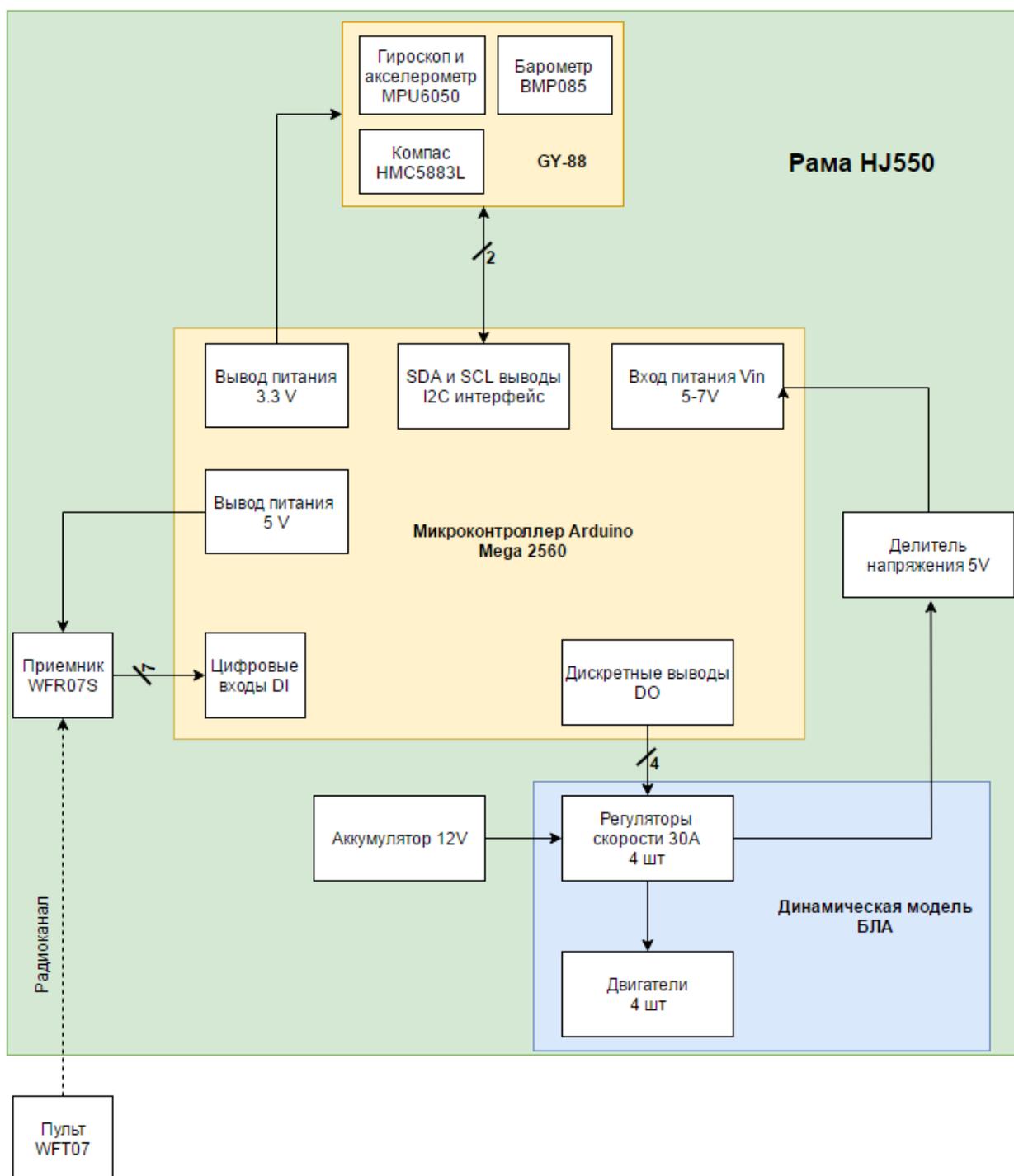


Рисунок 47 – Структурная схема квадрокоптера

Управляющий микроконтроллер Arduino Mega 2560 является центральным звеном системы. Опрашивая по двухпроводному интерфейсу I2C датчики гироскопа акселерометра и магнетометра, входящие в состав модуля

GY-88 и являющиеся звеном обратной связи для стабилизации положения, микроконтроллер получает представления о координатах летательного аппарата в пространстве.

Получив необходимые координаты, микроконтроллер вырабатывает управляющее воздействие в виде импульсов фазово-импульсной модуляции (ФИМ) на регуляторы скорости для увеличения или уменьшения скорости вращения определенных двигателей, что приводит к корректировке ориентации БЛА.

Для формирования ФИМ импульсов необходимой длительности используются цифровые выходы микроконтроллера в связке с одним из встроенных 16-ти битных таймеров. Что позволяет задавать необходимые для большинства регуляторов скорости пределы импульсов длительностью от 1000 (минимальная скорость) до 2000 (максимальная скорость) микросекунд.

Управление квадрокоптером осуществляется в дистанционном режиме с помощью пульта, способного передавать семь различных сигналов управления в одной ФИМ волне.

Для поставленной задачи понадобилось всего 4 канала (Рисунок 48):

- канал 1 – задание угла крена;
- канал 3 – управление углом тангажа;
- канал 4 – управление углом рыскания;
- канал 2 – набор высоты.

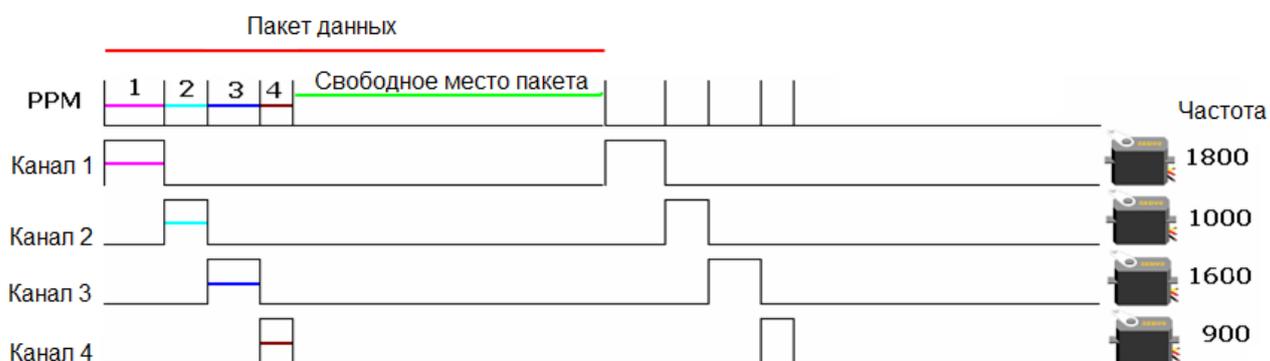


Рисунок 48 – Графическое представление РРМ сигнала, передающего сигналы с четырех каналов управления одним пакетом

ФИМ волна, приходя на приемник, раскладывается на семь сигналов широтно-импульсной модуляции (ШИМ) для каждого канала управления.

Для получения значений ШИМ сигналов использовались цифровые входы микроконтроллера, настроенные на внешние прерывания по нарастающему и убывающему фронту.

Прерывание – это событие, требующее остановки текущей исполняемой программы и вызова обработчика прерывания, по завершению которого приостановленная программа продолжает свое выполнение.

В обработчиках прерывания запоминалось текущее время начала события и, взяв разность времен событий нарастающего и убывающего фронтов, находилась длительность приходящих с приемника ШИМ импульсов. Длительность которых, так же, как и у ФИМ сигнала, варьируется от 1000 до 2000 микросекунд.

Полный листинг программы для микроконтроллера Arduino Mega представлен в Приложении Б. На рисунке 49 представлена блок схема алгоритма работы основной программы.

В самом начале бесконечного цикла происходит проверка сброса ориентации летательного аппарата. Если одновременно каналы 1, 2 и 3 с пульта передают значение меньше 1100, то устанавливается флаг сброса, который используется при расчете углов из кватернионов, запоминаются текущие значения кватернионов и сбрасывается флаг фильтрации, позволяющий перезапустить программный фильтр. Тем самым, в текущем положении аппарата, его углы ориентации становятся равны нулю.

Процедура получения углов ориентации рассчитывает углы крена, тангажа и рыскания по формуле (3.12). Причем, если был выставлен флаг сброса ориентации, то каждая компонента кватерниона предварительно пересчитывается:

$$\begin{aligned} q_0 &= a_0 \cdot q_0 - a_1 \cdot q_1 - a_2 \cdot q_2 - a_3 \cdot q_3 \\ q_1 &= a_0 \cdot q_1 + a_1 \cdot q_0 + a_2 \cdot q_3 - a_3 \cdot q_2 \end{aligned} \tag{4.1}$$

$$q_2 = a_0 \cdot q_2 - a_1 \cdot q_3 + a_2 \cdot q_0 + a_3 \cdot q_1$$

$$q_3 = a_0 \cdot q_3 + a_1 \cdot q_1 - a_2 \cdot q_1 + a_3 \cdot q_0$$

где  $a_i$  – текущие на момент сброса значения кватерниона.

$q_i$  – текущие значения кватерниона.

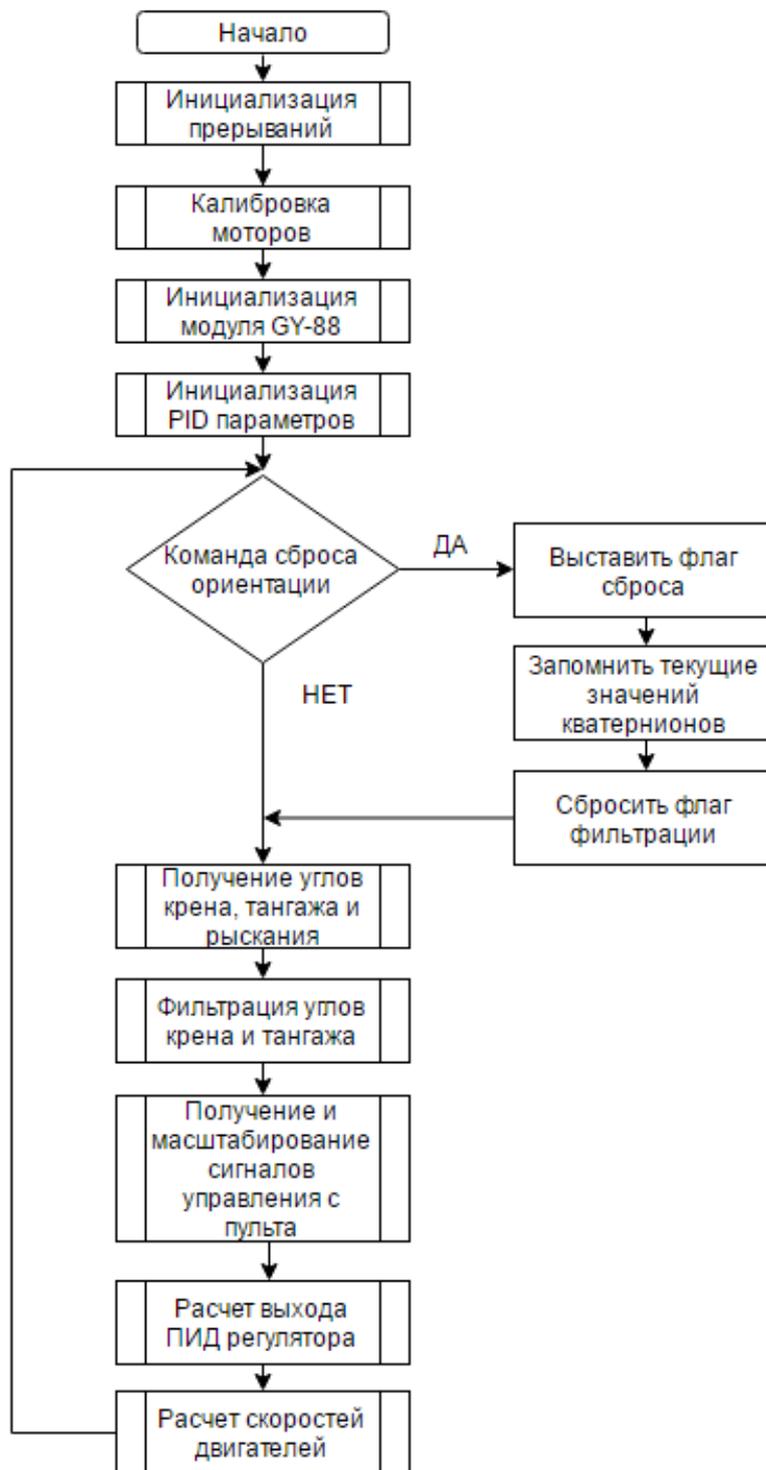


Рисунок 49 – Алгоритм программы

Часть программы, отвечающая за получение и масштабирование сигналов с пульта управления, устанавливает следующие диапазоны управляющих сигналов:

- газ – 0-70%;
- уставка на крен – -20-20°;
- уставка на тангаж – -20-20°;
- уставка на рыскание – -180-180°.

Все сигналы, кроме газа, являются уставками для расчета управляющего воздействия ПИД регулятора по соответствующему углу. Мощность моторов определяется газом, который определяет набор высоты квадрокоптера. Газ ограничен 70% от возможной мощности моторов. Остальные 30% используются для стабилизации летательного аппарата.

В результате проведенных тестов на реальном объекте было решено изменить найденные при моделировании коэффициенты ПИД регулятора для лучшей стабилизации системы. Новые параметры представлены в таблице 4.

Таблица 4 – ПИД параметры реального объекта

<b>Параметры регулятора</b>		
$K_p$	$K_i$	$K_d$
ПИД <sub>крен</sub>		
0.8	0.65	0.15
ПИД <sub>тангаж</sub>		
0.82	0.45	0.15
ПИД <sub>рыскание</sub>		
1.5	0.5	0.3

Изменение коэффициентов обусловлено упрощениями при составлении модели, но главным образом тем, что один из моторов в ходе экспериментов оказался менее мощным и менее отзывчивым, чем остальные.

В результате проделанной работы можно сделать вывод, что для создания системы автоматической стабилизации летательного аппарата необходимо получить его математическую модель и произвести идентификацию неизвестных параметров, задействованных в модели.

Полученные результаты моделирования с целью нахождения закона управления аппаратом являются приемлемыми и для конечного объекта управления. Но для более качественного процесса регулирования может потребоваться ручная донастройка параметров ПИД регулятора.

Так же было выяснено, что использование интеллектуальных датчиков совместно с программными алгоритмами фильтрации позволяет получать достоверные сведения о положении летательного аппарата в пространстве.

## **5 ФИНАНСОВЫЙ МЕНЕДЖМЕНТ, РЕСУРСОЭФФЕКТИВНОСТЬ И РЕСУРСОСБЕРЕЖЕНИЕ**

В данном разделе рассмотрен анализ экономической эффективности разработанной системы автоматизированного управления беспилотным летательным аппаратом и перспективности ведения научно-исследовательских работ в данном направлении.

### **5.1 Оценка коммерческого и инновационного потенциала**

#### **5.1.1 Потенциальные потребители результатов исследования**

Научные исследования, проведенные в ходе выполнения диссертации, направлены на самостоятельную сборку летательного аппарата из отдельных компонентов, которые можно свободно найти на рынке, и анализ математической модели собранного аппарата с целью получения данных, необходимых для разработки алгоритма эффективной стабилизации и автоматизированного управления летательным аппаратом. Алгоритм управления представляет собой программный код, загруженный в микроконтроллер Arduino Mega.

Результаты работы планируются к применению в образовательном процессе среди студентов для наглядного изучения теории автоматического управления. Поэтому одними из главных потребителей, на которых была изначально ориентирована разработка системы, являются образовательные учреждения.

Но области потенциального применения разработки являются очень широкими. В настоящее время летательные аппараты подобного типа применяются как для любительской, так и профессиональной аэро и фотосъемки. С помощью похожих разработок решаются инженерные задачи, требующие до недавних пор относительно больших затрат, например при обследовании зданий на предмет теплопотерь. Многие компании внедряют доставку грузов на небольшие расстояния при помощи беспилотных летательных аппаратов, что позволяет экономить на человеческих ресурсах.

Все чаще подобные летательные аппараты применяются в военных разведывательных целях. Потенциальными потребителями так же могут являться охранные предприятия, осуществляющие мониторинг больших территорий.

Информация по потенциальным потребителям обобщена в карте сегментирования рынка потребителей (Рисунок 50).

		Отрасль или сфера деятельности					
		Образовательные учреждения	Военная промышленность	Службы доставки грузов	Строительные компании	Профессиональная съемка	Охранные предприятия
Размер компании	крупные		К	К		К	
	средние					К	
	мелкие					К	

Рисунок 50 – Карта сегментирования рынка потребителей беспилотных летательных аппаратов

На карте отмечены заинтересованные в разработанном продукте группы потребителей, сегментированных по их размерам. Те сегменты рынка, на которых в данный момент наблюдается сильная конкуренция, отмечены буквой К.

В настоящее время большинство компаний, занимающихся разработкой беспилотных летательных аппаратов, нацелено на отрасль профессиональной и любительской фотосъемки, поэтому полностью во всех сегментах данной отрасли наблюдается повышенная конкуренция.

Службы доставки грузов только с недавнего времени начали внедрять беспилотные аппараты, поэтому конкуренция наблюдается только у крупных

компаний, которые в основном сами занимаются исследованиями по данной теме.

Для формирования целевого рынка, как правило, выбираются несколько сегментов, на которых либо полностью отсутствует конкуренция, либо является незначительной.

В данном случае в качестве потенциальных потребителей разработанного продукта было решено выбрать образовательные учреждения и охранные предприятия.

### **5.1.2 Анализ конкурентных технических решений**

Существует много компаний, которые либо полностью специализированы на выпуске беспилотных летательных аппаратов, либо имеют небольшую линейку отдельно от своей основной продукции. Например, компания Xiaomi специализирована на выпуске смартфонов и планшетов, но имеет так же и летательный аппарат Mi Drone.

В большинстве случаев подобные компании пользуются разработками других компаний, специализированных именно на электронных компонентах и программном коде, отвечающих за стабилизацию летательного аппарата.

Так как в данной работе помимо сборки был произведен и обоснован выбор основных электронных компонентов, таких как датчики положения и микроконтроллера управления, а так же сделан упор на написание программного кода микроконтроллера для стабилизации положения летательного аппарата, то конкурентами являются уже существующие на рынке решения по стабилизации летательных аппаратов, такие как плата MultiWii NanoWii и KK Controller Board.

Оценка конкурентоспособности технических решений показана в таблице 5, где где  $B_{k1}$  – «MultiWii»,  $B_{k2}$  – «KK Controller Board»,  $B_{\phi}$  – собранная система стабилизации на базе Arduino Mega.

Позиция разработки и конкурентов оценивается по каждому показателю экспертным путем по пятибалльной шкале, где 1 – наиболее слабая позиция, а 5 – наиболее сильная. Веса показателей, определяемые экспертным путем, в сумме должны составлять 1.

Таблица 5 – Оценочная карта сравнения конкурентных технических решений

Критерии оценки	Вес	Баллы			Конкурентоспособность		
		Б <sub>ф</sub>	Б <sub>к1</sub>	Б <sub>к2</sub>	К <sub>ф</sub>	К <sub>к1</sub>	К <sub>к2</sub>
1	2	3	4	5	6	7	8
<b>Технические критерии оценки ресурсоэффективности</b>							
1. Качество стабилизации	0.2	3	4	5	0.6	0.8	1.0
2. Возможность подключения дополнительных модулей	0.1	4	3	3	0.4	0.3	0.3
3. Мощность установленного процессора на плате	0.05	4	2	3	0.2	0.1	0.15
4. Простота чтения и модификации кода прошивки	0.1	4	3	2	0.4	0.3	0.2
5. Компактность	0.05	3	4	3	0.15	0,2	0.15
<b>Экономические критерии оценки эффективности</b>							
1. Конкурентоспособность	0.2	2	4	4	0.4	0.8	0.8
2. Уровень востребованности среди потребителей	0.1	2	4	5	0.2	0.4	0.5
3. Цена	0.2	4	2	3	0.8	0.4	0.6
<b>Итого</b>	<b>1</b>	<b>26</b>	<b>26</b>	<b>28</b>	<b>3.15</b>	<b>3.3</b>	<b>3.7</b>

По итогам оценочной карты можно сказать, что система стабилизации, рассматриваемая в данной выпускной квалификационной работе, имеет ряд преимуществ перед своими конкурентами и, несмотря на то, что она проигрывает по некоторым позициям, обладает способностью конкурировать с существующими решениями на рынке.

### 5.1.3 SWOT анализ

SWOT анализ представляет собой комплексный анализ научно-исследовательского проекта и применяется для выявления сильных и слабых сторон проекта, возможностей развития и угроз существованию.

Матрица SWOT представлена в таблице 6.

Таблица 6 – SWOT анализ

	<p><b>Сильные стороны проекта:</b></p> <p>С1. По сравнению с ближайшими конкурентами, система имеет невысокую стоимость компонентов.</p> <p>С2. Прошивка, отвечающая за стабилизацию, не имеет избытка кода.</p> <p>С3. Модули системы являются автономными и могут быть дополнены или заменены в случае неисправности. Решения же конкурентов предполагают полную замену всей платы.</p> <p>С4 – заинтересованность в разработке со стороны кафедры АиКС ТПУ.</p>	<p><b>Слабые стороны проекта:</b></p> <p>Сл1. Качество стабилизации летательного аппарата хуже, чем у конкурентов.</p> <p>Сл2. Ограничения по объему кода, который может быть загружен в микроконтроллер.</p> <p>Сл3. Малоизвестность разработки на этапах внедрения.</p>
<p><b>Возможности:</b></p> <p>В1. Самостоятельное изменение кода прошивки, загруженного в микроконтроллер.</p>	<p>В1С2 – самостоятельное изменение кода становится возможным благодаря его грамотной структуре.</p>	<p>В1Сл2 – ограничения, накладываемые на объем кода могут помешать студентам при выполнении большого проекта.</p>

Продолжение таблицы 6

	<b>Сильные стороны научно-исследовательского проекта</b>	<b>Слабые стороны научно-исследовательского проекта</b>
<p><b>Возможности:</b></p> <p>В2.Использование инфраструктуры ТПУ для быстрого внедрения продукта на рынок.</p> <p>В3.Получение финансирования для дальнейших исследований.</p>	<p>В2С4 – заинтересованность позволит использовать инфраструктуру ТПУ для быстрого внедрения продукта на рынок.</p> <p>В3С3С1 – Подключение дополнительных модулей и низкая себестоимость позволит привлечь потребителей из смежных областей. Что увеличит шансы на получение финансирования</p>	<p>В3Сл3Сл1 – неизвестность разработки или ее не идеальность может отпугнуть потенциальных инвесторов.</p>
<p><b>Угрозы:</b></p> <p>У1. Колебание валютного рынка.</p> <p>У2. Развитая конкуренция на рынке.</p>	<p>У1С1 – Колебание валютного рынка может сказаться на себестоимости конечного продукта</p> <p>У2С2С3 – развитая конкуренция способна со временем повлиять на появление более качественных аналогов.</p>	<p>У1СЛ1 – колебания валютного рынка может повлиять на спрос продукта, что в свою очередь может сказаться приостановке работ по улучшению стабилизации проекта.</p>

## 5.2 Планирование научно-исследовательских работ

### 5.2.1 Структура работ в рамках научного исследования

Перечень этапов и работ в рамках проведенного научного исследования по созданию автоматизированной системы стабилизации летательного аппарата приведен в таблице 7.

Таблица 7 - Перечень выполняемых работ с указанием доли участия исполнителей (НР – Научный руководитель, С - студент)

Этапы работы	Исполнители	Загрузка исполнителей
1. Постановка целей и задач	НР, С	НР – 90% С – 10%
2. Обзор литературы по предмету исследования	С	С – 100%
3. Разработка тех. задания	НР, С	НР – 15% С – 85%
4. Составление календарного плана	НР, С	НР – 30% С – 70%
5. Проведение работ по сборке системы	С	С – 100%
6. Проведение работ по идентификации системы	С	С – 100%
7. Проведение работ по моделированию системы	С	С – 100%
8. Написание программного обеспечения	С	С -100%
9. Анализ результатов	НР, С	НР – 20% С – 80%
10. Оформление расчетно-пояснительной записки	С	С – 100%
11. Подведение итогов	НР, С	НР – 90% С – 10%

На первом этапе совместно с научным руководителем определяются цели и задачи будущего научного исследования.

На втором этапе студентом проводится обзор литературы с целью формирования базы знаний по объекту исследования.

На третьем этапе цели и задачи детально прорабатываются и документируются в техническом задании.

На четвертом этапе составляется календарный план.

Этапы с пятого по восьмой проводятся студентом самостоятельно. В них входит сборка системы, идентификация ее компонентов с целью составления полной математической модели, моделирование системы и разработка программного обеспечения для реальной системы с учетом проведенных тестов.

В девятом и десятом этапах проводится анализ полученных результатов, их документирование и как итог, оформление расчетно-пояснительной записки, отражающей суть проведенного исследования.

Последним этапом является подведение итогов совместно с научным руководителем, который определяет, насколько близко конечный результат оказался с тем, который был обозначен в техническом задании.

### **5.2.2 Продолжительность этапов работ**

Для расчета продолжительности этапов работ воспользуемся экспертным методом, так как он позволяет производить расчеты при отсутствии необходимой нормативной базы или информации о процессе выполнения аналогичных исследовательских работ.

Ожидаемая продолжительность работ определяется по формуле:

$$t_{ож} = \frac{3 \cdot t_{min} + 2 \cdot t_{max}}{5} \quad (5.1)$$

где  $t_{min}$  – минимальная продолжительность работы, дн.;

$t_{max}$  – максимальная продолжительность работы, дн.

Для удобства построения линейного графика работ, длительность каждого из этапов следует перевести из рабочих дней в календарные. Для этого необходимо воспользоваться следующей формулой:

$$T_{\text{КД}} = T_{\text{РД}} \cdot T_{\text{К}} \quad (5.2)$$

где  $T_{\text{КД}}$  – продолжительность выполнения этапа в календарных днях;

где  $T_{\text{РД}}$  – продолжительность выполнения этапа в рабочих днях;

$T_{\text{К}}$  – коэффициент календарности.

Коэффициент календарности позволяет перейти от длительности работ в рабочих днях к их аналогам в календарных днях, и рассчитывается по формуле:

$$T_{\text{К}} = \frac{T_{\text{КАЛ}}}{T_{\text{КАЛ}} - T_{\text{ВД}} - T_{\text{ПД}}} \quad (5.3)$$

где  $T_{\text{КАЛ}}$  – календарные дни (365);

$T_{\text{ВД}}$  – выходные дни (92);

$T_{\text{ПД}}$  – праздничные дни (26).

Получили:

$$T_{\text{К}} = \frac{365}{365 - 92 - 26} = 1.48$$

Расчет рабочих дней производится по формуле:

$$T_{\text{РД}} = \frac{t_{\text{ОЖ}}}{K_{\text{ВН}}} \cdot K_{\text{Д}} \quad (5.4)$$

где  $K_{\text{ВН}}$  – коэффициент выполнения работ, учитывающий влияние внешних факторов на соблюдения длительностей работ (примем  $K_{\text{ВН}}=1$ );

$K_{\text{Д}}$  – коэффициент, учитывающий дополнительное время на компенсацию непредвиденных задержек и согласование работ (примем  $K_{\text{Д}} = 1.1$ ).

Итоговая формула расчета календарных дней выглядит так:

$$T_{\text{КД}} = T_{\text{РД}} \cdot T_{\text{К}} = \frac{t_{\text{ОЖ}}}{K_{\text{ВН}}} \cdot K_{\text{Д}} \cdot T_{\text{К}} = 1.63 \cdot \frac{3 \cdot t_{\text{min}} + 2 \cdot t_{\text{max}}}{5} \quad (5.5)$$

На основании данных таблицы 7 произведем по приведенным выше формулам расчет продолжительности выполнения работ в календарных днях для исполнителей каждого из этапов проекта, показанный в таблице 8.

Линейный график работ представлен в таблице 9.

Таблица 8 – Расчет трудозатрат на выполнение проекта

Этап	Исполнители	Продолжительность работ, дни			Трудоемкость работ по исполнителям чел.- дн.			
		$t_{min}$	$t_{max}$	$t_{ож}$	Т <sub>РД</sub>		Т <sub>КД</sub>	
					НР	С	НР	С
1. Постановка целей и задач	НР, С	2	6	3.6	3.564	0.396	5.2812	0.5868
2. Обзор литературы по предмету исследования	С	7	15	10.2	0	11.22	0	16.626
3. Разработка тех. задания	НР, С	3	6	4.2	0.693	3.927	1.0269	5.8191
4. Составление календарного плана	НР, С	2	3	2.4	0.792	1.848	1.1736	2.7384
5. Проведение работ по сборке системы	С	10	15	12	0	13.2	0	19.56
6. Проведение работ по идентификации системы	С	20	40	28	0	30.8	0	45.64
7. Проведение работ по моделированию системы	С	15	30	21	0	23.1	0	34.23
8. Написание программного обеспечения	С	30	60	42	0	46.2	0	68.46
9. Анализ результатов	НР, С	5	10	7	1.54	6.16	2.282	9.128
10. Оформление расчетно-пояснительной записки	С	15	30	21	0	23.1	0	34.23
11. Подведение итогов	НР, С	2	4	2.8	2.772	0.308	4.1076	0.4564
<b>Итого:</b>				<b>154.2</b>	<b>9.36</b>	<b>160.259</b>	<b>13.87</b>	<b>237.475</b>

Таблица 9 – Линейный график работ

	01.ноя	15.ноя	01.дек	15.дек	01.янв	15.янв	01.фев	15.фев	01.мар	15.мар	01.апр	15.апр	01.май	15.май	01.июн
Постановка целей	■														
Обзор литературы	■	■													
Разработка ТЗ		■													
Составление календарного плана		■													
Сборка системы			■	■											
Идентификация				■	■	■									
Моделирование							■	■	■						
Написание По									■	■	■	■	■		
Анализ результатов													■	■	
Оформление ВКР														■	■
Подведение итогов															■

■ Студент

■ Науч. рук

### 5.2.3 Расчет накопления готовности проекта

Величина накопления готовности проекта – это процентная оценка готовности проекта на каждом завершённом этапе.

Степень готовности рассчитывается по формуле:

$$СГ_i = \frac{ТР_i^H}{ТР_{общ.}} = \frac{\sum_{k=1}^i ТР_k}{ТР_{общ.}} = \frac{\sum_{k=1}^i \sum_{j=1}^m ТР_{km}}{\sum_{k=1}^i \sum_{j=1}^m ТР_{km}} \quad (5.6)$$

где  $ТР_{общ.}$  – общая трудоемкость проекта;

$ТР_i$  – накопленная трудоемкость  $i$ -го этапа проекта по его завершении;

$ТР_i^H$  – накопленная трудоемкость  $i$ -го этапа проекта по его завершении;

$ТР_{ij}$  – трудоемкость работ, выполняемых  $j$ -м участником на  $i$ -м этапе.

По данным таблицы 8 рассчитаем степень готовности проекта на каждом этапе и сведём полученные результаты в таблицу 10.

Таблица 10 – Нарастание технической готовности работы и удельный вес каждого этапа

Этапы работы	$ТР_i, \%$	$СГ_i, \%$
1. Постановка целей и задач	2.335	2.335
2. Обзор литературы по предмету исследования	6.615	8.949
3. Разработка тех. задания	2.724	11.673
4. Составление календарного плана	1.556	13.23
5. Проведение работ по сборке системы	7.782	21.012
6. Проведение работ по идентификации системы	18.158	39.17
7. Проведение работ по моделированию системы	13.619	52.789
8. Написание программного обеспечения	27.238	80.026
9. Анализ результатов	4.54	84.566
10. Оформление расчетно-пояснительной записки	13.619	98.185
11. Подведение итогов	1.816	100

### 5.3 Расчет сметы затрат на выполнение проекта

В смету затрат на выполнение проекта входят расходы, необходимые для реализации всей совокупности работ, которые требует данная разработка.

Затраты выполняемого проекта включают в себя следующие статьи:

- материалы и покупные изделия;
- заработная плата;
- социальный налог;
- расходы на электроэнергию;
- амортизационные отчисления;
- прочие (накладные расходы) расходы.

#### 5.3.1 Расчет затрат на материалы

Данная статья расходов содержит перечень материалов, которые были необходимы для создания объекта проектирования и для общих работ, которые сопутствовали процессу создания.

Перечень необходимых для сборки летательного аппарата элементов, а так же для сборки системы его стабилизации, приведен в таблице 11.

Таблица 11 – расчет затрат на материалы

Наименование	Цена за ед., руб	Кол-во	Сумма, руб
Отладочная плата Arduino Mega 2560	650	1	650
Модуль GY-88	700	1	700
Регуляторы скорости Hobbysky	500	4	2000
Электродвигатели A2212	400	4	1600
Пульт ДУ WFT07	4500	1	4500
Приемник WFR07S	2500	1	2500
Lipo Аккумулятор	1200	1	1200
Рама HJ450	1100	1	1100
Соединительные провода с разъемом «папа-папа»	1	30	30
Бумага для принтера 500 листов	1	300	300
<b>Итого:</b>			<b>14580</b>

Бумага для принтера является сопутствующим материалом, которая будет использована в процессе оформления результатов исследования.

В статью материальных затрат так же входят транспортно-заготовительные расходы (ТЗР), которые обусловлены тратами на совершение сделок по купле-продаже материалов, их доставку. Обычно ТЗР принимают 5-20% от общей цены материалов, но в данном случае известны точные расходы на доставку всего необходимого оборудования, они составляют 3524 рубля.

Итоговые затраты с учетом ТЗР получатся:

$$\text{Мат. затраты} = 14580 + 3524 = 18104 \text{ р.}$$

### 5.3.2 Расчет заработной платы

Данная статья содержит заработную плату исполнителя проекта и научного руководителя, а так же премии. Основная заработная плата рассчитывается исходя из трудоемкости выполнения каждого из этапов и месячного оклада исполнителя этапа.

В качестве заработной платы исполнителя проекта примем месячный оклад (МО) младшего научного сотрудника ТПУ на половину ставки, т.е.  $МО_C = 14874.45$  руб. Научный руководитель имеет должность доцента, величина его месячного оклада -  $МО_{НР} = 27484.86$  руб.

Среднедневная тарифная заработная плата рассчитывается по следующей формуле:

$$ЗП_{\text{дн}} = \frac{МО}{20.6} \quad (5.7)$$

Которая учитывает, что в 2017 году имеется 247 рабочих дней, потому количество рабочих дней в месяце равно 20.6.

Полная заработная плата рассчитывается по формуле:

$$ЗП_{\text{полн}} = ЗП_{\text{дн}} \cdot T_{\text{рд}} \cdot K_{\text{пр}} \cdot K_{\text{доп}} \cdot K_{\text{р}} \quad (5.8)$$

где  $T_{\text{рд}}$  – трудоемкость проекта для сотрудника в рабочих днях;

$K_{\text{пр}}$  – коэффициент премирования ( $K_{\text{пр}} = 1.1$ );

$K_{\text{доп}}$  – коэффициент дополнительной заработной платы (для пятидневной рабочей недели  $K_{\text{доп}} = 1.113$ ;  $K_{\text{доп}} = 1.188$  для шестидневной);

$K_{\text{р}}$  – районный коэффициент ( $K_{\text{р}} = 1.3$ ).

Затраты на заработную плату приведены в таблице 12. Общий коэффициент равен:

$$K_{\text{общ}} = K_{\text{пр}} \cdot K_{\text{доп}} \cdot K_{\text{р}} \quad (5.9)$$

Таблица 12 – затраты на заработную плату

Исполнитель	Оклад, руб./мес	Среднедневная ставка, руб./день	Затраты времени, раб. дни	Общий коэффициент	Фонд з/платы, руб.
НР	27484.86	1334.22	10	1.699	22688.4
С	14874.45	361	161	1.592	92528.63
<b>Итого:</b>					115217.03

### 5.3.3 Расчет затрат на социальный налог

Затраты на единый социальный налог (ЕСН) включают в себя:

- пенсионные отчисления – 22 %;
- отчисления в страховой фонд – 2.9 %;
- отчисления в фонд медицинского страхования – 5.1%.

Указанные отчисления в сумме составляют 30% от полной заработной платы и рассчитываются по следующей формуле:

$$C_{\text{соц}} = C_{\text{зп}} \cdot 0.3 \quad (5.10)$$

где  $C_{\text{соц}}$  – затраты на ЕСН;

$C_{\text{зп}}$  – полные затраты на заработную плату.

Получили следующий размер затрат на ЕСН:

$$C_{\text{соц}} = 115217.03 \cdot 0.3 = 34565.11 \text{ руб.}$$

### 5.3.4 Расчет затрат на электроэнергию

Затраты на электроэнергию рассчитываются по формуле:

$$C_{\text{эл.об}} = P_{\text{об}} \cdot t_{\text{об}} \cdot \text{ЦЭ} \quad (5.11)$$

где  $P_{\text{об}}$  – мощность, потребляемая оборудованием, кВт;

ЦЭ – тариф на 1 кВт·час (5.257 руб./кВт·час для ТПУ);

$t_{\text{об}}$  – время работы оборудования, час.

Время работы оборудования определяется по формуле:

$$t_{\text{об}} = T_{\text{рд}} \cdot K_t \cdot \text{Ч} \quad (5.12)$$

где  $K_t \leq 1$  – коэффициент использования оборудования по времени, равный отношению времени его работы в процессе выполнения проекта к  $T_{\text{рд}}$ ;

Ч – количество рабочих часов в дне (для половины ставки 4 часа).

Мощность, потребляемая оборудованием, определяется по формуле:

$$P_{\text{об}} = P_{\text{ном}} \cdot K_c \quad (5.13)$$

где  $P_{\text{ном}}$  – номинальная мощность оборудования, кВт;

$K_c \leq 1$  – коэффициент загрузки, зависящий от средней степени использования номинальной мощности.

Используемым оборудованием, потребляемым электроэнергию в данном проекте, является персональный компьютер и зарядное устройство для аккумулятора. Расчет затрат на электроэнергию представлен в таблице 13.

Таблица 13 – расчет затрат на электроэнергию

Наименование оборудования	Время работы оборудования $t_{\text{об}}$ , час	Потребляемая мощность $P_{\text{об}}$ , кВт	Затраты на электроэнергию, руб.
Персональный компьютер	$169.6 \cdot 0.4 \cdot 8 =$ $= 542.72$	0.3	855.92
Зарядное устройство	$169.6 \cdot 0.1 \cdot 4 =$ $= 67.84$	0.02	1.36
<b>Итого</b>			857.28

### 5.3.5 Расчет амортизационных расходов

Расчет амортизационных расходов производится по следующей формуле:

$$C_{AM} = \frac{N_A \cdot C_{OB} \cdot t_{рф} \cdot n}{F_D} \quad (5.14)$$

где  $N_A$  – годовая норма амортизации единицы оборудования;

$C_{OB}$  – балансовая стоимость единицы оборудования с учетом ТЗР,

$F_D$  – действительный годовой фонд времени работы соответствующего оборудования;

$t_{рф}$  – фактическое время работы оборудования в ходе выполнения проекта;

$n$  – число задействованных однотипных единиц оборудования.

Персональный компьютер входит в группу вычислительная техника и имеет максимальный срок полезного использования 3 года. Амортизационные расходы на компьютер равны нулю, потому что срок был превышен срок полезного использования.

Система стабилизации оснащена радиоканалом и пультом управления и в общем случае может быть классифицирована, как «Аппаратура радиолокационная, радионавигационная и радиоаппаратура дистанционного управления» со сроком полезного использования от 3 до 5 лет.

Стоимость системы стабилизации с учетом ТЗР составляет 17804 руб. Срок полезного использования примем максимальным, тогда  $N_A = 0.2$ . Время использования оборудования в ходе проекта примем 190 часов, это время складывается в основном из времени, потраченного на написания и отладку программного обеспечения для системы стабилизации.

Собранная система стабилизации не может быть использована более 2 часов в день, ограничения накладываются временем работы и перезарядки аккумулятора, следовательно при восьмичасовым рабочем дне за год примем  $F_D = 298 \cdot 2 = 596$  часа. Тогда амортизационные расходы равны:

$$C_{AM} = \frac{0.2 \cdot 17804 \cdot 190 \cdot 1}{596} = 1135.15 \text{ руб.}$$

### 5.3.6 Расчет прочих расходов

В статье «Прочие расходы» отражаются неучтенные в предыдущих статьях расходы. Общепринятым является принимать их равными 10% от суммы всех предыдущих расходов:

$$C_{\text{проч}} = 0.1(C_{\text{мат}} + C_{\text{зп}} + C_{\text{соц}} + C_{\text{эл}} + C_{\text{ам}}) \quad (5.15)$$

Для данного проекта величина прочих расходов равна:

$$C_{\text{проч}} = 0.1(18104 + 115217.03 + 34565.11 + 857.28 + 1135.15) = 16987.9 \text{ руб.}$$

### 5.3.7 Расчет общей себестоимости разработки

Общая себестоимость проекта по созданию системы стабилизации рассчитывается по всем статьям сметы затрат на разработку. Расчет представлен в таблице 14.

Таблица 14 – Смета затрат на разработку проекта

Статья затрат	Условное обозначение	Сумма, руб
Материалы и покупные изделия	$C_{\text{мат}}$	18104
Заработная плата	$C_{\text{зп}}$	115217.03
Отчисления в социальные фонды	$C_{\text{соц}}$	34565.11
Расходы на электроэнергию	$C_{\text{эл}}$	857.28
Амортизационные отчисления	$C_{\text{ам}}$	1135.15
Прочие расходы	$C_{\text{проч}}$	16987.9
<b>Итого:</b>		186866.5

Затраты на разработку составили  $C = 186866.5$  руб.

### **5.3.8 Расчет прибыли, НДС и цены разработки ВКР**

Ввиду отсутствия информации, позволяющей рассчитать прибыль (P), используя сложные метода расчета, заложим прибыль, как 10% от себестоимости продукта. Получим:

$$P = C \cdot 0.1 = 18686.65 \text{ руб.}$$

Налог на добавленную стоимость (НДС) рассчитывается, как 18% от суммы затрат на разработку и прибыли:

$$\text{НДС} = (P + C) \cdot 0.18 = 36999.6 \text{ руб.}$$

Сложив полную себестоимость проекта, заложенную прибыль и НДС, получим цену разработки научного проекта:

$$C_{\text{НИР}} = P + C + \text{НДС} = 242552.75 \text{ руб.}$$

### **5.4 Оценка экономической эффективности проекта**

Результатом проведенного исследования является система стабилизации летательного аппарата, предназначенная для использования в образовательном процессе. Потенциальные покупатели разработки были отображены в разделе 5.1.1.

Для получения точной количественной оценки экономической эффективности проекта необходим комплекс исследований, которые выходят далеко за рамки представленной работы.

#### **5.4.1 Оценка научно-технического уровня НИР**

Для оценки научно-технического уровня разработки воспользуемся методом балльных оценок. Каждому фактору по принятой шкале присваивается определенное количество баллов. Обобщенная оценка находится, как сумма баллов по всем показателям.

На основе оценок определяется интегральный показатель по следующей формуле:

$$K_{\text{НТУ}} = \sum_{i=1}^3 R_i \cdot n_i \quad (5.16)$$

где  $K_{\text{НТУ}}$  – интегральный индекс научно-технического уровня;

$R_i$  – весовой коэффициент  $i$ -го признака научно-технического эффекта;

$n_i$  – количественная оценка  $i$ -го признака научно-технического эффекта, в баллах.

В таблице 15 представлены баллы и критерии для оценки уровня новизны. Таблица 16 содержит критерии оценки технического уровня научно-исследовательской работы. Таблица 17 содержит критерии оценки возможности реализации проекта по времени.

Выбранные уровни для оценки были помечены серым цветом.

Таблица 15 – Баллы для оценки уровня новизны

<b>Уровень новизны</b>	<b>Характеристика уровня новизны – <math>n_i</math></b>	<b>Баллы</b>
Принципиально новая	Новое направление в науке и технике, новые факты и закономерности, новая теория, вещество, способ	8 – 10
Новая	По-новому объясняются те же факты, закономерности, новые понятия дополняют ранее полученные результаты	5 – 7
Относительно новая	Систематизируются, обобщаются имеющиеся сведения, новые связи между известными факторами	2 – 4
Не обладает новизной	Результат, который ранее был известен	0

Таблица 16 – Критерии оценки теоретического уровня НИР

<b>Теоретический уровень полученных результатов – <math>n_2</math></b>	<b>Баллы</b>
Установка закона, разработка новой теории	10
Глубокая разработка проблемы, многоспектральный анализ взаимодействия между факторами с наличием объяснений	8
Разработка способа (алгоритм, программа и т. д.)	6
Элементарный анализ связей между фактами (наличие гипотезы, объяснения версии, практических рекомендаций)	2
Описание отдельных элементарных факторов, изложение наблюдений, опыта, результатов измерений	0,5

Таблица 17 – Критерии оценки возможности реализации НИР по времени

<b>Время реализации – <math>n_3</math></b>	<b>Баллы</b>
В течение первых лет	10
От 5 до 10 лет	4
Свыше 10 лет	2

Таким образом, интегральный индекс равен:

$$K_{\text{нты}} = 0.4 \cdot 4 + 0.1 \cdot 8 + 0.5 \cdot 10 = 7.4$$

Рассчитанный интегральный индекс показывает, что научно-технический уровень является средним, хотя и находится на нижней границе высокого уровня.

## **6 СОЦИАЛЬНАЯ ОТВЕТСТВЕННОСТЬ**

### **Аннотация**

Представление понятия «Социальная ответственность» сформулировано в международном стандарте IC CSR-08260008000: 2011 «Социальная ответственность организации».

В соответствии с указанным международным стандартом - Социальная ответственность - ответственность организации за воздействие ее решений и деятельности на общество и окружающую среду через прозрачное и этическое поведение, которое:

- содействует устойчивому развитию, включая здоровье и благосостояние общества;
- учитывает ожидания заинтересованных сторон;
- соответствует применяемому законодательству и согласуется с международными нормами поведения (включая промышленную безопасность и условия труда, экологическую безопасность);
- интегрировано в деятельность всей организации и применяется во всех ее взаимоотношениях (включая промышленную безопасность и условия труда, экологическую безопасность).

### **Введение**

В данной дипломной работе объектом исследования является разработка системы автоматизированного управления беспилотным летательным аппаратом.

Конструкция беспилотного летательного аппарата представляет собой раму, состоящую из четырех симметрично расположенных лучей, на каждом конце которого расположен бесколлекторный двигатель постоянного тока с закрепленным на его валу пропеллером диаметра 10 см, обеспечивающий подъемную силу каждого из лучей и всего аппарата в целом.

Питание всей системы осуществляется с помощью литей-полимерного аккумулятора емкостью 2200мА/ч ,напряжением питания 11.1 В и рабочим током до 66А. Каждый двигатель в пике своей нагрузки способен потреблять до 10А.

Выдача управляющих сигналов для стабилизации положения летательного аппарата исходит из микроконтроллера Arduino Mega, который находится непосредственно на самом аппарате совместно со всеми необходимыми датчиками положения и запитывается через один из встроенных в регуляторы оборотов двигателей делителей напряжения на 5В/1А.

Для ручного управления летательным аппаратом предназначен пульт ДУ, который может питаться как от блока питания 3.7-5.5 В, так и от четырех пальчиковых батареек.

Результаты работы будут применены в образовательном процессе среди студентов для наглядного изучения теории автоматического управления.

Рабочее место расположено в помещении корпуса №10 НИ ТПУ. В помещении имеется два окна, а в темное время суток возможно включение дополнительного освещения, которое обеспечивается посредством ламп накаливания. Основная работа производится сидя за персональным компьютером и состоит в настройке параметров, находящихся внутри контроллера Arduino, для стабилизации летательного аппарата.

## **6.1 Производственная безопасность**

### **6.1.1 Анализ вредных и опасных факторов**

Согласно [27] опасные и вредные факторы делятся на следующие группы:

- физические;
- химические;
- биологические;
- психофизиологические.

Далее будут рассматриваться только физические факторы, так как компоненты разрабатываемой системы или рабочего места не содержат опасных веществ, воздействующих на организм человека, равно, как и биологических микроорганизмов.

Психофизиологические факторы так же отсутствуют по причине того, что система будет использоваться студентами в учебное время, которое строго регламентировано расписанием и поэтому исключает наличие физических или нервных перегрузок.

Перечень опасных и вредных факторов, влияющих на обслуживающий систему персонал в заданных условиях деятельности, представлен в таблице 18.

Таблица 18 – Перечень опасных и вредных факторов

Источник фактора, наименование видов работ	Факторы		Нормативные документы
	Вредные	Опасные	
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Проведение работ по осмотру и настройке летательного аппарата перед началом использования;</li> <li>• Включение системы, проведение экспериментов по стабилизации;</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Повышенный уровень шума на рабочем месте,</li> <li>• Электромагнитные излучения от персонального компьютера;</li> <li>• Отклонение показателей микроклимата;</li> <li>• Недостаточная освещенность рабочего места.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Электрический ток;</li> <li>• Движущиеся машины и механизмы; подвижные части производственного оборудования.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Гигиенические требования к микроклимату производственных помещений. СанПиН 2.2.4.548–96;</li> <li>• Гигиенические требования к естественному, искусственному и совмещённому освещению жилых и общественных зданий. СанПиН 2.2.1/2.1.1.1278–03;</li> </ul>

Продолжение таблицы 18

Источник фактора, наименование видов работ	Факторы		Нормативные документы
	Вредные	Опасные	
<ul style="list-style-type: none"> <li>Подстройка параметров стабилизации с помощью специализированного ПО на рабочем месте.</li> </ul>			<ul style="list-style-type: none"> <li>Шум. Общие требования безопасности. ГОСТ 12.1.003–83 ССБТ;</li> <li>Санитарно-эпидемиологические правила и нормативы «Гигиенические требования к персональным электронно-вычислительным машинам и организации работы». СанПиН 2.2.2/2.4.1340–03;</li> <li>ГОСТ 12.1.030–81 ССБТ. Защитное заземление, зануление.</li> </ul>

Перечисленные факторы при нарушении установленных норм могут влиять на состояние здоровья обслуживающего персонала или приводить к травмоопасной или аварийной ситуациям. Поэтому необходимо установить контроль за соблюдением требований и норм, обеспечивающих безопасность.

## 6.1.2 Защитные мероприятия от негативного действия факторов

### 6.1.2.1 Механические повреждения

Элементами системы, способными причинить повреждения мягких тканей, таких как порезы или ушибы, являются пластмассовые винты

пропеллеров, вращающиеся с максимальной скоростью 10000 оборотов в минуту.

К средствам защиты от воздействия механических факторов относятся устройства [28]:

- оградительные;
- автоматического контроля и сигнализации;
- предохранительные;
- дистанционного управления;
- тормозные;
- знаки безопасности.

Для предотвращения травматизма при эксплуатации разрабатываемой системы необходимо использовать:

- знаки производственной безопасности, обращающие внимание персонала на то, что к включенной установке приближаться без средств индивидуальной защиты запрещено;
- предохранительные устройства, способные обесточить всю систему в случае сбоя;
- сигнализирующие устройства, указывающие на части системы, дальнейшая эксплуатация которых не является безопасной;
- оградительные щиты вокруг установки.

К средствам индивидуальной защиты от повреждений относятся:

- перчатки;
- защитные очки;
- халат.

В случае возникновения травм, вызванных работой пропеллеров, необходимо оказать первую медицинскую помощь пострадавшему, а именно:

- при сильном порезе наложить жгут и вызвать скорую помощь;
- при слабом порезе воспользоваться бинтом или лейкопластырем, что бы остановить кровотечение.

### 6.1.2.2 Микроклимат

Санитарные правила [29] устанавливают гигиенические требования к показателям микроклимата рабочих мест производственных помещений с учетом интенсивности энергозатрат работающих, времени выполнения работы, периодов года и содержат требования к методам измерения и контроля микроклиматических условий.

Микроклимат в производственных помещениях характеризуется следующими показателями:

- температура воздуха, его скорость и относительная влажность;
- температура поверхностей;
- интенсивность теплового облучения.

Категория выполняемых работ по уровню энергозатрат в случае разрабатываемой системы является Ia (до 139 Вт).

Оптимальные микроклиматические условия установлены по критериям оптимального теплового и функционального состояния человека. Они обеспечивают общее и локальное ощущение теплового комфорта в течение 8-часовой рабочей смены при минимальном напряжении механизмов терморегуляции, не вызывают отклонений в состоянии здоровья, создают предпосылки для высокого уровня работоспособности и являются предпочтительными на рабочих местах.

Оптимальные параметры микроклимата на рабочих местах должны соответствовать величинам, приведенным в таблице 19, применительно к выполнению работ категории Ia в холодный и теплый периоды года.

Таблица 19 - Оптимальные величины показателей микроклимата

Период года	Категория работ	Температура воздуха, °С	Температура поверхностей, °С	Относительная влажн. воздуха, %	Скорость движения воздуха, м/с
Холодный	Ia (до 139 Вт)	22-24	21-25	60-40	0,1
Теплый	Ia (до 139 Вт)	23-25	22-26	60-40	0,1

Допустимые микроклиматические условия установлены по критериям допустимого теплового и функционального состояния человека на период 8-часовой рабочей смены. Они не причиняют никакого вреда здоровью, но могут приводить к ощущению теплового дискомфорта, понижению работоспособности и в некоторых случаях к ухудшению самочувствия.

Данные нормы устанавливаются только в тех случаях, когда по техническим, экономическим или технологическим причинам оптимальные величины не могут быть обеспечены.

Допустимые величины показателей микроклимата на рабочих местах представлены в таблице 20.

Таблица 20 – Допустимые величины показателей микроклимата

Период года	Категория работ	Температура воздуха, °С	Температура поверхностей, °С	Относительная влажн. воздуха, %	Скорость движения воздуха, м/с
Холодный	Ia (до 139 Вт)	20-25	19-26	15-75	0.1
Теплый	Ia (до 139 Вт)	21-28	20-29	15-75	0.2

К мероприятиям по оздоровлению воздушной среды в производственном помещении относятся:

- правильная организация вентиляции и кондиционирования воздуха;
- отопление помещений.

Вентиляция может осуществляться естественным и механическим путем. В производственные помещения должны подаваться следующие объемы наружного воздуха [30]:

- с естественным проветриванием – не менее 30 м<sup>3</sup> в час;
- без естественного проветривания – не менее 60 м<sup>3</sup> в час.

В аудитории, где располагается рабочее место, отсутствует принудительная вентиляция. Имеется лишь естественная, т.е. воздух поступает и удаляется через щели, окна, двери.

Основной недостаток естественной вентиляции в том, что воздух поступает в помещение без предварительной очистки и нагрева. Естественная вентиляция допускается при условии, что на одного работающего приходится 40 м<sup>3</sup> или 30 м<sup>3</sup> объема воздуха в помещении (для общественных или производственных помещений соответственно).

Для отопления помещений используются водяные системы центрального отопления, а при их недостаточной эффективности должны быть использованы масляные электрические нагреватели.

### **6.1.2.3 Шум**

Превышение допустимых норм шума на рабочем месте неблагоприятно влияет на организм работника в целом, вызывая негативные изменения в его внутренних органах и нервной системе. Длительное шумовое воздействие способно привести к ухудшению или полной потери слуха, возникновению болезней сердечно-сосудистой и нервной системы.

По природе возникновения шумы машин или агрегатов делятся на:

- механические;
- электромагнитные;
- аэродинамические и гидродинамические.

Источниками механического шума являются зубчатые передачи, механизмы ударного типа, подшипники качения и т.п. Сам шум вызывается силовыми воздействиями неуравновешенных вращающихся масс, ударами в сочленениях деталей, движением материалов в трубопроводах и т.п.

Шумы электромагнитного происхождения возникают в различных электротехнических изделиях. Причиной является взаимодействие ферромагнитных масс под влиянием переменных магнитных полей.

Аэродинамические и гидродинамические шумы – это шумы, обусловленные периодическим выбросом газа в атмосферу, работой винтовых насосов и компрессоров, пневматических двигателей, двигателей внутреннего

сгорания; шумы, возникающие из-за образования вихрей потока у твердых границ.

Представленная в данной работе система стабилизации летательного аппарата является явно выраженным источником аэродинамического шума, обусловленного работой четырех вращающихся пропеллеров.

Согласно нормативному документу [31], регламентирующему уровни шума для различных категорий рабочих мест служебных помещений, значения предельно допустимого уровня шума представлены в таблице 21.

Таблица 21 – Допустимые уровни шума при проведении измерительных и аналитических работы:

Вид деятельности	Уровни звукового давления (ДБ) в октавных полосах со среднегеометрическими частотами, Гц								Уровни звука и эквивалентные уровни звука, дБА
	63	125	250	500	1000	2000	4000	8000	
Аналитические работы	79	70	63	58	55	52	50	49	60

При работе с рассматриваемой системы стабилизации следует использовать средства коллективной защиты. По отношению к источнику возбуждения шума коллективные средства защиты подразделяются [32] на:

- средства, снижающие шум в источнике его возникновения
- средства, снижающие шум на пути его распространения от источника до защищаемого объекта.

Снижение шума в источнике осуществляется за счет улучшения конструкции машины или изменения технологического процесса.

Так как изменение конструкции летательного аппарата для снижения уровня шума не представляется технически выполнимой задачей, то необходимо использовать средства, снижающие шум на пути его распространения от источника.

Наиболее эффективным решением защиты от шума, издаваемой собранной установкой будет применение звукоизоляции. Для этого необходимо оградить установку звукоизоляционными материалами, например, создать специальный закрытый лабораторный стенд, обеспечивающий необходимую звукоизоляцию.

Средства индивидуальной защиты применяются в том случае, если другими способами обеспечить допустимый уровень шума на рабочем месте не удается. Они включают в себя противозумные вкладыши (беруши), наушники, шлемы и каски, специальные костюмы.

#### **6.1.2.4 Освещение**

Недостаточная освещенность на рабочем месте приводит к снижению контрастной чувствительности, понижению остроты зрения.

Освещение делится на:

- естественное – прямой и отраженный свет неба;
- искусственное – искусственные источники света;
- совмещенное – комбинация естественного и искусственного.

По исполнению искусственное освещение делится на:

- общее – равномерное распределение источников света в помещении;
- местное – создается источниками света, концентрирующими световой поток на рабочее место (дополнительно к общему).

В помещении, где предполагается размещение рассматриваемой системы стабилизации летательного аппарата, используется совмещенное освещение. Естественный свет проникает через оконные проемы, при недостатке освещения предусмотрено включение люминесцентных ламп.

Для осуществления благоприятной освещенности производственного помещения необходимо:

- обеспечить равномерность освещения;

- выбрать источники света нужных параметров;
- обеспечить необходимый уровень освещенности рабочих поверхностей;
- устранить блики и ограничить слепящий глаза свет.

Для этого последовательно решаются следующие задачи:

1. Определение необходимого уровня освещения рабочего места сотрудника.
2. Если уровень освещенности вызывает дискомфорт и является недостаточным для других сотрудников данного помещения, следует найти другой способ сохранения требуемого контраста изображения.

Рабочее место оснащено персональным компьютером и согласно [33], освещенность на поверхности стола в зоне размещения рабочего документа должна быть 300 - 500лк. Так же, освещение не должно создавать бликов на поверхности экрана, а сама освещенность поверхности не должна быть более 300 лк.

Нормы на освещение для оператора персонального компьютера [34] представлены в таблице 22. Минимальный размер объекта различия входит в диапазон от 0.5 до 1.0 мм, следовательно, работа на представленном рабочем месте относится к разряду IV.

Таблица 22 – Нормы на освещение для оператора

Характер зрительной работы	Разряд зрительной работы	Подразряд зрительной работы	Искусственное освещение		Естественное освещение КЕО $e_n$ , % при боковом освещении
			Освещенность при системе общего освещения, лк	Коэффициент пульсации, $K_p$ , %	
Различение объектов средней точности	IV	г	300	20	1.5

Коэффициент естественной освещенности (КЕО) – это отношение естественной освещенности, создаваемой в некоторой точке внутри помещения светом неба, к одновременно измеренному значению наружной горизонтальной освещенности, создаваемой светом полностью открытого небосвода, выраженное в процентах:

$$КЕО = \frac{E_{вн}}{E_{нар}} \cdot 100\% \quad (6.1)$$

### **Расчет искусственного освещения на рабочем месте**

Рабочее место располагается внутри помещения длиной в метрах  $A=7$ , шириной  $B=5$ , высотой  $H=3$  и количеством ламп  $N=12$ .

Расчет искусственного освещения будет произведен по методу светового потока, который применяется для расчета общего равномерного освещения горизонтальных поверхностей при светильниках любого типа.

Уровень рабочей поверхности над полом, исходя из отраслевых норм освещенности, составляет 0.8 м. А минимальная норма освещенности  $E = 300$  лк.

Определим световой поток, падающий на поверхность по формуле:

$$\Phi = \frac{E_n \cdot S \cdot K_3 \cdot Z \cdot 100\%}{n \cdot \eta} \quad (6.2)$$

где:  $E_n$  – нормируемая минимальная освещённость по [34], (Лк);

$S$  – площадь освещаемого помещения, ( $m^2$ );

$K_3$  – коэффициент запаса, учитывающий загрязнение светильника (в данном случае равен 1.5);

$Z$  – коэффициент неравномерности освещения. Для люминесцентных ламп при расчётах берётся равным  $Z = 1,1$ ;

$n$  – число светильников;

$\eta$  - коэффициент использования светового потока, (%);

$\Phi$  – световой поток, излучаемый светильником.

Коэффициент использования светового потока это отношение светового потока, попадающего на рабочую поверхность к суммарному потоку всех ламп.

Зависит от индекса помещения  $i$ , типа светильников и их высоты  $h$  над рабочей поверхностью, коэффициентов отражения стен ( $\rho_{ст}$ ) и потолка ( $\rho_{п}$ ).

Формула расчета индекса помещения:

$$i = \frac{S}{h \cdot (A + B)} \quad (6.3)$$

где  $S$  – площадь помещения;

$h$  – расчетная высота подвеса над рабочей поверхностью;

$A$  – ширина помещения;

$B$  – длина помещения.

Высота светильника  $h$  над рабочей поверхностью определяется формулой:

$$h = H - H_p = 3 - 0.8 = 2.2 \quad (6.4)$$

где  $H$  – высота помещения;

$H_p$  – высота рабочей поверхности.

Экономичность осветительной установки определяется формулой:

$$l = \frac{L}{h} \quad (6.5)$$

где  $L$  – расстояние между рядами светильников, м.

Согласно НТП «Проектирование осветительных электроустановок промышленных предприятий», рекомендуется размещать люминесцентные лампы параллельными рядами, принимая  $l=1.4$ , отсюда расстояние между рядами светильников:

$$L = l \cdot h = 1.4 \cdot 2.2 = 3.1 \quad (6.6)$$

Расположим светильники в два ряда, тогда расстояние между рядами и стенами вычисляется по формуле:

$$Л = \frac{B - L}{2} = \frac{5 - 3.1}{2} = 0.95 \quad (6.7)$$

Индекс помещения по формуле (6.3) равен:

$$i = \frac{35}{2.2 \cdot (5 + 7)} = 1.33$$

Следующим шагом является нахождение коэффициентов отражения поверхностей стен, пола и потолка.

Найдем коэффициенты отражения поверхностей стен, пола и потолка.

Коэффициент отражения поверхности стен со светлыми обоями примем равным  $P_{ст} = 30\%$ . Коэффициент отражения у поверхности потолка, так как она окрашена в белый цвет, примем равным 50%.

Учитывая коэффициенты отражения поверхностей стен, потолка и индекс помещения  $i$ , было определено значение коэффициента  $\eta = 39\%$ .

Теперь можно определить величину светового потока:

$$\Phi = \frac{E_n \cdot S \cdot K_z \cdot Z \cdot 100}{n \cdot \eta} = \frac{300 \cdot 35 \cdot 1.5 \cdot 1.1}{12 \cdot 0.39} = 3702 \text{ (Лм)}$$

Учитывая, что в каждом светильнике установлено по две лампы, то общее число светильников равно 6.

Вычисленному световому потоку наиболее близко соответствует лампа типа Лд-65 мощностью 65 Вт с потоком  $\Phi = 3750$  Лм.

Теперь рассчитаем полученную освещенность в помещении, выразив  $E_n$  из формулы (6.2):

$$E_n = \frac{\Phi \cdot n \cdot \eta}{S \cdot K_z \cdot Z} = \frac{3750 \cdot 12 \cdot 0.39}{35 \cdot 1.5 \cdot 1.1} = 303.9 \text{ (лк)}$$

Как видно из расчета, минимальная освещенность находится в пределах нормы, поэтому корректировать число светильников или длину подвеса нет необходимости.

План размещения светильников на рабочем месте представлен на рисунке 51.

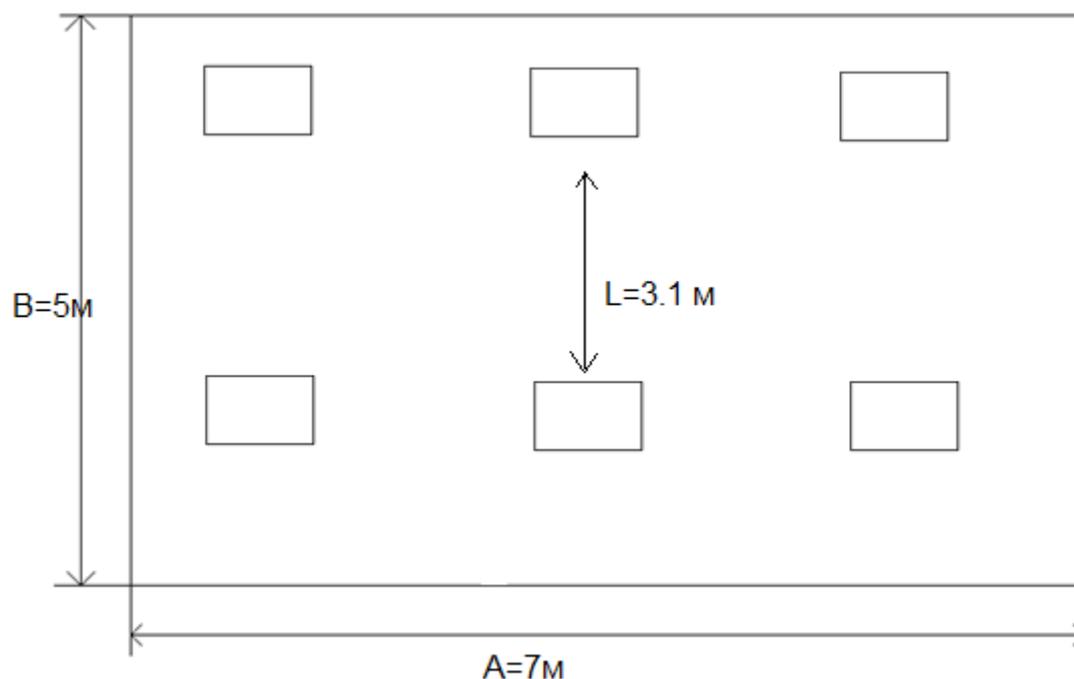


Рисунок 51 – План размещения светильников на рабочем месте

#### 6.1.2.5 Электромагнитные излучения

Все приборы, работающие от электросети, оказывают влияние на окружающее их электромагнитное поле – физическое поле, которое взаимодействует со всеми телами, обладающими хотя бы минимальным электрическим зарядом. К таким телам принадлежит и человеческий организм.

Программируемый контроллер Arduino, отвечающий за алгоритм стабилизации, является съемным элементом и процесс его программирования осуществляется на рабочем месте. Источниками электромагнитного излучения в данном случае будут являться только блок питания персонального компьютера, расположенный в непосредственной близости с рабочим местом, и монитор.

Мониторы являются источниками интенсивных электромагнитных полей. Длительное воздействие низких частот ЭВМ вызывает нарушения сердечнососудистой и центральной нервной системы, небольшие изменения в составе крови. При интенсивном длительном воздействии возможно возникновение катаракты глаз и злокачественных опухолей.

Нормы напряженности электромагнитных полей, создаваемых ПЭВМ приведены в таблицах 23 и 24, в соответствии с [33].

Таблица 23 – Временные допустимые уровни ЭМП, создаваемых ПЭВМ

Наименование параметров		ВДУ ЭМП
Напряженность электрического поля	В диапазоне частот 5 Гц – 2 кГц	25 В/м
	В диапазоне частот 2 кГц – 400 кГц	2.5 В/м
Плотность магнитного потока	В диапазоне частот 5 Гц – 2 кГц	250 нТл
	В диапазоне частот 2 кГц – 400 кГц	25 нТл
Электростатический потенциал экрана видеомонитора		500 В

Таблица 24 – Временные допустимые уровни ЭМП, создаваемых ПЭВМ на рабочих местах

Наименование параметров		ВДУ
Напряженность электрического поля	в диапазоне частот 5 Гц - 2 кГц	25 В/м
	в диапазоне частот 2 кГц - 400 кГц	2,5 В/м
Плотность магнитного потока	в диапазоне частот 5 Гц - 2 кГц	250 нТл
	в диапазоне частот 2 кГц - 400 кГц	25 нТл
Напряженность электростатического поля		15 кВ/м

Рабочее место с компьютером считается безопасным, если значения замеров уровней ЭМП не превысили предельно допустимые уровни, указанные в таблицах.

Для снижения уровня воздействия, необходимо проведение следующих действий:

- экранирование экрана монитора;
- заземление компьютера;
- соблюдение оптимально расстояние от экрана;
- рациональное размещение оборудования;
- организация перерывов 10-15 минут через каждые 45-60 минут работы.

### 6.1.2.6 Поражение электрическим током

Выделяют действия, которые производит электрический ток, проходя через организм человека:

- термическое действие – ожоги отдельных участков тела, нагрев до высоких температур внутренних тканей человека;
- электролитическое действие – разложение органической жидкости, в том числе и крови, вызывающее нарушение их физико-химического состава;
- механическое действие – разрыв тканей и переломы костей;
- биологическое действие – раздражение и возбуждение живых тканей в организме, а также нарушение внутренних биоэлектрических процессов, присущих нормально действующему организму.

Выделяют основные мероприятия по защите от поражения электрическим током:

- использование изоляции в корпусах оборудования;
- применение средств коллективной защиты;
- защитное заземление;
- защитное зануление;
- защитное отключение;
- использование устройств бесперебойного питания.

Защитное заземление или зануление электроустановок следует выполнять[35]:

- при номинальном напряжении 380 В и выше переменного тока и 440 В и выше постоянного тока - во всех случаях;
- при номинальном напряжении от 42 В до 380 В переменного тока и от 110 В до 440 В постоянного тока при работах в условиях с повышенной опасностью.

Используемый аккумулятор для питания системы обладает напряжением в 12 В и имеет переключку аварийного отключения. Таким образом, не требует заземления или зануления.

Но персональный компьютер на рабочем месте представляет потенциальную опасность для человека, так как в процессе использования работник может задеть находящиеся под напряжением части компьютера. Следовательно, все токоведущие части должны быть защищены кожухами, корпус компьютера – заземлен.

По правилам устройства электроустановок (ПУЭ), помещение, в котором проводятся работы, относится к классу помещений без повышенной опасности.

## **6.2 Экологическая безопасность**

### **6.2.1 Влияние объекта исследования на окружающую среду**

Система стабилизации летательного аппарата, собранная в данной выпускной квалификационной работе является автономным объектом, который в процессе настройки и эксплуатации не выделяет вообще никаких загрязнений, способных навредить гидросфере или литосфере, так как двигатели работают на электричестве.

Потенциальное загрязнение окружающей среды связано только с литосферой, которой может быть причинен вред при неправильной утилизации составных частей системы

### **6.2.2 Мероприятия по защите окружающей среды**

Отходами считаются остатки продуктов или дополнительный продукт, образующиеся в процессе или по завершении определенной деятельности и не используемые в непосредственной связи с этой деятельностью [36].

Было выявлено три источника потенциального загрязнения окружающей среды, которые по истечению срока службы необходимо утилизировать:

- бесколлекторные двигатели;

- литей-полимерный аккумулятор;
- остальные пластмассовые части аппарата (рама, пропеллеры и т.д).

Бесколлекторные двигатели по истечению срока службы необходимо утилизировать, так как их составные части по определению являются ломом цветных металлов и требуют специальной утилизации.

Система сбора, хранения, обработки и утилизации отходов цветных металлов регламентирована [37]. Основные операции подготовки металлов:

- сортировка металлических отходов по видам металлов;
- разделка лома для удаления неметаллических включений;
- механическая обработка (рубка, резка, пакетирование).

Утилизация аккумуляторных батарей проводится с целью уменьшения количества токсичных веществ в твердых бытовых отходах. Используемый литей-полимерный аккумулятор содержит в своем составе тяжелые металлы и подлежит переработке и утилизации в специальных пунктах приема.

Утилизация полимерных отходов регламентируются стандартом [38]. Что бы предотвратить загрязнение окружающей среды, пластиковые части летательного аппарата по истечению срока службы следует отправлять на переработку.

## **6.3 Безопасность в чрезвычайных ситуациях**

### **6.3.1 Анализ вероятных ЧС**

Наиболее вероятной чрезвычайной ситуацией, которая может возникнуть в ходе использования разработанной системы является пожар.

Причины возникновения пожара могут быть следующими:

- воспламенение аккумулятора в случае его повреждения или деформации;
- короткое замыкание электрической проводки;
- возгорание неисправного компьютера на рабочем месте;
- несоблюдение правил пожарной безопасности;

- возгорание устройств искусственного освещения и прочих электроприборов.

Короткое замыкание – это появление в результате резкого возрастания силы тока, электрических искр, частиц расплавленного металла, электрической дуги, открытого огня, воспламенившейся изоляции.

Причины возникновения короткого замыкания:

- ошибки при проектировании;
- старение изоляции;
- увлажнение изоляции;
- механические перегрузки (чрезмерное нагревание элементов).

### **6.3.2 Мероприятия по предотвращению ЧС**

К мерам пожарной профилактики относят:

- повышение огнестойкости здания;
- использование исключительно исправного оборудования;
- проведение периодических инструктажей по пожарной безопасности;
- отключение электрооборудования, освещения и электропитания по окончании работ;
- курение в строго отведенном месте;
- содержание путей и проходов для эвакуации людей в свободном состоянии;
- наличие огнетушителей в аудиториях.

Для оповещения о возникшем пожаре в корпусе №10 НИ ТПУ установлены пожарные речевые системы оповещения, с требуемыми параметрами: уровень развиваемого давления 70 – 110дБА, равномерность частотной характеристики не более 16 дБ.

В Российской Федерации в зданиях и сооружениях (кроме жилых домов) при одновременном нахождении на этаже более 10 человек должны быть

разработаны и на видных местах вывешены планы (схемы) эвакуации людей в случае пожара [39]. План эвакуации из помещения, где будет располагаться разработанная система, представлен на рисунке 52.



Рисунок 52 – план эвакуации при пожаре и других ЧС из помещений учебного корпуса №10, пр. Ленина, 1 этаж

По техническому регламенту пожарной безопасности [40], помещение, в котором находится рабочее место, относится к категории Д, т.е. к категории с пониженной пожароопасностью. К этой категории относятся помещения, в которых находятся негорючие вещества и материалы в холодном состоянии.

## 6.4 Правовые и организационные вопросы

### 6.4.1 Специальные правовые нормы трудового законодательства

Нормы трудового права – это правила трудовых отношений, установленные или санкционированные государством посредством законодательных актов.

Так как собранная система стабилизации летательного аппарата планируется использоваться в образовательном процессе НИ ТПУ кафедры

АиКС, то документом, регулирующим трудовое законодательство, является коллективный договор сотрудников ТПУ.

Коллективный договор ТПУ является правовым актом, регулирующим трудовые и социально-экономические отношения в Томском политехническом университете, и заключаемым работниками университета в лице председателя профсоюзной организации сотрудников и администрацией ТПУ.

Настоящий коллективный договор содержит следующие разделы:

- Общие положения;
- Общие обязательства трудового коллектива;
- Учебная, научная и хозяйственная деятельность;
- Условия найма и увольнения, обеспечение занятости;
- Оплата и нормирование труда, отпуска;
- Условия и охрана труда. Охрана здоровья;
- Правовая и социальная защита работников. Развитие социальной инфраструктуры ТПУ;
- Гарантии и условия работы профкома и его актива;
- Заключительные положения.

#### **6.4.2 Мероприятия при компоновке рабочей зоны**

Рабочее место разработанной системы предполагает наличие компьютера для программирования микроконтроллера Arduino.

Организация рабочего места сидящего программиста регламентируется следующими нормативными документами:

- ГОСТ 12.2.032-78 ССБТ;
- СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03.

Рабочее место с компьютером считается безопасным, если значения замеров уровней ЭМП не превысили ПДУ. Нормы напряженности электромагнитных полей, создаваемых ПЭВМ на рабочем месте, уже были приведены в разделе 1.2.5.

Продолжительность непосредственной работы с компьютером во время учебных занятий составляет [33]:

- студентов 1 курса – 1 ч;
- студентов старших курсов – 2 ч с перерывом 15–20 мин;
- преподавателей – 4 ч с перерывом 15–20 минут через 2 ч;

Требования к организации рабочих мест пользователей ПЭВМ следующие:

- При размещении рабочих мест с ПЭВМ расстояние между рабочими столами с видеомониторами, должно быть не менее 2.0 м, а расстояние между боковыми поверхностями видеомониторов – не менее 1.2 м.
- Экран видеомонитора должен находиться от глаз пользователя на расстоянии 600 - 700 мм, но не ближе 500 мм с учетом размеров цифровых символов.
- Конструкция рабочего стола должна обеспечивать оптимальное размещение на рабочей поверхности используемого оборудования. Поверхность рабочего стола должна иметь коэффициент отражения 0,5 - 0,7.
- Конструкция рабочего стула должна обеспечивать поддержание рациональной рабочей позы при работе на ПЭВМ, позволять изменять позу с целью снижения статического напряжения мышц шейно-плечевой области и спины для предупреждения развития утомления.
- Рабочий стул (кресло) должен быть подъемно-поворотным, регулируемым по высоте и углам наклона сиденья и спинки, а также расстоянию спинки от переднего края сиденья.

Верхний край монитора должен находиться на одном уровне с глазом, нижний край – примерно на 20 ° ниже уровня глаза. Освещенность экрана следует регулировать так, чтобы она была равна освещенности помещения. При

работе с клавиатурой локтевой сустав держат под углом  $90^\circ$ . В помещениях должно быть смешанное освещение.

Согласно [41], часто используемые средства отображения информации, требующие менее точного и быстрого считывания показаний, допускается располагать в вертикальной плоскости под углом  $\pm 30^\circ$  от нормальной линии взгляда и в горизонтальной плоскости под углом  $\pm 30^\circ$  от сагиттальной плоскости (Рисунок 53).

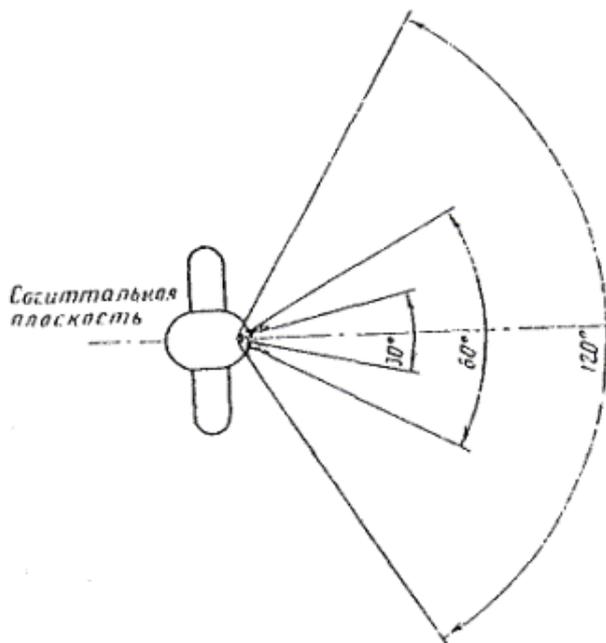


Рисунок 53 – Зоны зрительного наблюдения в горизонтальной плоскости

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе выпускной квалификационной работы, объектом исследования которой является четырехмоторный летательный аппарат, была разработана система управления летательным аппаратом, которая позволяет производить стабилизацию по основным осям поворота: крен, тангаж и рыскание. Значения необходимых углов задаются дистанционно с пульта управления, что позволяет совершать летательные маневры в воздухе, то есть производить контролируемый полет.

В процессе разработки закона управления была получена математическая модель реального аппарата, произведена идентификация его составных частей и в конечном этапе – моделирование системы с целью нахождения оптимальных параметров ПИД регулятора.

Так же большой частью работы стало получение достоверной информации с датчиков положения, которая в сыром виде содержит слишком много шумов или подвержена дрейфу своих значений с течением времени и не может использоваться для определения ориентации летательного аппарата.

Полученные параметры регулятора были протестированы на реальном объекте. Некоторые коэффициенты были слегка изменены в окрестности своих значений для лучшей стабилизации. Неточности между составленной моделью и реальным объектом обуславливаются снижением мощности некоторых двигателей в ходе предыдущей эксплуатации или же простого дефекта.

Результаты работы планируются применить в образовательном процессе для наглядного изучения вопросов теории автоматического управления.

## СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Использование дронов для обследования крыш [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://droneflyers.ru/2016/05/26/ispolzovanie-dronov-dlya-obsledovaniya-krysh/>, свободный. – Загл. с экрана.
2. Во Франции орлов учат перехватывать дроны. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://ntdtv.ru/58005-vo-frantsi-orlov-uchat-perehvatyvat-drony>, свободный. – Загл. с экрана.
3. Quadcopter [Электронная энциклопедия] – Режим доступа: <https://en.wikipedia.org/wiki/Quadcopter>, свободный. – Загл. с экрана.
4. A2212 Motor and 10x4,5 Propeller on the Test Stand; Thrust, Current and Speed Measurement [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://www.youtube.com/watch?v=D-eBnXrWJYw>, свободный. – Загл. с экрана.
5. Лекции пилотам. Тема 4. Уравнения движения самолёта. [Электронный ресурс] – Режим доступа: [http://akpla.ucoz.com/Aeroflot/lekcii\\_pilotam\\_tema4.pdf](http://akpla.ucoz.com/Aeroflot/lekcii_pilotam_tema4.pdf), свободный. – Загл. с экрана.
6. А.С. Климчик, Р.И. Гомолицкий, 2008. Разработка управляющих программ промышленных роботов. Курс лекций. Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники.
7. Cook, M.V., 1997. Flight Dynamics Principles 1st ed., John Wiley & Sons.
8. Blakelock, J.H., 1991. Automatic Control of Aircraft and Missiles 2nd ed., Wiley-Interscience.
9. Hoffmann, G.M. et al., 2007. Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment.
10. Гироскоп. Гироскопический эффект. [Электронная энциклопедия] – Режим доступа: <http://physics-lectures.ru/fizicheskie-osnovy-mexaniki/5-9-giroskor-giroskopicheskiy-effekt/>, свободный. – Загл. с экрана.
11. Гироскоп. Гироскопический эффект и его применение. [Электронный ресурс] – Режим доступа:

- [http://phys.bspu.by/static/um/phys/meh/1mehnika/pos/glava06/6\\_11.pdf](http://phys.bspu.by/static/um/phys/meh/1mehnika/pos/glava06/6_11.pdf)  
, свободный. – Загл. с экрана.
12. Stepaniak, M.J., 2008. A Quadrotor Sensor Platform. Ohio University.
  13. Oludayo J.O., 2009. PID Control of brushless DC motor and robot trajectory planning and simulation with Matlab/Simulink. Technology and communication.
  14. Tomas Jinec, 2011. Stabilization and control of unmanned quadcopter. Lulea University of Technology.
  15. Теорема Гюйгенса — Штейнера. [Электронная энциклопедия] – Режим доступа: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Теорема\\_Гюйгенса\\_-\\_Штейнера](https://ru.wikipedia.org/wiki/Теорема_Гюйгенса_-_Штейнера), свободный. – Загл. с экрана.
  16. Compass Heading Using Magnetometers: техническая документация [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [https://aerospace.honeywell.com/en/~media/aerospace/files/application-note/an203\\_compass\\_heading\\_using\\_magnetometers.pdf](https://aerospace.honeywell.com/en/~media/aerospace/files/application-note/an203_compass_heading_using_magnetometers.pdf), свободный. – Загл. с экрана.
  17. Magnetometer [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.vectornav.com/support/library/magnetometer>, свободный. – Загл. с экрана.
  18. Andreas V.H., 2015. Model, Design and Control of a Quadcopter. Norwegian University of Science and Technology.
  19. Собецкий А.В., 2015. Автоматизированная система стабилизации положения беспилотного летательного аппарата на основе микроконтроллера семейства ARDUINO. Томский Политехнический университет.
  20. Andrea Vitall, 2016. Computing tilt measurement and tilt-compensated e-compass. STMicroelectronics.
  21. Magnetometer Tilt Compensation for Yaw Axis Using HMC5883L and BMA180 [Электронный ресурс]. – Режим доступа:

- <http://forum.arduino.cc/index.php?topic=152529.0>, свободный. – Загл. с экрана.
22. Складывание рамок. [Электронная энциклопедия] – Режим доступа: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Складывание\\_рамок](https://ru.wikipedia.org/wiki/Складывание_рамок), свободный. – Загл. с экрана.
23. Кручу-верчу, запутать хочу: углы Эйлера и Gimbal lock. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://habrahabr.ru/post/183116/>, свободный. – Загл. с экрана.
24. Conversion between quaternions and Euler angles. [Электронная энциклопедия] – Режим доступа: [https://en.wikipedia.org/wiki/Conversion\\_between\\_quaternions\\_and\\_Euler\\_angles](https://en.wikipedia.org/wiki/Conversion_between_quaternions_and_Euler_angles), свободный. – Загл. с экрана.
25. Sebastian O.H. Madgwick, 2010. An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays. University of Bristol.
26. FreeIMU-Updates. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://github.com/mjs513/FreeIMU-Updates>, свободный. – Загл. с экрана.
27. ГОСТ 12.0.003-74. «Опасные и вредные производственные факторы. Классификация».
28. ГОСТ 12.4.011–89 ССБТ. «Средства защиты работающих. Общие требования и классификация».
29. СанПиН 2.2.4.548–96. «Гигиенические требования к микроклимату производственных помещений».
30. СП 60.13330.2012. «Отопление, вентиляция и кондиционирование воздуха».
31. ГОСТ 12.1.003–83 ССБТ. «Шум. Общие требования безопасности».
32. ГОСТ 12.1.029-80 ССБТ. «Средства и методы защиты от шума. Классификация».
33. СанПиН 2.2.2/2.4.1340–03. «Гигиенические требования к персональным электронно-вычислительным машинам и организации работы».
34. СНиП 23-05-95. «Естественное и искусственное освещение».

- 35.ГОСТ 12.1.030–81 ССБТ. «Защитное заземление, зануление».
- 36.ГОСТ 30772-2001. «Ресурсосбережение. Обращение с отходами. Термины и определения».
- 37.ГОСТ 16.39-78. «Нормы и правила утилизации цветных металлов»
- 38.ГОСТ Р 54533-2011. «Ресурсосбережение. Обращение с отходами. Руководящие принципы и методы утилизации полимерных отходов»
- 39.ППБ 01-03 «Правила пожарной безопасности в Российской Федерации».
- 40.Федеральный закон "Технический регламент о требованиях пожарной безопасности" от 22.07.2008 N 123-ФЗ
- 41.ГОСТ 12.2.032-78 ССБТ. Рабочее место при выполнении работ сидя. Общие эргономические требования.

## СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ СТУДЕНТА

1. Собецкий А. В. Калибровка типовых магнитометров на примере НМС5883L / А. В. Собецкий ; науч. рук. А. С. Фадеев // Молодежь и современные информационные технологии : сборник трудов XIV Международной научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых, г. Томск, 7-11 ноября 2016 г. : в 2 т. — Томск : Изд-во ТПУ, 2016. — Т. 1. — [С. 345-346]

## Приложение А. Раздел ВКР, выполненный на иностранном языке

### Раздел № 1

### MULTIROTOR AIRCRAFT

Студент:

Группа	ФИО	Подпись	Дата
8AM5A	Собецкий Александр Владимирович		

Консультант – лингвист кафедры иностранных языков института кибернетики:

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Старший преподаватель	Денико Р.В.			

# 1 MULTIROTOR AIRCRAFT

Target of the research is unmanned aerial vehicle (UAV) with four rotors to make it possible to leave the ground also known as a helicopter or quadcopter. In the first part of this section has been given exact definition and UAV working principals. In the next part has been introduced history background of UAV evolution and in the last one there are listed parts that are required to build the UAV from scratch.

## 1.1 UAV working principals

Multicopter is unmanned aerial vehicle which lift and moving force at all flight stages is creating by electric engines with numbers of propellers from 3 up to 12.

Quadcopter is a multicopter with four rotors. It has 6 degrees of freedom and orientation control is achieved by varying the speed of two opposite located pair of motors.

The design of the quadrocopter assumes a symmetrical arrangement of two motor pairs on its body; the most popular variants are shown in Figure 1.

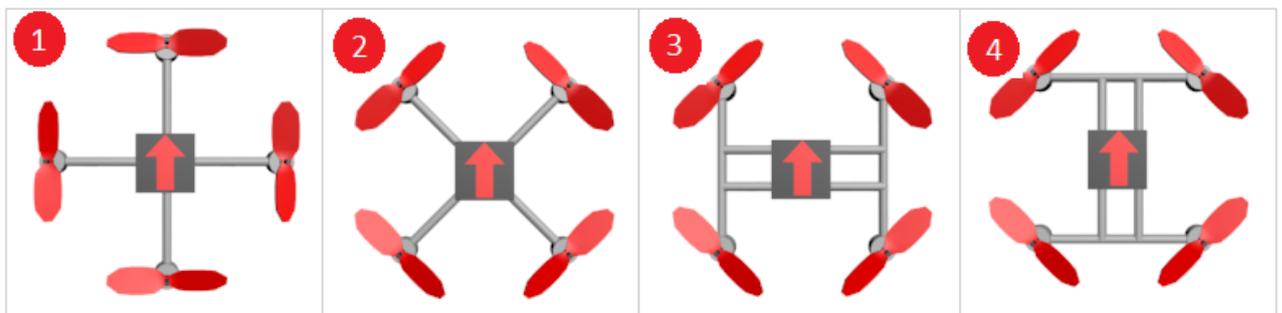


Figure 1 – Quadcopter designs

Designs 1 and 2, as well as 3 and 4, are easily reconfigured among themselves, since they differ only in the choice of the front part of the aircraft. In practice, the most frequently used variants are numbers 1 and 2 due to their simplicity.

However, the design number 2 in comparison with the number 1 allows for the flight to develop a greater horizontal speed, since two motors, instead of one, are responsible for the movement in the horizontal direction.

Since in this project does not matter the speed that the aircraft is capable of developing, and attention is concentrated on describing it with mathematical equations, we will choose the design number 1, which will make it easier to solve the problem. Now only one pair of motors is involved in changing the position of the quadcopter relative to one of its axes, instead of two.

Each motor with a propeller is located on the tops of the imaginary square, so that each pair of oppositely diagonally facing motors has a direction of rotation opposite to the other pair. In this way, the torque generated by the motors is compensated. If you make all the motors rotate in one direction, the quadcopter will rotate in the opposite direction.

Motor speed directions are shown in the Figure 2.

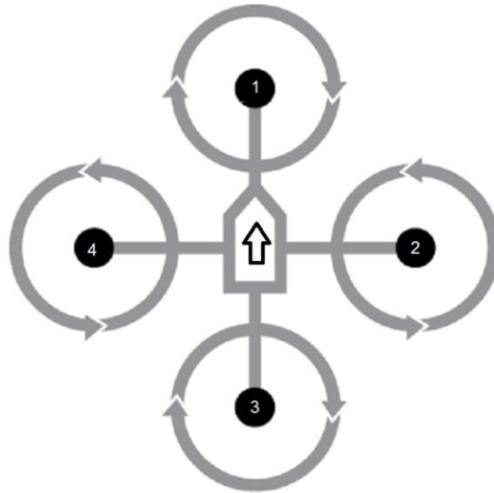


Figure 2 – Motor speed directions

Quadcopter orientation relative to the coordinate system associated with it, is determined by three angles (Figure 3):

- roll – angle of rotation around the longitudinal axis;
- pitch – angle between the longitudinal axis of the aircraft and the horizontal plane;
- yaw – angle with respect to the vertical axis.

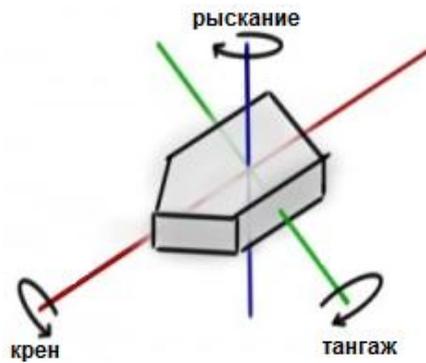


Figure 3 – Quadcopter rotation angles

Quadcopter is capable of fly in four modes: roll, pitch, yaw and hover.

For climb, the power of each of the four motors is increased by the same value.

Management of the roll or pitch angles is carried out by increasing the power of one of the motors with a similar reduction in power on the opposite (Figure 4). The axes of roll and pitch depend on the direction initial choice of the aircraft motion.

The yaw angle control is performed by adding power to the motors rotating in the opposite direction with a similar power reduction in the same rotation motors. In this case, the climb is not carried out, since the total power of the engines does not change.

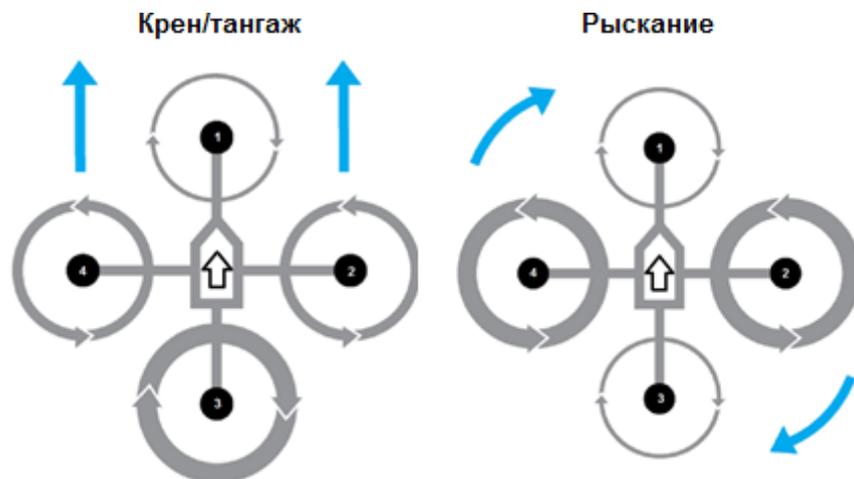


Figure 4 – Management of roll/pitch and yaw angles

The hover is implemented when the thrust of the engines balances the gravity force acting on the quadcopter, the angles of roll and pitch must be close to zero.

For determining the angles of the aircraft inclination, the on-board control system equipped with position sensors (gyroscope, compass, accelerometer,

barometer, GPS, etc.) responds. The main system task is monitoring the orientation of the device in space and stabilizing its position, by changing the motor speeds.

## 1.2 UAV history

A four rotor helicopter was designed by Louis Breguet (Figure 5). This was the first rotary wing aircraft to lift itself off the ground, although only in tethered flight at an altitude of a few feet. In 1908 it was reported as having flown 'several times', although details are sparse.

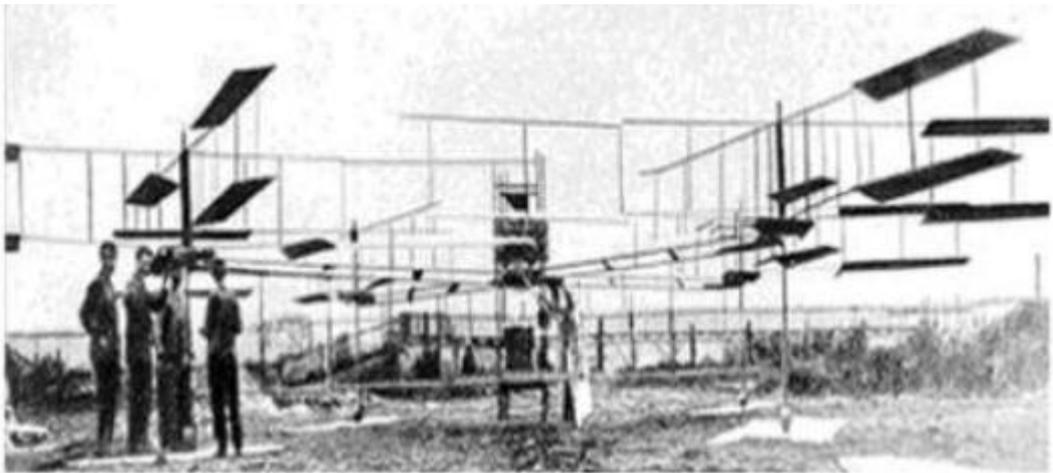


Figure 5 – Louis Breguet's helicopter

One of the first engineers who made an attempt to design a quad rotor was Etienne Oehmichen in 1920. His design consisted of four rotors and one 25 horse power motor but it was unable to fly.

Two years later Oehmichen completed his second design which now consisted of four rotors and eight propellers with one 125 horse power motor. Five of propellers were used to achieve stable flight while two for propulsion and the final propeller was used to steer the helicopter.

By 1923 Oehmichen's aircraft was able to remain airborne for several minutes at a time and on April 14, 1924 it established the first ever FAI distance record for helicopters which back to these days was 360 meters. Also the aircraft was able to complete a circular course and later it completed the first kilometer closed circuit.

Oehmichen's aircraft is shown in Figure 6.

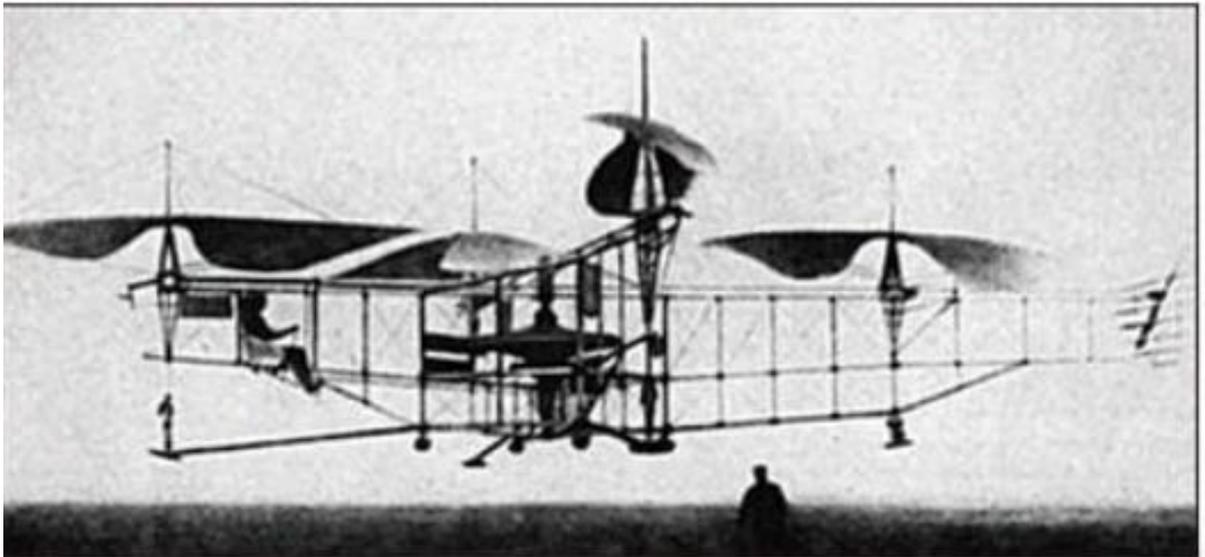


Figure 6 – Oehmichen's aircraft

In the United States Dr. George de Bothezat and Ivan Jerome began their design in mid-1922. Their aircraft weighted around 1700 kg and consisted of four six-bladed rotors at the end of x-shaped structure along with a 220 horse power motor.

After many tests the aircraft was only able to achieve a maximum flight time of 1 minute 42 second and a maximum altitude of 1.8 meters. Physical configuration of the aircraft is shown in Figure 7.

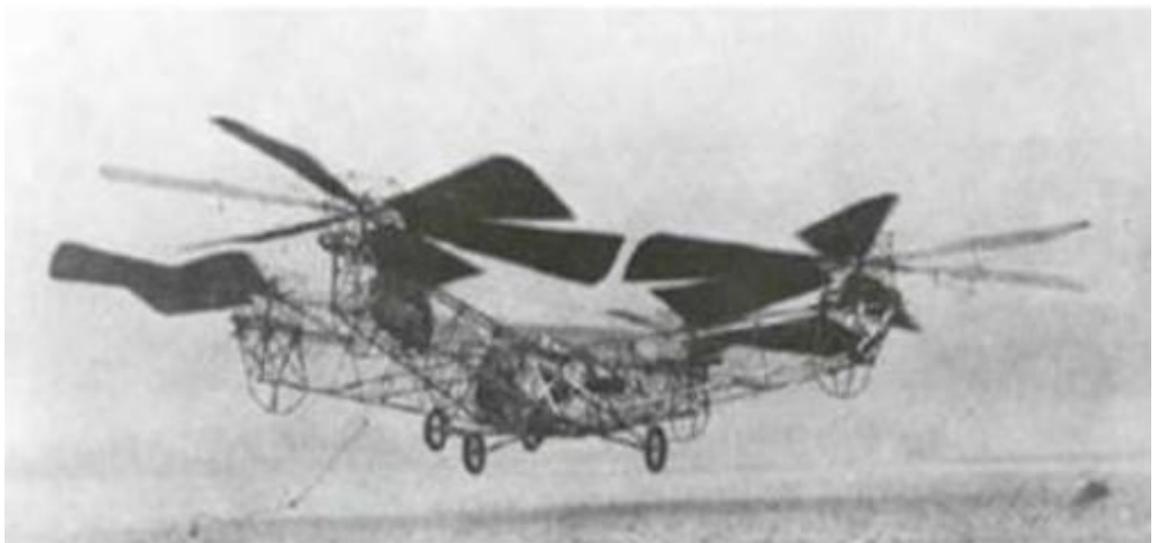


Figure 7 – George de Bothezat's helicopter

In 1955 company Convertawing has released their first quad rotor model "A" which later was used as a prototype for much larger civil and military helicopters.

The design had wings for additional control in forward flight and consisted of two engines driving four motors to lift itself off the ground. That was the first time when no tail was used. Instead of the tail choosing the direction of flight was obtained by varying the thrust between two opposite located pair of motors.

The model “A” is shown in Figure 8 and truly it represents the first ever successful demonstration of quad rotor aircraft use.

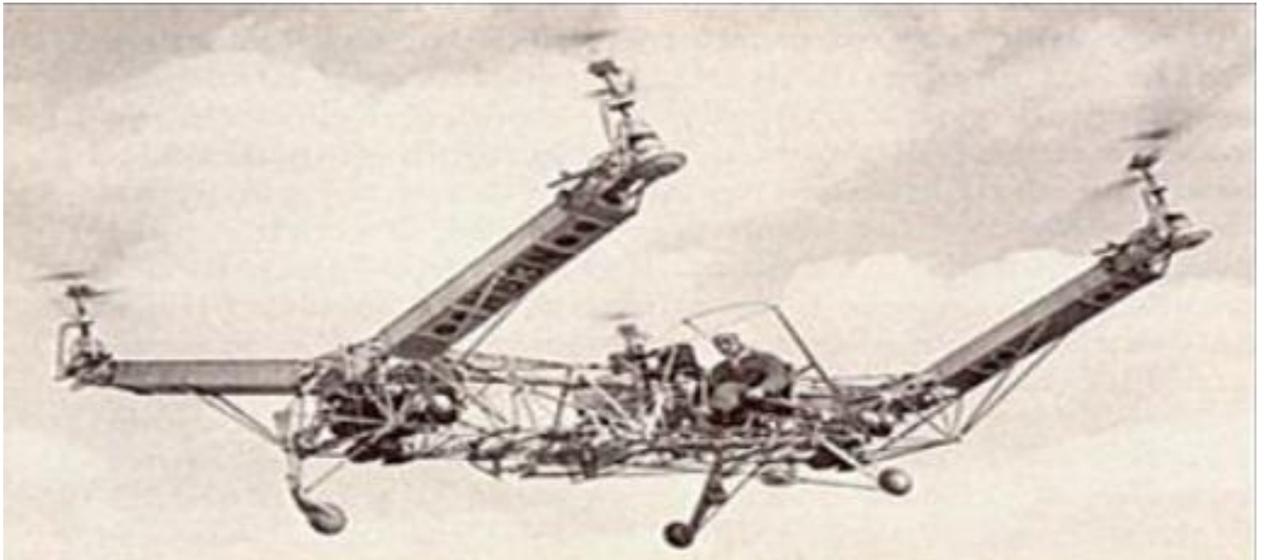


Figure 8 – Model ‘A’ quadrotor

In 1958 company Curtiss-Wright designed VZ-7 – a four rotor aircraft for USA military use. Its control was also obtained by varying a thrust between motors but this time instead of two motor pairs each motor thrust could be adjusted to achieve a better flight. The VZ-7 aircraft is shown in a figure 9.

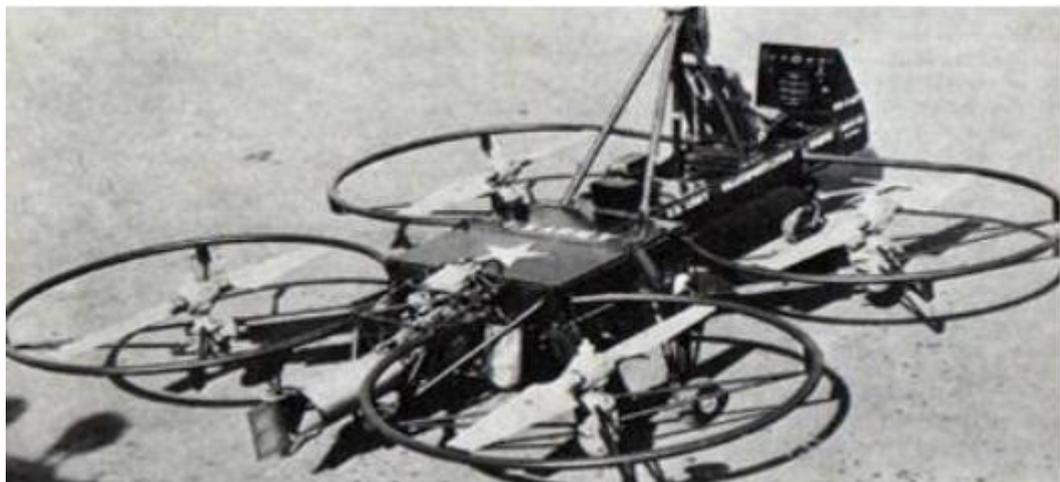


Figure 9 –VZ-7 aircraft

As years go on the design of four rotor helicopters has been constantly progressing. Not so long ago these types of aircraft were limited in their movement and even dangerous in use. But as a result of growing popularity among people and new technologies development this days are already a history.

The number of quadrotor projects has grown every year. Most of them were targeted at a commercial transportation, transportation of people and military use.

In time four rotors aircrafts became a new form of unmanned aerial vehicles called drone and being able to carry only a small payload for entertainment purposes such as aerial photography.

In Figure 10 is shown Parrot AR drone as an example. It has prebuilt camera for video and photo shooting and it designed to be controlled by a smartphone or tablet in a short distance.



Figure 10 – Parrot AR drone

At the present time one of the biggest developments of four rotor aircraft is designed by companies Bell Helicopter and Boeing and called Bell Boeing QTR (Figure 11). The design consists of two wings with 15 meters motor at the end of each wing. The motor is able to perform 90 degrees rotation for achieving faster speed.

The main goal of QTR is caring a huge amount of cargo also with the ability to deliver pallets of supplies or deploy paratroopers in military uses.

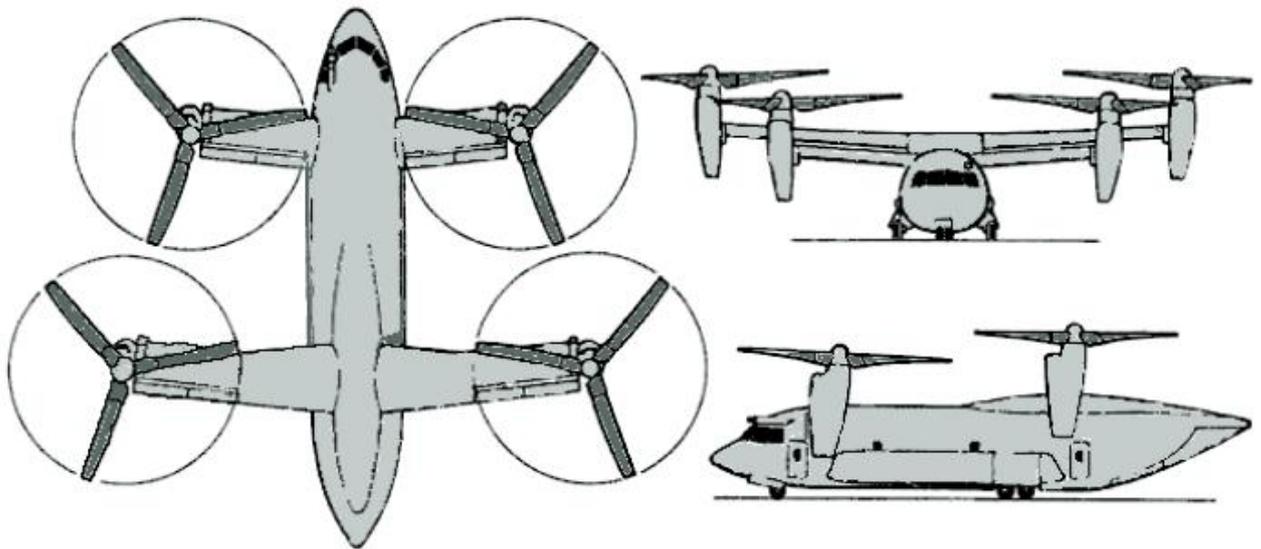


Figure 11 –Bell Boeing QTR

In the last decade fast growth of microprocessor technology allowed to create extremely small UAVs which right away became popular among different areas of life. Small sized drones like in this thesis could be used by professionals as well as by regular users for fun.

### **1.3 Aircraft components**

#### **1.3.1 Arduino Mega 2560**

Arduino is an open source platform which mainly consists of printing wire boards with all necessary components built in. These boards are making the Arduino family and differ from each other by specs (CPU speed, number of timers etc). In addition to boards there is software called Arduino IDE which is free and it allows creating, compiling and uploading program code (C++) into the board.

Most frequently Arduino is used to create small autonomous projects of automation. And the reasons why it became so popular are the cheap price and easy handling.

At first, in this project it was considered to use Arduino Uno but as the project expands it turned out that Uno is unable to collect all essential signals from the remote controller because it has not enough pins for external interruptions. The decision was made and Arduino Mega (Figure 12) was chosen instead.

The differences between these two boards are collected in table 1.

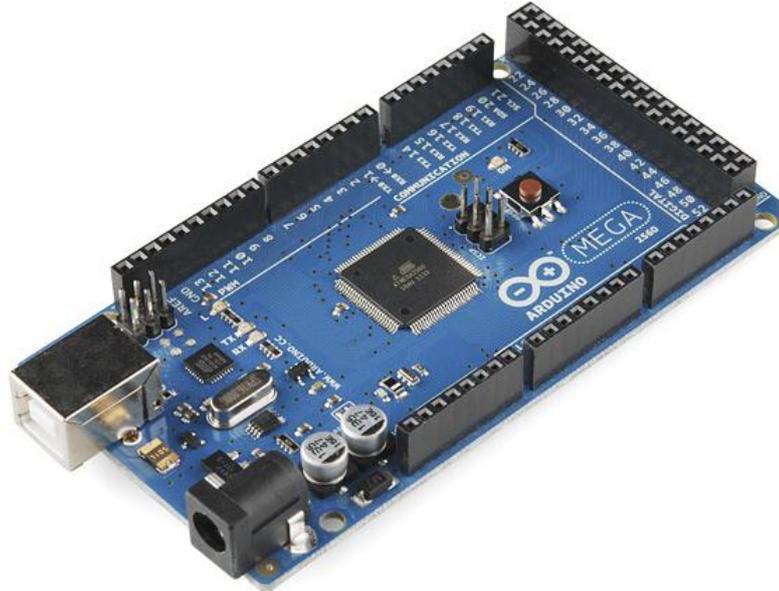


Figure 12 – Arduino Mega 2560

Table 1 – Mega and Uno technical specs

	<b>Arduino Mega</b>	<b>Arduino Uno</b>
Microcontroller	ATmega2560	ATmega328
Clock speed (MHz)	16	16
Operating voltage (V)	5	5
Digital I/O pins	54	14
Analog input pins	16	6
PWM channels	15	6
Flash memory	256 KB	32 KB
EEPROM	4 KB	1 KB
SRAM	8 KB	2 KB
External interrupts	6	2

### 1.3.2 GY-88 sensor

Intellectual sensor GY-88 (Figure 13) has been chosen to estimate quadrotor orientation in space. It has three different sensors on the logic board which are capable of transmitting data via I2C being slave devices:

- MPU-6050 – 3-axis gyroscope and 3-axis accelerometer;
- HMC5883L – 3-axis digital compass;
- BMP085 – high-accuracy chip to detect barometric pressure;

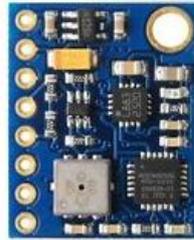


Figure 13 – GY-88 sensor

The MPU6050 has 6 built in 16 bit ADC channels, three for the gyroscope outputs and three for the accelerometer outputs. Thereby the sensor has 6 degrees of freedom. The full scale ranges of the accelerometer and gyroscope are user programmable and they are 2g,  $\pm 4g$ ,  $\pm 8g$ ,  $\pm 16g$  for the accelerometer and  $\pm 250$ ,  $\pm 500$ ,  $\pm 1000$ ,  $\pm 2000^\circ$  for gyroscope.

Through the testing it was explored that gyroscope readings around vertical Z axes drift a lot over time so it is impossible to compute the right yaw angle for the aircraft. For that purposes it was decided to use digital compass along with the gyroscope.

HMC5883L is a digital compass which allows estimating the vector of the earth's magnetic field with accuracy that can be adjusted:  $\pm 0.88$ ,  $\pm 1.3$ ,  $\pm 1.9$ ,  $\pm 2.5$ ,  $\pm 4.0$ ,  $\pm 4.7$ ,  $\pm 5.6$ ,  $\pm 8.1$  Gauss.

BMP085 is a pressure sensor with estimate range of 300-1100hPa. It can be used for calculating the aircraft altitude. There are listed accuracy specifications of the sensor:

- 0.06hPa(0.5m) in ultra-low power mode;
- 0.03hPa(0.25m) in ultra-high resolution mode;
- 0.1m (using with filter).

GY-88 has following contacts:

- $V_{in}$  – power 5B;
- 3.3V – voltage divider output;
- GND – ground;

- SCL – I2C data bus;
- SDA – I2C clock bus;
- M\_DRDY – interruption output for HMC5883L;
- G\_ADO – one of two I2C address choice for MPU-6050;
- G\_INT – interruption output for MPU-6050.

Contacts needed for the project are: Vin, GND, SDA и SCL.

### 1.3.3 Engines

As engines for the aircraft it was decided to pick 3-phase brushless DC motors (BLDC). DC stands for direct current. BLDC motor consists of runner with constant magnets and stator with windings.

The stator is a body of a motor itself with a shaft and a copper winding around it. The number of motor phases determined by the number of windings. To start the motor it is only enough to have 2 phases. But most popular motors are 3-phased ones and less often 4-phases motors are used.

The runner made of constant magnets and it has from 2 and up to 8 pairs of poles with alternation between north and south poles.

Since in 3-phases motor an instant voltage is applied only on 2 windings there are 6 possible configurations regarding supplying the voltage to the whole engine. It allows creating magnet field with 60 degrees rotation per step.

There are listed main advantages of brushless motors in compare with existing analogs:

- high accuracy and quick response;
- wide range of speed changes;
- more than 90% efficient;
- high reliability because of running contacts absence;
- low heat.

In this project A2212 motors were used as shown in Figure 14.



Figure 14 – A2212 BLDC motor

The motor has following specifications:

- Stator diameter: 22 mm;
- Stator length: 12 mm;
- Revolutions per volt: 1000;
- Maximum efficiency: 80%;
- Efficiency while current in 7-10-A range: 75%;
- No load current: 0.5A;
- Dimensions: 27.5x30 mm;
- Shaft diameter: 3.17 mm;
- Weight: 47 g.

According to tests [2] one motor at the peak of its load is able to lift in the air up to 800 gram. The total weight of aircraft is 0.96 kg so the chosen engines provide enough thrust to lift the whole system to the air. Actually it even allows to attach some accessories in the future such as camera or additional battery.

### **1.3.4 Electronic speed controllers**

Electronic speed controller (ESC) allows smoothly varying the power of connected BLDC motor in depends on input control signal.

The power control leads to the speed engine control and is achieved by pulse position modulation (PPM). Pulses have identical length but they are separated in different time intervals which represent encrypted power values.

It is common for encrypted signal to be in range of 1000-200 microseconds.

In Figure 15 is shown connection between 3-phases BLDC motor and ESC. To change the direction of motor rotation wires A and C should be swapped around.

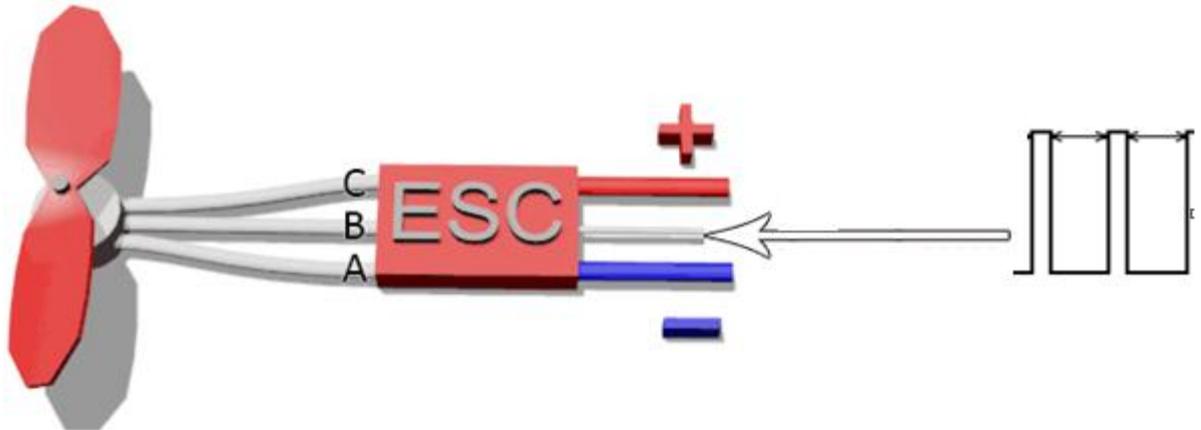


Figure 15 – ESC and BLDC motor connection

In this project were used Hobbysky speed controllers (Figure 16). They are packed and supplied together with A2212 motors. The Hobbysky speed controller specifications are listed below:

- Operate current – 30A (up to 40 A for a maximum 10 seconds);
- Input voltage – 5.5 – 12.6 V;
- Voltage divider output – 1A/5V;
- Weight – 25 g.

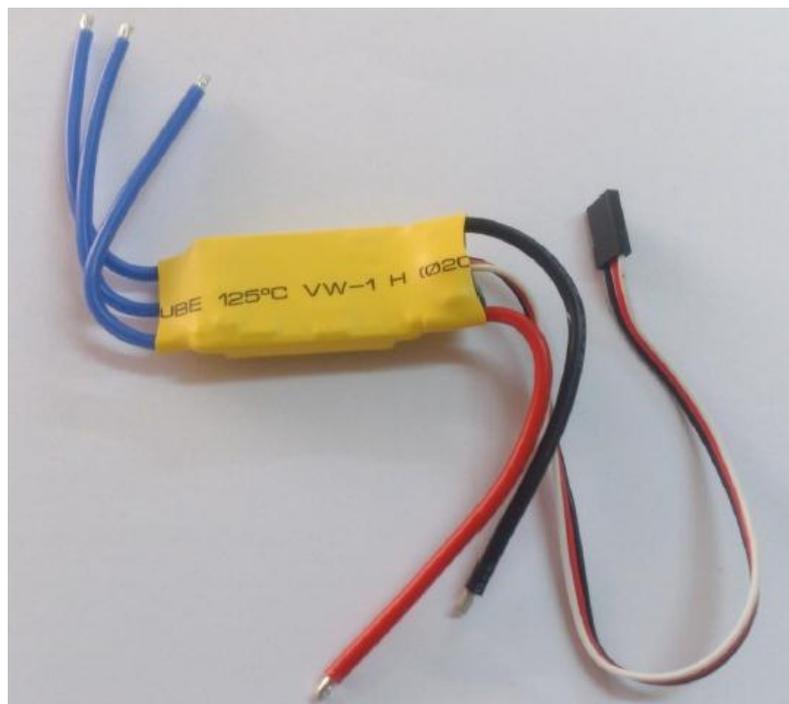


Figure 16 –Hobbysky speed controller

### 1.2.5 Remote control

WFT07 remote controller is used to manual steer the aircraft. It can also be used for transmitting some commands such as emergency stop. It has the following specs:

- 7 control channels;
- Data transmitting at 2.4GHz frequency;
- 800 meters distance;
- Input voltage 3.7-6 V.

WFT07 remote controller is shown in Figure 17.



Figure 17 – WFT07 remote controller

There is also a receiver WFR07S coming along with the remote controller. The receiver is shown in Figure 18 and it has the following specs:

- Signal frequency 2.400 GHz – 2.483 FHz;
- Resolution – 4096 bit;
- Operating voltage 4.8-6V.



Figure 18 –WFR07S receiver

### 1.3.6 Propellers

In this project are used 10x45 plastic propellers which is a common experience for similar kind of projects. Each propeller has 10 inch diameter and 4.5 inch curve. Propellers are shown in Figure 19.



Figure 19 – 10x45 propellers

### 1.2.7 Body frame

A body of the aircraft should be able to place all necessary components and also be lightweight. That is why HJ450 plastic frame was chosen. The frame is shown in Figure 20 and it has the following specs:

- Weight – 282 g;
- Distance between two opposite motors – 450 mm.



Figure 20 – HJ450 frame

### 1.2.8 Battery

As a power supply for motors and entire electronics was used LiPo HRB battery with the specs are listed below:

- Voltage: 11.1 V;
- Capacity: 2200mA/h;
- Operating current: 66A;
- Number of cells: 3 cells 3.7V each;
- Weight: 182 g;
- Dimensions: 102 x 34 x 22 mm.

The battery is shown in the Figure 21.



Figure 21 – HRB battery

The battery specifications are average for similar projects. And the flight time should be in range of 6-9 minutes which is enough to achieve project goals.

## Приложение Б

### Листинг программы

```
#include <PID_v1.h>
#include <Servo.h>
#include <Wire.h>
#include <SPI.h>
#include <BMP085.h>
#include <I2Cdev.h>
#include <MPU60X0.h>
#include <HMC5883L.h>
#include "FreeIMU.h"
#include <math.h>
#define MOTOR_1 6
#define MOTOR_2 7
#define MOTOR_3 8
#define MOTOR_4 9
#define CH_1 5
#define CH_2 4
#define CH_3 0
#define CH_4 1
#define LED 39

float ypr[3], ypr_fil[3];
float pitchf[30], rollf[30];
float q[4], val[13];
float q_offsets[4] = {0.0, 0.0, 0.0, 0.0};
double speed_1, speed_2, speed_3, speed_4;
double yaw_ch=0.0;
double Set_pitch=0.0, Set_roll=0.0, Set_yaw=0.0, u_1, u_2,u_3, Kp = 0, Ki = 0, Kd = 0, pitch, roll,
yaw;
int pos = 0,throttle = 0, fil_c = 0 ;
volatile int ch1 = 1000, ch2 = 1000, ch3 = 1000, ch4 = 1000;
volatile int prev_time1 = 0, prev_time2 = 0, prev_time3 = 0, prev_time4 = 0;

PID myPID_1(&pitch, &u_1, &Set_pitch, Kp, Ki, Kd, DIRECT);
PID myPID_2(&roll, &u_2, &Set_roll, Kp, Ki, Kd, DIRECT);
PID myPID_3(&yaw, &u_3, &Set_yaw, Kp, Ki, Kd, DIRECT);
Servo motor_1, motor_2, motor_3, motor_4;
FreeIMU my3IMU = FreeIMU();

void setup() {
```

```

Wire.begin();
pinMode(LED, OUTPUT);
Serial.begin(115200);
int_setup();
motors_attach();
calibrate();
gy_88_init();
yaw_ch=0.0;
pid_setup();
}

void loop() {
  checkResetPosition();
  my3IMU.getYawPitchRoll(ypr, pos, q_offsets);
  meanFilter(ypr, 10);
  yaw = ypr[0];
  pitch = ypr_fil[1];
  roll = ypr_fil[2];

  throttle = map(ch2, 1000, 2000, 0, 700);
  Set_pitch=map(ch3,1000, 2000, 20, -20);
  Set_roll=map(ch1, 1000, 2000, 20, -20);
  yaw_ch=yaw_ch+(1500-ch4)/250;
  if (yaw_ch>180) yaw_ch=-180;
  if (yaw_ch<-180) yaw_ch=180;
  Set_yaw=yaw_ch;

  if (abs(Set_pitch)==1) Set_pitch=0;
  if (abs( Set_roll)==1) Set_roll=0;

  myPID_1.Compute();
  myPID_2.Compute();
  myPID_3.Compute();
  speed_1=1000+throttle+u_1-u_3;
  speed_2=1000+throttle-u_2+u_3;
  speed_3=1000+throttle-u_1-u_3;
  speed_4=1000+throttle+u_2+u_3;
  writeSpeed(speed_1, speed_2, speed_3, speed_4);
}

void gy_88_init()
{

```

```

my3IMU.init();
delay(5);
my3IMU.init(true); Serial.println("RESET IMU");
my3IMU.initGyros(); Serial.println("ZERO GY");
my3IMU.RESET_Q(); Serial.println("RESET Q");
my3IMU.setTempCalib(0); Serial.println("DISABLE T");
digitalWrite(LED, HIGH);
my3IMU.getYawPitchRoll(ypr, pos, q_offsets);
while (abs(ypr[0]) > 3.0) {
  my3IMU.getYawPitchRoll(ypr, pos, q_offsets);
  Serial.println(ypr[0]);
  checkResetPosition();
}
digitalWrite(LED, LOW);

}

void checkResetPosition()
{ if (ch1 < 1100 && ch3 < 1100 && ch2<1100) {
  my3IMU.getQ(q, val);
  float hq[4] = {0.0, 0.0, 0.0, 0.0};
  hq[0] = q[0];
  hq[1] = -q[1];
  hq[2] = -q[2];
  hq[3] = -q[3];
  for ( int i = 0 ; i < 4 ; ++i )
    q_offsets[i] = hq[i];
  pos = 1;
  digitalWrite(LED, HIGH);
  delay(1000);
  digitalWrite(LED, LOW);
  fil_c=0;
  yaw_ch=0;
}
}

float* meanFilter(float ypr[3], int n){
if (fil_c==0){
for(int i=0; i<sizeof(pitch)-1;i++){
pitchf[i]=0;
rollf[i]=0;
}
}
}

```

```

}
if (fil_c<=n-1)
{pitchf[fil_c]=ypr[1];
rollf[fil_c]=ypr[2];
fil_c++;
for (int i=0; i<=2; i++)
ypr_fil[i]=ypr[i];
}
else
{ for (int i=1; i<=n-1; i++)
{
pitchf[i-1]=pitchf[i];
rollf[i-1]=rollf[i];
}
pitchf[n-1]=ypr[1];
rollf[n-1]=ypr[2];
ypr_fil[0]=ypr[0];
ypr_fil[1]=0;
ypr_fil[2]=0;
for (int i=0; i<=n-1; i++){
ypr_fil[1]=ypr_fil[1]+pitchf[i];
ypr_fil[2]=ypr_fil[2]+rollf[i];
}
ypr_fil[1]=ypr_fil[1]/n;
ypr_fil[2]=ypr_fil[2]/n;
}
return ypr_fil;
}

void writeSpeed(double speed_1, double speed_2, double speed_3, double speed_4) {
if (speed_1>2000) speed_1=2000;
if (speed_2>2000) speed_2=2000;
if (speed_3>2000) speed_3=2000;
if (speed_4>2000) speed_4=2000;
motor_1.writeMicroseconds(speed_1);
motor_2.writeMicroseconds(speed_2);
motor_3.writeMicroseconds(speed_3);
motor_4.writeMicroseconds(speed_4);
}

void int_setup() {
attachInterrupt(CH_1, rising1, RISING);
}

```

```

attachInterrupt(CH_2, rising2, RISING);
attachInterrupt(CH_3, rising3, RISING);
attachInterrupt(CH_4, rising4, RISING);
}

void pid_setup() {
  myPID_1.SetOutputLimits(-100, 100);
  myPID_2.SetOutputLimits(-100, 100);
  myPID_3.SetOutputLimits(-150, 150);
  myPID_1.SetSampleTime(10);
  myPID_2.SetSampleTime(10);
  myPID_3.SetSampleTime(10);
  myPID_1.SetMode(AUTOMATIC);
  myPID_2.SetMode(AUTOMATIC);
  myPID_3.SetMode(AUTOMATIC);
  myPID_1.SetTunings(0.82, 0.45, 0.15);
  myPID_2.SetTunings(0.8, 0.65, 0.15);
  myPID_3.SetTunings(1.5, 0.5, 0.3);
}

void motors_attach() {
  motor_1.attach(MOTOR_1);
  motor_2.attach(MOTOR_2);
  motor_3.attach(MOTOR_3);
  motor_4.attach(MOTOR_4);
}

void calibrate() {
  Serial.println("Calibrating...");
  motor_1.writeMicroseconds(2000);
  motor_2.writeMicroseconds(2000);
  motor_3.writeMicroseconds(2000);
  motor_4.writeMicroseconds(2000);
  delay(3000);
  motor_1.writeMicroseconds(1000);
  motor_2.writeMicroseconds(1000);
  motor_3.writeMicroseconds(1000);
  motor_4.writeMicroseconds(1000);
  delay(4000);
  Serial.println("Done with calibration");
}

void rising1() {

```

```

attachInterrupt(CH_1, falling1, FALLING);
prev_time1 = micros();
}
void falling1() {
attachInterrupt(CH_1, rising1, RISING);
ch1 = micros() - prev_time1;
ch1=check_limits(1000, 2000, ch1);
}
void rising2() {
attachInterrupt(CH_2, falling2, FALLING);
prev_time2 = micros();
}
void falling2() {
attachInterrupt(CH_2, rising2, RISING);
ch2 = micros() - prev_time2;
ch2=check_limits(1000, 2000, ch2);
}
void rising3() {
attachInterrupt(CH_3, falling3, FALLING);
prev_time3 = micros();
}
void falling3() {
attachInterrupt(CH_3, rising3, RISING);
ch3 = micros() - prev_time3;
ch3=check_limits(1000, 2000, ch3);
}
void rising4() {
attachInterrupt(CH_4, falling4, FALLING);
prev_time4 = micros();
}
void falling4() {
attachInterrupt(CH_4, rising4, RISING);
ch4 = micros() - prev_time4;
ch4=check_limits(1000, 2000, ch4);
}
int check_limits(int down, int up, int value)
{
if(value<down) value=down;
if(value>up) value=up;
return value;
}

```