



Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
«Московский государственный технический университет  
имени Н.Э. Баумана  
(национальный исследовательский университет)»  
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

ФАКУЛЬТЕТ \_\_\_\_\_ ИУ «Информатика и системы управления»

КАФЕДРА \_\_\_\_\_ ИУ-1 «Системы автоматического управления»

**РАСЧЕТНО-ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА**  
**К ВЫПУСКНОЙ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЕ**  
**НА ТЕМУ:**  
***Система управления ориентацией и стабилизацией***  
***космического аппарата***

Студент \_\_\_\_\_ ИУ1-121 \_\_\_\_\_ 29/05/2023 \_\_\_\_\_ А. Н. Ранджелович  
(Группа) (Подпись, дата) (И.О. Фамилия)

Руководитель \_\_\_\_\_ 29/05/2023 \_\_\_\_\_ Н. М. Задорожная  
(Подпись, дата) (И.О. Фамилия)

Консультант \_\_\_\_\_ 29/05/2023 \_\_\_\_\_ Ю. С. Ситникова  
(Подпись, дата) (И.О. Фамилия)

Консультант \_\_\_\_\_ 29/05/2023 \_\_\_\_\_ О. В. Кирикова  
(Подпись, дата) (И.О. Фамилия)

Нормконтролер \_\_\_\_\_ 29/05/2023 \_\_\_\_\_ Т.Ю. Цибизова  
(Подпись, дата) (И.О. Фамилия)

2023 г.

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана  
(национальный исследовательский университет)»  
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

УТВЕРЖДАЮ

Заведующий кафедрой \_\_\_\_\_ ИУ-1  
(Индекс)

\_\_\_\_\_ К.А. Неусыпин  
(И.О. Фамилия)

« 13 » \_\_\_\_\_ февраля 20 23 г.

**З А Д А Н И Е**  
**на выполнение выпускной квалификационной работы**

Студент \_\_\_\_\_ Ранджелович Алексей Небойшевич  
(фамилия, имя, отчество)

\_\_\_\_\_ Система управления ориентацией и стабилизацией космического аппарата

\_\_\_\_\_ (Тема выпускной квалификационной работы)

Источник тематики (НИР кафедры, заказ организаций и т.п.)  
\_\_\_\_\_ НИР кафедры

Тема квалификационной работы утверждена распоряжением по факультету  
№ \_\_\_\_\_ от « \_\_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 20 \_\_\_\_ г.

**1. Исходные данные**

Система управления ориентацией и стабилизацией, включающая систему гравитационной стабилизации и систему из реактивных двигателей малой тяги

**2. Технико-экономическое обоснование**

Разработка системы управления ориентацией и стабилизацией малого космического аппарата, предназначенного для надежного выполнения задач дистанционного зондирования Земли

**3. Научно-исследовательская часть**

Выполнить анализ обзора литературы по теме научной работы, составить математическую модель вращательного движения КА, выбрать функциональный состав спутника, разработать пассивную и активную систему ориентации и стабилизации аппарата, разработать систему управления программными разворотами

Консультант \_\_\_\_\_ 08/03/2023  
(Подпись, дата)

\_\_\_\_\_ Н. М. Задорожная  
(И.О. Фамилия)

#### **4. Проектно-конструкторская часть**

Разработать алгоритмы управления ориентацией и стабилизацией КА.

Реализовать основные режимы функционирования и режим программных разворотов и провести моделирование.

Консультант

10/03/2023

(Подпись, дата)

Н. М. Задорожная

(И.О. Фамилия)

#### **5. Организационно-экономическая часть**

Оценить себестоимость и провести технико-экономическое обоснование разработки алгоритмов и их программной реализации

Консультант

12/03/2023

(Подпись, дата)

Ю. С. Ситникова

(И.О. Фамилия)

#### **6. Охрана труда и экология**

Определить и перечислить вредоносные и опасные факторы при работе за ПК. Рассчитать систему искусственного освещения для создания рабочего помещения. Описать процедуру утилизации частей ПК.

Консультант

12/03/2023

(Подпись, дата)

О. В. Кирикова

(И.О. Фамилия)

#### **7. Оформление квалификационной работы:**

7.1. Расчетно-пояснительная записка на \_\_\_\_\_ листах формата А4.

7.2. Перечень графического (иллюстративного) материала (чертежи, плакаты, слайды и т.п.)

Презентация на \_\_\_\_\_ слайдах

Дата выдачи задания « 13 » февраля 20 23 г.

В соответствии с учебным планом выпускную квалификационную работу выполнить в полном объеме в срок до « 29 » мая 20 23 г.

**Руководитель ВКР**

13/02/2023

(Подпись, дата)

Задорожная Н. М.

(И.О. Фамилия)

**Студент**

13/02/2023

(Подпись, дата)

Ранджелович А. Н.

(И.О. Фамилия)

## АННОТАЦИЯ

В работе представлено проектирование системы управления ориентацией и стабилизацией спутника, предназначенного для дистанционного зондирования Земли, представляющего собой малый низкоорбитальный космический аппарат на основе унифицированной космической платформы с целевой аппаратурой, пассивной системой гравитационной стабилизации и активной системой ориентации и стабилизации с использованием двигателей малой тяги.

Разработана модель системы управления в программной среде MATLAB Simulink, реализующая основные режимы функционирования спутника на орбите, такие как режим успокоения, режим ожидания, пространственные развороты, трехосная ориентация.

Работа содержит 5 разделов, каждый из которых включает математическое описание или теоретические сведения, графики результатов моделирования и выводы.

## СОДЕРЖАНИЕ

АННОТАЦИЯ .....	2
СОДЕРЖАНИЕ .....	3
СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ.....	5
ВВЕДЕНИЕ.....	6
1. Космические аппараты .....	8
1.1. Актуальность проектирования систем ориентации и стабилизации космических аппаратов .....	8
1.2. Ориентация и стабилизация космического аппарата .....	9
1.3. Классификация систем управления ориентацией КА .....	11
1.4 Рабочая орбита для спутника дистанционного зондирования .....	13
1.5 Функциональный состав малого космического аппарата .....	14
2. Математическая модель космического аппарата .....	18
2.1. Уравнения движения КА вокруг центра масс .....	19
3. Система управления ориентацией и стабилизацией спутника ДЗЗ.....	26
3.1 Система успокоения космического аппарата .....	30
3.2 Режим гравитационной стабилизации спутника.....	34
3.3 Режим пространственных поворотов космического аппарата .....	47
3.4 Режим трехосной ориентации спутника во время съемки .....	57
4. Техничко-экономическое обоснование проекта.....	65
4.1 Планирование комплекса работ. Оценка трудоемкости .....	65
4.2 Расчет затрат на разработку проекта.....	72
4.3 Расчет эксплуатационных работ .....	75
4.4 Расчет показателя экономического эффекта .....	78
5. Охрана труда и экология .....	81
5.1 Вредные и опасные факторы на рабочем месте .....	81

5.2 Расчет системы искусственного освещения в помещении .....	86
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	90
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ .....	91

## СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ

БКУ	–	бортовой комплекс управления
БЦВМ	–	бортовая цифровая вычислительная машина
ГСС	–	гравитационная система стабилизации
ДУС	–	датчик угловой скорости
ДМТ	–	двигатели малой тяги
ИО	–	исполнительные органы
КА	–	космический аппарат
ОУ	–	объект управления
РД	–	реактивный двигатель
СУОС	–	система управления ориентацией и стабилизацией
СК	–	система координат
ССК	–	связанная система координат
СБ	–	солнечные батареи
ССО	–	солнечно-синхронная орбита
УМК	–	унифицированная космическая платформа
ЦМ	–	центр масс
ЦУП	–	центр управления полетом

## ВВЕДЕНИЕ

Космические аппараты (КА) играют важную роль в решении многих научных и практических задач во всех современных сферах деятельности. Искусственные спутники Земли помогают решать научные, технологические и народно-хозяйственные проблемы: точное прогнозирование погоды, оценка урожая, определение запасов полезных ископаемых, состояние объектов и многое другое. В современном мире космические технологии находят огромное применение во всех областях человеческой деятельности [1].

Управление вращательным движением КА является одним из важнейших условий его практического применения. Основной задачей управления ориентации является определенным образом ориентировать КА в пространстве и длительное время стабилизировать его, поддерживая требуемую ориентацию. Задачу ориентации и стабилизации выполняет система управления ориентации и стабилизации (СУОС), которая присутствует на каждом космическом аппарате. Например, требуется ориентировать маршевые реактивные двигатели, радиотехнические, оптические и другие приборы и устройства в составе систем навигации, связи и мониторинга состояния поверхности Земли, Солнца и других объектов космоса.

При проектировании современной системы управления космическим аппаратом основополагающим этапом является разработка системы ориентации и стабилизации, ведь именно от СУОС зависит успех и качество выполнения космическим аппаратом рабочей программы. На большинстве искусственных спутниках предусмотрены активные и пассивные СУОС. Особенность активных систем ориентации в том, что они требуют наличие на спутнике измерительных устройств, по информации от которых формируется сигнал, поступающий на систему исполнительных органов (ИО). Исполнительные органы, такие как маховики, реактивные установки или магнитные ИО, формируют управляющие моменты, поддерживающие заданную ориентацию спутника на орбите. Системы



активной ориентации применяются в ситуациях, когда требуется высокая точность ориентации при воздействии возмущений. Для простых космических задач, где не требуется ориентировать аппарат с высокой точностью, с требованием на длительный период активного существования, предпочтительно с экономической и экологической точки зрения применение пассивных систем ориентации. Одним из важнейших свойств пассивных методов ориентации является то, что они не нуждаются в измерительных устройствах и исполнительных органах и могут длительное время функционировать на орбите, не расходуя рабочее тело. Такие системы для формирования управляющих моментов используют физические свойства полей - гравитационного и магнитного, эффекта сопротивления атмосферы, светового давления, свойства вращающихся тел.

Проектируя систему автоматического управления космического аппарата, важно понимать для каких целей он предназначен. В современном мире спутники рассчитаны на выполнение целого ряда задач, и необходимо учитывать те или иные ограничения конкретной задачи. В зависимости от предназначения аппарата накладываются различные ограничения на его функциональный состав, выбирается рабочая орбита, способ выведения.

**Цель работы:** разработать систему управления ориентацией и стабилизацией спутника, предназначенного для задачи дистанционного зондирования Земли. Для достижения цели необходимо решить следующие задачи:

1. выполнить анализ обзора литературы по теме ВКР;
2. разработать математическую модель космического аппарата;
3. выбрать функциональный состав (целевая аппаратура, приборный состав и исполнительные органы) спутника;
4. разработать пассивную и активную систему ориентации и стабилизации спутника дистанционного Зондирования;
5. реализовать систему управления программной ориентацией аппарата;
6. провести моделирование режимов ориентации спутника и проанализировать полученные результаты.

## **1. Космические аппараты**

Использование космических аппаратов в современном мире позволяют человечеству получать новые знания о нашей планете, ближнем и дальнем космосе. Они используются для контроля за состоянием окружающей среды, поверхности океанов и континентов, изучения рельефов, рек, водоемов, поиска полезных ископаемых, слежением за лесными пожарами.

*Космический аппарат* — это техническое устройство, выведенное в открытый космос для выполнения разного рода задач, которое способно продолжительное время функционировать на орбите. Природа таких устройств подобна природе естественных космических тел. Космические аппараты включают в себя системы управления движением, ориентацией и стабилизацией. Кроме того, на таких устройствах необходимо поддерживать связь с Землей, тепловой режим и энергопитание, чтобы избежать отказ оборудования.

На протяжении всего полета космический аппарат выполняет различные задачи, постоянно меняя ориентацию и стабилизируя своё положение. Ориентации требуют и некоторые элементы и устройства, такие как солнечные батареи, маршевые двигатели, съемочная аппаратура. Ни одна сложная космическая программа не обойдется без системы управления ориентацией и стабилизацией. Кроме того, на борту любого аппарата предусмотрена система управления движением, отвечающая за выведение спутника, коррекцию орбиты и является неотъемлемой частью полетного задания [2].

### **1.1. Актуальность проектирования систем ориентации и стабилизации космических аппаратов**

На протяжении всей полетной программы космического аппарата основной задачей является поддержание его углового положения. Актуальность проектирования современных систем управления ориентацией и стабилизацией заключается в том, что неправильный подбор аппаратного состава или законов

управления может привести к различного рода проблемам при выполнении целевой задачи. Например, для малых космических аппаратов, которые имеют жесткие ограничения по габаритам и массе, необходимо обеспечить малый расход рабочего тела для обеспечения долго срока существования. При выполнении задачи наблюдения или зондирования, где требуется высокая точность стабилизации важно правильно подобрать алгоритмы управления для возможности построения трехосной ориентации [3]. Следовательно вопрос разработки современной системы управления космического аппарата актуален в настоящее время, так как космическая отрасль непрерывно развивается, а задачи выведения в открытый космос спутников становятся обыденными практически для каждой сферы деятельности человека.

## **1.2. Ориентация и стабилизация космического аппарата**

Ориентация и стабилизация – главные режимы управления вращательным движением КА, без которых практически ни одна из целевых и служебных задач не может быть успешно выполнена. Состав бортового оборудования, целевая аппаратура, полетная миссия определяют предназначение космического аппарата. В современном мире существует большое количество спутников, все они предназначены для определенных задач, под каждую из которых разработано множество методов ориентации и стабилизации.

Все методы ориентации и стабилизации основаны на динамических свойствах вращающегося тела вокруг центра масс (ЦМ) под действием малого внешнего возмущающего воздействия со стороны космического пространства. В зависимости от предназначения КА и требований на ориентацию используют тот или иной метод. Основным условием реализации методов являются ограничения ресурсов, рабочего тела и энергии во время существования на орбите. Особенности методов ориентации и стабилизации КА выделяют их в отдельный класс систем управления.

Для КА приняты следующие определения:

- *ориентация* — процесс приведения связанных с корпусом КА ортогональных осей к заданному в пространстве положению;
- *стабилизация* — процесс удержания осей КА в окрестности заданного положения [4].

Управление ориентацией — процесс изменения ориентации осей КА в соответствии с заданным алгоритмом или по определенной программе.

После приведения связанной системы координат (ССК) к требуемому положению относительно заданной ориентации необходимо постоянно поддерживать заданную ориентацию. Особенностью управления вращательным движением твердого тела в космическом пространстве является отсутствие демпфирующих сил и добиться полностью устойчивого положения технически невозможно. Со временем остаточные угловые скорости приводят к тому, что текущее положение отклоняется от требуемого. Поэтому на протяжении полета главная задача системы стабилизации – постоянно компенсировать угловое рассогласование, что представляет из себя автоколебательный процесс около требуемого положения. На рисунке 1 представлена функциональная схема системы ориентации и стабилизации.

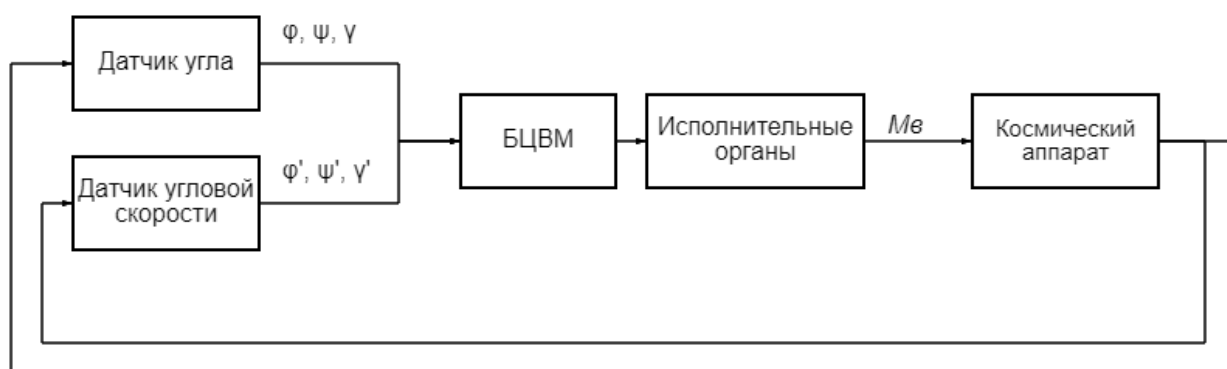


Рисунок 1 Функциональная схема системы ориентации и стабилизации

Измерительные устройства, датчики и другие бортовые приборы отправляют информацию в БЦВМ, где она вырабатывает алгоритм для управления ориентацией. Сформированные сигналы поступают на исполнительные органы, которые в свою очередь вырабатывают управляющие моменты, используемые для

управления ориентацией КА. Задача измерительных устройств – постоянно отслеживать углы и угловые скорости и передавать информацию в БЦВМ. Значения измеренных величин используются в законе управления, что позволяет на протяжении всего полета управлять ориентацией аппарата и стабилизировать его.

Система ориентации предназначена для перевода КА между различными системами координат, так как при выполнении программы полета спутнику необходимо периодически менять свою ориентацию. Например, перевод из рабочей орбитальной ориентации в солнечную ориентацию или любую другую. После построения на борту базовой системы координат следует режим стабилизации. Во время рабочего режима управление ориентацией КА относительно базовой СК для наведения целевой аппаратуры, связанной с приборной СК на этапе съемки является главной задачей системы стабилизации спутника дистанционного зондирования Земли. При этом спутник постоянно совершает пространственные маневры для наведения на объекты съемки.

### **1.3. Классификация систем управления ориентацией КА**

Чтобы управлять ориентацией космического аппарата, к нему требуется прикладывать управляющие моменты соответствующих величин и знаков. Классификация систем ориентации КА по способу создания управляющих моментов и типам исполнительных органов приведена на рисунке 2.



Рисунок 2 Классификация систем ориентации космических аппаратов

По способу создания управляющих моментов системы ориентации и стабилизации разделяют: пассивные, активные и комбинированные.

- *Пассивные системы* ориентации и стабилизации – системы, которые используют только физические свойства внешней среды и не расходуют рабочее тело.
- *Активные системы* ориентации и стабилизации — системы, создающие управляющий момент за счет исполнительных органов: гиродины, маховики, реактивные двигательные установки. Активные системы имеют на борту датчики, измеряющие информацию о угловой скорости и пространственном положении. Главный недостаток таких систем – расход рабочего тела.
- *Комбинированные системы* ориентации и стабилизации – системы, сочетающие в себе как активные, так и пассивные методы управления угловым движением аппарата [5].

При проектировании космического аппарата выбирают СУОС исходя из ограничений на характеристики параметров ориентации, которые зависят от предназначения спутника. Ниже приведены основные требования:

- Датчики и измерительные устройства на борту космического аппарата не идеальные и имеют нелинейные характеристики (зона нечувствительности, люфт, и др.), следовательно, при стабилизации или ориентации спутника будут возникать автоколебания. Важно установить допустимый максимальный угол отклонения связанных осей КА от требуемой ориентации при различных пространственных маневрах. Это может быть поиск ориентиров, например, солнечная ориентация.
- Требуемая угловая точность стабилизации спутника, представляющая собой максимальное отклонение КА от требуемого углового положения в процессе поддержания заданной ориентации. Чем выше точность ориентации и стабилизации, тем выше вероятность успешного завершения поставленной перед спутником задачи. Для дистанционного зондирования от точности стабилизации зависит качество полученных изображений [6].
- Время, за которого необходимо построить ориентацию.
- Время, в течение которого необходимо поддерживать заданную ориентацию.

Активные методы более предпочтительнее в задачах, где присутствуют жесткие ограничения на ориентацию, так как современные активные СУОС имеют на борту высокоточные датчики определения параметров состояния и систему ИО, позволяющую выдавать большие по значению управляющие моменты по сравнению с пассивными. Однако такие системы, как правило, требуют гораздо больше места для установки на борту, что является основной проблемой при проектировании нано, микро и малых КА. Кроме того, большинство систем нуждаются в запасе рабочего тела, что накладывает ограничение на длительность существования аппарата. Следовательно, активные методы ориентации являются дорогостоящими по сравнению с пассивными.

#### **1.4 Рабочая орбита для спутника дистанционного зондирования**

Солнечно-синхронная орбита (ССО) представляет собой траекторию ИСЗ, которая находится на высоте 600-800 км, имеет большое наклонение и делает один оборот вокруг Земли за 24 часа, что соответствует собственному периоду

вращения Земли и позволяет спутнику находиться над одним и тем же районом Земли в определенное время суток. Аппарат подвержен возмущающим факторам из-за небольшой высоты, что с течением времени приводит к отклонению траектории от расчетной. В таких случаях, система СУДН должна периодически проводить коррекцию орбиты. Важные свойства солнечно-синхронной орбиты для спутников дистанционного зондирования Земли заключается в свежующем [7]:

1. возможность обеспечить постоянную ориентацию солнечных батарей на солнце во время полета;
2. свойство спутника находиться над одним и тем же районом Земли в определенное время суток позволяет проводить сеансы съемки земной поверхности в условиях одинаковой освещенности.

### **1.5 Функциональный состав малого космического аппарата**

В настоящее время стремительно растет актуальность разработки малых космических аппаратов (МКА) по сравнению с большими КА. Малые КА способны решать большое количество космических задач, помимо этого имеют значительные преимущества при производстве и запуске спутников. Например, экономическая привлекательность разработки малых КА заключается в возможности запуска в открытый космос не одного аппарата, а целой группы, состоящей из нескольких спутников, что является гораздо оптимальным с точки зрения финансовых затрат [8]. Кроме того, подобные спутники имеют меньшую массу и как правило более упрощенный функционал и структуру, состоящую из унифицированной космической платформы (УКП). За счет этого при производстве уходит меньше затрат и времени, что уменьшает себестоимость аппарата, тем самым открывая возможность заниматься космической деятельностью тем организациям, которые не имели возможности производить сложнейшие и дорогостоящие спутниковые системы.

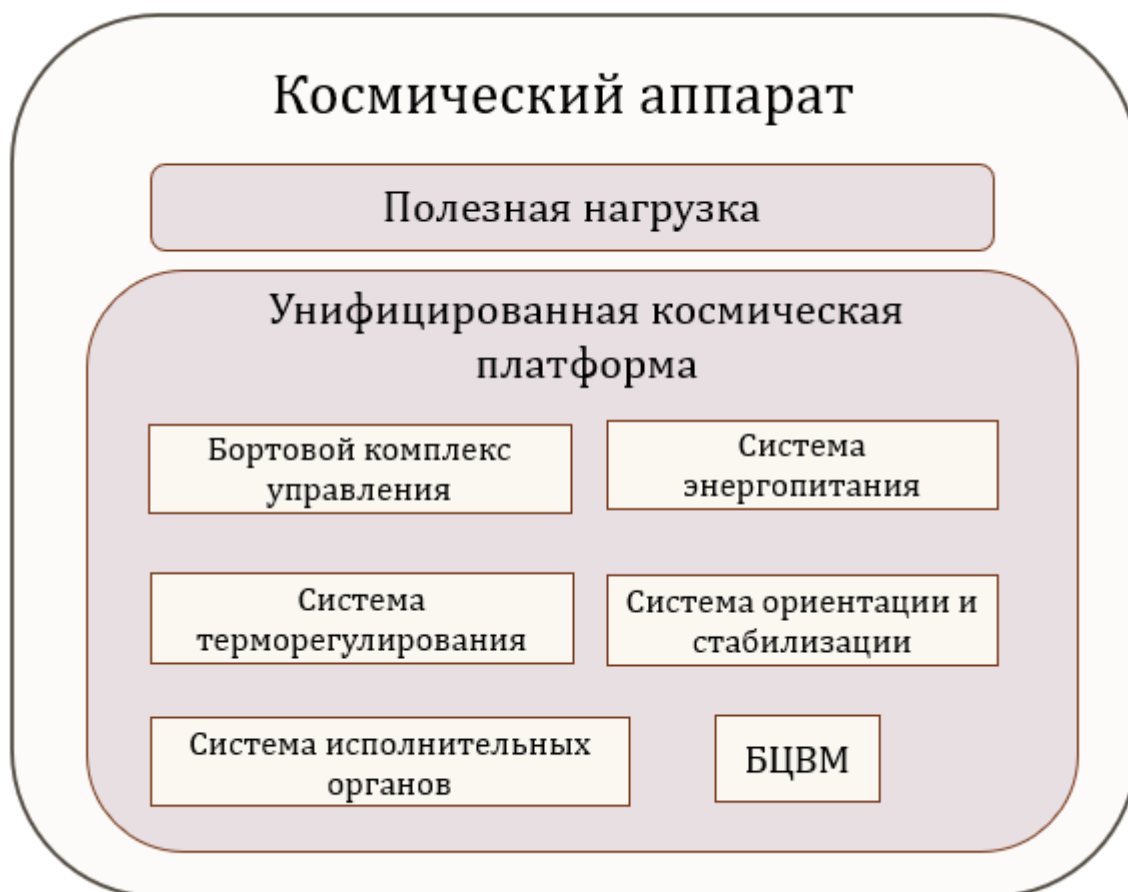
В настоящее время тренд развития больших спутников идет по пути реализации максимальных характеристик по основным потребительским параметрам.



рам одновременно. Для малых КА разработчики не стремятся реализовать предельные характеристики сразу по всем направлениям, а сосредотачиваются на одном или нескольких из этих параметров, реализуя коммерчески привлекательный для потребителей МКА.

Таким образом, перспектива развития малых КА заключается в разработке аппаратов на основе унифицированных космических платформ. Подобный подход значительно упрощает создание космических аппаратов. Унифицированная космическая платформа – это функционально изолированный модуль, состоящий из бортовой аппаратуры, которые обеспечивают реализацию полетной программы. Указанные модули ориентированы на создание аппарата под конкретный функционал, зависящий от предназначения спутника.

Унифицированная космическая платформа, состоящая из неизменного модуля с бортовой аппаратурой, предназначена для установки на ней полезной нагрузки, что является по-своему универсальным подходом к разработке малых космических аппаратов различного назначения, так как такие платформы разрабатываются независимо от цикла полного производства всего космического аппарата в целом [9].



*Рисунок 3 Типовой состав космического аппарата с УКП*

В состав малого космического аппарата (рис. 3) входит модуль полезной нагрузки, который разрабатывается независимо от космической унифицированной платформы и может представлять собой различный набор целевой аппаратуры в зависимости от предназначения спутника. Аппаратный состав УНП включает в себя бортовой комплекс управления, БЦВМ, систему ориентации и стабилизации, систему терморегулирования, систему энергоснабжения, систему исполнительных органов.

При проектировании аппаратного состава спутника, который предназначен для выполнения задачи дистанционного зондирования Земли, необходимо учитывать технические и конструктивные особенности как предназначенной ему задачи, так и целевой аппаратуры. Спутнику дистанционного зондирования необходимо постоянно производить съемку с помощью целевой аппаратуры, ра-

ботающей на основе оптических устройств. Использование реактивных двигателей во время выполнения съемки может привести к тому, что отработанное топливо (газы или другой вид топлива) будет мешать процессу съемки, поэтому необходимо правильно спроектировать конструкцию КА. Важно предусмотреть возможность перенацеливать его оптическую ось с объекта на объект. Кроме того, задача дистанционного зондирования Земли имеет серьезные ограничения по точности, следовательно, на КА должен быть предусмотрен режим трехосной ориентации. Исходя из этого, предлагается следующий аппаратный состав дополнительных органов:

- гравитационная система стабилизации – для стабилизации КА в режиме ожидания;
- система из восьми реактивных двигателей малой тяги для режима программных поворотов, режима остановки вращения и режима трехосной стабилизации.

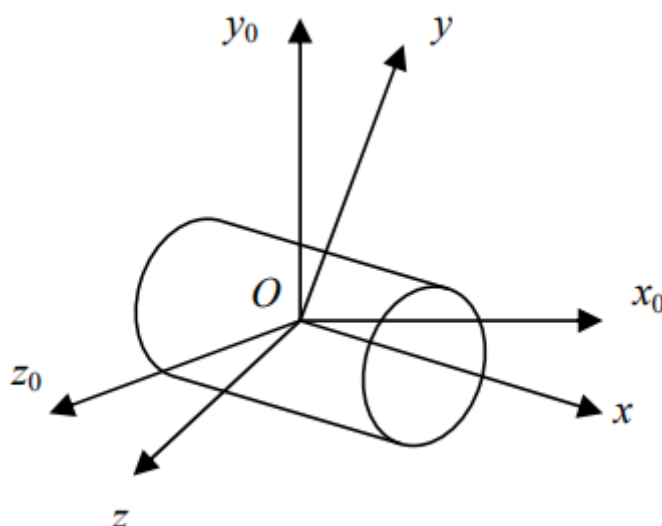
Задача зондирования ставит достаточно серьезные требования к системе ориентации и стабилизации КА, а именно наведения и стабилизации осей целевой аппаратуры на объект съёмки.

Требования по точности на этапе съемки: точность ориентации составляет  $\pm 5$  угловых минут, погрешность стабилизации осей должна быть  $\pm 5$  угловых минут.

Спутник дистанционного зондирования (объект управления) предназначен для функционирования на круговой солнечно-синхронной околоземной орбите с высотой 600 км в режиме орбитальной ориентации. Масса малого космического аппарата ДЗЗ составляет 150 кг. Главные центральные моменты инерции:  $J_x = 140 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ ,  $J_y = 120 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ ,  $J_z = 130 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ .

## 2. Математическая модель космического аппарата

Система ориентации – это система, обеспечивающая управление пространственным положением космического аппарата путем приведения связанной СК  $O_{xyz}$  к требуемой ориентации  $O_{x_0y_0z_0}$  [10]. К любому космическому аппарату привязывают систему координат, причем в качестве связанной СК обычно выбирают главные оси инерции аппарата. Система ориентации и стабилизации включает в себя систему ИО, измерительные устройства и различные датчики. Управление угловым движением аппарата заключается в ориентации связанной системы координат и дальнейшей стабилизации углового рассогласования от требуемой ориентации. (рис. 4).



*Рисунок 4 Связанная со спутником система координат*

Углы ориентации – это углы, определяющие взаимное положение двух систем координат (например, между ССК и орбитальной ориентацией). Для построения на борту базовой системы координат на борту космического аппарата присутствуют измерительные датчики ориентации. Они определяют угловую скорость и измеряют угловые отклонения осей космического аппарата относительно осей ориентации или выбранных ориентиров. Поскольку начало отсчета

базовой СК совмещено с центром масс космического аппарата, базовая СК движется по орбите вместе с космическим аппаратом. Система ориентации решает основные задачи, которые можно представить в виде:

- приведения осей связанной СК к базовой;
- отклонения связанной системы координат на заданные углы ориентации.

## 2.1. Уравнения движения КА вокруг центра масс

В полетных программах часто используются вращающиеся системы координат, такие как *орбитальная система координат* или *неподвижная инерциальная* (рис. 5, 6).

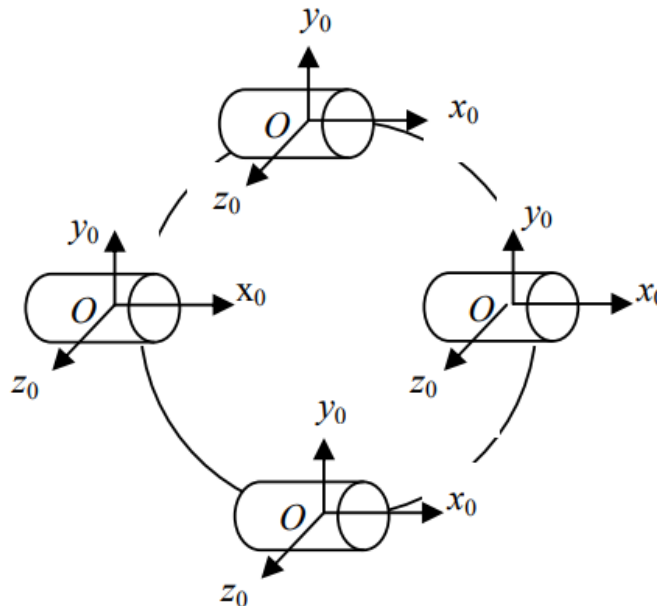
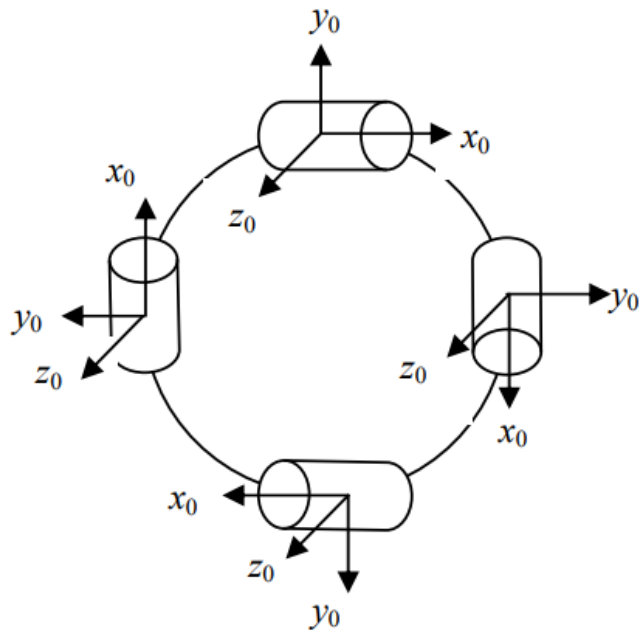


Рисунок 5 Инерциальная система координат

Инерциальная система координат является неподвижной, или движущейся с постоянной скоростью системой координат относительно звезд. Например, гелиоцентрическая СК.



*Рисунок 6 Орбитальная система координат*

Для описания вращательного движения твердого тела обычно используют следующие системы координат:

$Oxyz$  – орбитальная система координат – система координат, в которой начало координат  $O$  - совпадает с центром масс спутника, ось  $y$  направлена по скорости движения аппарата, вторая ось  $x$  направлена вдоль местной вертикали;

$O_0x_0y_0z_0$  – связанная система координат. Начало координат  $O'$  - совпадает с центром масс спутника, а оси совпадают с главными осями инерции спутника [11].

Для описания взаимного положения двух систем координат используются матрицы поворота  $A(x, y, z)$ , каждая из которых представляет собой функцию трех углов. Можно по-разному описывать углы ориентации. Это могут быть углы Эйлера, углы Крылова и другие. Положение космического аппарата определяется матрицей поворота, выраженной девятью направляющими косинусами углов между СК  $Ox_0y_0z_0$  и  $Oxyz$ . На рисунке 7 представлен вариант описания перехода из одной ориентации в другую путем последовательных поворотов, заданных Крыловым.

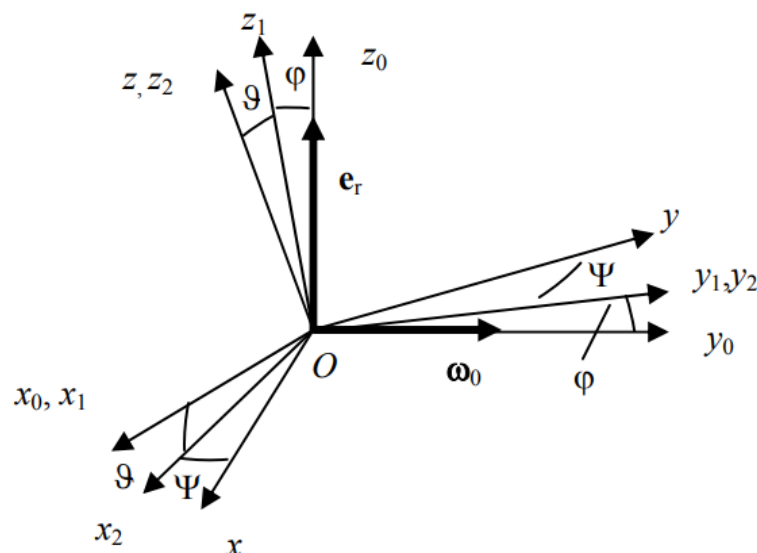


Рисунок 7 Углы Крылова

Углы вводятся определённой последовательностью поворотов вокруг осей ССК КА. Первоначальная ориентация осей аппарата совпадает с базовой системой координат. Для того, чтобы привести ее к новой ориентации,  $Oxuz$  необходимо совершить три последовательных поворота. Первый поворот на угол  $\varphi$  совершается вокруг оси  $Ox_0$ , в результате которого система осей космического аппарата принимает ориентацию  $Ox_1y_1z_1$ . Далее следует второй поворот на угол  $\vartheta$  вокруг оси  $Oy_1$ . После второго поворота система осей космического аппарата занимает положение  $Ox_2y_2z_2$ . Конечный поворот на угол  $\psi$  совершается вокруг оси  $Oz_2$  после которого система осей космического аппарата принимает конечное положение  $Oxyz$ :

$$Ox_0y_0z_0 \rightarrow Ox_1y_1z_1 \rightarrow Ox_2y_2z_2$$

Пространственное положение спутника в орбитальной системе координат полностью определяют углы  $\varphi$ ,  $\psi$ ,  $\vartheta$ . Угол  $\varphi$  — угол тангажа, угол  $\psi$  — угол рысканья и угол  $\vartheta$  — угол тангажа. Система ориентации и стабилизации управляет указанными углами на протяжении всего полета. Последовательность конечных поворотов на угол  $\varphi$  (вокруг оси  $x$ ), на угол  $\psi$  (вокруг оси  $y$ ), на угол  $\vartheta$  (вокруг оси  $z$ ) называется Углами Крылова. Это не единственная комбинация поворотов.

Матрица поворота  $A$ , составленная из направляющих косинусов углов между осями космического аппарата и осями ориентации, может быть выражена через тригонометрические функции углов  $\varphi, \psi, \vartheta$ .

Матрица косинусов:  $A = A_\varphi A_\psi A_\vartheta$ :

$$A_\varphi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi \cos \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix}$$

$$A_\psi = \begin{bmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{bmatrix}$$

$$A_\vartheta = \begin{bmatrix} \cos \vartheta & \sin \vartheta & 0 \\ -\sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$A = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \varphi \sin \psi \cos \vartheta + \cos \vartheta \sin \varphi & -\cos \varphi \sin \psi \cos \vartheta + \sin \varphi \sin \vartheta \\ -\cos \psi \sin \vartheta & -\sin \varphi \sin \psi \sin \vartheta + \cos \varphi \cos \vartheta & \cos \varphi \sin \psi \sin \vartheta + \sin \varphi \cos \vartheta \\ \sin \psi & -\sin \varphi \cos \psi & \cos \varphi \cos \psi \end{bmatrix}$$

Связь между углами ориентации и угловой скоростью задаются с помощью кинематических уравнений. Кинематические уравнения могут быть выражены как через углы Эйлера – Крылова, так и в другом виде, например, с помощью алгебры кватернионов. Угловую скорость движущегося тела  $w$  выражается суммой угловых скоростей конечных поворотов и угловой скорости  $w_0$  базовой системы координат:

$$w = \dot{\varphi} + \dot{\psi} + \dot{\vartheta} + w_0$$

$$\begin{bmatrix} w_\varphi \\ w_\psi \\ w_\vartheta \end{bmatrix} = [A_\psi] \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + [A_\vartheta] \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix} + [A_\varphi] \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix} + [A] \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -w_0 \end{bmatrix}$$

В результате, кинематические уравнения принимают вид:

$$\left. \begin{aligned} w_x &= \dot{\varphi} \cos \psi \cos \vartheta + \dot{\psi} \sin \varphi + w_0 \cos \varphi \sin \psi \cos \vartheta \\ w_y &= -\dot{\varphi} \cos \psi \sin \vartheta + \dot{\psi} \cos \vartheta - w_0 \sin \varphi \cos \vartheta \\ w_z &= \dot{\varphi} \sin \psi + \dot{\vartheta} - w_0 \cos \varphi \cos \psi \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Уравнения (1) являются связующими между проекциями вектора угловой скорости космического аппарата с производными углов ориентации. Некото-



рыми слагаемыми можно пренебречь в силу малых углов и незначительной орбитальной угловой скоростью  $w_0$ , в таком случае соотношения (1) выражаются как:

$$\begin{aligned}w_x &\approx \dot{\varphi} + \dot{\psi}\vartheta \\w_y &\approx \dot{\psi} - \dot{\varphi}\vartheta \\w_z &\approx \dot{\vartheta} + \dot{\varphi}\psi\end{aligned}\tag{2}$$

Пусть скорости  $w_x, w_y, w_z$  – известные величины. Тогда для вычисления углов ориентации необходимо разрешить кинематические уравнения относительно  $\varphi', \psi'$  и  $\vartheta'$ . Тогда система (1) принимает следующий вид:

$$\left. \begin{aligned}w_x &= \dot{\varphi} \cos \psi \cos \vartheta + \dot{\psi} \sin \vartheta \\w_y &= -\dot{\varphi} \cos \psi \sin \vartheta + \dot{\psi} \cos \vartheta \\w_z &= \dot{\varphi} \sin \psi + \dot{\vartheta}\end{aligned} \right\}\tag{3}$$

В свою очередь производные углов ориентации можно вычислить с помощью уравнения (4), которые представляют из себя обратные кинематические соотношения и записываются в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned}\dot{\varphi} &= \frac{w_x \cos \vartheta - w_y \sin \vartheta}{\cos \psi} \\\dot{\psi} &= w_x \sin \vartheta + w_y \cos \vartheta \\\dot{\vartheta} &= (-w_x \cos \vartheta + w_y \sin \vartheta) \operatorname{tg} \psi + w_z\end{aligned} \right\}\tag{4}$$

Для построения на борту космического аппарата системы бескарданной системы отчета углов ориентации по измерениям угловых скоростей  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ , кинематические уравнения (4) интегрируются в БЦВМ. Приведённая форма записи позволяет производить вычисления без больших затрат вычислительной мощности [12].

Согласно теореме механики об изменении кинетического момента твердого тела, динамика углового движения космического аппарата вокруг ЦМ описывается следующим уравнением (5) в векторном виде:

$$\frac{d\bar{H}}{dt} + \bar{\omega} \times \bar{H} = \bar{M},\tag{5}$$

где  $\bar{H}$  – вектор кинетического момента КА;

$\bar{M}$  – главный момент внешних сил;

$\bar{\omega}$  – угловая скорость КА.

В проекциях на связанные оси уравнение (5) имеет вид:

$$\begin{cases} \dot{H}_x + H_z \omega_z - H_y \omega_z = M_x \\ \dot{H}_y + H_x \omega_z - H_z \omega_x = M_y \\ \dot{H}_z + H_y \omega_x - H_x \omega_y = M_z \end{cases} \quad (6)$$

Вектор кинетического момента КА:  $\bar{H} = J * \bar{\omega}$ ,

где тензор инерции имеет вид:

$$J = \begin{pmatrix} J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{yx} & J_y & -J_{yz} \\ -J_{zx} & -J_{zy} & J_z \end{pmatrix}$$

Когда на тело не действуют возмущающие воздействия, то положение равновесия спутника устойчиво (углы  $\vartheta = \psi = \gamma = 0$ ), если выполняются следующие соотношения между главными моментами инерции:  $J_z > J_x > J_y$ .

В качестве связанных осей принимаются главные оси инерции. Тогда:

$$\begin{cases} H_x = J_x \omega_x - J_{xy} \omega_y - J_{xz} \omega_z \\ H_y = J_y \omega_y - J_{yx} \omega_x - J_{yz} \omega_z \\ H_z = J_z \omega_z - J_{zx} \omega_x - J_{zy} \omega_y \end{cases} \quad (7)$$

Подставив (7) в (6), уравнения динамики вращательного движения КА в проекциях на связанные оси СК имеют вид:

$$\begin{cases} J_x \dot{\omega}_x - J_{xy} \dot{\omega}_y - J_{xz} \dot{\omega}_z + J_x \omega_x - J_{xy} \omega_y - J_{xz} \omega_z + (J_z - J_y) \omega_z \omega_y + (J_{xy} \omega_z - J_{xz} \omega_y) \omega_x + J_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2) = M_x \\ J_y \dot{\omega}_y - J_{yx} \dot{\omega}_x - J_{yz} \dot{\omega}_z + J_y \omega_y - J_{yx} \omega_x - J_{yz} \omega_z + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z + (J_{yz} \omega_x - J_{xz} \omega_z) \omega_y + J_{yz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) = M_y \\ J_z \dot{\omega}_z - J_{zx} \dot{\omega}_x - J_{zy} \dot{\omega}_y + J_z \omega_z - J_{zx} \omega_x - J_{zy} \omega_y + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y + (J_{xz} \omega_y - J_{yx} \omega_x) \omega_z + J_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) = M_z \end{cases}$$

Если считать, что распределение масс КА стационарно (не изменяется во времени) и главные оси инерции КА совпадают со связанными осями координат аппарата (нулевые центробежные моменты инерции), то уравнения (7) принимают вид:

$$\begin{cases} J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z = M_x + M_{Bx} \\ J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z = M_y + M_{By} \\ J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y = M_z + M_{Bz} \end{cases} \quad (8)$$

Уравнения углового движения КА относительно ЦМ в виде (8) называются динамическими уравнениями Эйлера, где:

$J_x, J_y, J_z$  – главные моменты инерции аппарата;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – проекции угловой скорости КА на оси системы координат, жестко связанной с аппаратом;

$M_x, M_y, M_z$  – моменты внешних сил;

$M_x, M_y, M_z$  – моменты внешних сил.

Знание зависимости угловой скорости от углов ориентации связанной СК, выражающейся через соотношения кинематики (кватернионы, углы последовательных поворотов, направляющие косинусы), позволяет получить описание движения КА в базовой системе координат.

### **3. Система управления ориентацией и стабилизацией спутника ДЗЗ**

На протяжении всего полета космического аппарата система управления ориентацией и стабилизацией обеспечивает заданное пространственное положение с помощью пассивных и активных методов управления. Качество системы зависит от множества параметров. Основные из них: точность ориентации, точность стабилизации, быстродействие, длительность поддержания ориентации, цена. Любая система управления ограничена по массе, габаритам, вырабатываемым моментам. Современные космические задачи становятся все более сложными, следовательно требования к космическим аппаратам постоянно растут [13]. Необходимо найти оптимальный состав системы ориентации и алгоритм управления с учетом всех ограничений под конкретное предназначение космического аппарата.

Измерительные устройства, бортовые датчики и исполнительные органы характеризуют точность ориентации и стабилизации. Кроме этого, немаловажную роль играет математическая модель и алгоритмы управления, заложенные в БЦВМ системы управления. Численное моделирование алгоритмов управления позволяет исследовать поведение системы в условиях, приближенных к реальным. Например, получить переходные процессы вектора угловой скорости и углов ориентации при различных параметрах аппарата или под действием возмущающих воздействий, реакцию системы на отказ какого-либо оборудования для предотвращения внештатных ситуаций. Основываясь на результатах моделирования, модель космического аппарата дорабатывается и совершенствуется, тем самым увеличивая вероятность успешного выполнения космической миссии. Особенно значимым математическое моделирование является при проектировании пассивных систем управления ориентацией, так как параметры подобной системы практически нельзя изменить в процессе полета. Исходя из чего, разработка алгоритмов управления и численное моделирование системы ориентации и стабилизации малого космического аппарата играют важную роль в разработке системы управления.

Можно выделить следующие задачи системы ориентации:

- успокоение спутника путем погашения его угловых скоростей, полученных после отделения от ракеты-носителя при выведении его на рабочую орбиту
- обеспечение системы энергопитания путем освещения панелей солнечных батарей Солнцем;
- поддержание трехосной ориентации спутника в ОСК на протяжении выполнения целевой задачи;
- функционирование аппарата во время внештатных случаев, при которых частично отключается аппаратура;
- передача информации о собственном пространственном положении в бортовые системы и БЦВМ. Кроме того, транслирование телеметрической информации на Землю (на наземные комплексы управления и центр, управления полетами).

Для решения перечисленных задач на спутнике предусмотрены основные режимы функционирования:

- режим успокоения – режим, предусмотренный для остановки вращения после вывода на орбиту;
- режим ориентации – режим приведения связанных осей спутника из начального положения в орбитальную, солнечную, земную, звездную или любую другую ориентацию;
- рабочий режим: трехосная ориентация спутника в орбитальной системе координат;
- режим пространственных поворотов: — это автоматический режим функционирования, при котором КА переводится из начального углового положения в заданное конечное;
- режим ожидания: режим, при котором аппарат может находиться долгое время без расхода рабочего тела. Кроме того, этот режим должен обеспечивать ориентацию при внештатных ситуациях, при которых потребуется частично отключать аппаратуру.

Управление спутником представляет собой процесс, при котором космический аппарат в зависимости от предстоящей задачи функционирует в одном из предусмотренных режимов ориентации и стабилизации. Переключаясь между ними, аппарат реализует конкретную задачу: во время съемки КА находится в рабочем режиме трехосной ориентации; для перенацеливания между объектами съемки КА выполняет пространственный разворот; когда КА находится в режиме ожидания, спутник функционирует в режиме гравитационной стабилизации, ожидая из ЦУП дальнейшие команды [14]. Если спутник работает в нештатном режиме, аппарат также переводят в режим ожидания. При съемке аппарат стабилизируется с помощью реактивной системы стабилизацией.

Измерительные устройства и датчики позволяют определить текущее угловое положение аппарата. Датчики представляют собой чувствительные элементы электронно-оптического типа, использующие свойства излучения для определения различных параметров. Точность ориентации зависит от модели датчика, так как каждый датчик не идеален и имеет зоны нечувствительности, которые стоит учитывать при математическом моделировании.

Таблица 1 Технические характеристики объекта управления

Назначение космического аппарата	Дистанционное зондирование Земли
Тип орбиты	Солнечно-синхронная орбита
Высота орбиты	600 км
Платформа	НТ-100
Масса спутника	150 кг
Моменты инерции по главным осям	$J_x = 140,$ $J_y = 120,$ $J_z = 130;$
Точность ориентации ИСЗ при работе ДМТ	$\pm 5$ угл. мин
Точность стабилизации спутника	$\pm 5$ угл. мин

В таблице 1 представлены основные технические характеристики объекта управления – спутника дистанционного зондирования Земли.

В качестве средства моделирования выбрана программная среда MATLAB и Simulink, в которой составлена математическая модель реактивной системы ориентации и стабилизации, реализующая основные режимы работы спутника (рис. 8).

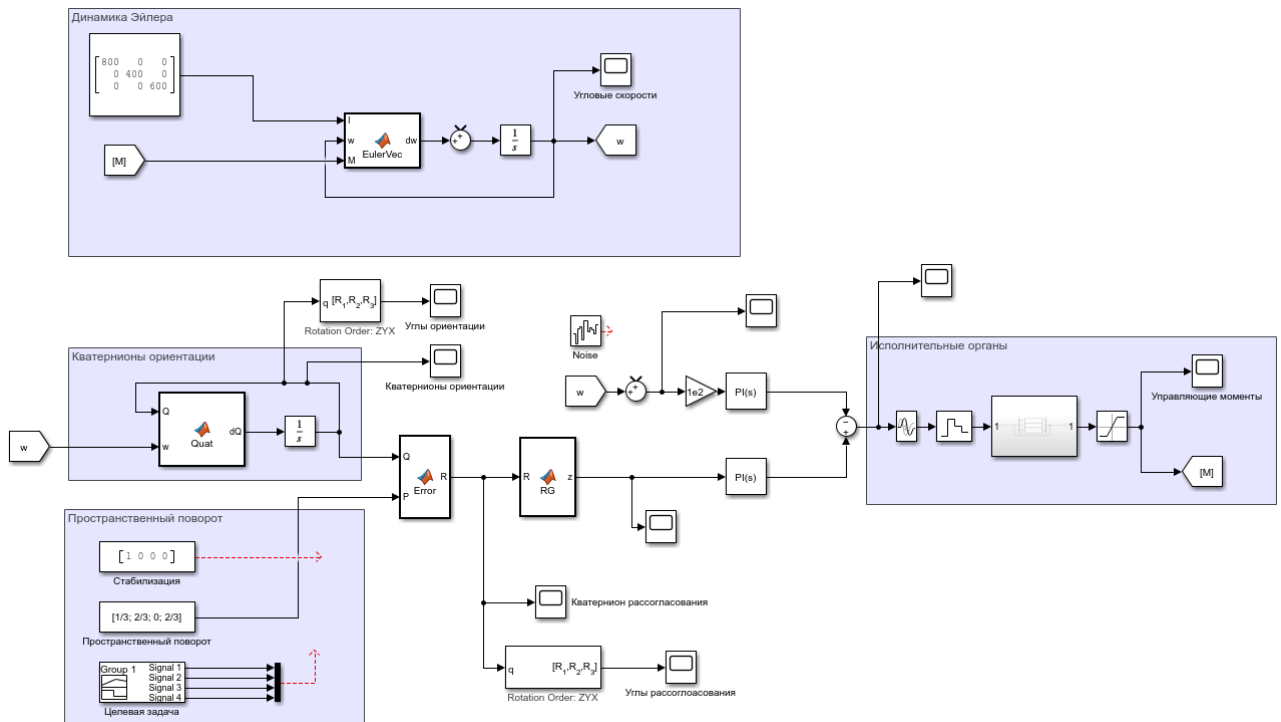


Рисунок 8 Модель системы управления в программной среде Simulink

Блок динамики Эйлера интегрирует динамические уравнения Эйлера, вычисляя значение угловой скорости космического аппарата в ССК. Блок ориентации кватернионов вычисляет значения текущего положения спутника путем интегрирования кинематических уравнений, заданных в виде кватернионов. Регулирование величины рассогласования кватерниона и угловой скорости осуществляется с помощью ПИ-регулятора. Модель системы исполнительных орга-

нов представляет собой систему реактивных микродвигателей, учитывающих запаздывание системы и дискретизацию сигнала. Разработанная система управления реализует предусмотренные режимы ориентации космического аппарата.

### 3.1 Система успокоения космического аппарата

При выведении спутника на начальную орбиту, прежде чем задавать ему первоначальную ориентацию для выполнения определенной задачи, необходимо провести режим “успокоения”. При выведении спутника сразу после отделения от ракетоносителя на КА действуют импульсные возмущения, то есть КА будет хаотичным образом вращаться вокруг центра масс со скоростью до  $\pm 5$  град/с. Для построения рабочей или солнечной ориентации и вывода солнечных батарей до установки связи с Землей необходимо привести к нулю проекции угловых скоростей КА [15]. Первый режим системы ориентации и стабилизации после отделения – *режим успокоения* (остановки вращения) КА для последующего определения направлений на внешние ориентиры.

Система управления, осуществляющая остановку вращения аппарата, является П-регулятором с отрицательной обратной связью. Датчик угловой скорости измеряет текущий вектор угловой скорости связанных осей аппарата, после чего на величину, пропорциональную измеренной, изменяется сигнал управления ИО. Задача системы успокоения - привести к нулевому значению его угловые скорости:

$$\bar{w} = \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Кроме того, требования по точности и быстродействию системы ориентации в режиме успокоения отсутствуют. Закон управления имеет вид:

$$\sigma_x = -kw_x;$$

$$\sigma_y = -kw_y;$$

$$\sigma_z = -kw_z.$$



Задача будет решена, когда по каждой из осей значение угловой скорости  $\bar{w}$  достигнут приемлемого значения  $w_{\text{пор}}$ . Пороговая скорость обусловлена нелинейностью измерительных датчиков:

$$|w_x| \leq w_{\text{пор}}$$

$$|w_y| \leq w_{\text{пор}}$$

$$|w_z| \leq w_{\text{пор}}$$

Преимущество реактивных двигателей заключается в возможности создавать значительные управляющие моменты независимо от текущего пространственного положения космического аппарата. Следовательно, указанные двигатели применимы для остановки вращения спутника [16].

На рисунках 9, 10 представлены результаты моделирования режима успокоения. В качестве начальных условий заданы ненулевые значения угловых скоростей по трем осям.

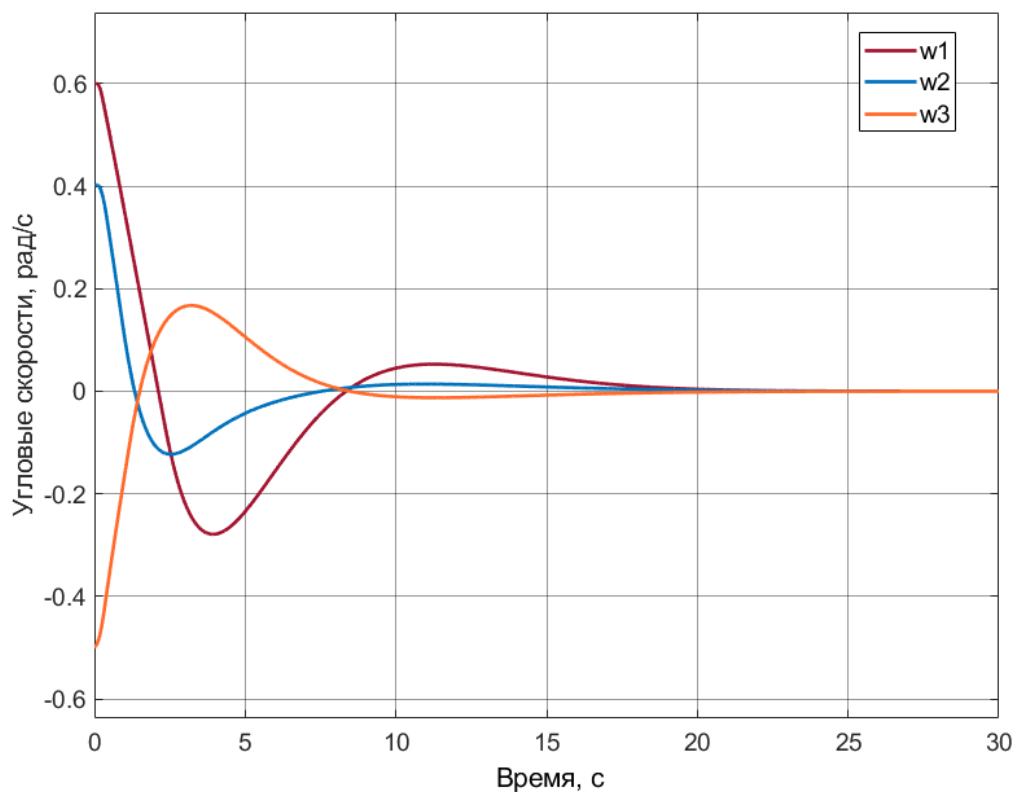
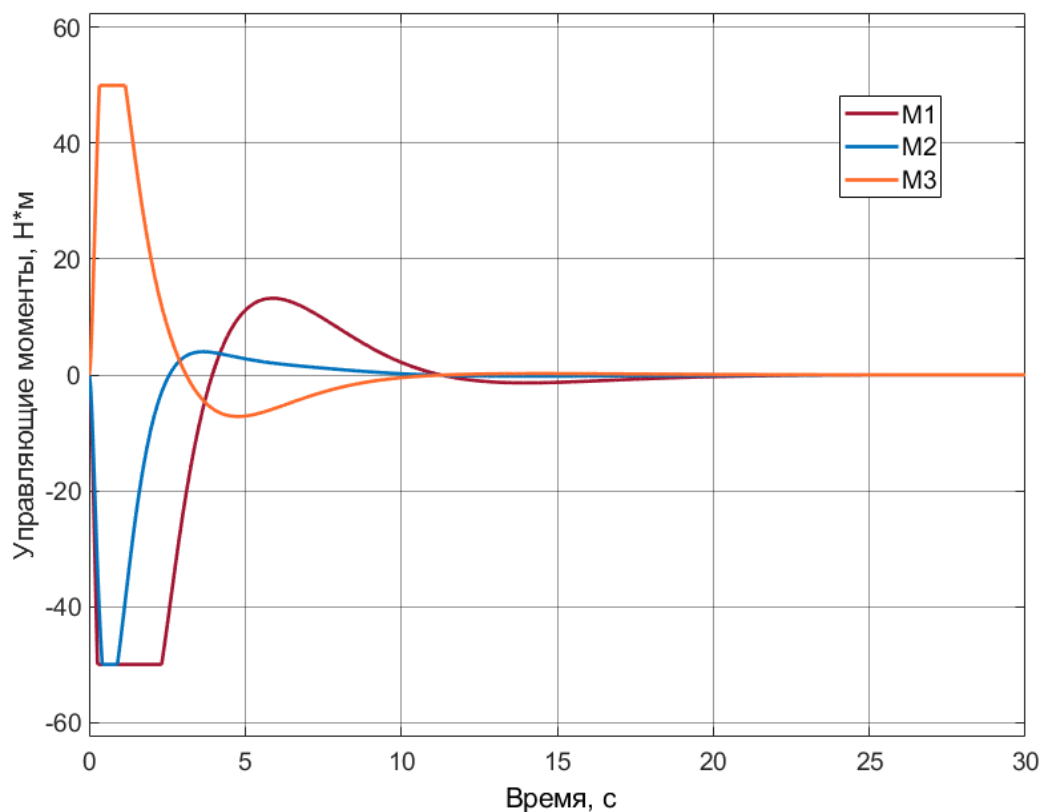


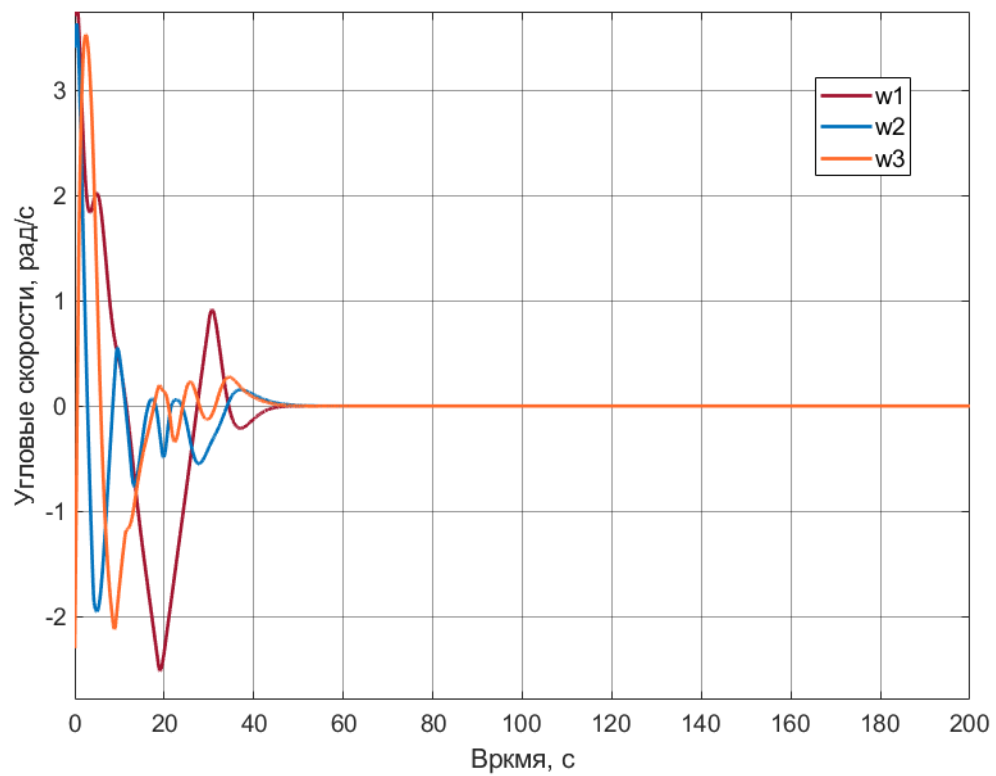
Рисунок 9 Графики угловых скоростей ССК в режиме успокоения



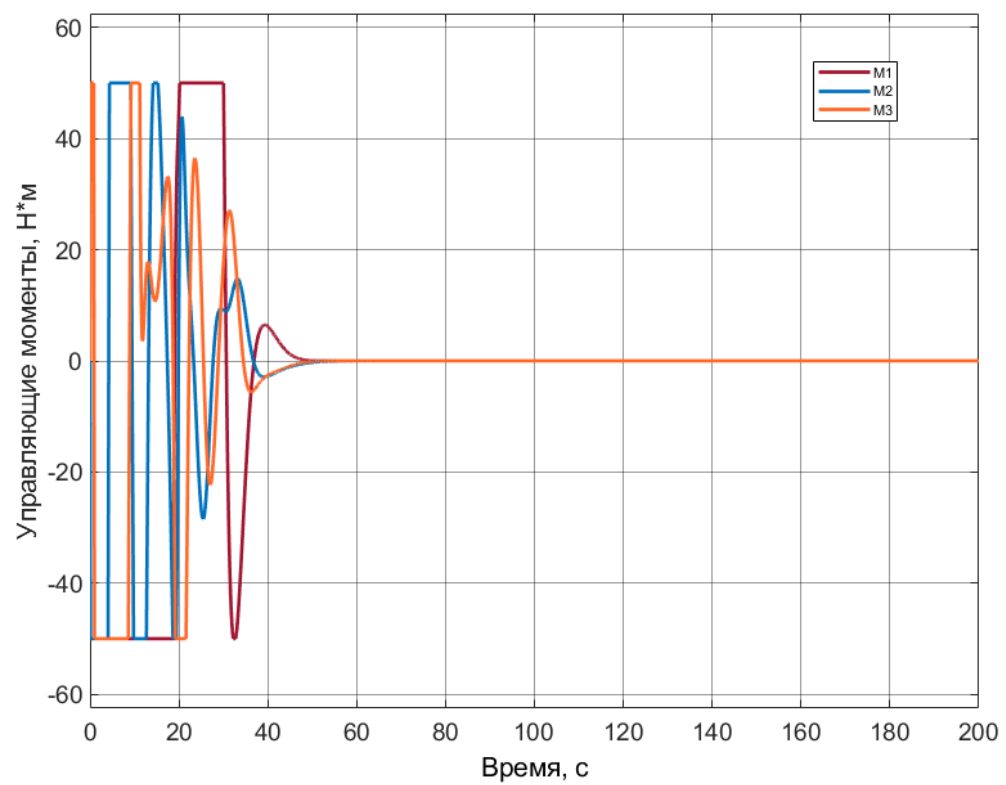
*Рисунок 10 Графики управляющих моментов во время успокоения*

По графику видно, что режим успокоения отработал уставку, и проекции вектора угловой скорости достигли нулевого значения. В результате режима успокоения аппарат имеет незначительные нутационные колебания, обусловленные источниками внешнего воздействия, однако этого достаточно, чтобы развернуть панели СБ и перейти в орбитальную, солнечную или другую рабочую ориентацию.

Преимущество описанного способа стабилизации заключается в простоте реализации и в возможности отрабатывать установку системы стабилизации при достаточно больших значениях начальных угловых скоростей. Пример стабилизации аппарата при больших начальных угловых скоростях представлен на рисунках 11 и 12.



*Рисунок 11 Графики угловых скоростей ССК в режиме успокоения при больших значениях начальных угловых скоростей*



*Рисунок 12 Графики управляющих моментов в режиме успокоения*

По результатам моделирования видно, что указанная система обладает свойством робастности и в случае экстремальных начальных условиях в состоянии привести аппарат в устойчивое положение относительно неподвижной системы координат.

### **3.2 Режим гравитационной стабилизации спутника**

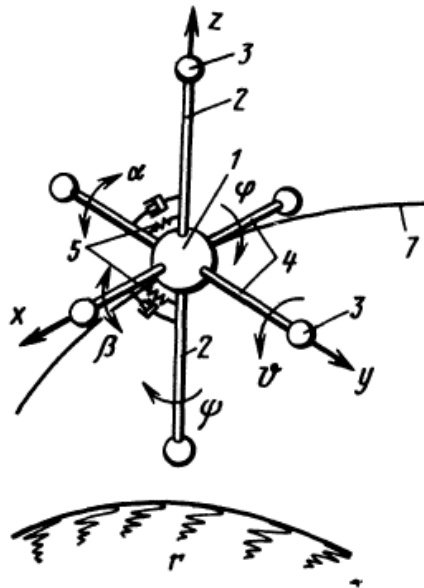
Существует множество активных и пассивных методов управления ориентацией, и у каждого из них есть свои преимущества и недостатки. При проектировании малых космических аппаратов необходимо учитывать жесткие ограничения по компактности, габаритам и массе. Следовательно применение активной системы ориентации приведет к значительному увеличению массы конструкции. Кроме того, зачастую при активной СУОС должны присутствовать дополнительные системы разгрузки или источники энергии [17]. Достоинство пассивных методов заключается в том, что они не требуют сложных систем управления, системы исполнительных органов и большого запаса рабочего тела. В настоящее время широкое распространение имеют следующие методы стабилизации, такие как: гравитационная, аэродинамическая стабилизация давлением солнечных лучей. Если спутник имеет малые габариты, влияние на него со стороны аэродинамических сил и давления солнечных лучей мало. Стабилизация вращением будет иметь малый эффект для небольших размеров аппарата. В большинстве случаев она применяется вместе с активными методами. Оптимально будет использовать гравитационную систему стабилизации. Гравитационная система ориентации (ГСО) основана на использовании гравитационного момента и ориентирует одну из осей космического аппарата по местной земной вертикали, причем одновременно с этим можно ориентировать две другие оси.

Для достижения стабильного положения спутника на орбите с помощью ГСО необходимо соблюдать условие захвата, которое включает ограничения на начальные углы и угловые скорости спутника в момент разворачивания гравитационных штанг. Гравитационная система может предотвратить вращение спут-

ника и поддерживать ориентацию аппарата только при малых значениях указанных параметров. Применение гравитационной системы на малых космических аппаратах обусловлено ее относительной простотой конструкции, возможностью функционировать без затрат энергии или рабочего тела и малой массой, низкой стоимостью и высокой надежностью в условиях космического пространства. Основными недостатками системы гравитационной стабилизации является малая точность. Для решения подобной проблемы в конструкции КА предусмотрен гравитационный стабилизатор, представляющий собой штангу с грузом на конце [18].

Большую часть времени на орбите, не считая целевой задачи, спутник проводит в режиме ожидания, в котором необходимо добиться наименьшего расхода ресурсов аппарата. Гравитационная система стабилизации на малом КА предусмотрена для функционирования в *режиме ожидания*. Кроме того, режим ГСС должен функционировать в случае внештатной ситуации, при которой требуется частично отключать аппаратуру.

Одна из возможных схем системы указанного типа – использовать стабилизатор ”Веристата” (рис. 13). Веристат состоит из одной жестко закрепленной с корпусом 1 спутника основной штанги 2 с грузами 3 на концах и двух вспомогательных демпфирующих штанг 4, присоединенных к основной штанге с помощью упруговязкого шарнира 5. Принцип действия системы понятен при рассмотрении сил, действующих на гантелеобразное тело в гравитационном поле. Когда основная штанга отклоняется от местной вертикали, то появляется гравитационный момент, под действием которого в системе возникают либрационные движения.



*Рисунок 13 Принципиальная схема системы гравитационной стабилизации*

На рисунке 13:

- 1 – корпус КА;
- 2 – основная штанга, соединяющая корпус КА и груз;
- 3 – грузы;
- 4 – дополнительные штанги;
- 5 – демпфирующее устройство.

Для гашения либрационного движения в системе "Вертистат" предусмотрен пассивный пружинно-демпферный механизм 5, с помощью которого каждая вспомогательная штанга прикреплена к основной штанге (к спутнику) торсионным подвесом и связана с ней демпфером. В качестве демпфера используется устройство, в основе работы которого лежит вязкое трение. При движении спутника по орбите колебания коротких демпфирующих штанг не совпадают по фазе с колебаниями более длинной основной штанги, так как частоты колебаний основной и демпфирующей штанг различны по величине. Относительное движение штанг приводит в движение вязкий демпфер, преобразующий энергию колебаний в тепло, которое рассеивается в виде излучения. Эффективность гашения либрационных движений системы

определяется выбором моментов инерции штанг, жесткостью пружины и параметрами демпфера.

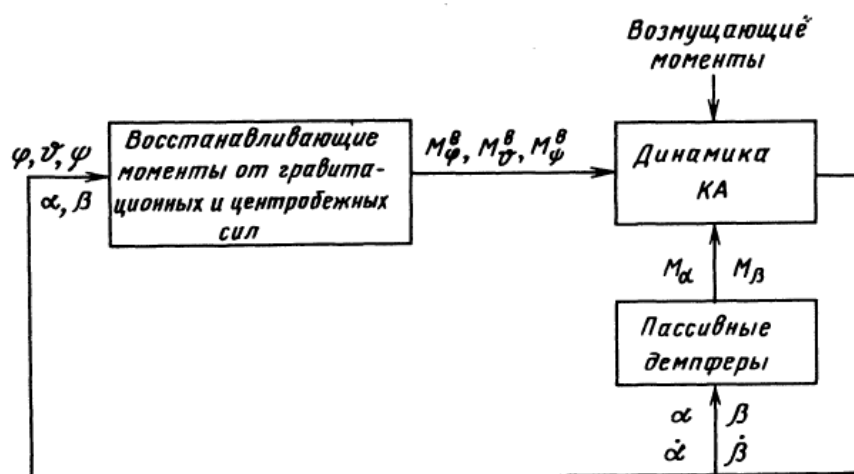


Рисунок 14 Функциональная схема системы гравитационной стабилизации

На рисунке 14 изображена функциональная схема системы гравитационной стабилизации [19].

Гравитационные моменты вычисляются по следующим выражениям:

$$\begin{cases} M_z = \frac{3}{2} \omega_0^2 (J_x + J_y) \sin 2\vartheta - \text{в плоскости тангажа } (\gamma = 0, \psi = 0) \\ M_x = \frac{4}{2} \omega_0^2 (J_z + J_y) \sin 2\gamma - \text{в плоскости крена } (\vartheta = 0, \psi = 0) \\ M_y = \frac{1}{2} \omega_0^2 (J_x + J_y) \sin 2\psi - \text{в плоскости рысканья } (\vartheta = 0, \gamma = 0), \end{cases} \quad (9)$$

где  $\vec{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$  – вектор угловой скорости в проекциях на оси ССК;

$\vec{M} = [M_x \quad M_y \quad M_z]$  – вектор момента, действующего на тело;

$J_x, J_y, J_z$  – главные центральные моменты инерции КА относительно ССК.

Дифференциальные уравнения Эйлера (8) в проекциях на оси связанной системы координат в случае, когда они являются главными осями инерции, определяют вектор угловой скорости  $\omega$  в ССК. Проекции угловых скоростей  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  при ориентации в ОСК записываются следующими выражениями:

$$\begin{cases} \omega_x = \dot{\gamma} + (\nu - \dot{\vartheta})\psi \\ \omega_y = \dot{\psi} - (\nu - \dot{\vartheta})\gamma \\ \omega_z = (\dot{\vartheta} - \nu) + \dot{\gamma}\psi, \end{cases} \quad (10)$$

где  $\nu$  – орбитальная угловая скорость.

При круговой орбите орбитальная угловая скорость  $\nu = \frac{V}{r} = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}}$ ,

где  $\mu$  – гравитационный параметр планеты.

Когда  $|\nu| > |\dot{\vartheta}|$ , с учетом выражений для угловых скоростей, система (8)

принимает вид:

$$\begin{cases} J_x \ddot{\gamma} + \nu^2 (J_z - J_y) \gamma + \nu (J_x + J_y - J_z) \dot{\psi} = M_x \\ J_y \ddot{\psi} + \nu^2 (J_z - J_x) \psi - \nu (J_x + J_y - J_z) \dot{\gamma} = M_y \\ J_z \ddot{\vartheta} = M_z \end{cases} \quad (11)$$

В системе уравнений (11) канал крена  $\gamma$  и рыскания  $\psi$  связаны между собой, а движение по каналу тангажа – независимо от движения по двум другим каналам.

Гравитационный момент возникает при взаимодействии распределённой массы КА с физическим полем тяготения небесных тел. Суммарный гравитационный момент, выражается в следующем виде:

$$\vec{M}_\Gamma = \frac{3\mu}{r^3} \int_Q (\vec{\rho} * \vec{j})(\vec{\rho} \times \vec{j}) dt, \quad (12)$$

где:

$r$  – планетоцентрическое расстояние до центра масс КА от притягивающего центра;

$\vec{\rho}$  – вектор, определяющий положение элемента массы КА относительно его центра масс;

$\vec{j}$  – единичный вектор направления  $\vec{r}$  от притягивающего центра.

Гравитационный момент представляется в виде:

$$\vec{M}_\Gamma = M_{\Gamma x_0} \vec{i} + M_{\Gamma y_0} \vec{j} + M_{\Gamma z_0} \vec{k}, \quad (13)$$

здесь  $\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}$  – единичные орты осей ОСК;



$M_{\Gamma x_0}, M_{\Gamma y_0}, M_{\Gamma z_0}$  – проекции момента  $\vec{M}_{\Gamma}$  соответственно на оси  $x_0, y_0, z_0$ , которые равны:

$$\begin{cases} M_{\Gamma x_0} = -\frac{3\mu}{r^3} J_{y_0 z_0} \\ M_{\Gamma y_0} = 0 \\ M_{\Gamma z_0} = \frac{3\mu}{r^3} J_{x_0 y_0} \end{cases} \quad (14)$$

Вектор гравитационного момента лежит в плоскости местного горизонта. Так как главные центральные оси инерции совпадают с орбитальными, гравитационный момент равен нулю, поскольку в этом случае центробежные моменты инерции  $J_{x_0 y_0} = J_{y_0 z_0} = 0$ . Кроме того, для сферических эллипсоидов инерции гравитационный момент всегда равен нулю.

Проекции  $\vec{M}_{\Gamma}$  на оси из ОСК в ССК:

$$\begin{bmatrix} M_{\Gamma x} \\ M_{\Gamma y} \\ M_{\Gamma z} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} M_{\Gamma x_0} \\ M_{\Gamma y_0} \\ M_{\Gamma z_0} \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} 1 & \vartheta & -\psi \\ -\vartheta & 1 & \gamma \\ \psi & -\gamma & 1 \end{bmatrix},$$

где матрица направляющих косинусов  $A$  для последовательности поворотов  $3-1-2$  ( $\vartheta \rightarrow \dot{\gamma} \rightarrow \dot{\psi}$ ) имеет вид:

$$A = \begin{bmatrix} \cos\vartheta\cos\psi - \sin\vartheta\sin\gamma\sin\psi & \sin\vartheta\cos\psi + \cos\vartheta\sin\gamma\sin\psi & -\cos\gamma\sin\psi \\ -\sin\vartheta\cos\gamma & \cos\vartheta\cos\gamma & \sin\gamma \\ \cos\vartheta\sin\psi + \sin\vartheta\sin\gamma\cos\psi & \sin\vartheta\sin\psi - \cos\vartheta\sin\gamma\cos\psi & \cos\gamma\cos\psi \end{bmatrix}$$

Учитывая, что углы малы, можно матрицу  $A$  представить в следующем виде:

$$A = \begin{bmatrix} 1 & \vartheta & -\psi \\ -\vartheta & 1 & \gamma \\ \psi & -\gamma & 1 \end{bmatrix}$$

Без учёта членов, содержащих произведения малых переменных  $\vartheta, \gamma, \psi$ , гравитационные моменты вокруг связанных осей КА можно представить в следующем виде:

$$\begin{cases} M_{\Gamma x} = \frac{3\mu}{r^3} [(J_y - J_z)\gamma - J_{yz} - J_{xz}\vartheta] \\ M_{\Gamma y} = \frac{3\mu}{r^3} [J_{xy}\gamma + J_{yz}\vartheta] \\ M_{\Gamma z} = \frac{3\mu}{r^3} [(J_y - J_x)\vartheta + J_{xy} + J_{xz}\gamma] \end{cases} \quad (15)$$

Если оси ССК являются главными осями инерции, то:

$$\begin{cases} M_{\Gamma x} = 3v^2(J_y - J_z)\gamma \\ M_{\Gamma y} = 0 \\ M_{\Gamma z} = 3v^2(J_y - J_x)\vartheta \end{cases} \quad (16)$$

### Динамика КА при действии гравитационного момента

Если из всех возмущений, действующих на КА, выделить только гравитационные возмущения в виде (16) и подставить их в систему (11), то система уравнений принимает вид:

$$\begin{cases} J_x \ddot{\gamma} + 4v^2(J_z - J_y)\gamma + v(J_x + J_y - J_z)\dot{\psi} = M_x \\ J_y \ddot{\psi} + v^2(J_z - J_x)\psi - v(J_x + J_y - J_z)\dot{\gamma} = M_y \\ J_z \ddot{\vartheta} + 3v^2(J_x - J_y)\vartheta = M_z \end{cases} \quad (17)$$

### Моделирование динамики КА по каналам крена и рыскания

Круговая орбитальная скорость:  $v = 0.001 \frac{1}{c}$

$$\begin{cases} 140\ddot{\gamma} + 0.0016\gamma + 0.2012\dot{\psi} = M_x \\ 120\ddot{\psi} + 2.024^{-4}\psi - 0.2012\dot{\gamma} = M_y \\ 130\ddot{\vartheta} + 6.073^{-4}\vartheta = M_z \end{cases} \quad (18)$$

Собственное движение КА описывается уравнениями:

$$\begin{cases} J_x \ddot{\gamma} + 4v^2(J_z - J_y)\gamma + v(J_x + J_y - J_z)\dot{\psi} = 0 \\ J_y \ddot{\psi} + v^2(J_z - J_x)\psi - v(J_x + J_y - J_z)\dot{\gamma} = 0 \end{cases} \quad (19)$$

Пусть:

$$H = v(J_x + J_y - J_z), k_\gamma = 4v^2(J_z - J_y), k_\psi = v^2(J_z - J_x).$$

Тогда:

$$\begin{cases} J_x \ddot{\gamma} + k_\gamma \gamma + H\dot{\psi} = 0 \\ J_y \ddot{\psi} + k_\psi \psi - H\dot{\gamma} = 0 \end{cases} \quad (20)$$

Характеристическое уравнение системы (20):

$$\begin{vmatrix} J_x s^2 + k_\gamma & Hs \\ -Hs & J_y s^2 + k_\psi \end{vmatrix} = (J_x s^2 + k_\gamma)(J_y s^2 + k_\psi) + H^2 s^2 = J_x J_y s^4 + (H^2 + J_x k_\psi + J_y k_\gamma) s^2 + k_\psi k_\gamma = 0$$

или, сделав замену:

$$a_0 s^4 + a_2 s^2 + a_4 = 0, \quad (21)$$

где  $s$  – оператор Лапласа.

По характеристическому уравнению можно сделать вывод о том, что система имеет колебательную устойчивость и не демпфирована, так как отсутствуют члены при нечетных степенях  $s$ , Переходные процессы будут иметь постоянное либрационное движение с постоянной амплитудой.

Необходимым и достаточным условием колебательной устойчивости является положительность дискриминанта уравнения (21).

Периоды собственных колебаний можно определить приближенно, опустив члены, содержащие  $H$ :

$$\left\{ \begin{array}{l} \omega_\gamma = \sqrt{\frac{k_\gamma}{J_x}} = 0.0016 \frac{1}{c} \\ T_\gamma = \frac{2\pi}{\omega_\gamma} = 3.8246 * 10^3 c \\ \omega_\psi = \sqrt{\frac{k_\psi}{J_y}} = 5.8083 * 10^{-4} \frac{1}{c} \\ T_\psi = \frac{2\pi}{\omega_\psi} = 1.0818 * 10^4 c \end{array} \right. \quad (22)$$

При ориентации КА с использованием гравитационного момента, моменты инерции необходимо выбирать из следующего условия.

Условие сходимости стабилизации КА с использованием гравитационного метода заключается в выполнении условия:

$$J_z > J_x > J_y \quad (23)$$

Добиться условия (23) можно несколькими способами [20]. Например, выбором определенной формы аппарата. Однако широко распространён способ, при котором в конструкцию аппарата добавляют специальные устройства (гравитационные штанги, ленты, тросы, пружины) с грузами на концах, которые создают полезный гравитационный момент, стремящийся стабилизировать спутник определенным образом вдоль линии вертикали. Однако в космическом пространстве отсутствуют демпфирующие силы, и такая система обеспечит колебания около положения равновесия.

### Моделирование системы гравитационной стабилизации

Результаты моделирования для трех каналов без демпфера приведены на рисунках 15, 16 и 17:

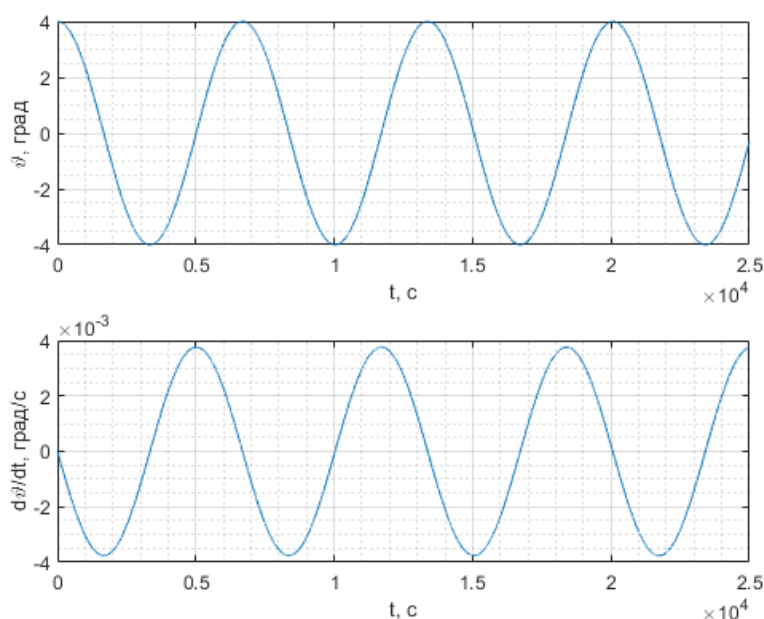


Рисунок 15 Переходные процессы для  $\vartheta(t)$  и  $\vartheta'(t)$

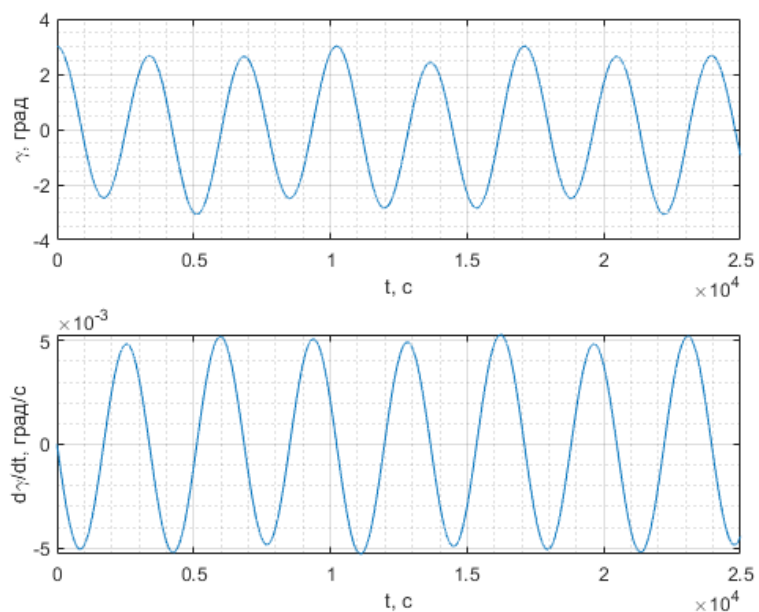


Рисунок 16 Переходные процессы для  $\gamma(t)$  и  $\gamma'(t)$

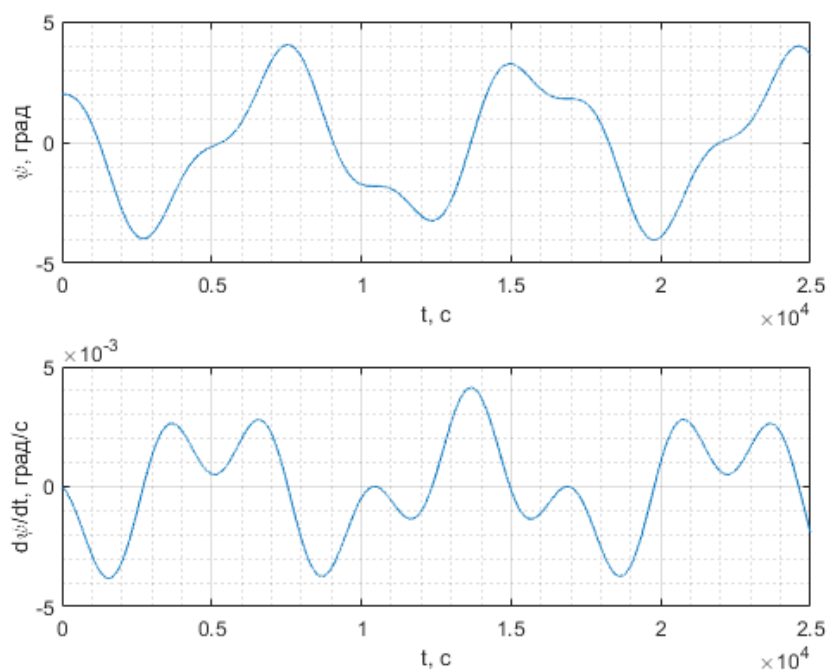


Рисунок 17 Переходные процессы для  $\psi(t)$  и  $\psi'(t)$

По графикам моделирования наблюдается поддержание ориентации спутника. Угловое положение колеблется в пределах  $\pm 4$  градуса, период колебаний

приблизительно полтора часа. Представленный режим стабилизации справляется с задачей и удовлетворяет требованиям режима ожидания.

Гравитационную систему стабилизации можно усовершенствовать, добавив демпферный механизм, который предназначен для гашения колебаний аппарата путем рассеивания энергии.

### **Демпфирование колебаний гравитационной стабилизацией КА**

Система гравитационной стабилизации с демпфирующим устройством для погашения колебаний имеет вид:

$$\begin{cases} J_x \ddot{\gamma} + D_x \dot{\gamma} + k_\gamma \gamma + H \dot{\psi} = 0 \\ J_y \ddot{\psi} + D_y \dot{\psi} + k_\psi \psi - H \dot{\gamma} = 0, \end{cases} \quad (24)$$

где  $D_x, D_y$  – коэффициенты демпфирования.

Характеристическое уравнение системы (24) имеет вид:

$$\begin{aligned} & \begin{vmatrix} J_x s^2 + D_x s + k_\gamma & Hs \\ -Hs & J_y s^2 + D_y s + k_\psi \end{vmatrix} = \\ & = (J_x s^2 + D_x s + k_\gamma)(J_y s^2 + D_y s + k_\psi) + H^2 s^2 = \\ & = J_x J_y s^4 + (J_y D_x + J_x D_y) s^3 + (H^2 + D_x D_y + J_x k_\psi + J_y k_\gamma) s^2 + (D_x k_\psi + D_y k_\gamma) \\ & + k_\psi k_\gamma = 0 \end{aligned}$$

Заменив слагаемые на коэффициенты “а”, уравнение приобретает вид:

$$a_0 s^4 + a_1 s^3 + a_2 s^2 + a_3 s + a_4 = 0, \quad (25)$$

где коэффициенты равны:

$$\begin{aligned} a_0 &= J_x J_y = 240000 \\ a_1 &= J_y D_x + J_x D_y = 400 D_x + 600 D_y \\ a_2 &= H^2 + D_x D_y + J_x k_\psi + J_y k_\gamma = 0.8097 + D_x D_y \\ a_3 &= D_x k_\psi + D_y k_\gamma = 2.0242 \cdot 10^{-4} D_x + 0.0016 D_y \\ a_4 &= k_\psi k_\gamma = 3.2779 \cdot 10^{-7} \end{aligned}$$

Введение в систему диссипативных сил делает систему асимптотически устойчивой при выполнении условия:

$$a_3(a_1 a_2 - a_0 a_3) - a_1^2 a_4 > 0 \quad (26)$$

При  $D_x = 0.4, D_y = 0.4$  выполняется условие асимптотической устойчивости:

$$a_3(a_1 a_2 - a_0 a_3) - a_1^2 a_4 = 0.1028 > 0$$

Гравитационный момент стремится ориентировать КА так, чтобы ось наименьшего момента инерции совпадала с направлением к притягивающему центру, ось наибольшего – с направлением бинормали к траектории, а ось промежуточного – с направлением движения, перпендикулярным первым двум осям (по трансверсали). При отклонении КА от подобной ориентации гравитационный момент будет оказывать восстанавливающее воздействие.

Графики изменения угла и угловой скорости изображены на рисунках 18 и 19:

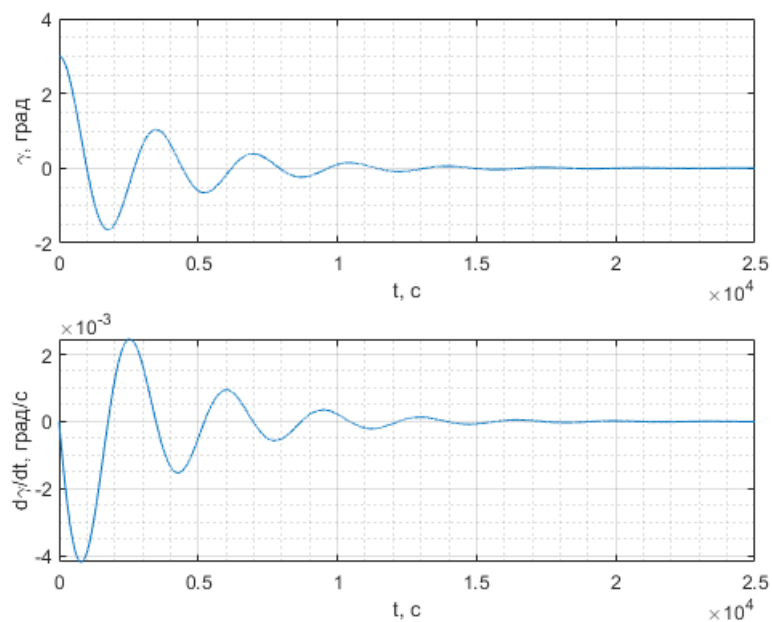
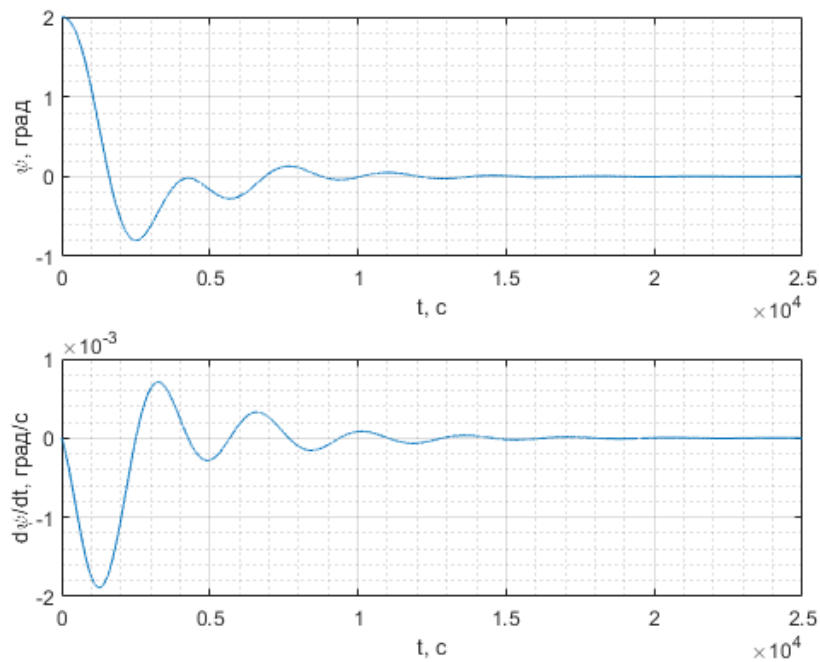


Рисунок 18 Зависимость  $\gamma(t)$  и  $\gamma'(t)$  с учетом демпфирования



*Рисунок 19 Зависимость  $\psi(t)$  и  $\psi'(t)$  с учетом демпфирования*

По результатам моделирования можно заметить, что система демпфирования хорошо справляется с задачей погашения периодических колебаний. В течение часа угловое отклонение не превышает  $\pm 1^\circ$ , а спустя некоторое время колебания составляют порядка нескольких угловых минут, что является хорошим результатом для пассивной системы стабилизации

Способ гравитационной стабилизации спутника дистанционного зондирования Земли применим при функционировании аппарата в режиме ожидания, при котором КА может находиться достаточно длительное время без расхода рабочего тела. В указанном режиме аппарат способен выполнять следующие задачи:

- ориентация солнечных батарей на солнце;
- перезапуск бортовой аппаратуры в результате внештатных ситуаций;
- ожидание команды с ЦУП.



### 3.3 Режим пространственных поворотов космического аппарата

*Режим программных поворотов (пространственных разворотов)* — это режим функционирования, при котором происходит переориентация КА. Программный поворот аппарата подразумевает перевод из известного начального углового положения в конечное [21]. Установка программного поворота задается блоком “Пространственный поворот”, в котором можно задать полноценную программу из нескольких маневров в определенные моменты времени.

Математическая модель углового движения КА, заданная в блоке “Динамика Эйлера”, описывается известными динамическими уравнениями Эйлера и кинематическими уравнениями, выраженными в форме кватернионов, представлена на следующей схеме (рис. 20):

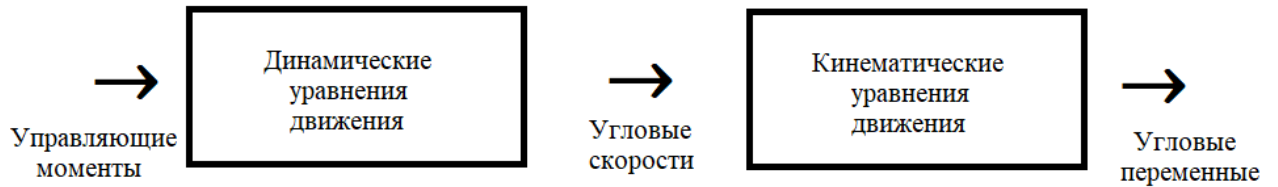


Рисунок 20 Схема действия управляющих моментов

$$\left. \begin{aligned} J_x \dot{\omega}_x &= (J_y - J_z) \omega_y \omega_z + M_x^{\text{упр}} + M'_x \\ J_y \dot{\omega}_y &= (J_z - J_x) \omega_x \omega_z + M_y^{\text{упр}} + M'_y \\ J_z \dot{\omega}_z &= (J_x - J_y) \omega_x \omega_y + M_z^{\text{упр}} + M'_z \end{aligned} \right\} \quad (26)$$

$$\dot{\Delta} = \frac{1}{2} \Delta \cdot \omega, \quad (27)$$

где  $M_i^{\text{упр}}$  — управляющий момент,  $M'_x$  — возмущающий момент.

Функциональная схема режима пространственного поворота приведена на рисунке 21. Схема переориентации состоит из объекта управления, системы исполнительных органов (СИО) на реактивных двигателях малой тяги, датчиков угловых скоростей (ДУС). Весь процесс вычислений реализуется в бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ) на основе поступающей в неё информации с измерительных датчиков.

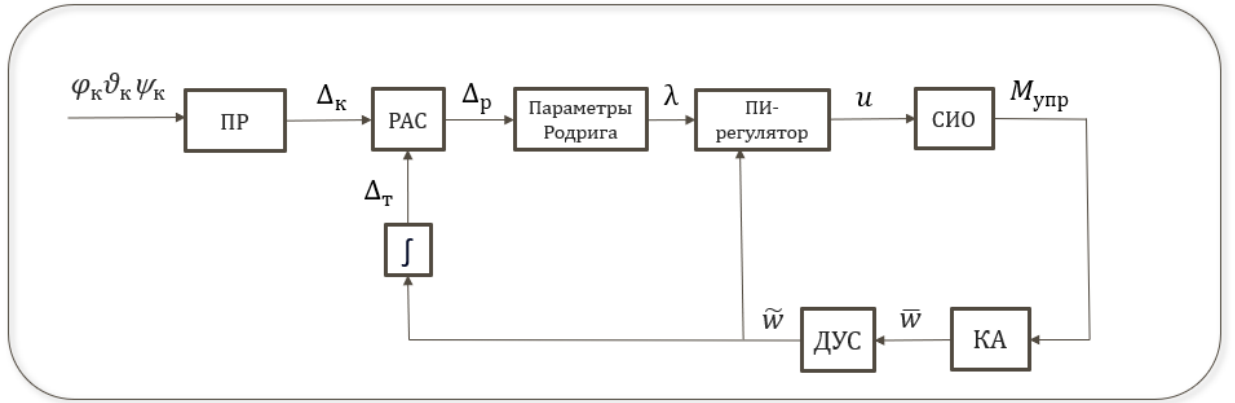


Рисунок 21 Функциональная схема в режиме программного разворота

На рисунке 21 введены следующие обозначения:

где  $\Lambda_K$  – кватернион конечного положения;

$\Lambda_T$  – кватернион текущего положения;

$\Lambda_p$  – кватернион рассогласования.

Ограничение на управление  $M_i^{упр} \leq M_m$  определяется ограничениями на угол отклонения и угловую скорость управляющих органов КА  $|\delta| \leq \delta_{max}, |\dot{\delta}| \leq \dot{\delta}_{max}$ .

Для определения ориентации оси конечного поворота удобно использовать аппарат алгебры кватернионов (параметры Родрига-Гамильтона), поскольку векторная часть кватерниона определяет ось конечного поворота.

Данные пространственного разворота задаются в виде углов последовательных поворотов. Предварительный расчет кватернионной формы углов (блок ПР) происходит по известным соотношениям, связывающим углы последовательных поворотов и составляющие кватернионов для начального  $(\vartheta_0, \psi_0, \gamma_0 \rightarrow \Lambda_0)$  и конечного  $(\vartheta_K, \psi_K, \gamma_K \rightarrow \Lambda_K)$  положений. Связь между параметрами Родрига-Гамильтона и углами  $\vartheta, \psi, \gamma$  задается выражениями:

$$\left. \begin{aligned} \lambda_0 &= \cos \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} + \sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \lambda_1 &= \sin \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} - \cos \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \lambda_2 &= \cos \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} + \sin \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \lambda_3 &= \cos \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} - \sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} \end{aligned} \right\} \quad (28)$$

Угловое положение начальной и конечной ориентации КА определяется кватернионами  $\Lambda_H$  и  $\Lambda_K$  соответственно. Зная кватернионы  $\Lambda_H$  и  $\Lambda_K$ , можно найти кватернион рассогласования  $\Lambda_p$ . Ось кратчайшего разворота в начальный момент времени определяется:

$$e = \left[ \frac{\lambda_1}{\sqrt{1 - \lambda_0^2}}, \frac{\lambda_2}{\sqrt{1 - \lambda_0^2}}, \frac{\lambda_3}{\sqrt{1 - \lambda_0^2}} \right]$$

$$\theta = 2 \arccos \lambda_0$$

Для нахождения кратчайшего поворота следует принять условие  $\theta_{пр} \in [0, \pi]$  или  $\lambda_0 > 0$ .

Процесс интегрирования кинематических соотношений для нахождения текущего положения в виде кватерниона  $\Lambda_T$  определяется следующим выражением:

$$\dot{q} = \frac{1}{2} q \cdot w$$

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{q}_0 &= -\frac{1}{2} (w_x(t)q_1 + w_y(t)q_2 + w_z(t)q_3) \\ \dot{q}_1 &= +\frac{1}{2} (w_x(t)q_0 - w_y(t)q_3 + w_z(t)q_2) \\ \dot{q}_2 &= +\frac{1}{2} (w_y(t)q_0 - w_z(t)q_1 + w_x(t)q_3) \\ \dot{q}_3 &= +\frac{1}{2} (w_z(t)q_0 - w_x(t)q_2 + w_y(t)q_1) \end{aligned} \right. \quad (29)$$

Известно, что движение относительно оси Эйлера с максимально допустимой угловой скоростью  $|\omega_{пред}|$  является оптимальным по времени разворотом

[22], наличие динамического контура приводит к появлению трех участков: разгона, поддержания программной скорости, торможения (рис. 22):

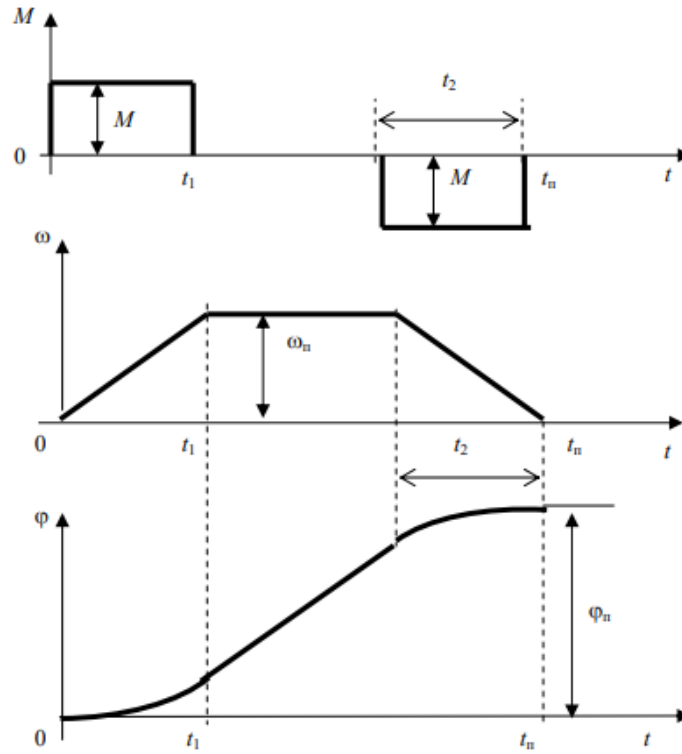


Рисунок 22 Динамика набора программной скорости

Следовательно, для формирования закона управления используется текущий кватернион рассогласования  $\Lambda_R$  (блок РАС):

$$\Lambda_T \circ \Lambda_R = \Lambda_K \rightarrow \Lambda_R = \Lambda_T^{-1} \circ \Lambda_K, \Lambda_R = \langle \lambda_{0R}, \lambda_{1R}, \lambda_{2R}, \lambda_{3R} \rangle.$$

Кинематический программный закон управления на участках разгона и поддержания программной скорости:

$$\omega_i = |\omega_{\text{пред}}| \frac{\lambda_{iR}}{\sqrt{\lambda_{1R}^2 + \lambda_{2R}^2 + \lambda_{3R}^2}} \text{sign} \lambda_{0R}, i = 1, 2, 3 \quad (30)$$

Кинематический программный закон управления на участке торможения:

$$\omega_i = K_{TT} \lambda_{iR} \text{sign} \lambda_{0R}, i = 1, 2, 3, \quad (31)$$

где  $K_{TT}$ - параметр закона, зависящий от текущих условий.

После вычисления программной скорости  $\omega_{\text{пр}}(\omega_{1\text{пр}}, \omega_{2\text{пр}}, \omega_{3\text{пр}})$  образуется результирующий закон управления как рассогласование по скорости:

$$\omega_{\text{упр}} = \omega_{\text{пр}} - \omega. \quad (32)$$

При маневре требуется добиться максимального момента при наборе требуемой угловой скорости и ее гашении, чтобы обеспечить наискорейший программный поворот аппарата.

### **Моделирование программного поворота аппарата вокруг оси Эйлера**

В результате моделирования решена кинематическая задача ориентации по переводу КА из положения  $\Lambda(0) = \Lambda_n$  в положение  $\Lambda(T) = \Lambda_k$  (задачи программного разворота) для следующих начальных условий:

Начальные условия:

$$\begin{cases} \gamma_0 = 0 \\ \vartheta_0 = 0 \\ \psi_0 = 0 \\ w_n = 0 \end{cases}$$

Конечные условия:

$$\begin{cases} \gamma_k = \pi \\ \vartheta_k = 0 \\ \psi_k = -\frac{\pi}{2} \\ w_k = 0 \end{cases}$$

Ось Эйлера для заданных граничных условий имеет следующий вид:

$$e = \left[ \frac{\lambda_1}{\sqrt{1 - \lambda_0^2}}, \frac{\lambda_2}{\sqrt{1 - \lambda_0^2}}, \frac{\lambda_3}{\sqrt{1 - \lambda_0^2}} \right]$$

Угол программного поворота:

$$\theta = 2 \arccos \lambda_0$$

Начальные и конечные условия по скорости:  $\omega_0 = \omega_T = 0$ .

Для реализации программного поворота космического аппарата используется ПИ закон управления по скорости, так как на борту предусмотрены датчики угловой скорости. Закон регулирования имеет следующий вид:

$$u(t) = -k_0(k_1 \Delta x + k_2 \Delta \dot{x}), \quad (33)$$

где  $k_0, k_1, k_2$  – постоянные коэффициенты.

Для реализации поворота вдоль оси Эйлера, закон управления (33) необходимо записать не в угловых величинах, а с помощью алгебры кватернионов.

$$\begin{aligned}
M_x^{\text{YPP}} &= -h_1 w_x - k_1 \lambda_0 \lambda_1 \\
M_y^{\text{YPP}} &= -h_2 w_y - k_2 \lambda_0 \lambda_2 \\
M_z^{\text{YPP}} &= -h_3 w_z - k_3 \lambda_0 \lambda_3
\end{aligned} \tag{34}$$

Преимущество представленного закона регулирования (34) заключается в его устойчивости при произвольных параметрах ориентации, о чем говорит функция Ляпунова (второй метод Ляпунова об устойчивости управления [23]), которая принимает вид:

$$L = V + W, \tag{35}$$

где  $V = \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2$ ,  $W = \frac{1}{2}(J_x w_x^2 + J_y w_y^2 + J_z w_z^2)$ .

Два свойства, которые характеризуют устойчивость по методу Ляпунова заключаются в том, что функция Ляпунова  $L$  не должна менять свой знак во всех точках фазового пространства, кроме конечной, а в ней - принимать нулевое значение, что соответствует следующим значениям компонент кватерниона ориентации:

$$\lambda_0(t_k) = 1, \lambda_1(t_k) = \lambda_2(t_k) = \lambda_3(t_k) = 0$$

Отсюда вытекает равенство нулю функции Ляпунова в конечной точке. В остальных точках фазового пространства функция Ляпунова знакопостоянна (положительна). Для вывода об устойчивости закона управления (33) остается проанализировать знак производной по времени функции Ляпунова, вычисленной в силу динамических и кинематических уравнений вращательного движения. Динамические и кинематические уравнения записываются в виде (8) и (9), соответственно.

С учетом свойства нормированности кватерниона вращения:

$$\lambda_0^2 + \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 = 1$$

Слагаемое  $V$  выражения (35) может быть преобразовано к виду:

$$V = 1 - \lambda_0^2 \tag{36}$$

Таким образом, при вычислении производной  $\dot{V}$  достаточно использовать кинематическое уравнение для  $\lambda_0$ :

$$2\dot{\lambda}_0 = -\lambda_1 w_x - \lambda_2 w_y - \lambda_3 w_z \tag{37}$$

Вычисляя производную  $\dot{L}$  с учетом уравнений 8 и 37:

$$\dot{L} = \lambda_0 \sum_{i=1}^3 \lambda_i w_i + J_x w_x \dot{w}_x + J_y w_y \dot{w}_y + J_z w_z \dot{w}_z = \lambda_0 \sum_{i=1}^3 \lambda_i w_i + \sum_{i=1}^3 w_i M_i^{\text{упр}} \quad (38)$$

После подстановки в (38) выражение для управляющих моментов (37):

$$\dot{L} = \lambda_0 \sum_{i=1}^3 \lambda_i w_i - \lambda_0 \sum_{i=1}^3 h_i w_i^2 - \lambda_0 \sum_{i=1}^3 k_i \lambda_i w_i \quad (39)$$

Для устойчивости управления производная  $\dot{L}$  при положительной функции  $L$  должна быть отрицательна. В подобном случае отрицательность  $L$  обеспечивается при  $k_i = 1$ :

$$\dot{L} = - \sum_{i=1}^3 h_i w_i^2 < 0$$

Таким образом, с учетом указанного условия закон управления приобретает вид (17).

При управлении ориентацией с помощью реактивных двигателей необходимо учитывать, что исполнительные органы имеют зону нечувствительности  $u \mp u_\varepsilon$  и имеет ограничения по максимально создаваемому моменту  $|m(u)| \leq m_{\max}$ . Закон формирования управляющего момента представляется следующим образом:

$$m(u) = \begin{cases} 0 & \text{при } |u| < u_\varepsilon \\ k_m(u - u_\varepsilon) & \text{при } u_\varepsilon \leq |u| \leq u_{\max}, \\ \pm m_{\max} & \text{при } |u| > u_{\max} \end{cases}$$

где  $u = M^{\text{упр}}$ .

Результаты математического моделирования процесса пространственного поворота представлены на рис. (23-27).

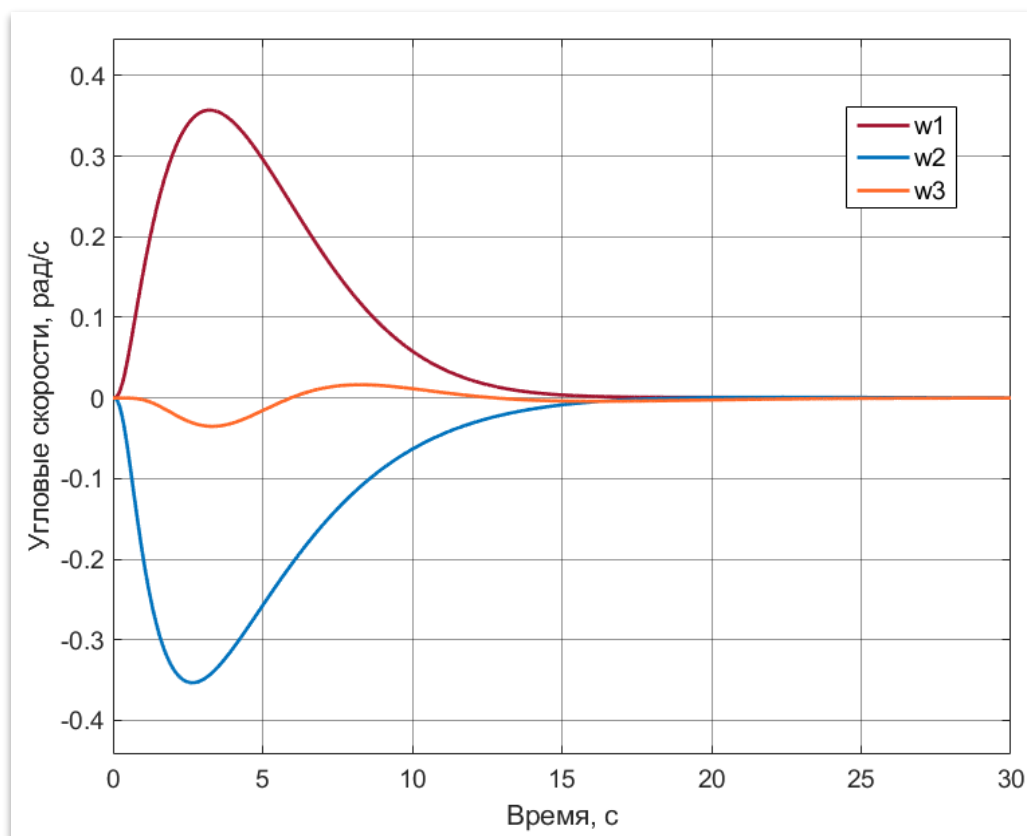


Рисунок 23 График изменения угловых скоростей аппарата во время маневра

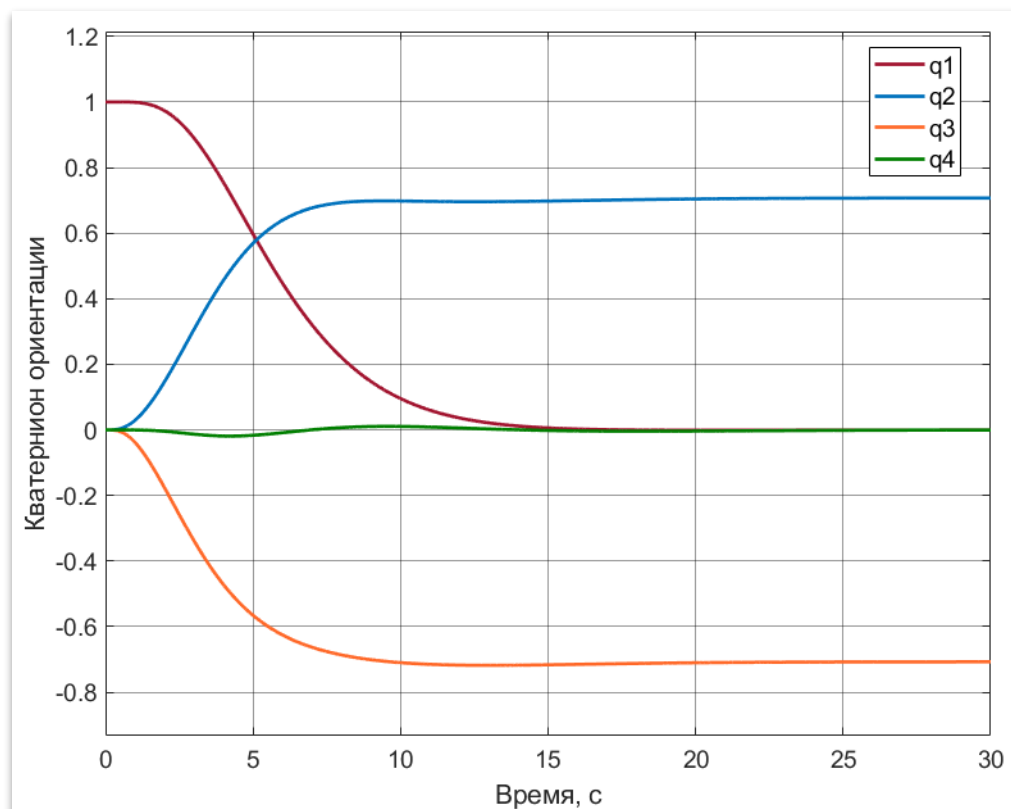


Рисунок 24 Компоненты кватерниона ориентации



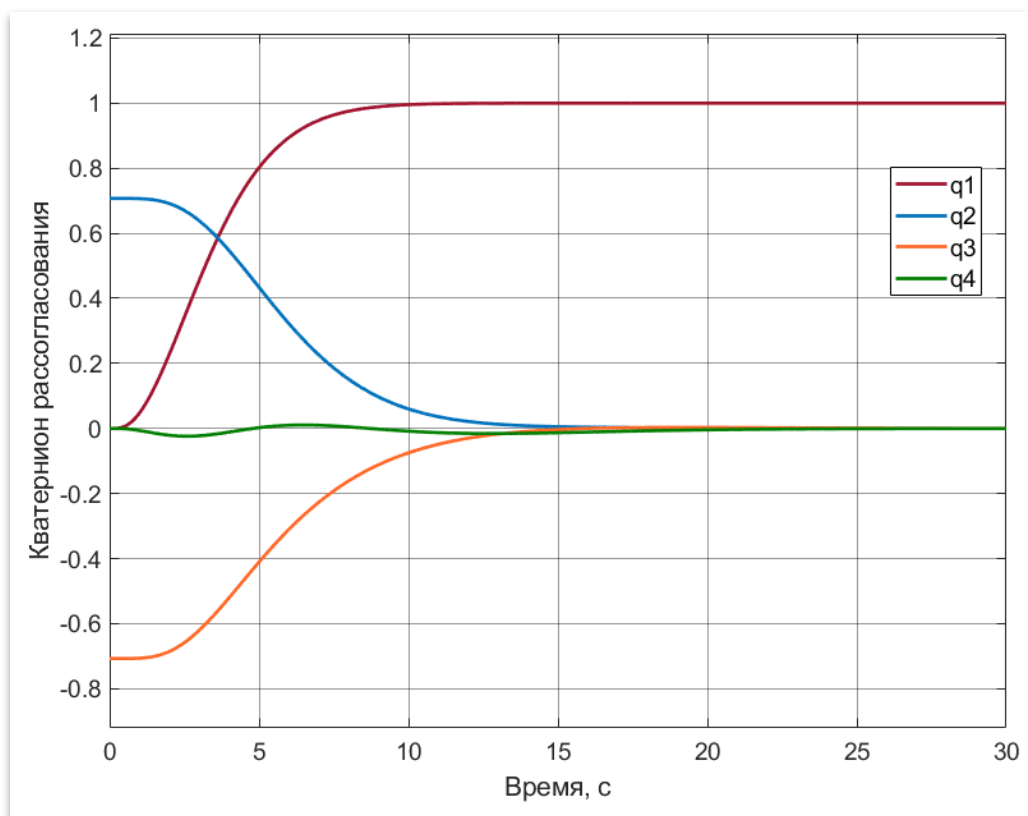


Рисунок 25 Кватернион рассогласования

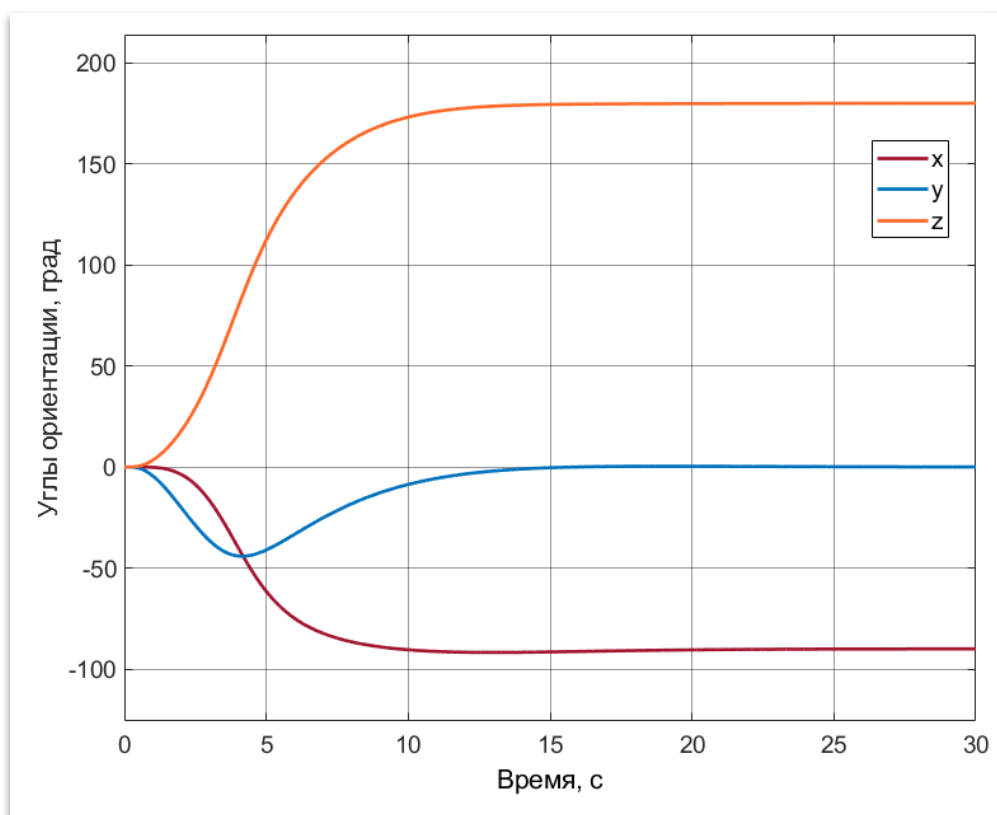


Рисунок 26 График углов ориентации во время маневра

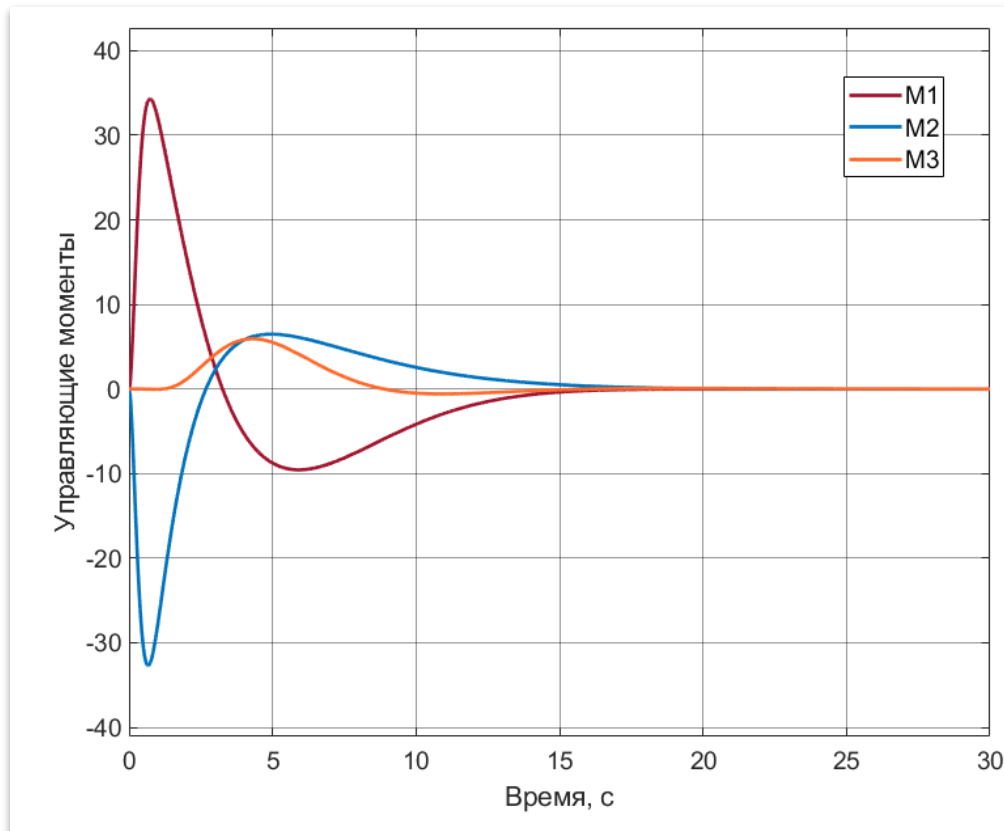


Рисунок 27 Рисунок управляющих моментов во время маневра

На рисунке 26 приведена динамика изменения координат углов  $\psi, \vartheta, \gamma$  ССК во времени, а рисунке 24 иллюстрирует поведение компонент кватерниона  $\Lambda(t)$ , определяющего текущую ориентацию КА в процессе совершаемого маневра:  $\lambda_0(t), \lambda_1(t), \lambda_2(t), \lambda_3(t)$ . На рисунке 25 изображен кватернион рассогласования.

Расход топлива на маневр рассчитывается по следующей формуле:

$$m = m_0 - \frac{1}{u} \int_0^t \sum P_i dt;$$

$$I = \frac{m}{m_0} I_0.$$

За маневр КА расходует около 0.001 кг топлива. Учитывая массу рабочего тела на борту, аппарат способен совершить 10000 маневров, что удовлетворяет требованиям дистанционного зондирования для существования на орбите более 3 лет.

Переориентация аппарата выполнена успешно, что подтверждено результатами моделирования. Время переориентации занимает 15 секунд, что является достаточным для малых КА. Представленный метод переориентации является оптимальным по быстродействию, следовательно применяется в задачах, где присутствует ограничение на время маневра. Кроме того, указанный алгоритм переориентации по сравнению с последовательными поворотами не вырождается при любых параметрах вращения.

### **3.4 Режим трехосной ориентации спутника во время съемки**

Режим трехосной ориентацией применяется во время выполнения основной полетной программы. При аэрокосмической съемке космический аппарат функционирует в режиме орбитальной ориентации, периодически перенацеливаясь на объекты съемки таким образом, чтобы его приборная ось координат, связанная с целевой аппаратурой, совпадала с направлением на объект.

Спутник, функционирующий в режиме орбитальной трехосной ориентации, получив команду из ЦУП на съемку объекта, по имеющимся координатам совершает пространственный поворот относительно ОСК. Во время процесса съемки спутник необходимо стабилизировать [24]. Для поддержания трехосной стабилизации на аппарате предусмотрена реактивная система стабилизации с использованием двигателей малой тяги. Важное достоинство реактивных систем управления ориентацией и стабилизации заключается в том, что они могут создавать управляющий момент в среде независимо от наличия физических полей, атмосферы и прочих факторов и формировать независимые моменты по всем трем осям космического аппарата, поэтому системы ориентации с РД могут применяться на всех типах КА в различных режимах ориентации (начальная ориентация, поворотный маневр, стабилизация).

Для описания орбитальной ориентации используются следующие системы координат:

$Oxyz$  – жестко связанная с корпусом космического аппарата система координат;

$OXYZ$  – орбитальная система координат. Ось  $OY$  направлена вдоль радиуса вектора точки  $O$  относительно центра Земли, ось  $OX$  – по касательной к орбите в сторону движения КА, ось  $OZ$  перпендикулярна плоскости орбиты.

Система координат  $Oxyz$  вращается относительно неподвижной с вектором угловой скорости  $\bar{w}$ . Орбитальная система координат вращается в ИСК с угловой скоростью  $\bar{\theta} = [0, 0, \Omega]$ , где  $\Omega$  - называется орбитальной скоростью. Тогда уравнения Родрига-Гамильтона принимают следующий вид:

$$2\dot{\Lambda} = \Lambda \cdot w - \theta \cdot \Lambda, \quad (2)$$

что представляет собой:

$$\begin{cases} \dot{q}_0 = -\frac{1}{2}((w_x(t) - \theta_x)q_1 + (w_y(t) - \theta_y)q_2 + (w_z(t) - \theta_z)q_3) \\ \dot{q}_1 = +\frac{1}{2}((w_x(t) - \theta_x)q_0 - (w_y(t) + \theta_y)q_3 + (w_z(t) - \theta_z)q_2) \\ \dot{q}_2 = +\frac{1}{2}((w_y(t) - \theta_y)q_0 - (w_z(t) + \theta_z)q_1 + (w_x(t) - \theta_x)q_3) \\ \dot{q}_3 = +\frac{1}{2}((w_z(t) - \theta_z)q_0 - (w_x(t) + \theta_x)q_2 + (w_y(t) - \theta_y)q_1) \end{cases} \quad (3)$$

При переходе из ИСК в ОСК аппарат совершает пространственный разворот. Система построения орбитальной ориентации основана на ПИ законе регулирования по угловой скорости. На рисунках 28, 29 изображены результаты моделирования процесса построения орбитальной ориентации спутника из ИСК.

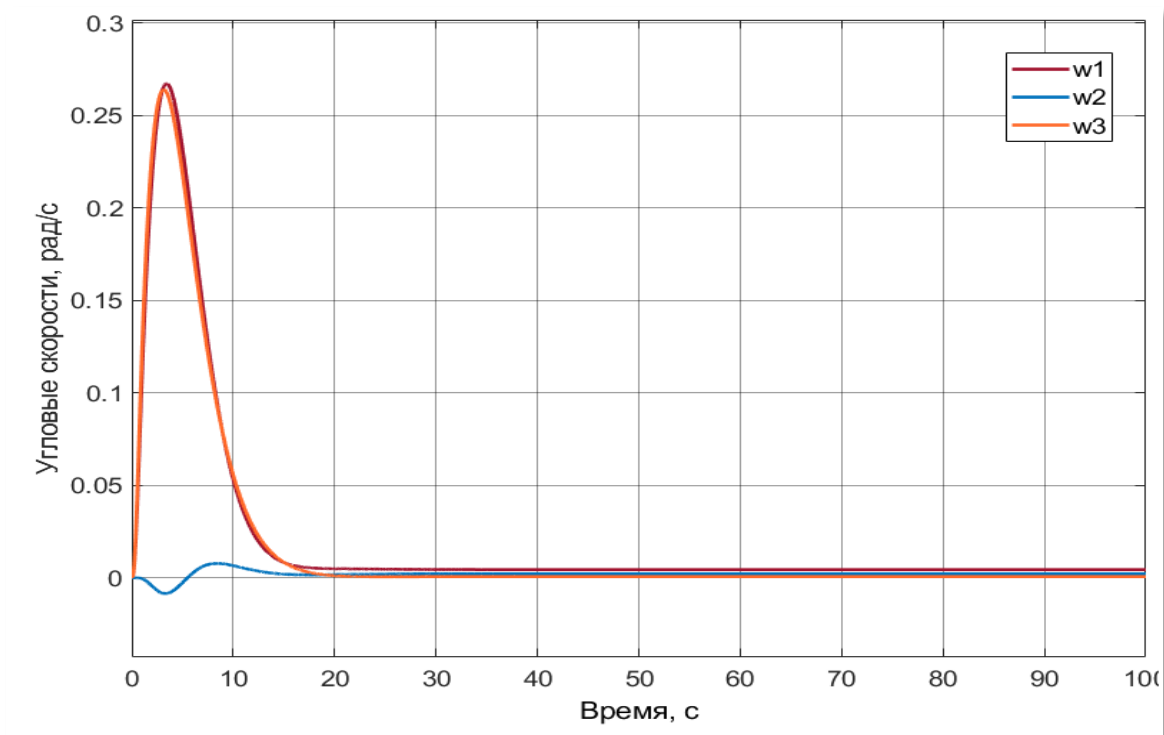


Рисунок 28 Графики угловых скоростей ССК относительно ИСК

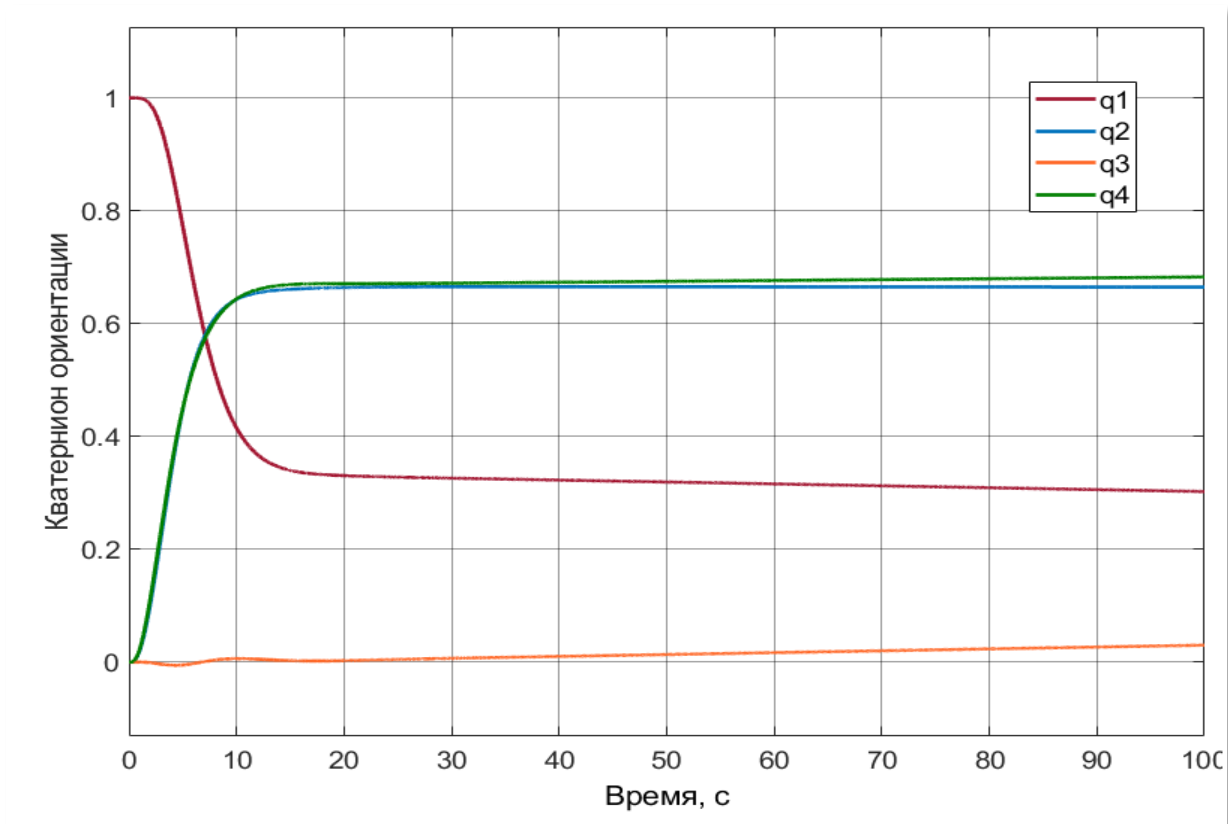


Рисунок 29 Кватернион ориентации ССК относительно ИСК

По результатам моделирования (рис. 28-29) наблюдается успешный переход в орбитальную систему координат. Ненулевое значение одной из компонент вектора угловой скорости и кватерниона ориентации обусловлено тем, что ОСК вращающаяся СК и имеет орбитальную скорость относительно ИСК, следовательно, её необходимо учитывать при дальнейших маневрах спутника.

Выполнение целевой задачи представляет собой переориентацию оси съёмочной аппаратуры на объект съёмки относительно орбитальной системы координат. Процесс начинается с пространственного поворота относительно ОСК, после чего на длительное время, в течение которого работает съёмочная аппаратура, спутник находится в режиме стабилизации. После выполненного задания аппарат возвращается в ОСК, ожидая дальнейшую команду. На рисунке 29 изображен процесс стабилизации в режиме зондирования. Установка на начало работы подается в момент времени  $t_1 = 20$  сек., установка на окончание процесса съёмки в момент времени  $t_2 = 70$  сек.

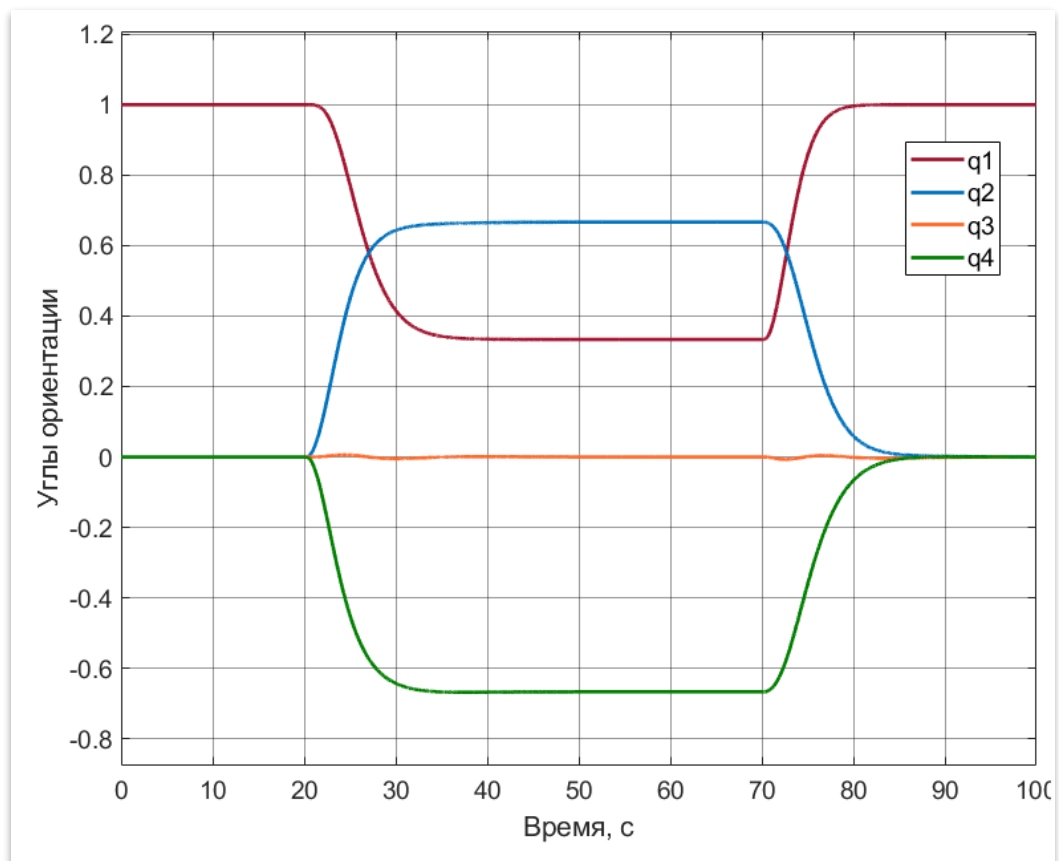


Рисунок 30 Компоненты кватерниона ориентации

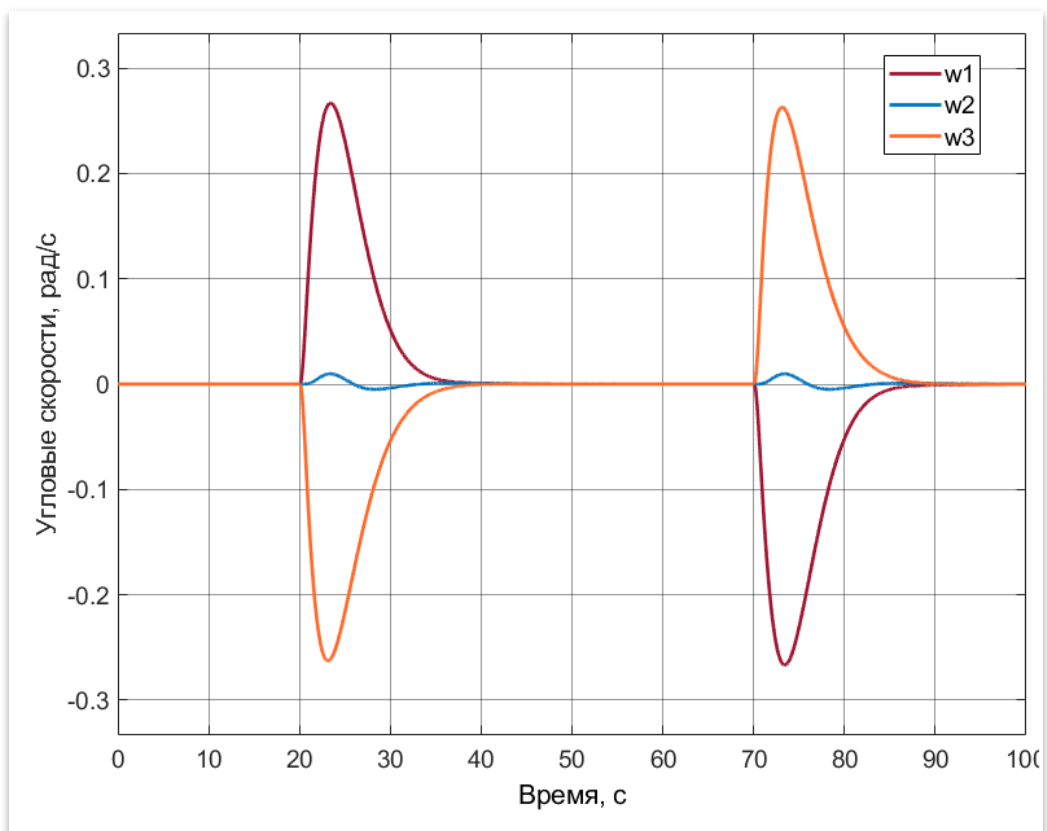


Рисунок 31 Компоненты вектора угловых скоростей

По графикам выполнения целевой задачи (рис. 30-31) видно, что аппарат успешно совершил пространственный поворот и поддерживает заданную ориентацию длительное время, после чего возвращается в исходную ориентацию. Система ориентации успешно справилась с задачей, совершив пространственный поворот относительно ОСК, а система стабилизации поддерживала ориентацию в процессе целевой задачи.

Кроме того, система стабилизации должна отрабатывать уставку в условиях действия внешних возмущений [25][26]. Источники возмущения, такие как световое давление, магнитные и гравитационные моменты, аэродинамический эффект имеют малые по величине значения. При разработке системы стабилизации важно учитывать внештатные случаи, например, соударение корпуса аппарата с инородным телом (например, космический мусор), который создает большой крутящий момент. Кроме того, в реальных условиях датчик угловой скорости будет зашумлен. Моделирование указанного случая изображено на рисунке (32, 33). Соударение создает мощный импульс вокруг одной из осей КА в момент времени  $t_b > t_0$ .



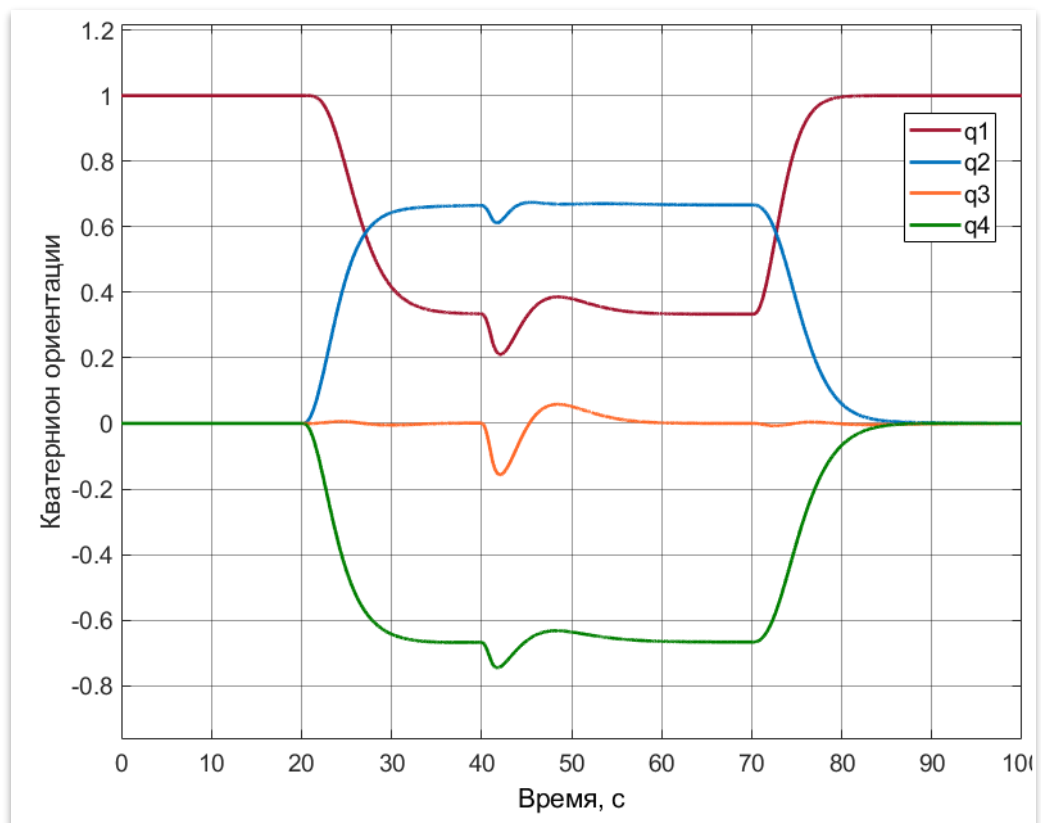


Рисунок 32 График кватернионов ориентации при стабилизации

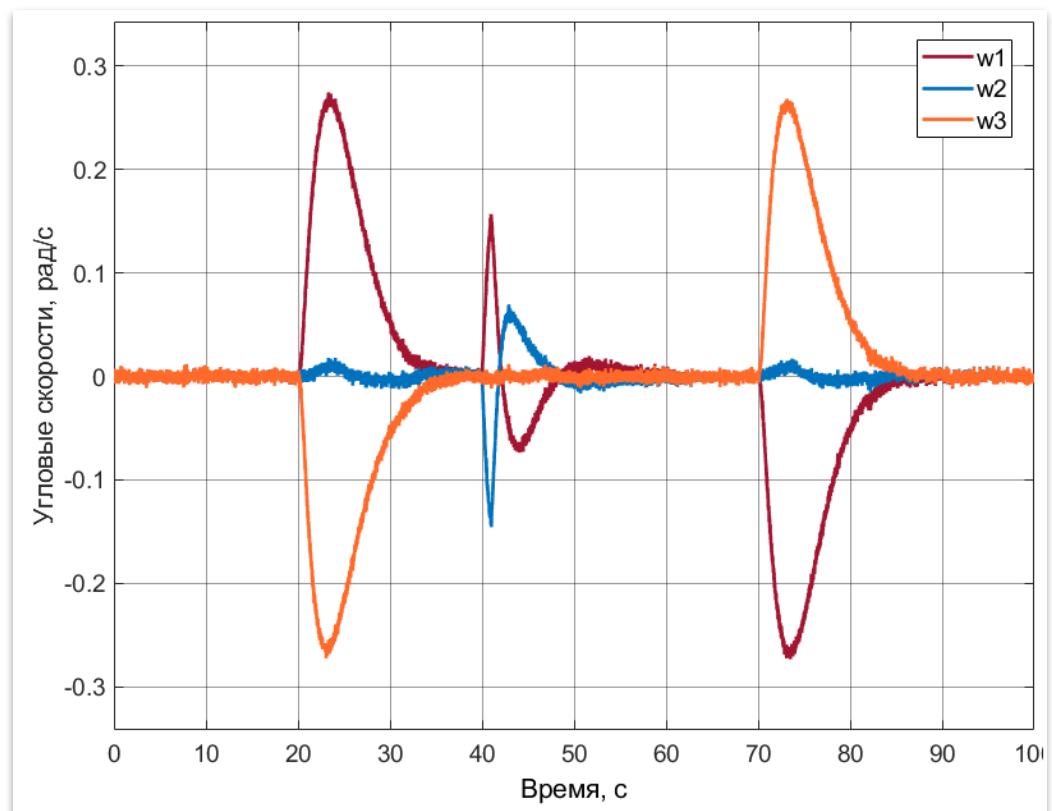


Рисунок 33 График моментов при стабилизации

По приведенным графикам компонент кватерниона ориентации относительно ОСК и угловых скоростей наблюдается процесс стабилизации космического аппарата. Точность ориентации по сравнению с идеализированным случаем отличается незначительно. Работоспособность в условиях, близких к реальным является важным свойством представленной системы ориентации и стабилизации

Разработанная система активной ориентации является относительно простой в реализации, что является важным свойством при проектировании малых космических аппаратов. Кроме того, регулятор обеспечивает высокую точность ориентации, удовлетворяющую требованиям задачи зондирования. Подбор коэффициентов ПИ регулятора производится на этапе моделирования. Робастность указанной системы управления ориентацией и стабилизацией является одним из важных свойств, о чем говорят результаты моделирования при экстремальных отклонениях, так как основной задачей регулятора является выполнение поставленной задачи в худшем случае любым способом, чем не выполнить ее совсем, что может привести к критическим случаям.

#### **4. Техничко-экономическое обоснование проекта**

Главная цель – разработать систему управления ориентацией и стабилизацией спутника дистанционного зондирования. С помощью программы предполагается настраивать алгоритмы управления и проводить моделирование режимов ориентации и стабилизации космического аппарата в основных режимах функционирования. Интерфейс программы должен быть понятным и доступным, с возможностью анализировать полученные графики. Разработка проводится в программной среде MatLab или Python. Любая разработка должна быть как многофункциональной и современной, так и экономически целесообразной.

Целью экономического обоснования разработки является количественное и качественное обоснование целесообразности усовершенствования программы и определение организационно-экономических условий ее эффективного функционирования. Основными критериями, по которым определяется эффективность являются качеством процесса разработки и время разработки. Кроме этого, следует учитывать, чтобы программа во время функционирования не задействовала лишние ресурсы, такие как электроэнергия, RAM, машинное время, следовательно, необходимо подойти к разработке программы с учетом перечисленных ограничений. В разделе представлено технико-экономическое обоснование разработки системы управления ориентацией и стабилизацией космического аппарата, предназначенного для дистанционного зондирования Земли.

##### **4.1 Планирование комплекса работ. Оценка трудоемкости**

Руководитель и исполнитель (инженер-программист) учувствуют в разработке программного продукта. Руководитель составляет структуру проекта, контролирует процесс разработки, консультирует и дает рекомендации в процессе работы. Роль исполнителя – проектирование системы управления ориентацией, разработка математической модели системы управления, обеспечение требуемым оборудованием и ПО, обработка результатов выполнения программы. В таблице 2 приведен комплекс работ по разработке проекта.

Таблица 2 Комплекс работ по разработке проекта

Содержание работ	Исполнители	Длитель- ность, дни	Загрузка	
			дн и	%
1 этап				
1. Подготовка процесса и анализ требований				
1.1 Постановка задачи	Руководитель	3	1	33%
	Программист		3	100%
1.2 Подбор и анализ литературы	Руководитель	7	3	42%
	Программист		7	100%
1.3 Анализ существующих мето- дов реализации задачи и про- граммных средств	Руководитель	6	0	0%
	Программист		6	100%
1.4 Обоснование принципиаль- ной необходимости разработки	Руководитель	2	1	50%
	Программист		2	100%
1.5 Определение и анализ требо- ваний к проектируемой системе управления	Руководитель	3	1	33%
	Программист		3	100%
1.6 Выбор технических и про- граммных средств реализации	Руководитель	2	0	0%
	Программист		2	100%
1.7 Согласование и утверждение технического задания	Руководитель	2	2	100%
	Программист		2	100%
Итого по этапу 1	Руководитель	25	8	32%
	Программист		25	100%
2 этап				
2. Исследование углового движения космических аппаратов				

2.1 Анализ методов управления угловым движением космических аппаратов	Руководитель Программист	6	2 6	33% 100%
2.2 Исследование особенностей систем управления угловым движением спутников дистанционного зондирования	Руководитель Программист	10	3 10	33% 10%
<b>Итого по этапу 2</b>	Руководитель Программист	16	5 16	33% 100%
<b>3 этап</b>				
3. Выбор технических средств и исполнительных органов спутника				
3.1 Выбор целевой аппаратуры спутника	Руководитель Программист	2	1 2	50% 100%
3.2 Выбор исполнительных органов спутника	Руководитель Программист	2	1 2	50% 100%
<b>Итого по этапу 3</b>	Руководитель Программист	4	2 4	50% 100%
<b>4 этап</b>				
4. Разработка системы управления спутника дистанционного зондирования в выбранной среде программирования				
4.1 Расчет основных параметров системы стабилизации	Руководитель Программист	14	0 14	0% 100%
4.2. Расчет основных параметров системы ориентации	Руководитель Программист	10	0 10	0% 100%
4.3 Разработка системы управления программной ориентацией	Руководитель Программист	21	0 21	0 100%
4.4 Построение математической модели	Руководитель Программист	14	7 14	50% 100%

4.5 Анализ результатов моделирования	Руководитель Программист	4	3 4	75% 100%
<b>Итого по этапу 4</b>	Руководитель Программист	63	10 63	16% 100%
<b>5 этап</b>				
5. Алгоритм реализация целевой задачи				
5.1 Проведение расчетов показателей безопасности жизнедеятельности	Руководитель Программист	5	0 5	0% 100%
5.2 Проведение экономических расчетов	Руководитель Программист	5	0 5	0% 100%
5.3 Оформление расчетно-пояснительной записки	Руководитель Программист	30	10 30	30% 100%
<b>Итого по этапу 5</b>	Руководитель Программист	40	10 40	25% 100%
<b>Итого по проекту</b>	Руководитель Программист	148	35 14 8	24% 100%

На основе данных таблицы 2 разработан календарный график выполнения работ (табл. 3), в котором наблюдается последовательность и взаимосвязь выполнения комплекса работ. Графическая форма календарного плана визуализирована в виде диаграммы Гантта (рис. 34).

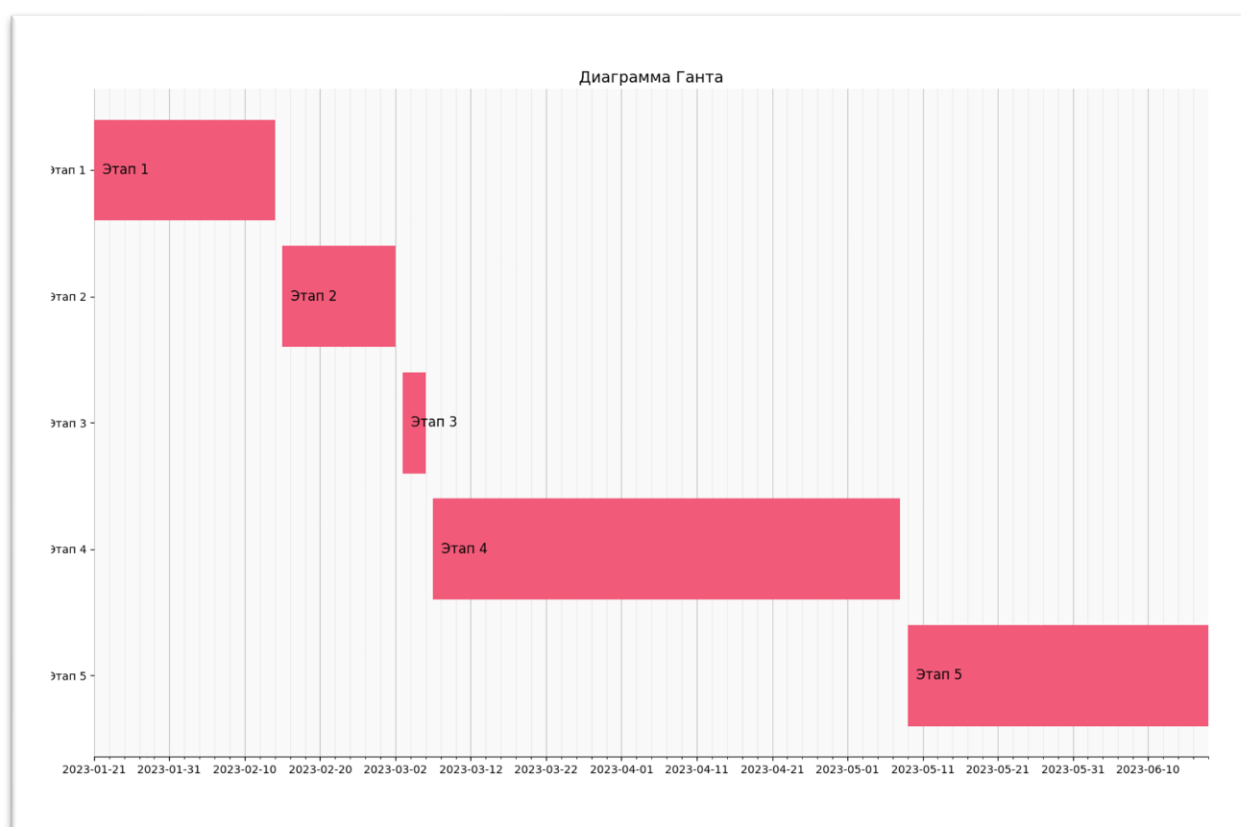
*Таблица 3 Календарный график выполнения работ*

Содержание работ	Длительность, дни	График работ	
		Начало	конец
1 этап			
1. Подготовка процесса и анализ требований			
1.1 Постановка задачи	3	21.01.2023	23.01.2023
1.2 Подбор и анализ литературы	7	24.01.2023	30.01.2023
1.3 Анализ существующих методов реализации задачи и программных средств	6	31.01.2023	5.02.2023
1.4 Обоснование принципиальной необходимости разработки	2	6.02.2023	7.02.2023
1.5 Определение и анализ требований к проектируемой системе управления	3	8.02.2023	10.02.2023
1.6 Выбор технических и программных средств реализации	2	11.02.2023	12.02.2023
1.7 Согласование и утверждение технического задания	2	13.02.2023	14.02.2023
Итого по этапу 1	25	21.01.2023	14.02.2023
2 этап			
2. Исследование углового движения космических аппаратов			
2.1 Анализ методов управления угловым движением космических аппаратов	6	15.02.2023	20.02.2023

2.2 Исследование особенностей систем управления угловым движением спутников дистанционного зондирования	10	21.02.2023	2.03.2023
<b>Итого по этапу 2</b>	16	15.02.2023	2.03.2023
<b>3 этап</b>			
3. Выбор технических средств и исполнительных органов спутника			
3.1 Выбор целевой аппаратуры спутника	2	3.03.2023	4.03.2023
3.2 Выбор исполнительных органов спутника	2	5.03.2023	6.03.2023
<b>Итого по этапу 3</b>	4	3.03.2023	6.03.2023
<b>4 этап</b>			
4. Разработка системы управления спутника дистанционного зондирования в выбранной среде программирования			
4.1 Расчет основных параметров системы стабилизации	14	7.03.2023	20.03.2023
4.2. Расчет основных параметров системы ориентации	10	21.03.2023	30.03.2023
4.3 Разработка системы управления программной ориентацией	21	31.03.2023	20.04.2023
4.4 Построение математической модели	14	21.04.2023	4.05.2023
4.5 Анализ результатов моделирования	4	5.05.2023	8.05.2023
<b>Итого по этапу 4</b>	63	7.03.2023	8.05.2023
<b>5 этап</b>			
5. Алгоритм реализация целевой задачи			



5.1 Проведение расчетов показателей безопасности жизнедеятельности	5	9.05.2023	13.05.2023
5.2 Проведение экономических расчетов	5	14.05.2023	18.05.2023
5.3 Оформление расчетно-пояснительной записки	30	19.05.2023	18.06.2023
<b>Итого по этапу 5</b>	40	9.05.2023	18.06.2023
<b>Итого по проекту</b>	148	21.01.2023	18.06.2023



*Рисунок 34 Диаграмма Ганта*

На диаграмме Ганта наглядно иллюстрируется график работ по плану проекта.

#### 4.2 Расчет затрат на разработку проекта

Капитальные вложения рассчитываются по формуле:

$$K = K_{\pi} + K_p,$$

где:  $K_{\pi}$  – капитальные вложения на проектирование, руб;

$K_p$  – капитальные вложения на реализацию проекта, руб.

В предпроизводственные затраты включаются затраты на разработку алгоритмов и программ, стоимость разработок по привязке типовых проектных решений и пакетов прикладных программ к конкретному объекту автоматизации. Суммарные затраты на проектирование системы и ее разработку и отладку на компьютере определяются по формуле:

$$K_{\pi} = \sum_{i=1}^m 3_{oi} + C_M + M_B,$$

где  $m$  – количество работников, участвующих в разработке проекта;

$3_{oi}$  – затраты на основную заработную плату работника  $i$ -ой категории, руб.;

$C_M$  – затраты на материалы;

$M_B$  – затраты на использование машинного времени.

Затраты на основную заработную плату работника  $i$ -ой категории:

$$3_{oi} = 3_{\text{дн}i} t_i,$$

где  $3_{\text{дн}i}$  – среднедневная заработная плата работника  $i$ -й категории, руб./дн.;

$t_i$  – количество дней, отработанных работником  $i$ -й категории.

Затраты времени на разработку системы по каждому исполнителю принимаются, исходя из его загрузки по календарному графику выполнения работ (таблица 3).

Расчет основной заработной платы разработчиков проекта приведен в таблице 4 из расчета, что в месяце в среднем 21 рабочий день.

*Таблица 4 Основная заработная плата разработчиков*

Должность	Должностной оклад, руб.	Средняя дневная ставка, руб./день	Затраты времени на разработку, человеко-дней	ОЗП, руб.
Руководитель	50000	2380	35	83333
Программист	40000	1904	148	281792

Разработка системы управления происходит при помощи компьютера и его программных средств, следовательно, к суммарным затратам добавляются затраты на использование машинного времени:

$$M_{\text{в}} = t_{\text{мв}} S_{\text{мч}} K_{\text{м}},$$

где  $t_{\text{мв}}$  – машинное время компьютера, необходимое для разработки системы управления;

$$t_{\text{мв}} = 460 \text{ час.};$$

$S_{\text{мч}}$  – стоимость 1 часа машинного времени;

$$S_{\text{мч}} = 20 \text{ руб./час.};$$

$K_{\text{м}}$  – коэффициент мультипрограммности;

$$K_{\text{м}} = 1.$$

Материалы, приобретенные в процессе выполнения работы, и их стоимость приведены в таблице 5:

*Таблица 5 Затраты на материалы*

Материалы	Требуемое количество	Цена за единицу товара, руб.	Сумма, руб.
Тетрадь	1 шт.	35	35
Флэш накопитель	1 шт.	1000	1000
Тонер для лазерного принтера	1 шт.	1000	1000
Бумага офисная	1 пачка	320	320

Папка	1 шт.	100	100
<b>Итого:</b>			2455

Исходя из этого, капитальные вложения на проектирование равны:

$$K_{\pi} = (83333 + 281792) + 2455 + 460 \cdot 20 \cdot 1 = 376780 \text{руб.}$$

Капитальные вложения на реализацию проекта рассчитываются по следующей формуле:

$$K_p = K_o + K_{\text{зд}} + K_{\text{пп}} + K_{\text{св}} + K_{\text{ос}},$$

где  $K_o$  – затраты на основное и вспомогательное оборудование, руб.;

$K_{\text{зд}}$  – затраты на строительство, реконструкцию здания и помещений, руб.;

$K_{\text{пп}}$  – затраты на приобретение типовых разработок, пакетов, руб.;

$K_{\text{св}}$  – затраты на проведение линий связи, руб.;

$K_{\text{ос}}$  – затраты на обучение специалистов, руб.

При расчете капитальных вложений на реализацию проекта не учитываются затраты на строительные и ремонтные работы здания, затраты на проведение линии связи, затрат на дополнительную аппаратуру, так как при разработке системы управления перечисленные услуги не использовались. Кроме того, не учитываются затраты на обучение специалистов. Закупка типовых разработок не предусмотрена. Следовательно, в рассматриваемом проекте стоит учитывать только затраты на техническое оборудование, а именно персональный компьютер и затраты на приобретённые материалы.

Техническое оборудование представляет собой персональный компьютер на базе intel core i7-10700k и оперативную память на 16 Гб. Стоимость компьютера составляет 7250 руб. Тогда затраты на основное оборудование составят:

$$K_o = \sum_{j=1}^n C_{bj} Q_j,$$

где  $C_{bj}$  – балансовая стоимость  $j$ -го вида оборудования, руб. (при  $n=1$   $C_{b1}=72500$  руб.);

$Q_j$  – количество единиц  $j$ -го оборудования, руб. (1 шт.).

Затраты на реализацию:

$$K_p = 72500$$

$$K = K_{\pi} + K_p = 376780 + 72500 \text{ руб.} = 449280 \text{ руб.}$$

### 4.3 Расчет эксплуатационных работ

К эксплуатационным затратам относятся затраты, связанные с обеспечением нормального функционирования проекта, которые называют текущими затратами. Текущие затраты рассчитываются по формуле:

$$Z_{\text{тек}} = Z_{\text{зп}} + C_a + Z_{\text{э}} + C_{\text{рем}} + Z_{\text{м}},$$

где  $C_a$  – амортизационные отчисления от стоимости оборудования и устройств системы, руб.;

$Z_{\text{э}}$  – затраты на силовую энергию, руб.;

$C_{\text{рем}}$  – затраты на текущий ремонт оборудования и устройств системы, руб.;

$Z_{\text{м}}$  – затраты на материалы и машинные носители, руб.

При разработке проекта необходимо рассчитывать затраты на эксплуатацию системы, которая будет осуществляться квалифицированными сотрудниками. В таком случае, важно предусмотреть заработную плату для специалистов (основную и отчисления на социальные нужды), которая вычисляется следующим образом:

$$C_{\text{зп}} = \sum_{i=1}^m t_i Z_{oi},$$

где  $t_i$  – время эксплуатации системы  $i$ -м работником, дни;

$Z_i$  – среднедневная заработная плата  $i$ -го работника, руб./день.

Данные расчета заработной платы специалистов приведены в таблицах 6:

Таблица 6 Расчет заработной платы специалистов

Должность	Должностной оклад, руб.	Средняя дневная ставка, руб/день.	Затраты времени на разработку,	ОЗП, руб.

			человеко- дней	
Инженер	70000	3333	20	66660
Программист	100000	4761	20	95220
<b>Итого</b>				161880

$$C_{\text{зп}} = 161880 \text{руб.}$$

Сумма амортизационных отчислений рассчитывается следующим образом:

$$C_a = \sum_{j=1}^n \frac{C_{bj} a_j g_j t_j}{F_{\text{эф}j}},$$

где  $C_{bj}$  – балансовая стоимость  $j$ -го вида оборудования, руб.;

$t_j$  – время работы  $j$ -го вида оборудования, час;

$F_{\text{эф}j}$  – эффективный фонд времени работы оборудования в год, час;

$a_j$  – норма годовых амортизационных отчислений для  $j$ -го вида оборудования;

$g_j$  – количество единиц оборудования  $j$ -го вида.

Эффективный фонд времени работы оборудования можно вычислить по формуле:

$$F_{\text{эф}} = D_p \cdot H_{\text{э}},$$

где  $D_p$  – количество рабочих дней в году.  $D_p = 247$  (в соответствии с производственным календарём на 2023 год);

$H_{\text{э}}$  – норматив среднесуточной загрузки, час/день,  $H_{\text{э}} = 8$ .

Таким образом, эффективный фонд времени работы оборудования составит

$$F_{\text{эф}} = 247 \times 8 = 1976 \text{ час.}$$

Данные для расчета:

$a_j = 0,2$  (используется ускоренная амортизация – 20-30 %);

$g_j = 1$ ;

$t_j = (40 + 20) \times 8 = 480 \text{ час.};$

$C_b = 72500 \text{руб.}$

Сумма амортизационных отчислений для проекта составит:

$$C_a = (72500 \cdot 0,2 \cdot 1 \cdot 480)/1976 = 3522.27 \text{ руб.}$$

Затраты на силовую энергию рассчитываются по формуле

$$З_э = \sum_{j=1}^n N_j t_j g_j T_э,$$

где  $N_j$  – установленная мощность  $j$ -го вида технических средств, кВт;

$t_j$  – время работы  $j$ -го вида технических средств, час;

$g_j$  – коэффициент использования установленной мощности оборудования;

$T_э$  – тариф на электроэнергию, руб./кВт ч.

При расчете затрат на силовую энергию важно учитывать тариф на электроэнергию по текущему городу (Москва – 5 руб/кВт) и мощность персонального компьютера (0.4 кВт). Следовательно, затраты на силовую энергию проекта равны:

$$З_э = 0,4 \cdot 1 \cdot 480 \cdot 5 = 960 \text{ руб.}$$

Затраты на годовое потребление материалов приравнивается к 1% от стоимости основного оборудования (725 руб.).

Накладные расходы включают затраты на содержание административного и управленческого персонала, на содержание помещения и т.д. Норматив накладных расходов составляет 20 % от прямых затрат, включающих первые пять статей затрат, представленных в таблице 7.

Накладные расходы для проекта:

$$З_n = 161880 + 3522.27 + 960 + 725 = 104706.47 \text{ руб.}$$

Таблица 7 Годовые эксплуатационные затраты

Статьи затрат	Затраты на проект, руб.
Основная и дополнительная зарплата с отчислениями во внебюджетные фонды	161880
Амортизационные отчисления	3522.27

Затраты на электроэнергию	499,20
Затраты на материалы	725
Накладные расходы	104706
<b>Итого</b>	<b>271332</b>

#### 4.4 Расчет показателя экономического эффекта

Для оценки экономической эффективности проектных решений необходимо рассчитать показатели сравнительной экономической эффективности капитальных вложений. Годовой экономический эффект вычисляется по формуле:

$$\mathcal{E} = (Z_1 \cdot A_k - Z_2) \cdot N,$$

где  $Z_1, Z_2$  – приведенные затраты на единицу работ, выполняемых с помощью разрабатываемого варианта системы ориентации и стабилизации, руб.;

$A_k$  – коэффициент эксплуатационно-технической эквивалентности,  $A_k = 1,40$ ;

$N$  – объем работ, выполняемых с помощью разрабатываемого продукта ( $N=1$ ).

Приведенные затраты  $Z_i$  на единицу работ, выполняемых по базовому и разрабатываемому вариантам, рассчитываются по формуле:

$$Z_i = C_i + E_n \cdot K_i,$$

где  $C_i$  – себестоимость (текущие эксплуатационные затраты единицы работ), руб.;

$E_n$  – нормативный коэффициент экономической эффективности ( $E_n = 0,33$ );

$K_i$  – суммарные затраты, связанные с внедрением нового проекта.

Затраты на единицу работ по аналогу:

$$Z_1 = 291000 + 0,33 \cdot 441200 = 436596 \text{ руб.}$$

Затраты на единицу работ по проекту:

$$Z_2 = 271332 + 0,33 \cdot 449280 = 419594 \text{ руб.}$$

Экономический эффект от использования разрабатываемой системы:

$$\mathcal{E} = 436596 \cdot 1,50 - 419594 = 235300 \text{ руб.}$$

Значения экономического эффекта приведены в таблице 8:



Таблица 8 Экономический эффект

Характеристика	Значение	
	продукт-аналог	разрабатываемый продукт
Себестоимость, руб.	261000	271332
Суммарные затраты, связанные с внедрением проекта, руб.	401200	449280
Приведенные затраты на единицу работ, руб.	436596	419594
Экономический эффект от использования разрабатываемой системы, руб.	235300	

После определения годового экономического эффекта необходимо рассчитать срок окупаемости затрат на разработку продукта по формуле:

$$T_{ок} = \frac{K}{\mathcal{E}}$$

Срок окупаемости составит:

$$T_{ок} = \frac{449280}{235300} = 1.90.$$

Фактический коэффициент экономической эффективности разработки  $E_{\phi}$  сопоставляется с нормативным значением коэффициента эффективности капитальных вложений  $E_n = 0,33$ :

$$E_{\phi} = \frac{1}{T_{ок}} = \frac{1}{1.90} = 0.53.$$

**Вывод:** По результатам расчетов можно наблюдать, что фактический коэффициент экономической эффективности разработки оказался больше, чем

нормативный. Следовательно, можно сделать вывод, что разработка и внедрение разрабатываемого проекта является эффективной.

Таким образом, в ходе проделанной работы найдены все необходимые данные, доказывающие целесообразность и эффективность разработки. Полученные данные приведены в таблице 9:

*Таблица 9 Характеристики проекта*

Характеристика проекта	Значение
Затраты на разработку и внедрение проекта, руб.	449280
Общие эксплуатационные затраты, руб.	271332
Экономический эффект, руб.	235300
Коэффициент экономической эффективности	0.53
Срок окупаемости, лет	1.90

## **5. Охрана труда и экология**

Результатом выполнения выпускной квалификационной работы является программный алгоритм. В качестве рабочего помещения выступает кабинет офисного типа, в котором работники реализуют эксплуатацию программного продукта за персональным компьютером основную часть времени. Необходимо определить неблагоприятные факторы трудового процесса при работе за персональным компьютером (ПК) и рассчитать с помощью программы DIALux систему освещения согласно действующим санитарно-эпидемиологическим правилам и нормативам.

### **5.1 Вредные и опасные факторы на рабочем месте**

В соответствии с ГОСТ 12.0.003-2015, опасные и вредные производственные факторы по природе действия можно разделить на четыре основные группы:

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

#### **Физические производственные факторы**

В процессе работы в помещении сотрудник может сталкиваться с различными физическими факторами. Основные из них:

- отсутствие достаточной освещенности рабочих поверхностей или её переизбыток;
- температура, влажность в помещении не соответствует установленной норме;
- чрезмерные шумы и вибрации, повышенное излучение (радиационное, электромагнитное и др.);
- загрязненный воздух в помещении.

#### **Химические производственные факторы**

В рабочем помещении необходимо учитывать химическое воздействие от объектов, с которыми взаимодействуют сотрудники. Такими объектами являются различные комплектующие компьютера, монитора, поврежденные аккумуляторы, люминесцентные лампы. Кроме того, стоит учитывать вредоносные испарения в результате перегрева некоторых материалов.

Для предотвращения вредоносного химического воздействия, согласно СанПиН 1.2.3685-21, необходимо использовать сертифицированное офисное оборудование в условиях, отвечающих нормам физических вредоносных факторов при работе в офисном помещении.

### **Биологические производственные факторы:**

При работе в помещении важно соблюдать биологические производственные факторы. Например, недостаточное проветривание помещения или отсутствие вентиляции влечет появление повышенной концентрации патогенных микроорганизмов в офисе. Согласно СанПиН 60.13330.2012 требуется обеспечить возможность каждый час проветривать рабочую зону с помощью системы кондиционирования. Требование СанПиН: расход свежего воздуха на 8 человек -  $240 \frac{\text{м}^3}{\text{ч}}$ .

### **Психофизиологические факторы трудового процесса**

Для эффективной работы на компьютере необходимо учитывать различные факторы, включая статические, динамические физические, эмоциональные перегрузки, нервно-психические перегрузки, умственное перенапряжение, монотонность труда.

Чтобы снизить отрицательное воздействие перечисленных факторов важно правильно организовать рабочее место. Например, использовать эргономичную мебель и приборы, следовать рекомендациям, регламентированных в соответствующих СанПин-ах.

### Физические производственные факторы

СанПиН 2.2.4.3359-2016 регламентирует требования микроклимата рабочей зоны в офисном помещении. Работа на ПК считается категорией Ia “легкая работа, сидя”, требуемые показатели микроклимата которой определены в таблице 10.

*Таблица 10 Допустимые показатели микроклимата для категории*

Период года	Температура воздуха, °C	Температура поверхности, °C	Относительная влажность воздуха, %	Скорость движения воздуха, м/с
Холодный	20,0–21,9; 24,1–25,0	19,0–26,0	15–75	менее 0,1
Тёплый	21,0–22,9; 25,1–28,0	20,0–29,0		0,1–0,2

### Уровень вибрации и шума

В любом помещении офисного типа, где работа за персональным компьютером занимает основное время, сопровождается шумами и вибрациями.

Уровень шума на рабочих местах регламентируются ГОСТ 12.1.003-83, согласно которому, по характеру спектра шум классифицируется на широкополосный и тональный. По временным характеристикам шум подразделяется на постоянный, если уровень звука за 8-часовой рабочий день изменяется во времени не более чем на 5 дБА, и непостоянный. Допустимые уровни звука приведены в таблице 11.

*Таблица 11 Уровни звукового давления в октавных полосах*

Составная полоса со среднегеометрической полосой, Гц	31,5	63	125	250	500	1000	2000	4000	8000

Уровень звукового давления, дБ	86	71	61	54	49	45	42	40	38
--------------------------------	----	----	----	----	----	----	----	----	----

В СанПиН 2.2.4.3359-2016 описаны различные способы борьбы с шумом и вибрацией в рабочем помещении. Для уменьшения шума в офисе, в котором присутствует компьютерное оборудование можно использовать следующие методы:

- уменьшение шума источников;
- использовать отражающие поверхности и материалы, поглощающие энергию звуковых волны;
- разместить технику в помещении таким образом, чтобы шумовой эффект был минимальным;
- если уровень шума оборудования превышает допустимый, изолировать его, установив вне рабочей зоны.

В рассматриваемом помещении отсутствует оборудование, являющегося источником сильного шума или вибрации, следовательно, при проектировании рабочей зоны текущий фактор не учитывается.

### **Методы противодействия пожару**

Для обеспечения безопасных условий работы сотрудников помещения важно учитывать фактор возникновения пожара. Пожар включает в себя сразу несколько вредоносных факторов: химический, физический, биологический и др. Пожар может стать причиной разрушения здания, что приведет к большому числу жертв, а задымление к химическому отравлению.

При проектировании офисного помещения необходимо соблюдать два критерия, соответствующих противопожарной безопасности. Первый критерий позволяет уменьшить вероятность возникновения пожара посредством соблюдения требований и норм при размещении и эксплуатации оборудования. Второй критерий позволяет защитить рабочих от возникшего пожара. В помещении должно быть предусмотрено средство сигнализации при пожаре, датчики обнаружения и полива, план экстренной эвакуации. При соблюдении перечисленных

мер возможно предотвратить или уменьшить вероятность возникновения возгорания, а в случае пожара - минимизировать количество пострадавших.

### **Безопасность для зрительной системы**

Большую часть времени работник проводит за монитором компьютера. Поэтому необходимо обеспечить безопасность для зрения. Длительная работа за монитором часто вызывает сухость, усталость зрительной системы, потеря внимания и реакции, боль, слабость, проблемы с фокусированием, ложная цветопередача и другие. В основном перечисленные признаки возникают из-за отсутствия должного освещения рабочих поверхностей в помещении. Кроме того, каждый работник должен своевременно проводить зарядку для зрительной системы и периодически давать глазам отдыхать. Требования и нормы освещения описаны в СанПиН 2.2.4.3359-2016. Работа за компьютером считается работой I разряда.

Нормы освещения при проектировании офисного помещения представлены в таблице 12:

- коэффициент пульсации освещенности, Кп не более 15%.

*Таблица 12 Нормы освещения*

	КЕО верхнее или комбинированное	КЕО боковое
Естественное освещение	3,5%	1,2%
Совмещенное освещение	2,1%	0,7%

При искусственном освещении:

- при комбинированном освещении всего – 500 лк, от общего – 300 лк, при общем освещении на мониторе – не более 200 лк;
- коэффициент пульсации освещенности, Кп не более 15%.

## 5.2 Расчет системы искусственного освещения в помещении

Работа в помещении в обязательном порядке должна быть оборудована системой освещенности. Для этого необходимо провести расчет системы искусственного освещения.

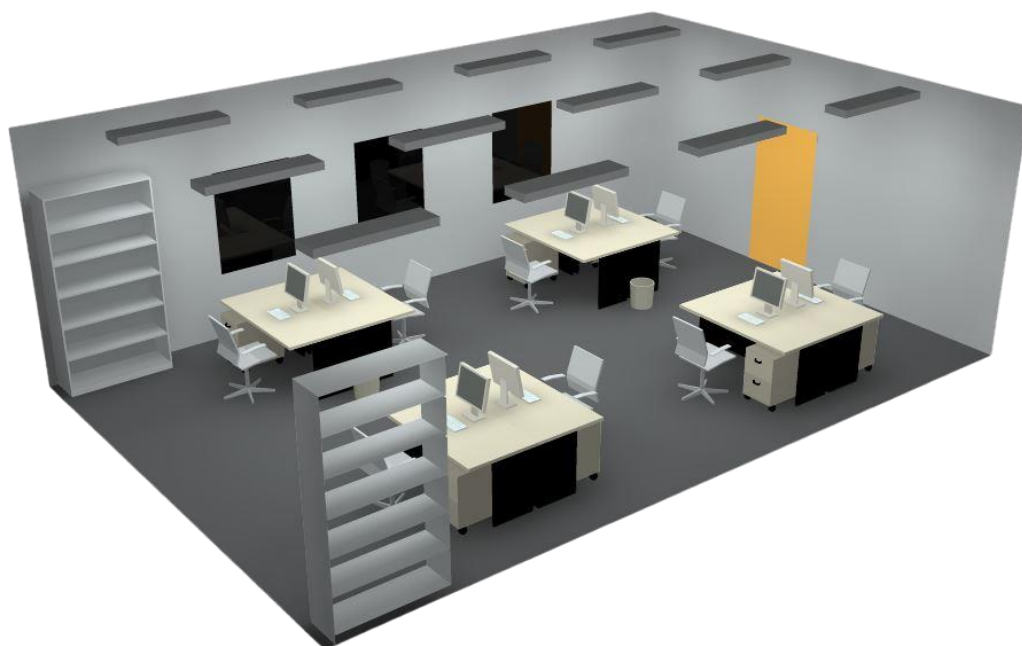
Параметры офисного помещения представлены в таблице 13:

*Таблица 13 Параметры помещения*

Наименование	Длина	Ширина	Высота
Значение, м	9	6	3

Требования к помещению регламентированы в СанПиН 52.01333-16. Удельная площадь одного рабочего места сотрудника, работающего за ПК, должна быть не менее  $6 \text{ м}^2$  при кубатуре помещения не менее  $20 \text{ м}^3$ . В рассматриваемом помещении предполагается 8 рабочих мест. При параметрах из таблицы 11 помещение имеет общую площадь рабочего помещения –  $54 \text{ м}^2$  и кубатура –  $162 \text{ м}^3$ , что удовлетворяет требованиям СанПиН.

Для расчета освещенности используется программа DiaLux. На рисунке 35 представлена планировка помещения.

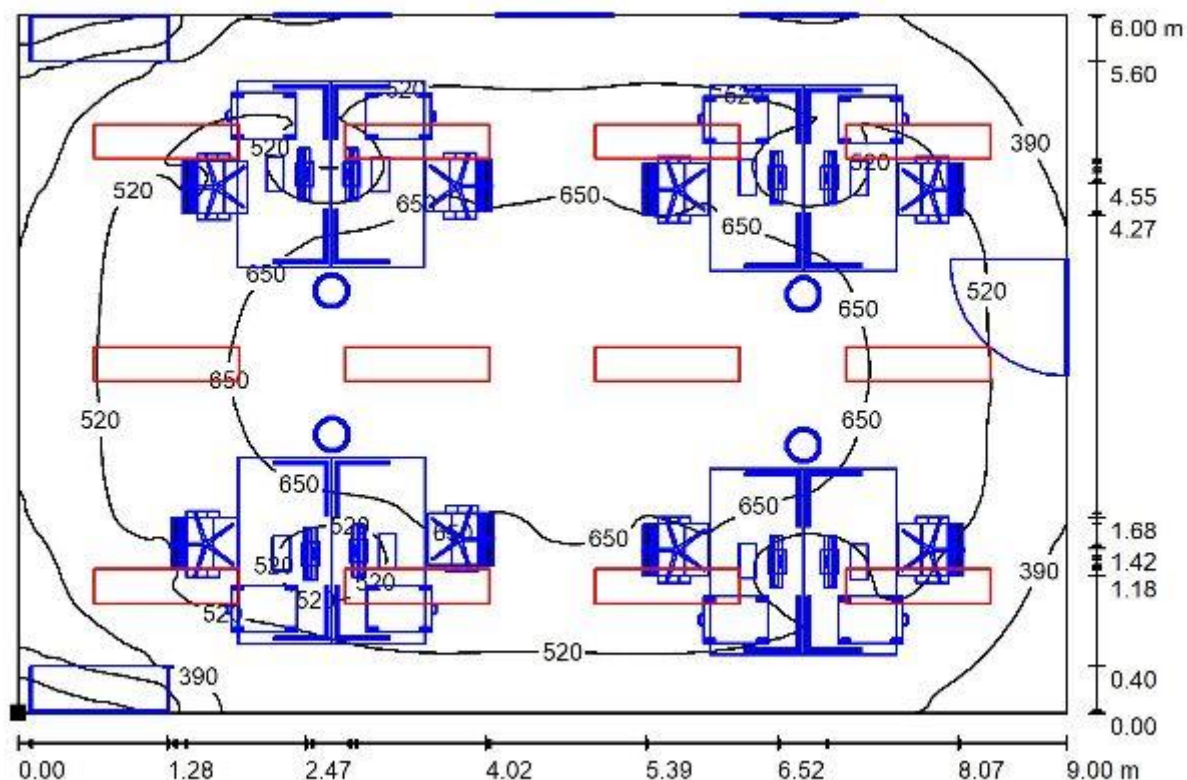


*Рисунок 35 Планировка помещения*



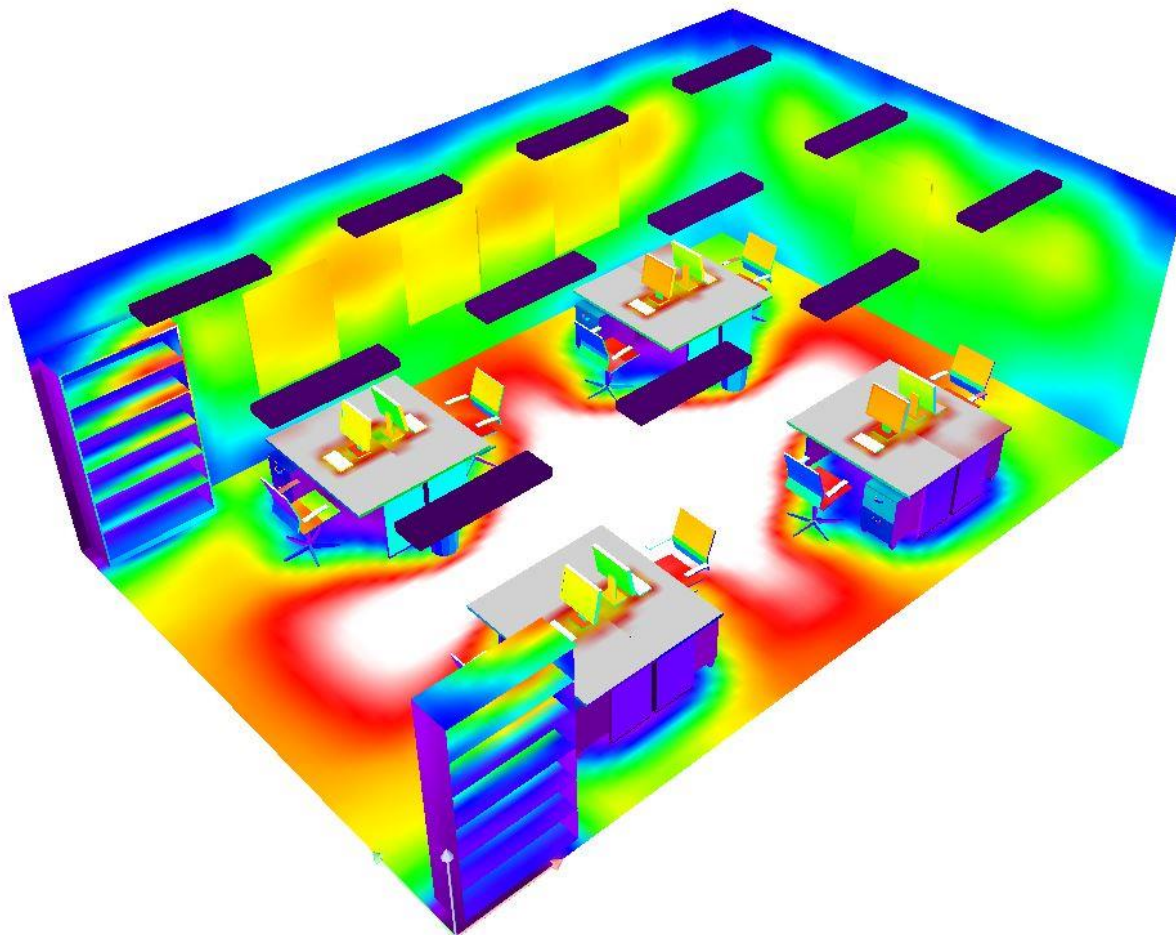
В качестве источников искусственного освещения выбраны лампы ЛВО04-2х36-031, расположение которых изображено на рис. 39. Средний уровень желаемой освещенности в помещении 500 лк.

На рис. 36 изображены изолинии, которые показывают освещённости рабочих поверхностей:



*Рисунок 36 Изолинии на рабочей поверхности*

На рисунке 37 представлены фиктивные цвета – визуализация.



*Рисунок 37 Фиктивные цвета – визуализация*



*Рисунок 38 Фиктивные цвета*

Паспорт светильника ЛВО04-2х36-031 представлен на рисунке 39.



Классификация светильников по CIE: 100  
CIE Flux Code: 60 87 97 100 61

ЛВО04-2х36-031 PRS HF  
ТУ 3461-016-05014332-94

Предназначены для общего освещения общественных и иных помещений.

220 В, 50 Гц, ЛЛ 36Вт Т8 G13, ЭПРА А2 (cosφ: 0,96), IP20, УХЛ4 Класс защиты от поражения электрическим током: I LxВxH=1239x295x75 мм. Масса: 2,5 кг

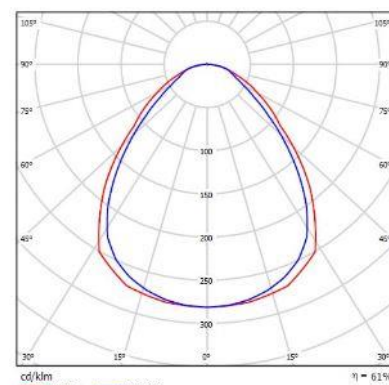
Корпус из листовой стали, окрашен белой порошковой краской.

Рассеиватель из ПММА с сотовыми призматическими преломляющими элементами. Устойчив к воздействию ультрафиолетового излучения.

Устанавливается в корпус скрытыми пружинами.

Установка: встраивается в подвесные потолки типа "Армстронг" (600x600 мм).

Место выхода света 1:



Место выхода света 1:

Оценка экранирования по UGR												
α Потолок	75	75	50	50	30	75	75	50	50	30	75	30
α Стена	30	30	50	50	30	50	30	50	50	30	30	30
α Висит	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20
Высота подвеса, м	Направлено вперед потолок					Направлено вперед стену						
2м	3м	15,7	16,9	16,0	17,1	17,3	14,7	15,8	14,8	16,3	16,2	
4м	3м	16,6	17,7	16,9	17,9	18,2	15,9	16,5	15,8	16,8	17,1	
	4м	17,0	16,0	17,1	18,3	18,5	16,0	17,0	16,4	17,3	17,6	
	6м	17,3	16,2	17,7	18,5	18,6	16,6	17,5	16,9	17,8	18,1	
	8м	17,4	16,3	17,8	18,6	18,9	16,8	17,6	17,1	17,9	18,3	
	12м	17,5	16,4	17,9	18,7	19,0	16,9	17,7	17,2	18,0	18,4	
6м	3м	16,1	17,0	16,4	17,3	17,6	15,2	16,2	15,5	16,6	16,7	
	3м	17,2	16,0	17,5	18,3	18,6	16,4	17,2	16,7	17,5	17,8	
	6м	17,7	16,4	18,1	18,7	19,1	17,0	17,8	17,4	18,1	18,5	
	8м	18,1	16,7	18,5	19,1	19,5	17,3	18,1	17,6	18,3	18,7	
	12м	18,3	16,8	18,7	19,2	19,7	18,0	18,5	18,4	18,9	19,3	
8м	3м	18,4	16,9	18,9	19,4	19,8	18,1	18,6	18,4	19,1	19,5	
	4м	17,9	16,5	18,3	18,9	19,3	17,4	17,9	17,8	18,3	18,7	
	6м	18,5	19,0	18,9	19,4	19,8	18,2	18,7	18,7	19,1	19,6	
	8м	18,7	19,1	19,2	19,6	20,1	18,6	19,0	19,0	19,4	19,9	
	12м	19,0	19,3	19,5	19,8	20,3	18,8	19,2	19,3	19,6	20,1	
12м	4м	17,9	16,5	18,4	18,9	19,3	17,4	17,9	17,8	18,3	18,7	
	6м	18,6	19,0	19,3	19,4	19,9	18,3	18,7	18,8	19,3	19,6	
	8м	18,9	19,2	19,3	19,7	20,2	18,7	19,0	19,2	19,5	20,0	
Значения в позиции наблюдения для расстояний между светильниками S												
S ≤ 1,0м	+0,2 / -0,3					+0,2 / -0,3						
S ≤ 1,5м	+0,3 / -0,7					+0,4 / -0,7						
S ≤ 2,0м	+1,0 / -1,1					+0,8 / -1,1						
Уровни освещенности	В004					В005						
Корректирующая поправка	-0,7					-0,9						
Среднегеометрические значения экранирования, полученные в 8000 Общ. световых точек												

Рисунок 39 Паспорт светильника ЛВО04-2х36-031

Как видно из рис.36 и рис. 37, освещенность каждого рабочего места находится в пределах 500 лк. При соблюдении всех требований работа в офисном помещении представляет из себя благоприятный, а самое главное, безопасный процесс. Воздействие вредоносных факторов считается минимизированным, что говорит о снижении риска для здоровья сотрудников при работе за персональным компьютером.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате выполнения выпускной квалификационной работы все поставленные задачи решены в полном объеме:

1. выполнен анализ обзора литературы по теме работы;
2. составлена математическая модель вращательного движения космического аппарата КА;
3. выбран функциональный состав спутника;
4. разработана пассивная и активная система ориентации и стабилизации спутника дистанционного Зондирования;
5. разработана система управления программной ориентацией аппарата;
6. проведено моделирование основных режимов ориентации спутника и проанализированы полученные результаты.

В процессе выполнения выпускной квалифицированной работы спроектирована система ориентации и стабилизации для малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли. Разработаны главные режимы функционирования спутника на орбите. Реализован режим успокоения, который справляется с задачей и с течением времени гасит колебания, полученные при отделении аппарата от ракеты-носителя. Режим ожидания обеспечивает гравитационная стабилизация, оснащенная демпфером. Результаты моделирования показали, что система справляется со своей задачей. Реактивная система ориентации и стабилизации обеспечивает трехосную ориентацию и пространственные повороты, тем самым является основной системой управления при выполнении задачи зондирования. Кроме того, составлен календарный график выполнения работ и рассчитаны затраты на разработку проекта. Проведен расчет системы искусственного освещения рабочего помещения.

В перспективе предполагается реализовать автоматическое управление панелями солнечных батарей для максимальной эффективности захвата солнечных лучей и подробно исследовать задачу дистанционного зондирования.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Абалашин В.К. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике, – М.: Наука, 1971. – 584 с.
2. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1974. – 343 с.
3. Алексеев К.Б. Система экстенсивного управления вращением твердого тела с шаровым маховиком, М.: “Труды МАИ”. – 1972. – 240 с.
4. Бать М.И., Джанилидзе Г. Ю., Кельзон А. С., Теоретическая механика в примерах и задачах – М.: Наука, 1964. – 664 с.
5. Бранец В.Н., Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела // Бранец В.Н. Шмыглевский И.П. –М.: Наука, 1973. -320с.
6. Бровкин А.Г., Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В. Бортовые системы управления космическими аппаратами. Под редакцией А.С. Сырова – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 304 с.
7. Васильев В.Н., Системы ориентации космических аппаратов – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – 310 с.
8. Зубов Н. Е., Ли М. В., Микрин Е. А., Рябченко В. Н., терминальное построение орбитальной ориентации космического аппарата, – М: МГТУ им. Баумана, ОАО РКК “Энергия”, 2016. – 23 с.
9. Иосифьян А.Г. Электромеханика в космосе, – М.: Знание, 1977. – 64 с.
10. Игнатов А. И., Сазонов В. В., Стабилизация режима гравитационной ориентации искусственного спутника Земли электромагнитной системой управления, Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша, 2016. – 32 с.
11. Ишлинский А. Ю. Некоторые вопросы теории автономного управления баллистическими ракетами. Типография МВД УССР, 1960.
12. Козлов Д.И. Управление космическими аппаратами зондирования Земли / Д.И. Козлов, А.В. Соллогуб и др. – М.: Машиностроение, 1998. – 366 с.

13. Кирилин А.Н. Проблемы создания корпоративных баз знаний для разработки изделий РКТ / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, А.В. Соллогуб. – М.: Общероссийский научно-технический журнал «Полёт», 2008, №8. – С. 71-78.
14. Каргу Л.И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов / Л.И. Каргу. – М.: Машиностроение, 1980. – 172 с.
15. Корн Г. и Корн Е. Справочник по математике для научных работников и инженеров/ Пер. с англ. М.: Наука, 1970.
16. Лурье А.И. Аналитическая механика, – М.: ГИФМЛ, 1961. – 824 с.
17. Левский М. В., Оптимальное управление ориентацией космического аппарата, Сергиев Посад: НИИ космических систем, 2012. – 36 с.
18. Лилов Л. К. Моделирование систем связанных тел. М.: Наука, 1993. – 23 с.
19. Микрин Е.А. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. – 245 с.
20. Мирошник О.М. Проблемы обеспечения живучести систем современных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, М.: “Труды НПП ВНИИЭМ”, 1999. – 178 с.
21. Попов В.И., Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. – 2-е изд., – М.: Машиностроение, 1986. – 184 с.
22. Соловьёв В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами, ч. 2, – М.: МГТУ им. Баумана, Золотая коллекция, 2010. – 426 с.
23. Соллогуб А.В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли / А.В. Соллогуб, Г.П. Аншаков, В.В. Данилов. – М.: Машиностроение, 1993. – 367 с.
24. Чеботарев В.Е., Косенко В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: Учеб. пособие. - Красноярск, СибГАУ, 2011. - 488 с.
25. Чеботарев В.Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения: Учеб. пособие. – Красноярск, СибГАУ, 2006. - 140 с.

26. Schilling K. Networked Distributed Pico-Satellite Systems for Earth Observation and Telecommunication Applications / K. Schilling – Самара: Сборник трудов семинара IFAC по теме «Aerospace Guidance, Navigation and Flight Control Systems», 2009.