**ОБРАЗОВАТЕЛЬНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ ВЫСШЕГООБРАЗОВАНИЯ (АССОЦИАЦИЯ)**

**«КИСЛОВОДСКИЙ ГУМАНИТАРНО – ТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ»**

Факультет Инженерный

Кафедра Систем автоматического управления

Направление Управление в технических системах

К защите допустить:

Зав. кафедрой\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ д.т.н. проф.Гайдук А.Р.

«\_\_\_\_\_» \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ 2017 г.

**ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА**

к выпускной квалификационной работе

На тему:

**СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ СПУТНИКОМ СВЯЗИ**

Руководитель работы: *д.т.н. проф. Гайдук А.Р.*

( должность, ученая степень и звание)

Консультанты:

по экономическому разделу *к.э.н. Курданов М.Д.*

по разделу безопасности и экологичности *Сербулова Т.Н.*

Студентка: Михайлова Лилия Николаевна, гр.241

(фамилия, имя, отчество, группа)

Кисловодск 2017

**ОБРАЗОВАТЕЛЬНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ ВЫСШЕГООБРАЗОВАНИЯ (АССОЦИАЦИЯ)**

**«КИСЛОВОДСКИЙ ГУМАНИТАРНО – ТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ»**

Факультет Инженерный

Кафедра Систем автоматического управления

Направление Управление в технических системах

**ЗАДАНИЕ**

**на выпускную квалификационную работу**

|  |
| --- |
| Михайловой Лилии Николаевне |

Тема выпускной квалификационной работы: Система управления спутником связиутверждена приказом по вузу № 9 от 15.01.2017г.

2. Срок сдачи студентом законченной работы 25.06.2017г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: Синтезировать систему управления движения спутником связи по около земной орбите. Система должна обеспечивать устойчивость движения, астатизм первого порядка; длительность переходного процесса не более 10с. Уравнение движения спутника:

 ,

,

|  |
| --- |
| где  – вектор отклонения координат и скоростей спутника; *Е* – единичная матрица. |
| 3.1. Устройство управления реализовать на операционных усилителях с разработкой печатной платы и промышленных датчиках. |

4. Содержание пояснительной записки

|  |
| --- |
| 1. Роль спутников связи в человеческом обществе. |
| 2. Разработка математической модели движения спутника. |
| 3. Синтез устройства управления движением спутника. |
| 4. Реализация устройства управления. Выбор элементов. |
| 5. Безопасность и экологичность системы. |
| 6. Технико-экономическое обоснование системы. |
| 7. Заключение. |
| 8. Список использованных источников. |

5. Перечень графического материала (с точным указанием обязательных демонстрационных материалов)

|  |
| --- |
| 1. Постановка задачи управления (1 слайд). |
| 2. Синтез устройства управления (1слайд). |
| 3. Оценивание качества системы управления (1 слайд). |
| 4. Реализация устройства управления (1 слайд). |
| 5. Безопасность и экологичность системы (1 слайд). |
| 6. Технико-экономическое обоснование системы (1сдайд). |

1. Консультанты по работе (с указанием относящихся к ним разделов):

6.1. По разделу безопасности и экологочности – Сербулова Т.Н.

6.2. По технико-экономическому обоснованию

к.э.н., доцент Курданов М.Д.

Дата выдачи задания 15.12.2016г.

Руководитель д.т.н. проф. Гайдук А.Р.

(подпись)

Задание принял к исполнению 15.12.2016г.

Подпись \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_Михайлова Л.Н.

УДК 681.513.1: 621.396.946

Система управления спутником связи

Выпускная квалификационная работа

Михайлова Лилия Николаевна

КГТИ, 2017 год

**РЕФЕРАТ**

Выпускная квалификационная работа (ВКР) содержит 85 листов,   
17 рисунков, 5 таблиц.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ, ЛИНЕАРИЗАЦИЯ НЕЛИНЕЙНЫХ УРАВНЕНИЙ, МОДАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ, СПУТНИК, УСТОЙЧИВОСТЬ, УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Данная (ВКР) посвящена разработке системы управления, которая обеспечивает управление спутником связи, путем формирования соответствующих воздействий с помощью исполнительных двигателей.

В первом разделе проекта выводиться математическая модель объекта управления на основе заданных уравнений движения.

Во втором разделе синтезируется модальное управление по заданным характеристикам объекта управления и требованиям к системе управления. Приводятся результаты моделирования нескольких вариантов замкнутой системы, и выбирается оптимальный регулятор.

В третьем разделе осуществляется выбор измерительных приборов и реализация системы управления.

Четвертый и пятый разделы посвящены вопросам безопасности, экологичности и технико-экономическому обоснованию разработанной системы.

**СОДЕРЖАНИЕ**

[ВВЕДЕНИЕ 6](#_Toc136795615)

[1. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СПУТНИКА 15](#_Toc136795616)

[1.1. Спутник как управляемый объект 15](#_Toc136795617)

[1.2. Установившееся движение спутника 18](#_Toc136795618)

[1.3. Линеаризация нелинейных уравнений объекта 19](#_Toc136795619)

[1.4. Переход к уравнениям в переменных состояния 21](#_Toc136795620)

[1.5. Исследование объекта на управляемость 22](#_Toc136795621)

[1.6. Проверка устойчивости спутника 23](#_Toc136795622)

[2. СИНТЕЗ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ 25](#_Toc136795623)

[2.1. Метод расчета модального управления 25](#_Toc136795624)

[2.2. Расчет модального управления 31](#_Toc136795625)

[2.3. Моделирование 36](#_Toc136795626)

[2.4. Выбор оптимального регулятора 38](#_Toc136795627)

[3. РЕАЛИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ 40](#_Toc136795628)

[3.1. Необходимость измерения координат 40](#_Toc136795629)

[3.2. Выбор измерительных приборов 41](#_Toc136795630)

[3.2.1. Выбор датчика угла 41](#_Toc136795631)

[3.2.3. Способы определения дальности полета спутника 45](#_Toc136795632)

[3.2.4. Способы определения скорости спутника 45](#_Toc136795633)

[3.3. Разработка системы стабилизации спутника 47](#_Toc136795634)

[3.3.1. Целесообразность применения операционных усилителей 47](#_Toc136795635)

[3.3.2. Расчет и выбор элементов стабилизирующего устройства 51](#_Toc136795636)

[3.4. Конструкция печатной платы 52](#_Toc136795637)

[4. БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ СИСТЕМЫ 56](#_Toc136795649)

[4.1. Анализ причин возникновения опасных и вредных факторов при проектировании 56](#_Toc136795650)

[4.2. Меры по устранению причин опасных и вредных факторов при проектировании 60](#_Toc136795651)

[4.2.1. Требования к мониторам ПЭВМ 61](#_Toc136795652)

[4.2.2. Требования к микроклимату и вентиляции 64](#_Toc136795653)

[4.3. Пожарная безопасность 65](#_Toc136795654)

[4.4. Защита окружающей среды 67](#_Toc136795655)

[. ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ СИСТЕМЫ 68](#_Toc136795638)

[5. 1. Маркетинговое исследование рыночных перспектив разработки 69](#_Toc136795639)

[5.1.1. Исследование спроса 69](#_Toc136795640)

[5. 1. 2. Оценка конкурентоспособности 70](#_Toc136795641)

[5. 1. 3. Подход к ценообразованию 70](#_Toc136795642)

[5.2. Выбор аналога 71](#_Toc136795643)

[5.3. Расчет интегрального технического показателя качества 71](#_Toc136795644)

[5.4. Расчет затрат на этапе проектирования 72](#_Toc136795645)

[5.5. Определение показателей эффективности 74](#_Toc136795646)

[5.6. Расчет и сопоставление эксплуатационных расходов 75](#_Toc136795647)

[5.7. Сводные экономические показатели по разработке……………………..76](#_Toc136795648)

[ЗАКЛЮЧЕНИЕ 78](#_Toc136795656)

[СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ 79](#_Toc136795657)

# ВВЕДЕНИЕ

Современный этап освоения космического пространства характеризуется значительным расширением круга задач, решаемых с помощью спутников (космических аппаратов, КА). В первую очередь, следует отметить задачи прикладного характера, такие как метеорологические наблюдения и связь с помощью глобальных или региональных спутниковых метеорологических и связных систем, исследование природных ресурсов Земли, определение постоянных гравитационного поля Земли, изучение лунно-солнечных приливов и другие. Большое значение придается и решению чисто научных проблем. В связи с увеличением объема задач, возложенных на искусственные спутники, воз­никла необходимость ориентировать и стабилизировать их во время по­лета. Решение этой задачи возложено на систему ориентации и стабилиза­ции. Ориентированные во время полета спутники имеют следующие преиму­щества:

1. Лучшие условия для измерений и наблюдений, проводимых в космосе;   
   2) Лучшие информационные свойства направленных антенн;   
   3) Большую эффективность солнечных батарей;   
   4) Лучшие условия для терморегулирования и др.

Поэтому возникает необходимость в простых, надежных, точных, легких, работающих в течение длительного времени с минималь­ными затратами энергии системах ориентации и стабилизации КА. Правильный выбор систем ориентации и стабилизации спутника позволяет успешно осуществлять проведение таких научных экспериментов, как возвращение на Землю спутника или космического корабля. Проводить наблюдение за Солнцем и исследование явлений, происходящих на нем; использовать системы ретрансляционных спутников для целей глобальной радиосвязи и телеви­дения; использовать спутники для метеорологических и геодезических целей и других экспериментов в межпланетном пространстве.

Полеты спутников, используемых для научных исследований и решения на­роднохозяйственных задач, в основном не требуют выполнения сложных поворотных маневров. Эффектив­ность использования таких аппаратов оценивается, прежде всего, временем их активного существования и качеством их ориентации.

Для этой цели часто используют пассивные и комбинированные системы ориентации и стабили­зации, основанные на использовании вращения, сил гравитационного и магнитного полей, аэродинамических сил и сил светового давления. Системы этого класса характеризуются неограниченным ресурсом работы, простотой, надежностью, малой массой и поэтому являются наиболее предпочтительными. Перечисленные достоинства пассивных и комбиниро­ванных систем обусловили их широкое применение.

Специалисты, занимающиеся созданием систем управления угловым движением спутников, в своей практической работе часто подменяют понятие "ориен­тация" понятием "стабилизация", хотя они не являются взаимозаменяе­мыми.

Ориентация – это процесс, в результате которого спутник занимает опре­деленное положение или последовательность определенных положений в пространстве. Как правило, система ориентации, ликвидируя большое пер­воначальное отклонение, совмещает связанную систему координат с опор­ной (базовой) системой координат; последняя задается на борту спутника с по­мощью специальных устройств и приборов и может быть либо неподвиж­ной, либо перемещаться в инерциальном пространстве.

Стабилизация – это процесс устранения неизбежно возникающих в полете угловых отклонений связанной системы координат спутника от опорной системы координат. Система стабилизации придает КА способность после определенной ориентации в пространстве восстанавли­вать свое первоначальное положение, нарушенное внутренними или внеш­ними возмущающими воздействиями, или сопротивляться действию воз­мущений.

Существующие и разрабатываемые системы ориен­тации и стабилизации могут быть разделены на три основные группы: пассивные, активные и комбинированные.

Пассивная система ориентации и стабилизации – это система, которая не требует на борту спутника источника энергии для своей работы. Для создания управляющих моментов она использует физические свойства среды, окру­жающей КА (гравитационное или магнитное поле, солнечное давление, аэродинамическое сопротивление), или свойство свободно вращающегося твердого тела сохранять неподвижной в инерциальном пространстве ось вращения. В пассивных системах не только ориентация, но и стабилизация спутника, например, демпфирование собственных колебаний, достигается без использования активных управляющих устройств.

Активная система ориентации и стабилизации – это система, которая при выполнении своих функций нуждается в бортовых источниках энер­гии. Такие системы в процессе работы используют различные активные устройства: управляемые маховики, газовые реактивные двигатели, магнитоприводы, гироскопические и оптические чувствительные элементы и т.п.

Сравнительные особенности пассивных и активных систем:

а) активные системы обеспечивают высокую точность ориентации, пассивные дают низкую точность — в этом их основной недостаток;

б) пассивные системы не расходуют энергию бортовых источников пи­тания, а используют для создания управляющих моментов естественные силы, действующие в условиях космического пространства; активные же системы расходуют массу или энергию, хранящуюся или накапливаемую в спутнике, например, при помощи солнечных батарей;

в) пассивные системы конструктивно просты, имеют высокую надеж­ность и практически неограниченный срок службы, что является их дос­тоинством. Однако простота пассивных систем обычно достигается ценой меньшей маневренности и не всегда дает желаемую ориентацию. Активные же системы достаточно сложны, имеют ограниченный срок службы, опре­деляемый надежностью и ресурсом работы активных устройств (датчи­ков, преобразователей, исполнительных механизмов и т.п.) и запасом энергии на борту;

г) активные системы могут создавать достаточно большие по величи­не управляющие моменты — в этом их преимущество. У пассивных систем управляющие моменты малы по величине, поэтому к ним обычно предъяв­ляются требования высокой точности начальной ориентации и малости угловых скоростей, что является большим недостатком и в ряде случаев ведет к ограничению области их применения;

д) активные системы имеют большое быстродействие, т.е. ориентиру­ют спутник в заданном положении за короткий интервал времени, что для не­которых проектов создания систем ориентации и стабилизации является необходимым условием. Пассивные системы ориентируют космический аппарат в заданном положении в течение продолжительного интервала времени, но так как они рассчитаны на длительное время активного су­ществования, то для них быстродействие не имеет существенного зна­чения;

е) пассивные системы в отличие от некоторых активных систем, на­пример, использующих газореактивные сопла, не засоряют окружающее пространство вокруг спутника отработанными веществами, которые создают большие неудобства в работе оптических систем наблюдения.

С развитием космической техники повышаются требования к точнос­ти, надежности, массе и ресурсам систем ориентации и стабилизации. Стро­гое лимитирование запасов энергии и рабочего тела на борту спутника с длитель­ным сроком активного существования, а также повышенные требования к точности ориентации на некоторых участках полета приводят к тому, что ни пассивные, ни активные системы в отдельности не отвечают всем предъявляемым к ним требованиям.

В этом случае целесообразно применение комбинированных систем, которые строятся из элементов пассивных и активных систем с таким рас­четом, чтобы они по возможности обладали достоинствами тех и других и не имели свойственных им в отдельности недостатков. Например, комби­нированное использование любой пассивной системы с газореактивной позволяет:

а) обеспечить в течение полета спутника несколько режимов работы с различной точностью ориентации;

б) создавать в определенные интер­валы времени большие по величине управляющие моменты;

в) иметь больший срок службы;

г) расходовать энергии значительно меньше, чем в том случае, если бы все возложенные на систему функции выполняла только активная система.

Существуют следующие способы обеспечения стабилизации:

1) гравитационная стабилизация;

2) магнитная стабилизация;

3) стабилизация вращением;

4) аэродинамическая стабилизация;

5) солнечная стабилизация; гравитационно-магнитная стабилизация;

6) повышение точности систем гравитационной стабилизации за счет уменьшения теплового изгиба стабилизатора.

Выбор системы ориентации и стабилизации в основном определяется задачами, решаемыми в течение полета, и характеристиками КА. В про­цессе проектирования систем должен быть принят во внимание ряд важ­ных факторов:

1) требования к точности ориентации и стабилизации;

2) ограничения по массе, габаритным размерам и потребляемой мощнос­ти;

3) требования по обеспечению надежности системы при выполнении своих функций и возможность дублирования элементов системы;

4) прос­тота конструкции системы и срок активного существования;

5) требова­ния к коррекции скорости полета и стабилизации КА в процессе манев­ров, которые могут привести к усложнению конструкции системы;

6) конфигурация КА и общие технические требования к нему, которые могут оказать влияние на систему в отношении типа датчиков, их поля зрения, расположения двигателей и других элементов системы;

7) требо­вания к угловой скорости КА в процессе управления;

8) число управляе­мых степеней свободы;

9) требования к приращениям линейной скорости в период вывода КА на орбиту;

10) взаимодействие системы ориентации и стабилизации с подсистемами КА, которое должно быть детально изуче­но в начальной стадии проектирования;

11) требования к режимам рабо­ты системы;

12) динамическая модель КА (упругость конструкции, мо­менты инерции, распределение массы КА, несовпадение строительных осей с главными центральными осями инерции и т д.).

Для большинства КА основным требованием является точность ориен­тации и стабилизации. Один и тот же КА в течение полета может иметь не­сколько режимов работы с различной точностью ориентации и стабилиза­ции. Например, на активных участках полета, где проводится коррекция положения КА, астрономические наблюдения или фотографирование по­верхности планет, требуется более высокая точность, чем на пассивных участках.

В течение полета КА часто возникает необходимость в режиме переориентации; последний включает с заданной скоростью угловое перемеще­ние корпуса КА или какой-нибудь его части из одного ориентированного положения в другое с требуемой точностью. Наиболее важным в этом слу­чае являются:

а) время, отводимое на переориентацию, включая стабили­зацию при новой ориентации;

б) рабочее тело и энергия, расходуемые в процессе переориентации.

В любом случае в режиме переориентации рас­ход рабочего тела и энергии должен быть минимальным.

В зависимости от задач, решаемых КА, требования к точности сильно меняются. Для некоторых задач, включающих изучение космического пространства и метеорологические наблюдения, приемлемой является ориен­тация и стабилизация аппарата с точностью 1.. .10°. Такую точность может обеспечить пассивная система.

При решении астрономических задач требования к точности ориента­ции являются более жесткими и определяются, прежде всего, разрешающей способностью телескопа. Если для фотографирования планет на космичес­ком аппарате используется большой телескоп, то во время экспозиции точность его ориентации должна поддерживаться в пределах долей угловой секунды. Такую точность ориентации можно обеспечить только с помощью активных маховичных или гироскопических систем.

Ориентация панелей солнечных батарей на Солнце может быть с гру­бой точностью порядка 10. . .15°, в то время как сам спутник должен ориентироваться на центр Земли с высокой точностью. Антенны спутников связи обычно ориентируются с точностью до 1°. Требование такой точнос­ти ориентации связано с применением на спутниках связи направленных антенн, которые являются не только более эффективными, но и экономи­чески более выгодными, поскольку упрощается бортовая приемопередаю­щая аппаратура наземных станций, не говоря уже о меньших энергетичес­ких затратах при той же эффективности. Если необходимо получить изоб­ражение, то допускаемая угловая скорость спутника в процессе стабилиза­ции может иметь решающее значение при выборе типа системы и ее проек­тировании. Для решения подобного рода задач, когда КА и его элементы должны ориентироваться с различной точностью и относительно разных опорных систем координат, целесообразно применять комбинированные системы, в которых невысокая точность обеспечивается пассивными мето­дами, а высокая - активными.

Между требованием высокой точности ориентации и стабилизации КА в пространстве и другими эксплуатационными характеристиками сущест­вуют некоторые противоречия. Высокая точность системы достигается за счет усложнения ее конструкций и аппаратуры (измерительных и исполни­тельных устройств), увеличения размеров и массы. Поэтому требовать от системы ориентации и стабилизации предельно допустимой точности нуж­но в крайне необходимых случаях. Среди прочих требований, предъявляе­мых к системам ориентации и стабилизации, важное значение имеют на­дежность и срок активного существования. Они определяются в основном сложностью и энергетическими ресурсами системы и условиями, в кото­рых она работает. При проектировании систем особое место занимают воп­росы конструирования надежных и легких устройств и вопросы выбора материалов, из которых они сделаны.

Управление в космическом пространстве существенно отличается от управления в земных условиях. Во-первых, условия, существующие в космосе, отличаются от земных наличием невесомости, интенсивной ра­диации, разрежения, близкого к абсолютному вакууму, и, следовательно, почти полным отсутствием естественного демпфирования. Эти факторы усложняют конструкцию элементов системы ориентации и стабилизации и делают чрезвычайно трудоемкими и дорогостоящими их моделирование в лабораторных условиях. Во-вторых, в космическом пространстве возму­щающие моменты, действующие на летательный аппарат, очень малы и по­этому обычно нет необходимости в больших по величине восстанавливаю­щих моментах, создаваемых системой ориентации и стабилизации. Однако небольшие возмущающие моменты в условиях почти полного вакуума и отсутствия естественного демпфирования оказывают существенное влия­ние на движение КА, особенно пассивных систем ориентации и стабилиза­ции, у которых управляющие моменты малы по величине. По этой причи­не приобретают особо важное значение вопросы динамики систем ориента­ции и стабилизации.

Ввиду отсутствия в космических условиях естественного демпфиро­вания требуется создавать демпфирующие моменты искусственным путем с помощью специальных устройств. В настоящее время для системы ориен­тации разработаны и успешно применяются специальные устройства, кото­рые за счет использования естественных сил окружающих полей позволя­ют демпфировать колебательные движения КА. От выбранных демп­фирующих устройств зависят динамические характеристики и точность пассивных систем. Вопросы демпфирования КА, стабилизируемых с по­мощью пассивных систем, на первый взгляд, кажутся достаточно простыми. На самом же деле задача создания простых, надежных, легких и обеспечивающих высокую точность демпфирующих устройств представляет собой сложную техническую проблему, которая имеет решающее значение при проектировании и разработке систем ориентации и стабилизации.

Целью выпускной работы является разработка системы управления движениями спутника, которая обеспечит требуемые перемещения и повороты во время его движения круговой орбите.

# 1. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СПУТНИКА

## 1.1. Спутник как управляемый объект

В данном разделе рассматривается спутник, движущийся по круговой орбите вокруг Земли, имеющий на борту специальную систему ориентации, которая периодически включается с целью приведения оси вращения в заданное по­ложение. В связи с этим решается ограниченная задача "прогнозирования в малом", т.е. прогнозируется движение оси вращения спутника в проме­жутке между двумя последовательными включениями системы ориента­ции, когда можно считать, что величина отклонения оси спутни­ка от заданного положения остается малой и не превышает 10...20°.

Основная задача исследования состоит в том, чтобы:

1) получить достаточно простые уравнения, описывающие движение оси вращения в единой форме при воздействии возмущающих факторов различной приро­ды и удобные для дальнейших исследований;

2) используя численные методы, найти решение этих уравнений при суммарном воздействии всех рассматриваемых возмущающих факторов;

3) получить достаточно простую систему стабилизации движения спутника по заданной стационарной орбите.

В отличие от классических методов решения задач движения спутника, когда рассматривается движение вектора кинетического момента спутника в некоторой абсолютной системе координат, при данной поста­новке задачи более естественным является изучение движения ориентируе­мой оси спутника ОХ в системе координат, связанной с Землей. Это позволяет также с единых позиций изучать как задачу расчета движения спутника, так и задачу его стабилизации.

При исследовании динамики стабилизируемого спутника, используют следующие системы координат (рисунок 1.1).

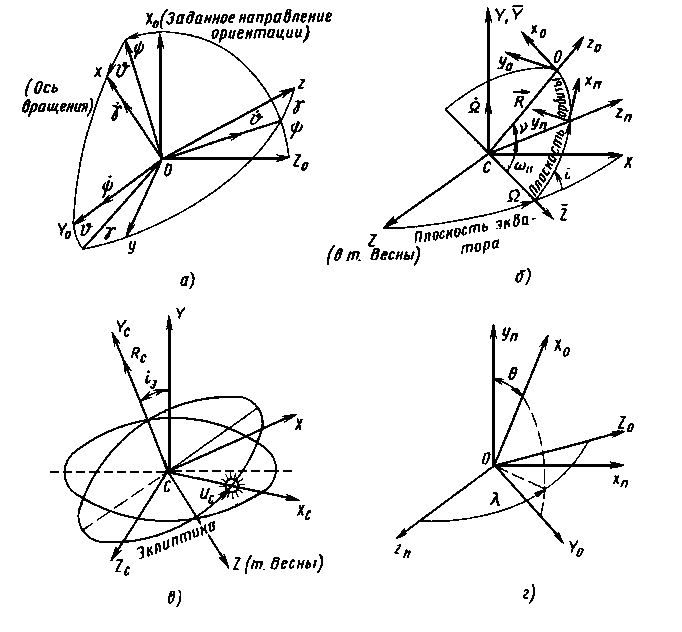


Рисунок 1.1 – Системы координат и основные элементы движения

Вве­дем в рассмотрение опорную систему координат *OX0Y0Z0*, начало кото­рой совпадает с центром масс спутника, а ось *ОХ0* направлена вдоль тре­буемого (заданного) направления ориентации *Хзап*. Выбор направления двух других осей в случае одноосной ориентации может быть произволь­ным и определяется удобством исследования. Система координат *OX0Y0Z0*в общем случае может быть подвижной, если вектор требуемого направле­ния ориентации изменяется во времени, что имеет место, например, для спутников Земли, ориентируемых в направлении на Солнце.

Со спутником свяжем две подвижные системы координат:

1) систему *xгyгzг*, оси которой направлены по главным центральным осям инерции КА;

2) систему *xyz*, оси которой направлены по строительным осям КА, где *х* – ось вращения.

К строительным осям "привязана" различная аппаратура, установлен­ная на спутнике, в том числе датчики ориентации и исполнительные орга­ны системы управления. В практических случаях вследствие ряда конструктивных особенностей спутника, а также вследствие неточно­го знания геометрии распределения его масс строительные оси не совпада­ют в точности с главными центральными осями инерции.

Угловое положение спутника, т.е. положение его строительных осей *x*, *у*, *z* относительно опорной системы координат *X0Y0Z0* при ука­занной выше постановке задачи удобно задавать с помощью системы "са­молетных" углов *υ*, *ψ*, *γ* (рисунок 1.1, а). Соответствующая матрица направ­ляющих косинусов приведена в таблице 1.1. Применение таких углов при стабилизации спутника имеет ряд преимуществ по сравнению с традиционным использованием углов Эйлера, а именно:

1) нет особеннос­ти в кинематических уравнениях при угле нутации в ;

2) углы *υ*, *ψ*, γ более удобны и наглядны при описании движения оси вращения при ма­лых отклонениях, а также при описании управляющих сигналов, посту­пающих с оптических датчиков ориентации;

3) позволяют применить бо­лее компактную комплексную форму записи уравнений движения.

Движение спутника в поле притяжения в экваториальной плоскости сферической планеты, описывается уравнением:

 (1.1)

где *m* – масса,

*Н* – высота,

*R* – радиус планеты,

*Р* – сила тяги,

 угол атаки,

 угол крена.

; .

Здесь линейная скорость движения спутника по орбите.

В форме Коши эти уравнения принимают следующий вид:

, (1.2)

, (1.3)

. (1.4)

Таким образом, движение рассматриваемого спутника описывается системой трех нелинейных дифференциальных уравнений, т. е. спутник является объектом третьего порядка.

Его управляемыми переменными являются угол крена , линейная скорость движения по орбите  и высота полета над Землей *Н*. Управлениями (управляющими воздействиями) здесь являются сила тяги *Р* исполнительных двигателей спутника и угол атаки – .

## 1.2. Установившееся движение спутника

Для определения установившегося движения спутника, приравняем уравнения (1.2) – (1.4) к нулю.

, (1.5)

, (1.6)



. (1.7)

Из уравнения (1.7) найдем , так как значит , отсюда .



Найденное значение  подставим в уравнение (1.5):





, , .

Зная ,  из уравнения (1.6), найдем :

,

где , ,

*Н* – высота,

*R* – радиус планеты,

*g*­­ – ускорение свободного падения.

 м, м, м/с2.

,  м/c

 Н.

Итак, при полученных значениях переменных спутник будет двигаться по стационарной круговой орбите, т.е. он будет висеть над одной точкой Земли.

## 1.3. Линеаризация нелинейных уравнений объекта

Уравнения исследуемого объекта управления (1.2) – (1.4) являются нелинейными дифференциальными уравнениями, анализ решений которых представляет весьма сложную задачу. Поэтому на практике всегда стремятся анализ таких уравнений свести к анализу линейных, что значительно проще. Одним из таких приемов является линеаризация, т.е. получение линейных дифференциальных уравнений, свойства решений которых близки к свойствам решений нелинейных уравнений. Полученные уравнения (1.2) – (1.4) могут быть линеаризованы наиболее распространенным, классическим методом линеаризации. Теоретическое обоснование, которого было дано в 90-х гг. XIX в. русским ученым А. М. Ляпуновым. Большое распространение классического метода линеаризации обусловлено тем, что, во-первых, этот метод значительно упрощает анализ систем, а, во-вторых, большинство САУ являются системами с управлением по отклонению, действие которых состоит именно в уменьшении отклонений.

В основе данного метода линеаризации нелинейных уравнений лежит предположение о том, что в исследуемом динамическом процессе переменные изменяются так, что их отклонения от установившихся значений остаются все время достаточно малыми.

Для линеаризации уравнений (1.2) – (1.4) введем отклонения переменных от значений установивше­гося режима

,

,

,

,

.

Линеаризацию классическим методом проводят путем разложения функций , , , стоящих в правых частях уравнений (1.2) – (1.4), в ряд Тейлора в окрестности невозмущенного эталонного движения .

Применим правило разложения функций нескольких переменных в ряд Тейлора к правой части уравнения (1.2), получим



Выражение  означает, что частная производная, стоящая слева от черты, вычисляется в точках траектории невозмущенного движения, т.е. при , , .

Подставим все численные значения, получим

,

.

Выполним аналогичные действия для уравнения (1.3)

,

.

Аналогично для уравнения (1.4)

,

.

Полученные линеаризованные уравнения имеют следующий вид

 (1.9)

 (1.10)

 (1.11)

Полученные уравнения объекта (1.9) – (1.11) являются линейными уравнениями возмущенного движения спутника по круговой орбите.

## 1.4. Переход к уравнениям в переменных состояния

Полученные уравнения объекта (1.9) – (1.11) являются линейными. Пользуясь векторно-матричной символикой, их можно записать в компактной форме в переменных состояния. С этой целью обозначим

,

,

,

,

.

С учетом введенных обозначений уравнения (1.9) – (1.11) принимают вид

 , (1.12)

, (1.13)

где *Е* – единичная матрица.

## 1.5. Исследование объекта на управляемость

Для оценки управляемости объекта (1.14), (1.15), используется критерий Калмана, в основе которого лежит матрица управляемости

. (1.16)

Здесь  – порядок объекта

В общем случае матрица *U* является прямоугольной с размерами , где  – размерность вектора управлений *u*.

Критерий управляемости. Объект

 (1.17)

называется полностью управляемым, если

, (1.18)

где ,

rang – ранг матрицы.

В противном случае объект является не полностью (не вполне) управляемым.

Оценим управляемость объекта (1.14), (1.15). Здесь , следовательно, равенство (1.18) принимает вид

.

Подставляя численные значения, найдем

, ,

,  .

Поэтому матрица

,

, следовательно, по условию (1.18) рассматриваемый объект является полностью управляемым.

## 1.6. Проверка устойчивости спутника

Важнейшим условием работоспособности систем автоматического управления является их устойчивость. Только при этом условии их свободные движения, обусловленные произвольными начальными отклонениями, затухают, и системы могут совершать программное движение под влиянием задающих воздействий.

Устойчивость представляет собой способность системы автоматического управления возвращаться к исходному состоянию после кратковременного внешнего воздействия.

Чтобы проверить устойчивость системы, необходимо воспользоваться одним из известных критериев устойчивости. В данном случае проще всего воспользоваться необходимым условием устойчивости, которое связанно с коэффициентами характеристического уравнения системы (1.17):

. (1.19)

Для асимптотической устойчивости системы (1.17) необходимо, чтобы все коэффициенты уравнения (1.19) были положительны, т.е.

, . (1.20)

Поскольку условие (1.19) является необходимым, то, если хотя бы один из коэффициентов  или , можно сразу утверждать, что система неустойчивая.

В данном случае, для объекта (1.14), (1,15) характеристическое уравнение имеет вид:

 ,

.

Коэффициенты  и  этого уравнения равны , поэтому рассматриваемый объект является неустойчивым.

Таким образом, проектируемая система управления должна обеспечить устойчивость движений спутника отсутствие перерегулирования, малую колебательность, и малую длительность переходных процессов.

# 2. СИНТЕЗ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

## 2.1. Метод синтеза модального управления

Модальное управление основывается на описании систем автоматического управления в пространстве состояния, которое получило распространение, начиная с пятидесятых годов прошлого столетия. Теория состояния получила развитие в работах Л. Понтрягина, А. Якубовича, В. Зубова, А. Летова, Л. Заде, Р. Калмана и др.

Модальные методы синтеза распространены для линейных моделей САУ. Обоснование применения таких моделей для синтеза систем управления базируется на теореме Ляпунова, которая утверждает, что если система линейного приближения имеет отрицательные вещественные части корней характеристического уравнения, то соответствующая нелинейная система будет обладать асимптотической устойчивостью относительно исследуемого положения равновесия. Однако данная теорема не дает возможности определить область устойчивости исходной нелинейной системы, обеспечивая устойчивость лишь в “малом”.

В пространстве состояния линейная стационарная САУ описывается системой алгебраических и дифференциальных уравнений, которая в общем случае имеет вид:



, (2.1)



, (2.2)

где коэффициенты всех матриц, входящих в систему (2.1), (2.2), являются постоянными величинами.

Уравнения (2.1) принято называть уравнениями состояния, а (2.2) – уравнениями выхода. Величины, присутствующие в уравнениях называются: *хi* – переменные состояния, *uj* – управления, *fp* – возмущения, *ys* – выходные величины объекта управления.

Систему (2.1), (2.2) можно записать в матричном виде:

 (2.3)

где матрицы А, В, Е, С, D, Н и векторы х, u, f, y определяются уравнениями (2.1), (2.2).

Матрица *А* описывает влияние переменных состояния друг на друга, матрица *В* – влияние управлений на переменные состояния, а матрица *Е* – влияние возмущений на переменные состояния. Выходные величины *у* ОУ являются линейными комбинациями его переменных состояния *х*. Указанные линейные комбинации задаются матрицей *С*, а матрица *D* и *Н* описывают влияние управлений и возмущений на выходы ОУ.

Структурная схема ОУ, описываемого системой (2.3) или (2.1), (2.2), представлена на рисунке 2.1

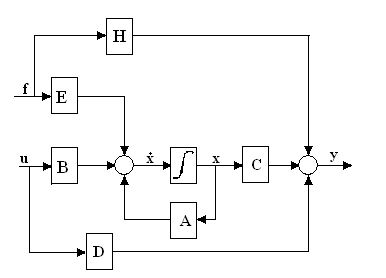


Рисунок 2.1– Структура объекта управления общего вида

Модальное управление обычно формируется в виде статического регулятора вида:

, , (2.4)

где g – вектор задающих воздействий,

*kij* – постоянные коэффициенты, подлежащие выбору в процессе синтеза модального управления.

Фактически, модальный регулятор представляет собой набор усилителей с различными коэффициентами усиления. Если ОУ (2.1), (2.2) вполне наблюдаем и управляем, то матрица коэффициентов *k* можно выбрать таким образом, чтобы корни его характеристического уравнения были равны заданным значениям. При таком выборе матрицы *k* управление (2.4) называется модальным, потому что свободное движение системы будет описываться совокупностью заданных составляющих, называемых модами.

Для односвязных систем существуют методы построения модального управления для случая, полностью измеряемого вектора переменных состояния **, для случая, когда измеряется только часть переменных состояния и для случая воздействия на объект различных (случайных и детерминированных) помех. Задача построения модального управления для многосвязных систем разработана менее широкая методика, однако и для этого случая существуют методики синтеза.

Рассмотрим методы определения параметров *ki*,  модального управления.

Эти методы существенным образом зависят от формы уравнений объекта управления (2.3). Предположим, эти уравнения записаны в канонической управляемой форме (КУФ), т.е. имеют вид:

 (2.5)

Отметим, что в этом случае коэффициенты последней строки матрицы *А* из уравнений объекта (2.5) совпадают со взятыми с обратным знаком коэффициентами характеристического полинома

 (2.6)

объекта (2.3).

Чтобы найти матрицу замкнутой системы  из , , вычислим сначала произведение

.

При этом матрица замкнутой системы

,

также имеет сопровождающую форму. Поэтому её характеристический полином, т.е. характеристический полином замкнутой системы

. (2.7)

Обозначим , ,  заданные значения полюсов системы и найдем коэффициенты  полинома

. (2.8)

Приравнивая коэффициенты полиномов (2.7) и (2.8), получим формулы, которые определяют коэффициенты искомого управления (2.4). Действительно, если

,  (2.9)

то, очевидно, выполняются равенства , т.е. коэффициенты характеристического полинома замкнутой системы совпадают с коэффициентами полинома, корни которого равны заданным значениям полюсов системы.

Таким образом, равенство (2.9) позволяет вычислить значения коэффициентов  модального управления (2.4) в тех случаях, когда уравнения объекта заданны в канонической управляемой форме (2.5).

Если уравнения объекта (2.3) имеют не КУФ, а любую другую форму, то для расчета параметров модального управления системы, можно предварительно привести заданные уравнения объекта к КУФ. Это приведение осуществляется с помощью преобразования , где матрица

. (2.10)

Здесь *U* определяется выражением

, (2.11)

а  матрица *М* по-прежнему определяется выражением



с использованием коэффициентов  характеристического полинома (2.6) матрицы *А* из уравнения объекта (2.3).

Однако для того, чтобы уравнение общего вида объекта (2.3) можно было привести к КУФ, необходимо, чтобы .

Таким образом, задачу расчета параметров модального управления (произвольного размещения полюсов системы) в случае объекта обобщенного вида можно решить только тогда, когда объект является полностью управляемым.

Алгоритм решения задачи в этом случае состоит в следующем:

1. Для заданного объекта (2.3) найти матрицу управляемости *U* (2.11).
2. Если , то перейти к пункту 3, в противном случае задача не имеет решения.
3. Найти  (2.6) и его коэффициенты , .
4. Построить по (2.10) матрицу  и обратную к ней .
5. Построить по (2.8) полином  и найти , .
6. Найти вектор  по (2.9), т.е. в соответствии с равенствами , .
7. Перейти к исходной системе координат, полагая .
8. Для проверки найти уравнение замкнутой системы , где , а затем коэффициенты характеристического полинома матрицы . При безошибочных расчетах коэффициенты полинома, полученного в этом пункте, совпадают с коэффициентами полинома, полученного в пункте 5 данного алгоритма.

## 2.2. Синтез модального управления

В предыдущем разделе были получены линеаризованные уравнения возмущенного движения спутника по круговой орбите:

 , (2.12)

, (2.13)

, (2.14)

которые в переменных состояния в векторно-матричной форме имеют следующий вид

 , (2.15)

, (2.16)

Необходимо синтезировать модальное управление, так чтобы замкнутая система имела первый порядок астатизма, время регулирования не более   
10 секунд, а величина перерегулирования должна быть равна нулю.

При выборе управления в виде (2.4) образуется замкнутая система, поэтому уравнение (2.4) одновременно является уравнением замыкания. Найдем матрицу  замкнутой системы

, (2.17)

где  – матрица постоянных коэффициентов, подлежащих выбору в процессе синтеза модального управления.

На основе уравнений в переменных состояния данного объекта вида (2.15) – (2.16), записываем матрицу  – матрицу постоянных коэффициентов, которая описывает влияние переменных состояния друг на друга

,

а также матрицу  – влияния управлений на переменные состояния

.

Найдем произведение матриц  и 

, (2.18)

Подставляя (2.18) в (2.17), получаем матрицу замкнутой системы



. (2.19)

Для нахождения неизвестных коэффициентов модального управления, вычислим характеристический полином  замкнутой системы

,



Рассмотрим синтез модального управления, считая управляющим воздействием силу тяги *Р* двигателей ориентации спутника. Положим равными нулю коэффициенты  в характеристическом полиноме матрицы  при управлении углом атаки . Тогда получаем

, (2.20)

, (2.21)

. (2.22)

Здесь  – коэффициенты желаемого характеристического полинома объекта управления,  – желаемые значения коэффициентов при управляющих воздействиях в модальном управлении (2.4).

Для выбора  воспользуемся методом стандартных передаточных функций. Наличие жесткой связи между коэффициентами передаточной функции системы и показателями ее качества позволяет построить нормированные (стандартные) передаточные функции. Эти функции строятся таким образом, чтобы система управления с некоторым порядком астатизма по задающему воздействию, описывающаяся стандартной передаточной функцией, имела бы небольшие значения прямых показателей качества.

В общем случае передаточную функцию астатической системы (с порядком астатизма равным единице) по задающему воздействию можно записать следующим образом

 . (2.23)

Здесь  – порядок астатизма по задающему воздействию,

 – стандартные коэффициенты, определяемые по таблице стандартных передаточных функций,

 – временной масштабный коэффициент, который определяется по формуле

, (2.24)

где  – длительность переходного процесса,

– время регулирования.

Одним из основных свойств стандартных передаточных функций является следующее. Порядок астатизма, перерегулирование и колебательность системы с изменением коэффициента  не изменяется. Это позволяет сначала выбрать стандартную передаточную функцию системы по требуемым значениям порядка астатизма, перерегулирования и колебательности, а затем – значение коэффициента  по требуемому времени регулирования.

По заданным значениям , , , рассчитаем три возможных варианта закона управления.

Вариант 1.

Из таблицы стандартных передаточных функций [9] при  находим значение коэффициентов , , , , а также время с. По формуле (2.24) найдем :



Таким образом, в соответствии с выражением (2.23) желаемая передаточная функция исследуемого объекта имеет вид

. (2.25)

Следовательно, коэффициенты желаемого характеристического полинома объекта управления равны

, , , .

Полученные значения , ,  и  подставляем в выражения (2.20) – (2.22) и находим желаемые значения коэффициентов при управляющих воздействиях в модальном управлении

, , . (2.26)

Подставляя значения коэффициентов  в выражение (2.4), найдем искомое управление

. (2.27)

Матрица  вида (2.19) в соответствии со значениями (2.26) принимает вид

. (2.28)

Характеристический полином полученной системы (2.28) равен

. (2.29)

Знаменатель желаемой передаточной функции (2.25) исследуемого объекта управления равен характеристическому полиному (2.29) полученной замкнутой системы. Следовательно, расчет параметров данного варианта модального управления выполнен верно.

Вариант 2.

Аналогично варианту 1, из таблицы стандартных передаточных функций [9] при  находим значение коэффициентов , , , , а также время с и производим расчет. В результате чего находим второй вариант управления:

.

Вариант 3.

При тех же условиях, что и в первом, и во втором вариантах, но с изменением значения перерегулирования  из таблицы стандартных передаточных функций [9], находим значение коэффициентов , , , , а также время с и рассчитаем третий вариант закона управления:

.

## 2.3. Моделирование

Проведем моделирование замкнутой системы управления, для трех вариантов, уравнения которых

, (2.26)

, (2.27)

 . (2.28)

Моделирование выполняется в программном пакете MATLAB. Результаты моделирования представлены на рисунке 2.2 – рисунке 2.4.

На рисунке 2.2 представлен переходной процесс замкнутой системы (2.26). На рисунках 2.3, 2.4 также изображены переходные процессы замкнутых систем (2.27) и (2.28) соответственно.



Рисунок 2.2 – Переходной процесс замкнутой системы (2.26)



Рисунок 2.3 – Переходной процесс замкнутой системы (2.27)



Рисунок 2.4– Переходной процесс замкнутой системы (2.28)

Как видно, переходные процессы во всех трех вариантах синтезируемой системы удовлетворяют предъявляемым требованиям, т. е. с точки зрения динамики процесса стабилизации спутника они практически равноценны.

## 

## 2.4. Выбор оптимального регулятора

Так как с точки зрения динамики процесса стабилизации спутника рассмотренные варианты системы стабилизации практически равноценны, то выбор оптимального регулятора осуществляется по минимуму критерия

J= , (2.29)

где *μ* – номер варианта,

 – вектор коэффициентов *μ*-го варианта модального управления.

Выбор критерия J (2.29) обусловлен тем, что  – это коэффициент усиления некоторого усилителя. Поэтому чем больше , тем выше вероятность того, что усилитель будет работать в нелинейном режиме. В этом режиме для расчета параметров регулятора необходимо использовать нелинейные модели, что значительно усложнит процедуру расчета.

С тем, чтобы обеспечить работу регулятора в линейном режиме и применяется критерий (2.29).

Расчет критерия J производится по формуле

. (2.29)

Найдем значения критерия J для каждого варианта:

,

,

.

Так как , то следовательно, второй вариант регулятора является оптимальным с точки зрения принятого критерия и дальнейшая реализация системы управления будет осуществляться для закона управления

. (2.30)

# 

# 3. РЕАЛИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

## 3.1. Необходимость измерения координат

Надежное функционирование современных спутников в широком диапазоне изменения характеристик и условий окружающей среды, выдвигают задачу создания качественной системы управления. В целом ряде случаев при проектировании систем управления полетом спутников рассматривается совокупность основных режимов полета. Управление полетом спутника является сложным процессом, зависящим от задач, решаемых космическим аппаратом (КА) во время полета.

Под управлением полетом КА будем понимать направленное изменение его положения в пространстве. Процесс управления спутником в общем случае включает определение и прогнозирование траектории движения, и выборку команд управления.

Определение закона управления требует учета основных параметров траектории движения спутника и системы основных сил. Для нахождения основных параметров должны быть произведены навигационные измерения. Параметры чаще всего не могут быть измерены непосредственно, поэтому для их определения приходиться измерять некоторые параметры траектории, функционально связанные с ними. Обработка траекторной информации позволяет выполнить прогноз орбиты, т.е. определить будущее движение объекта. По этому прогнозу делают заключение о необходимости коррекции орбиты и рассчитывают исходные данные для ее проведения.

В соответствии с полученным законом управления (2.30) для его реализации необходимо измерять следующие величины, определяющие траекторию спутника:

– угол крена ,

– линейную скорость  движения спутника по круговой стационарной орбите,

– высоту полета *Н* спутника над Землей.

Для измерений этих величин обычно используются приборы двух типов: бортовые измерительные приборы; наземные измерительные приборы. К бортовым измерительным приборам относятся различные типы оптических приборов, измеряющих углы между разными направлениями, бортовые высотомеры радиотехнического или лазерного типа и т. п.

К наземным измерительным приборам относятся различные типы радиолокационных устройств, оптические астрометрические устройства типа телескоп, лазерные локаторы и т. д.

Измерения всегда сопровождаются ошибками. Основными причинами этих ошибок являются:

– погрешности измерительных приборов, обусловленные неточностями их изготовления и функционирования;

– погрешности определения координат наземных измерительных средств;

– погрешности привязки измерений к астрономическому времени;

– неточности знания различных астрономических и астрофизических констант, используемых в процессе измерения (скорости распространения радиоволн, размеры Земли и небесных тел и т. д.).

## 3.2. Выбор измерительных приборов

### 3.2.1. Выбор датчика угла

Эффективная бортовая система управления движениями спутника позволяет: минимизировать расход топлива и тем самым максимизировать полезную нагрузку, доставляемую спутником на орбиту; улучшить условия работы бортовых систем, в частности научной аппаратуры, предназначенной для наблюдений. Центральное место в конструкции бортовых управления движениями занимают датчики углового положения.

Основные требования, предъявляемые к системам датчиков углового положения:

1. требования, связанные с программой запуска спутника, где основными факторами является характер орбиты, опорные небесные тела, принятый способ стабилизации, точностные характеристики;
2. требования, предъявляемые к собственным характеристикам системы стабилизации, где можно выделить зависимость выходных координат системы от входных по амплитудам при наличии сигнала помехи; временные характеристики (или частотные); показатели точности, связанные с совершенством выбора опорного светила на небесной сфере, влиянием температурных полей, условиями запуска спутника, изменением плотности космической среды, уровнем помех;
3. требования, связанные с внешними условиями, – температурой, механическими условиями, электрическими и магнитными полями, электропитанием.

Специфические требования к космической аппаратуре вызываются радиационными свойствами выбранного небесного светила и характеристиками детектирования радиационного излучения светила в системе датчиков.

При выборе в качестве опорной звезды тела достаточно большого радиуса необходимо обратить внимание на равномерность плотности распределения спектра излучения и точность определения его центра.

Наиболее общими технологическими требованиями, предъявляемыми к радиационным датчикам, являются: малые габаритные размеры, малая потребляемая мощность, высокая надежность конструкции при ее достаточной простоте. Этим требованиям в основном удовлетворяют: среди солнечных датчиков – силиконовые элементы; среди датчиков ориентированных на Землю, – термопары; среди звездных датчиков – анализаторные трубки и силиконовые, а также силиконовые фотодиоды. Другие типы датчиков требуют, как правило, специальные среды или условий работы.

Оптические датчики положения находят широкое применение при решении различных задач космической навигации: пространственная стабилизация спутника, ориентация спутника на орбите, стабилизация измерительной аппаратуры, коррекция угловых величин.

Скорости вращения стабилизируемых спутников бывают обычно порядка 5 *рад/сек*, зона чувствительности датчика редко превышает 0,03 *рад* при точности измерения 1 мрад. Время измерения скорости составляет около   
5±0,2 *мсек*. Частоты процесса наблюдения лежат в пределах *Гц*. Работа бортовых систем управления движениями на постоянном токе не предъявляет высоких требований к частоте поступления сигнала с оптического датчика, что в свою очередь позволяет осуществлять запоминание и обработку длительных измерительных процессов.

В аналоговых солнечных датчиках выходной сигнал представляет комбинацию сигналов на выходе фотодиодных ячеек, изменяющих свою величину с изменением положения датчика или его диафрагмирования. Две силиконовые фотодиодные ячейки помещаются здесь в одной плоскости, на одинаковом расстоянии от которых находятся прямоугольные щели, Они обеспечивают неравномерное освещение фотоячеек с целью последующего сравнения их сигналов. При таком способе визирования повышается точность измерений и уменьшается их зависимость от различного рода возмущающих факторов, как, например, температурных колебаний среды. В основе конструкции цифровых солнечных датчиков лежит применение перфорированной в соответствии с кодом Грея маски. Таким образом, здесь на фотоячейки падают определенные участки потока солнечной энергии. Аналогичные принципы реализуются в датчиках вертикали.

Особое место среди датчиков занимают сканирующие системы, где обзор космического пространства осуществляется за счет непрерывного вращения оптического зеркала, помещаемого перед фокусирующей линзой, соответствующей оси наблюдения. При этом главная оптическая ось описывает с постоянной скоростью некоторый конус наблюдения. Другим возможным способом движения зеркала является его колебания вокруг оси, перпендикулярной оси измерений. При этом область колебаний зеркала ограничивается из условий точности измерений и надежности механической системы. В обоих указанных выше случаях информацию о положении спутника получают в момент пересечения оптической осью датчика контура Земли. Основным преимуществом, связанным с реализацией сканирующих систем, является возможность измерения двух угловых координат опорного небесного светила. Общим недостатком сканирующих систем является ограниченность частоты съема информации, определяемых соотношением скорости разворота спутника и частотой сканирования.

В качестве измерительных устройств в автоматах угловой стабилизации спутников применяют гироскопические приборы, чувствительным элементом которых является гироскоп.

Гироскоп представляет собой массивный маховик (ротор), укрепленный в подшипниках и вращающийся с большой угловой скоростью. Для того чтобы ось вращения ротора могла занимать любое положение в пространстве, его помещают в карданный подвес. Такой гироскоп называют свободным, или степенным, так кА ротор может поворачиваться вокруг трех осей. Гироскоп должен быть хорошо сбалансирован: все три оси должны пересекаться в одной точке – в центре тяжести подвижной системы (ротора, внутренней рамки и внутренней рамки). В этом случае гироскоп называют уравновешенным. Для достижения высокой точности гироскопических приборов трение в подшипниках внутренней и внешней рамок должно быть сведено к минимальной величине.

Основное, хорошо известное свойство гироскопов заключается в том, что они стремятся сохранять неизменным положение оси вращения ротора в пространстве. Если приложить к гироскопу внешний момент для изменения положения этой оси, то гироскоп может противостоять повороту. Именно это свойство позволяет использовать гироскопы в системах угловой стабилизации.

В данной работе для измерения углового положения спутника используем угловой прецессионный датчик ADXRS300300o/s.

### 3.2.3. Способы определения дальности полета спутника

По прямой линии между антенной измерительного пункта и спутником (по линии визирования) проходят радиосигналы. Если известны скорость радиоволн *с* и время , которое требуется радиосигналу, чтобы преодолеть расстояние “антенна – спутник”, то дальность  легко рассчитать ,

Предполагается, что время излучения сигнала с Земли, и время когда сигнал пришел на спутник отсчитывается по часам, которые идут абсолютно точно, то есть показывают строго одинаковое время, а этого достичь не возможно.

Поступают иначе. Радиосигнал излучают со спутника, принимают на Земле и переизлучают обратно на спутник. Теперь за время  сигнал проходит удвоенное расстояние , дальность по-прежнему легко рассчитать . Преимущество нового пути очевидно: моменты ухода и прихода сигнала определяют по одним и тем же (спутниковым) часам и не надо заботиться о согласовании двух времени. Тем самым устраняется ошибка, свойственная первому способу измерения.

Первый способ определения дальности полета спутника называется – беззапросным методом, второй – запросным методом.

В данной работе для измерения дальности полета спутника используется радиолокатор, расположенный на борту КА.

### 3.2.4. Способы определения скорости спутника

В основе измерения скорости лежит эффект Доплера (рисунок 3.1)

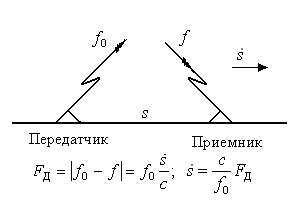


Рисунок 3.1– Эффект Доплера: если приемник удаляется или сближается с передатчиком, частота принятого сигнала не равна частоте передатчика.

Он проявляется так. Пусть передатчик излучает электромагнитные колебания на частоте *f0*, а приемник улавливает эти колебания. Если расстояние между передатчиком и приемником *s* не изменяется, то частота принятого сигнала тоже будет *f0*.

Но вот приемник начал движение – например, удаляется от передатчика со скоростью . Тогда и частота принимаемого высокочастотного сигнала *f* станет меньше, чем при неподвижном приемнике . При сближении приемника с передатчиком, частота наоборот возрастает .

Разность частот называют частотным сдвигом Доплера или короче, частотой Доплера. Эта разность пропорциональна скорости. Измерив частоту Доплера , тем самым определим скорость , если, конечно точно известен коэффициент пропорциональности между ними, которой зависит от исходной частоты *f0* и скорости распространения радиоволн *с*.

Для траекторных измерений эффект Доплера используются так (рисунок 3.2). Земная измерительная станция состоит из передатчика и эталонного генератора частоты *f0* с высокой степенью стабильности колебаний. На спутнике размещают приемник, эталонный генератор той же частоты *f0* и схемы сравнения частот. Эта схема измеряет разность , то есть частоту Доплера  или (в ином масштабе) скорость .

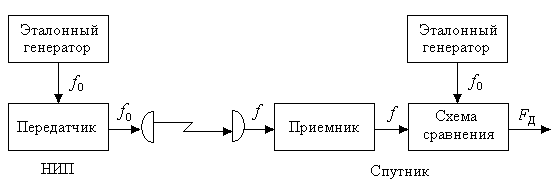


Рисунок 3.2 – Измерение скорости на основе эффекта Доплера.

Точность измерения определяется двумя обстоятельствами: тем, во-первых, насколько точно измерена частота Доплера, и, во-вторых, тем, насколько величина коэффициента , принятая для пересчета частоты  в скорость , соответствует реальности.

В данной работе измерение скорости производиться так же на основе эффекта Доплера с применением установки изображенной на рис 3.2.

## 3.3. Разработка системы стабилизации спутника

### 3.3.1. Целесообразность применения операционных усилителей

Управление, полученное в предыдущем разделе

,

необходимо реализовать. Вначале построим функциональную схему устройства управления, которая приведена на рисунок 3.4.

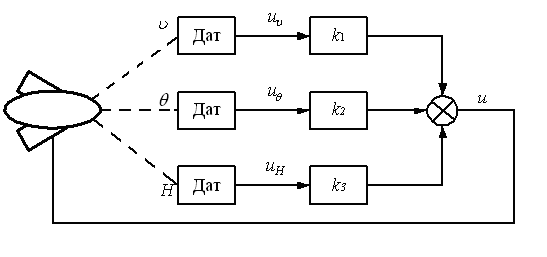


Рисунок 3.4– Функциональная схема устройства управления

Для реализации устройства управления в данном случае целесообразно использовать операционные усилители.

Операционный усилитель (ОУ) – это усилитель с большим коэффициентом усиления и непосредственными связями, применяемый в основном в качестве активного элемента в схемах с обратными связями. При достаточном коэффициенте усиления ОУ по напряжению передаточная характеристика устройства вместе с цепями обратной связи может являться функцией только параметров цепей обратной связи, независящих от усилителя.

С помощью ОУ выполняют, как традиционные математические операции: суммирование, вычитание, интегрирование и дифференцирование, так и реализуют всевозможные усилители постоянного и переменного тока и напряжения, логарифмические усилители, модуляторы, повторители напряжений, функциональные преобразователи и т. д.

ОУ тем точнее будет реализовать заданную для него конкретной схемой включения функцию, чем ближе его электрические параметры будут приближаться к параметрам идеального ОУ.



Рисунок 3.5 – Схема реализации устройства стабилизации



Рисунок 3.6 – Принципиальная электрическая схема стабилизирующего устройства

Схема реализации устройства стабилизации и принципиальная электрическая схема стабилизирующего устройства, выполненные на УО, изображены на рисунок 3.5 и рисунок 3.6 соответственно. Разное количество ОУ объясняется тем, что первый и третий коэффициенты усиления, по скорости и углу, соответственно, небольшие и для их исполнения достаточно одного ОУ. Второй коэффициент усиления, по высоте, наоборот велик, поэтому используется три ОУ.

### 3.3.2. Расчет и выбор элементов устройства управления

Схема устройства управления, изображенная на рисунок 3.5 и   
рисунок 3.6, реализует закон управления

,

то есть необходимо реализовать умножение сигналов трех датчиков на три соответствующих коэффициента усиления , , , затем полученные сигналы сложить. Как отмечалось ранее, второй коэффициент велик по этому, его разбиваем на три примерно равных, значения – 52,972. Первый коэффициент усиления выполнен на ОУ DA2, следующие три – на операционных усилителях DA1, DA3, DA5, а третий – на DA4. Усилитель DA6 выступает в качестве сумматора.

По данным значениям выбираем из справочника <http://www.studfiles.ru/preview/4633603/> модели операционных усилителей. Наименование элементов указано в спецификации к схеме реализации и принципиальной электрической схеме устройства управления (приложение 1). Необходимо так же рассчитать и выбрать резисторы. Зададимся номиналом для резисторов R7=R10=10 кОм, а R4 рассчитаем по формуле

,

отсюда  кОм.

Аналогично рассчитаем значения сопротивления резисторов R1, R5, R15 и R6, учитывая, что

R13=R2=R3=R9=R11=R16=R17=R18=R8=R12=R14=R16=R20=10кОм. Следовательно,  кОм, а  кОм. Модели резисторов также выбираются с помощью справочника http://www.studfiles.ru/preview/4633603/

и указаны в спецификации (приложение 1).

## 3.4. Конструкция печатной платы

Элементы устройства управления размещаются на печатной плате. Источник питания располагается на отдельной печатной плате, которая размещается в том же корпусе, что и печатная плата стабилизирующего устройства. Конструкция двухслойной печатной платы устройства управления выполнена в программном пакете PCAD 2002. На рис. 3.7 представлен сборочный чертеж этой печатной платы, а на рис. 3.8 и 3.9 – верхний и нижний её слои соответственно. Рис. 3.10, рис 3.11 отображают нижний и верхний слои разработанной печатной платы.

Исходными документами при разработке печатной платы являются: электрическая схема и перечень элементов. Принципиальная электрическая схема дает полную информацию о количестве, типе радиоэлектронных элементов и порядке их соединения. В перечне элементов, помещенном в Приложении, уточняются типы и номиналы всех деталей принципиальной схемы.

Для конструируемой печатной платы прямоугольной формы максимальный размер любой из сторон не более 470 мм. Соотношение линейных сторон выберем не более 3:1. Для увеличения механической прочности равномерно распределяем центры масс элементов, а наиболее тяжелые располагаем в близи мест крепления платы к корпусу.

Для двухсторонней печати, с целью уменьшения паразитных связей, проводники располагаем по возможности перпендикулярно друг другу. В данном случае напряжение между проводниками схемы не превышает 1000 В, поэтому в соответствии с ГОСТ 10317-9 расстояние между дорожками печатной платы выбрано не менее 0,5 мм. После изготовления платы силовые дорожки проверяются на ток, исходя из удельной плотности тока 3 А/мм2.



Рисунок 3.7– Сборочный чертеж печатной платы



Рисунок 3.8 – Сборочный чертеж печатной платы, верхний слой



Рисунок 3.9 – Сборочный чертеж печатной платы, нижний слой



Рисунок 3.10 – Печатная плата, верхний слой



Рисунок 3.11- Печатная плата, нижний слой

# 4. БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ СИСТЕМЫ

## 4.1. Анализ причин возникновения опасных и вредных факторов при проектировании

Любая деятельность человека потенциально опасна. Опасность может привести к нарушению нормального состояния человека, т.е. причинить вред его здоровью. Это значит, что под опасностью следует понимать явления, процессы, объекты, способные в определенных условиях наносить ущерб здоровью человека непосредственно или косвенно, т.е. вызывать нежелательные последствия.

Задачей данного раздела является анализ возможных опасных факторов во время проектирования системы и выработка мер по их предупреждению.

В борьбе с опасностями важно выделить те материальные объекты, которые являются их носителями. В трудовом процессе к таким объектам относятся: предметы труда и средства труда (приборы и подставки под них, образцы и инструменты), различные виды энергии (электрическая, тепловая, мускульная, звуковая и т.д.), природно-климатическая среда, люди.

Известно, что наличие опасности не означает, что несчастье обязательно случится. Для того, что бы оно произошло, необходим ряд условий, среди которых может быть процесс старения материалов, внезапный выход из строя какого-либо элемента или нарушение техники безопасности работы с оборудованием. Таким образом, человек в той или иной мере подвергается риску во время всей своей деятельности.

Риск – отношение числа тех или иных неблагоприятных последствий к их возможному числу за определенный период. Значение уровня риска позволяет сделать определенное заключение о целесообразности (или нецелесообразности) дальнейших усилий для повышения безопасности того или иного рода деятельности с учетом экономических, технических и гуманистических соображений. Чтобы повысить безопасность необходимо иметь информацию о процессах, действиях, факторах и т.д. которые могут привести к возникновению опасной ситуации.

На стадии проектирования системы автоматического управления применение ПЭВМ значительно повышает уровень организации труда, сложные инженерные расчеты упрощаются, информация о ходе различных технологических процессов становится более наглядной и т.д. Однако, работая непосредственно с ПЭВМ, на человека воздействует масса вредных факторов, ведущих к различным заболеваниям. К таким факторам можно отнести: ультрафиолетовое излучение, электромагнитное излучение; электростатическое поле (ЭСП), возникающее в результате облучения экрана потоком заряженных частиц электронной трубки мягкое рентгеновское излучение; неудовлетворительное освещение и микроклимат.

Как известно, у работающих с компьютером от 2 до 6 часов в сутки функциональные нарушения центральной нервной системы происходят в среднем в 4,6 раза чаще, болезни сердечно-сосудистой системы – в 2 раза чаще, болезни верхних дыхательных путей – в 1,9 раза чаще, болезни опорно-двигательного аппарата – в 3,1 раза чаще. С увеличением продолжительности работы на компьютере соотношения здоровых и больных среди пользователей резко возрастает. Исследования так же показали, что даже при кратковременной работе (45 минут) в организме пользователя под влиянием электромагнитного излучения монитора происходят значительные изменения гормонального состояния и специфические изменения биотоков мозга. Особенно ярко и устойчиво эти эффекты проявляются у женщин.

Уже через два часа после начала работы перед экраном у оператора появляются и быстро усиливаются болезненные симптомы: головная боль; боль в мускулах лица и шеи, позвоночнике; боль в глазах. Эти симптомы, а  
также подавленность, вялость, депрессия, являются признаками синдрома  
стресса оператора.

Труд операторов ПЭВМ можно отнести к психофизическим формам труда, так как необходимо воспринимать изображение на экране, постоянно следить заего динамикой, различать тексты рукописных и печатных материалов и многое другое.

Отдельные воздействия можно отнести к физическим (повышенная запыленность, повышенный уровень ионизирующих излучений (ИИ) в рабочей зоне, высокий уровень электромагнитного излучения, ЭСП, недостаточное освещение и т.д.) и психофизическим (нервно-психические перегрузки) опасным и вредным факторам.

Так как работа с компьютером связана с приемом и переработкой информации, то это позволяет причислить работу оператора к разряду работ, требующих преимущественного напряжения сенсорного аппарата, внимания, памяти; активизации процессов мышления. Данный вид труда характеризуется значительным снижением двигательной активности, что приводит к формированию сердечно-сосудистой патологии. Длительная умственная нагрузка угнетает психику, ухудшаются функции внимания, снижается восприятие (появляется большое количество ошибок). Основным показателем умственного труда является его напряженность.

Напряженность труда отражает преимущественную нагрузку на центральную нервную систему (ЦНС).

Оператор ПЭВМ проявляет достаточно малую физическую активность, что позволяет рассматривать этот вид работы как статический.

Статическая работа связана с фиксацией орудий труда в неподвижном состоянии, а также с приданием человеку вынужденной рабочей позы.

В зависимости от характера деятельности мускулатуры можно выделить два вида статических работ:

1) статическая работа по удержанию орудий труда;

2) статическая работа, направленная на поддержание позы. В данном случае имеет место второй вид.

Следует отметить, что статическая работа утомительнее и однообразнее динамической.

В связи с тем, что длительное поддержание вынужденных и неудобных рабочих поз способствует развитию перенапряжения и патологических состояний опорно-двигательного аппарата, сосудистой системы ног и нижней части корпуса, меры профилактики должны быть комплексными. Они должны включать мероприятия по рационализации рабочих мест и самих рабочих поз, внутрисменных режимов труда и отдыха, занятия различными видами спорта.

К факторам, влияющим на устойчивость человека к монотонии, относятся: характер и условия работы, профессиональная и физическая подготовленность, функциональное состояние человека.

Установлено, что монотонный труд вызывает, прежде всего, изменения функционального состояния ЦНС. Монотонная профессиональная деятельность развивает состояние фрустрации, т.е. неудовлетворенности потребности человека в разнообразной, интересной деятельности. Отрицательные последствия фрустрации: увеличение числа несчастных случаев и профессиональных заболеваний: рост неврозов, снижение производительности труда и его качества.

Существует ряд вредных факторов, которые способствуют развитию, как монотонии, так и различных болезненных ощущений.

К этим факторам относятся: освещение, шум, неблагоприятный микроклимат, вредные излучения.

Теперь необходимо рассмотреть воздействие различных видов излучений.

Воздействие ультрафиолетового (УФ) излучения необходимо для нормальной жизнедеятельности человеческого организма и количественно оценивается эритемным действием, т.е. покраснением кожи.

Наиболее подвержен действию УФ излучения зрительный анализатор. Но острые и хронические профессиональные поражения могут быть вызваны лишь УФ излучением от производственных источников.

На оператора ПЭВМ помимо УФ действует электромагнитное излучение. Опасность биологического воздействия электромагнитного поля (ЭМП) на человека зависит от интенсивности поля, длины волны, времени воздействия и исходного, функционального состояния организма.

Наиболее чувствительной к воздействию ЭМП является ЦНС, причем чувствительность возрастает с ростом интенсивности ноля. Влияние на кору больших полушарий головного мозга приводит к нарушению ее регулирующих действий и, как следствие, к изменению уровня кровяного давления.

Основными мерами защиты от ЭМП являются: защита временем, защита расстоянием, экранирование источников излучения, уменьшение излучения, экранирование рабочих мест, средства индивидуальной защиты.

Другим вредным воздействием является воздействие ЭСП, характеризуемого напряженностью (Е). Исследования показали, что наиболее чувствительными к ЭСП являются нервная, сердечно-сосудистая, нейрогуморальная системы организма. Люди жалуются на раздражительность, головную боль, нарушение сна, снижение аппетита и др.

## 4.2. Меры по устранению причин опасных и вредных факторов при проектировании

Трудно найти идеальное положение, в котором можно пребывать и работать втечение всего дня. Для большинства людей комфортабельным рабочим местом должно быть такое, которое можно приспособить не менее чем для двух позиций, при этом положение кресла монитора и клавиатуры должны каждый раз соответствовать выполняемой работе и привычкам.

Положение тела должно соответствовать направлению взгляда; дисплеи, расположенные слишком низко, являются основными причинами появления сутулости. Расстояние от дисплея до глаз должно быть 60 – 70 см, но не меньше 50 см.

Форма спинки кресла должна повторять форму спины. Необходимо установить кресло на такой высоте, чтобы не чувствовалось давление на копчик (кресло расположено слишком высоко) или на бедра (кресло расположено слишком низко). Угол между бедрами и позвоночником должен составлять 90о, однако большинство людей предпочитают сидеть несколько откинувшись.

Удобная высота стола особенно важна в том случае, когда на нем располагается клавиатура. Если стол слишком высок, то необходимо поднять повыше кресло, а под ноги поставить скамеечку, если низом подложить что-нибудь под ножки.

Быстрая утомляемость глаз, стала одной из наиболее частых жалоб пользователей компьютеров. Для того чтобы защитить свои глаза, необходимо помнить о следующем:

* прежде чем начинать работать на компьютере, необходимо пройти всестороннее обследование у окулиста и регулярно, не менее одного раза в год, посещать врача в последующем;
* терминал не должен быть обращен экраном в сторону окна, если все-таки приходиться сидеть возле окна, то необходимо расположиться под прямым углом к нему, причем экран дисплея тоже должен быть перпендикулярен оконному стеклу, это исключает блики на экране;
* специалисты рекомендуют пользователям компьютеров поддерживать освещенность на уровне, составляющем 2/3 от нормальной освещенности служебных помещений;
* стена или какая-либо поверхность позади компьютера должна быть освещена примерно как экран;
* желательно пользоваться специальными фильтрами для экрана.

Рабочие места с ПЭВМ по отношению к световым проемам располагаются так, чтобы естественный свет падал сбоку, преимущественно слева.

Оконные проемы в помещениях использования ПЭВМ оборудуются регулируемыми устройствами типа: жалюзи, занавесей, внешних козырьков и др.

### 4.2.1. Требования к мониторам ПЭВМ

Конструкция монитора должна обеспечивать возможность фронтального наблюдения экрана путем поворота корпуса в горизонтальной плоскости вокруг вертикальной оси в пределах и в вертикальной плоскости в пределах с фиксацией в заданном положении. Должно также предусматриваться наличие ручек регулировки яркости и контраста, обеспечивающие возможность регулировки этих параметров от минимальных до максимальных значений.



Требования к мониторам четко регламентируются. Наибольшее распространение в мире получили такие стандарты как MPR II , NCO'92, ТСО' 95. У нас в стране действует российский стандарт ГОСТ 27954-88

Основные показатели, которые регламентируют данные стандарты:

* частота кадров;
* уровни шумов в диапазоне сверхнизких и низких частот;
* уровни электромагнитных полей и качество изображения;

Если монитор работает с низком частотой регенерации (частотой кадров ниже 70 Гц), то становится заметным мерцание экрана. Это в лучшем случае вызывает неудобства, я в худшем – приводит к головным болям и переутомлению зрения. Таким обрядом чтобы монитор не утомлял глаз, он должен обеспечивать частоту регенерации не менее 80 Гц при разрешении 1024x768 точек.

Уровни электромагнитных полей, требуемые стандартами MPR II и ТСО'95 приведены в таблице 4.1, а характеристики мониторов, требуемые по ГОСТ 27954-88, приведены в табл.4.2.

Таблица 4.1 – Требования, предъявляемые к мониторам европейских стандартов

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Диапазон  частот | Требования MPR II  (расстояние 0,5 м) | Требования ТСО'95  (расстояние 0,5 м) |
| Сверхнизкие  (5 Гц – 2кГц)  Низкие  (2 кГц – 400кГц) | Электрическое поле | Электрическое поле |
| 25 В/м  2,5 В/м | 10 В/м  2 В/м |
| Сверхнизкие  (5 Гц – 2кГц)  Низкие  (2 кГц – 400кГц) | Магнитное поле | Магнитное поле |
| 250 нТ  25 нТ | 200 нТ  25 нТ |

Таблица 4.2– Требования, предъявляемые к мониторам российским стандартом

|  |  |
| --- | --- |
| Характеристики  монитора | Требования ГОСТ 27954-88 |
| Частота кадров при работе с  позитивным контрастом | Не менее 60 Гц |
| Частота кадров в режиме  обработки текста | Не менее 72 Гц |
| Дрожание элементов  изображения | Не более 0,1 мм |
| Антибликовое покрытие | Обязательно |
| Допустимый уровень  шума | Не более 50 дБ |
| Мощность дозы  рентгеновского излучения  на расстоянии 5 см от  экрана при 41-часовой  рабочей недели | Не более 0,03 мкР/с |

Кроме того, данным стандартом не допускается применение взрывоопасных ЭЛТ, регламентируется степень детализации технической документации на мониторы, а так же устанавливаются требования стандартизации и унификации, технологичности, эргономики и технической эстетики, экологической безопасности, технического ремонта и обслуживания, а также надежности.

Дерево причин отказов системы

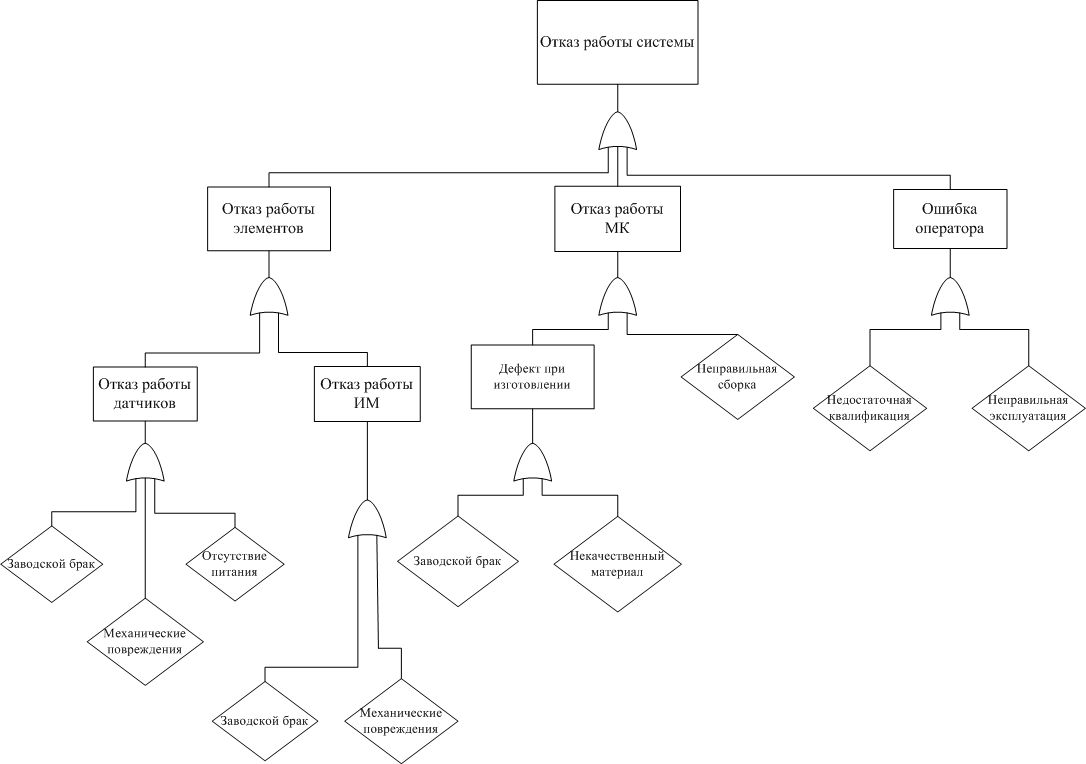


Рисунок 4.1– Дерево отказов

### 4.2.2. Требования к микроклимату и вентиляции

Микроклимат характеризуется температурой воздуха; относительной влажностью воздуха; скоростью движения воздуха и интенсивностью теплового излучения.

В лаборатории должны существовать оптимальные микроклиматические условия, воздействующие на человека и обеспечивающие сохранение нормального функционального и теплового состояния организма.

Избытки явного тепла характеризуют остаточное количество тепла, поступающего в помещение, когда тепловыделение больше теплопотерь.

В помещениях, в которых ведется работа с мониторами и ПЭВМ обеспечивается оптимальные параметры микроклимата. Для повышения влажности воздуха в помещениях с мониторами ПЭВМ применяются увлажнители воздуха, заправляемые ежедневно дистиллированной или прокипяченной питьевой водой.

Системы отопления и системы кондиционирования следует устанавливать так, чтобы ни теплый, ни холодный воздух не направлялся на людей. Рекомендуется создавать динамический климат с определенными перепадами показателей. Температура воздуха у поверхности пола и на уровне головы не должна отличаться более, чем на 5 градусов. Эффективным средством нормализации воздуха в помещении является вентиляция. В частности, применение кондиционеров, которые автоматически обрабатывают воздух, обеспечивают оптимальные параметры по температуре, влажности и другим БЗФ.

Естественная вентиляция осуществляется через оконные и дверные проемы. Помимо естественной вентиляции предусматривают приточно-вытяжную вентиляцию.

Химический состав воздуха помещений зависит от длительности пре­бывания в них людей, работы технологического оборудования. Поэтому для обеспечения нужных гигиенических качеств воздуха во всех производствен­ных помещениях предусматривают вентиляцию.

**4.2.3. Освещенность**

Рациональное освещение рабочего места является одним из важнейших факторов, влияющих на эффективность трудовой деятельности человека, предупреждающих травматизм и профессиональные заболевания. Правильно организованное освещение создает благоприятные условия труда, повышает работоспособность и производительность труда. Освещение на рабочем месте должно быть таким, чтобы работник мог без напряжения зрения выполнять свою работу. Утомляемость органов зрения зависит от ряда причин:

* недостаточность освещенности;
* чрезмерная освещенность;
* неправильное направление света.

Недостаточность освещения приводит к напряжению зрения, ослабляет внимание, приводит к наступлению преждевременной утомленности. Чрезмерно яркое освещение вызывает ослепление, раздражение и резь в глазах. Неправильное направление света на рабочем месте может создавать резкие тени, блики, дезориентировать работающего. Все эти причины могут привести к несчастному случаю или профзаболеваниям. Используются три вида освещения: естественное (источником является солнце), искусственное, совмещенное (одновременное сочетание естественного и искусственного освещения).

Естественное освещение колеблется по временам года и по часам суток. Непостоянство освещения во времени вызвало необходимость введения отвлеченной единицы измерения естественной освещенности, которая называется коэффициентом естественной освещенности (КЕО).

Искусственное освещение промышленных предприятий  
осуществляется лампами накаливания и газоразрядными. С  
помощью соответствующего размещения светильников в объеме рабочего  
помещения создается система освещения

Применение только местного освещения не допускается. Общее освещение может быть равномерным или локализованным.

Местное освещение предназначено только для освещения рабочей поверхности и может быть стационарным и переносным, для него чаще всего применяются лампы накаливания, так как люминесцентные лампы могут вызвать стробоскопический эффект (своеобразное ощущение раздвоения движущихся и вращающихся предметов вследствие пульсации светового потока).

Для защиты глаз от блеклости светящейся поверхности ламп служит защитный угол светильника - угол, образованный горизонталью от поверхности лампы (края светящейся нити) и линией, проходящей через край арматуры.

Эффективность осветительных установок в процессе эксплуатации может снизиться, поэтому необходимы систематический надзор за их состоянием, своевременная очистка арматуры, ламп от пыли, копоти, окраска оборудования, стен, потолка.

## 4.3. Пожарная безопасность

Одной из наиболее вероятных причин чрезвычайной ситуации при проектировании является пожар. Пожар - неконтролируемое горение вне специально оборудованного очага, наносящее материальный ущерб и создающее опасность для жизни и здоровья людей.

Независимо от причин возникновения возгорания пожарная опасность характеризуется рядом опасных факторов пожара (ОФП). Согласно   
ГОСТ 12.1.004-91 установлены следующие ОФП: повышенная температура окружающей среды; пониженная концентрация кислорода; открытое пламя и искры; токсичные продукты горения.

Легковоспламеняемым объектом могут служить строительные материалы для эстетической отделки помещения, вещества и материалы, применяемые в технологическом процессе изготовления системы, изоляция кабелей и монтажных проводов, а также электронные элементы и детали системы. Основной наиболее возможной причиной воспламенения или пожара в помещении является неисправность в электропроводке. Короткое замыкание может возникнуть при неправильной работе или эксплуатации электроустановок, износе или повреждении изоляции. В некоторых сетях токи вызывают искрение и разогревание токоведущих частей до высокой температуры, что может повлечь за собой воспламенение изоляции проводов и находящихся рядом легковозгораемых конструкций и материалов.

Помещение лаборатории, где проводилась работа над проектом, относится к категории "без повышенной опасности". По ГОСТ 12.1.013-81 в таких помещениях для питания электрооборудования и приборов допускается напряжение не выше 220 В. В лаборатории имеется электрощит, защитное заземление. Защита сети от короткого замыкания обеспечивается плавкими предохранителями электроприборов и устройством автоматического отключения. Предусмотрены выключатели для отключения питания всех приборов в лаборатории. В качестве средств пожаротушения используются пожарные краны, находящиеся в коридоре, а также переносной углекислотный огнетушитель типа ОУ-2А, который предназначен для тушения небольших очагов пожара.

В случае возникновения пожара в лаборатории находится телефонный аппарат для необходимого вызова городской пожарной части.

## 4.4. Защита окружающей среды

Разработанное устройство повышает безопасность при пилотировании самолета, по сравнению с аналогом. Это достигается посредством увеличения точности измерения и регулирования, а так же своевременного оповещения пилоту о неполадках системы управления. Устройство уменьшает риск аварий при пилотировании летательного аппарата, повышая тем самым безопасность людей, находящихся на борту и снижает возможность загрязнения окружающей среды при крушении самолетов.

На данный момент проблема охраны окружающей среды стала одной из самых острых и актуальных. Это обусловлено совершенствованием технологий на базе новых достижений науки. В связи с этим резко увеличилось количество вредных выбросов, пагубно влияющих на окружающую среду.

* При эксплуатации разрабатываемое устройство не будет оказывать вредного воздействия на окружающую среду по следующим причинам:
* при работе системы не происходит выброс каких-либо токсичных веществ в атмосферу;
* в устройстве не содержится блоков и систем, способных выработать электромагнитное излучение, опасное для окружающего мира.

Как было отмечено выше, прибор не содержит в себе вредных веществ (токсинов, радиоактивных элементов), поэтому на этапе утилизации также не требуется принятие специальных мер по охране окружающей среды, за исключением тех, к которым обычно прибегают при уничтожении отработавших электронных приборов.

# ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ

## 5. 1. Маркетинговое исследование рыночных перспектив разработки

### 5.1.1. Исследование спроса

Разработано устройство стабилизации, реализующее модальное управление, которое обеспечивает движения спутника по стационарной круговой орбите.

С постоянным обновлением элементной базы и появлением новых электронных средств появляется потребность совершенствования и внедрения новейших устройств управления в частности на космических аппаратах, что позволяет обеспечивать высокую точность, надежность, длительный срок службы, широкие функциональные возможности. Применение более качественных систем стабилизации безопасность полетов.

Требования, предъявляемые к проектируемой системе, формулируются с помощью некоторых критериев качества таких, как точность, быстродействие, потребляемая энергия; надежность; стоимость проектирования, изготовления и эксплуатации системы.

Прежде, чем производить продукт необходимо знать, нужен ли он вообще, т.е. знать потребность в нем. Потребность находит свое отражение в спросе. Если нет спроса, то не следует ориентировать этот продукт на этот рынок, а исследовать другие.

Удовлетворить запросы потребителей – непростая задача. Прежде всего, нужно хорошо изучить рынок, т.е. ответить на вопросы: кто покупает, какое количество, по какой цене, с какой целью, для удовлетворения каких потребностей, где покупает. Для этого проводят маркетинговые исследования. Изучать всех покупателей продукта невозможно, да и ненужно. Целесообразно найти тот сегмент потребителей, который обеспечит основной сбыт.

Для этого используют сегментирование потребителей, или сегментирование рынка, что одно и то же. Необходимо поделить потребителей на отдельные группы (сегменты), обладающие одинаковой реакцией на действия маркетингового характера.

Сегментирование проводят по ряду признаков. В данном случае будем использовать географический принцип сегментирования рынка.

Выделим сегменты на территории Российской федерации, среди которых Северный Кавказ, Центральная Россия, Урал, Сибирь и Дальний Восток. При этом будем считать, что потребителями могут быть, как сами самолетостроительные заводы, так и организации, занимающиеся производством отдельных деталей для спутников. Подсчитаем примерное количество потенциальных потребителей на Северном Кавказе. Их количество будет равно 600. Тогда в Центральной России количество потенциальных потребителей будет составлять 1200, на Урале, в Сибири и на Дальнем Востоке соответственно 600, 240 и 300. Таким образом, общее количество потенциальных потребителей 3000.

### 5.1. 2. Оценка конкурентоспособности

Успех в конкурентной борьбе в большей степени определяется тем, насколько удачно выбран тип конкурентного поведения организации и насколько умело он реализуется на практике.

Конкурентоспособность изделия - это его способность противостоять на рынке изделиям, выполняющим аналогичные функции. При этом конкуренцию составляют нетолько изделия тойже технологически-конструктивной группы, но и любой товар, выполняющий аналогичные функции. Конкурентоспособность определяется многими факторами. Одни факторы определяют характеристики самого продукта, другие зависят от темпов технического развития товарной группы, к которой относится изделие, третьи – от рыночной конъюнктуры. Необходимо учесть, что организации, производящие отдельные детали приспособления для спутников могут быть не только потенциальными покупателями, но и потенциальными конкурентами. Исходя из этого, примерное количество конкурентов будет 12000.

### 5. 1. 3. Подход к ценообразованию

Цена остается важным показателем, несмотря на повышение роли неценовых факторов в процессе современного маркетинга. Цена, если она правильно определена, окажет решающее воздействие на процесс покупки товара.

Система стабилизации движения спутника – продукт, не представляющий собой продукцию массового потребления. Это штучный продукт. Исходя из этого, и определяется стратегия ценообразования – ценообразование по нацеленной прибыли (фирма ставит цель по прибыли, которую она собирается достичь, и цены устанавливает с учетом достижения этой цели), а так же из технических показателей.

## 5.2. Выбор аналога

В качестве аналога может быть выбрано любое устройство, работающее аналогично представленному. В данной ВКР это аналогичное устройство управления, стабилизирующее объект управления и реализованное на микроконтроллере.

Проведём сравнение разработанной системы управления и системы, являющей базой сравнения:

* точность: у разработанной системы точность ниже;
* интерфейс: разработанная система имеет более надежный интерфейс;
* требуемые ресурсы: примерно одинаковые;
* быстродействие: в разработанной системе время установления угла прецессии больше.

## 

## 5.3. Расчет интегрального технического показателя качества

Составим таблицу критериев качества и найдем интегральный показатели качества методом экспертных оценок.

Таблица 5.1– Оценка критериев качества

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Параметры | Весовой коэффициент важности, | Новая разработка, | | База сравнения, | |
| Число баллов, | Значи-  мость, | Число баллов, | Значи-  мость, |
| Быстродействие | 0.2 | 1 | 0.2 | 0.6 | 0.12 |
| Точность | 0.55 | 1 | 0.55 | 0.6 | 0.33 |
| Надежность | 0.13 | 1 | 0.13 | 1 | 0.13 |
| Кол-во регулируемых параметров | 0.08 | 1 | 0.08 | 0.9 | 0.072 |
| Наименьший вес | 0.04 | 1 | 0.04 | 0.7 | 0.028 |
|  |  |  | 1=1 |  | 2= 0.68 |

Таким образом, исходя из приведенной таблицы, можно рассчитать следующие параметры.

Интегральный показатель качества:

, (5.1)

. (5.2)

Таким образом, можно сделать вывод, что новая разработка в 1.43 раза лучше выбранной базы сравнения.

## 5.4. Расчет затрат на этапе проектирования

Под проектированием будем понимать совокупность работ, которые необходимо выполнить, чтобы разработать систему или часть системы, или решить поставленную задачу.

Для расчета затрат на этапе проектирования необходимо определить продолжительность каждой работы (начиная с составления технического задания (ТЗ) и до оформления документации включительно). Продолжительность работ определяется либо по нормативам (при этом пользуются специальными справочниками), либо рассчитывают их по экспертным оценкам по формуле [8]:

, (5.3)

где **–** ожидаемая длительность работы;

 и  –наименьшая и наибольшая длительности работ, соответственно.

Расчеты длительностей работ на этапе проектирования сведены в табл.5.2.

Таблица 5.2 – Длительность работ на этапе проектирования

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| № | Наименование работы | Длительность работы, дн. | | |
| *i* |  |  |  |
| 1 | Разработка ТЗ | 1 | 2 | 1 |
| 2 | Анализ ТЗ и работа с источниками | 14 | 21 | 17 |
| 3 | Составление плана работ | 1 | 1 | 1 |
| 4 | Построение математических моделей | 7 | 10 | 9 |
| 5 | Разработка алгоритмов | 20 | 28 | 24 |
| 6 | Синтез регулятора | 10 | 14 | 12 |
| 7 | Моделирование системы | 10 | 14 | 12 |
| 8 | Оформление пояснительной записки | 12 | 18 | 15 |

Длительность всего этапа разработки системы составляет ровно   
14 недель, отведенных на этап выполнения ВКР, т. е. длительность этапа проектирования  (день).



Рисунок 5.1– Линейный график работ

Капитальные затраты на этапе проектирования  рассчитываются по формуле (5.4):

, (5.4)

где

 – затраты времени на разработку алгоритма работником *i*-ой категории, чел./дн;

****– средняя дневная заработная плата работника *i*-ой категории, руб./дн, 640руб/день (13440руб/месяц);

 – количество работников *i*-ой категории, ;

 – коэффициент дополнительной заработной платы, ;

 – коэффициент, учитывающий начисления на заработную плату, ;

 – коэффициент затрат на накладные расходы, ;

 – коэффициент рентабельности, учитывающий прибыль предприятия;

 – машинное время, необходимое для тестирования алгоритма;

 – эксплуатационные расходы, приходящиеся на один час машинного времени,=100руб/ч.

Таким образом, капитальные затраты на этапе проектирования составят

 руб.

## 5.5. Определение показателей эффективности

Применение разработанного алгоритма позволяет автоматизировать процесс решения задач управления частотой вращения вала асинхронного двигателя. Дополнительные капитальные вложения  (руб/потребителя), связанные с внедрением разработанного продукта, определяются:

, (5.5)

где

 – капитальные вложения в ЭВМ,  руб.;

 – полезный годовой фонд времени ЭВМ (за вычетом простоев в ремонте),  = 1960 ч/год;

 – машинное время, используемое потребителем для тех задач, которые он решает с помощью разработанного алгоритма,  машино-ч/год (25% общего машинного времени);

 руб.

## 

## 5.6. Расчет и сопоставление эксплуатационных расходов

Расходы, связанные с эксплуатацией (функционированием) управляющего алгоритма, определяются по формуле (6.6):

 (5.6)

где  – срок службы алгоритма. Разработанный алгоритм управления может морально устареть, благодаря разработкам новых и более совершенных алгоритмов, поэтому его срок службы можно определить гипотетически, лет.

Величина  представляет собой амортизационные отчисления (руб/год).

Таким образом, расходы, связанные с эксплуатацией равны

 руб.

Экономия эксплуатационных расходов , получаемая у потребителя составит:

, (5.7)

где  – основная заработная плата *i*-го потребителя, решавшего эту задачу с помощью других алгоритмов, приходящаяся на общее количество решаемых им задач в течение года. В данном случае при проведении исследований требовался отдельный работник, следящий за ходом исследований в режиме реального времени, поэтому 5120 руб/год. В итоге, получим

 руб.

Общие расходы  с учетом прочих расходов составят (5% от суммы всех эксплуатационных расходов):

 руб.

## 5.7. Сводные экономические показатели по разработке

Срок окупаемости дополнительных капитальных вложений  в новом варианте по сравнению с прежним составит:



лет, а это значит, что применение разработки является эффективным.

Критерием эффективности создания и внедрения прикладных программных продуктов (алгоритмов управления) является ожидаемый годовой экономический эффект, получаемый потребителем:

, (5.8)

где  – годовая экономия, которая складывается из экономии эксплуатационных расходов;

– нормативный коэффициент ().

 руб.

Сводные технико-экономические показатели выполненной разработки представлены в таблице 5.3.

Таблица 5.3 – Сводные технико-экономические показатели разработки

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| № | Наименование показателя | Значение |
| 1 | Затраты на использование ЭВМ, (руб./чел⋅ч) | 100 |
| 2 | Эксплуатационные расходы, (руб.) | 56000 |
| 3 | Капитальные затраты на разработку, (руб.) | 140000 |
| 4 | Срок окупаемости, (лет) | 2,5 |
| 5 | Ожидаемый годовой экономический эффект, (руб.) | 210000 |

# 

# 

# ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной ВКР разработана активная система управления движениями спутника, движущегося по круговой орбите вокруг Земли. Эта система управления, размещается на борту спутника и периодически включается с целью приведения оси спутника в заданное положение.

Поставленная цель – разработка активной системы управления движениями спутника, которая обеспечит движения спутника по стационарной круговой орбите – выполнена.

Для решения указанной задачи выбран метод модального управления, который определяет способ формирования управляющего воздействия так, чтобы качество системы удовлетворяло заданным требованиям.

В одном из разделов ВКР проведено моделирование, что позволило оценить устойчивость синтезированной системы, и показана реализация полученного устройства управления. Проработаны вопросы обеспечения безопасности и экологичности системы; проведено экономическое обоснование разработки.

**СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ**

1. Теория автоматического управления. Под ред. А. В. Нетушила. Учебник для вузов. Изд. 2-е, доп. и перераб. М.: Высшая школа, 1976.
2. Бесекерский В. А., Попов Е. П. Теория систем автоматического регулирования, издание третье, исправленное. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1975.
3. Аксенов Е. П. Теория движения искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1977.
4. Боровые устройства спутниковой радионавигации / Под ред. В. С. Щебшаевича – М.: Транспорт, 1988.
5. Синтез орбитальных структур спутниковых: Теоретико-групповой подход. – М.: Машиностроение, 1989.
6. Основы теории полета и элементы искусственных спутников Земли. /Под ред. Тихонравова – М.: Машиностроение, 1989.
7. Бебенин Г. Г. Системы управления полетом космических аппаратов –М.: Машиностроение, 1990.
8. Гайдук А.Р. Теория автоматического управления: Учебник М.: Высшая школа, 2010.
9. Безопасность жизнедеятельности. Ч. 2.: Учебное пособие Бакаева Т. Н. Таганрог: ТРТУ, 1997.
10. Бакаева Т. Н. Системный анализ безопасности. Методическая разработка к самостоятельной работе по курсу “Безопасность жизнедеятельности”. Таганрог: ТРТУ, 1996.
11. Гигиенические критерии оценки условий труда по показателям вредности и опасности факторов производственной среды, тяжести и напряженности трудового процесса. Руководство / Р.2.2.755 – 99.
12. Черникова П.Д. Технико-экономические расчеты и обоснования в дипломных проектах. Минск: Высшая школа, 1986.
13. Гайдук А.Р. Алгебраические методы анализа и синтеза систем автоматического управления. – Издательство Ростовского университета, 1988.
14. Пупков К.А., Фалдин Н.В., Егупов Н.Д. Методы синтеза оптимальных систем автоматического управления: Учебник / Под ред. Н.Д. Егупова. – М.: Изд-во МГТУ им Н.Э. Баумана, 2000.
15. <http://www.tssonline.ru/articles2/practicum/postroenie-sistem-ypravleniya-geostacionarnimi-s>
16. <http://www.studfiles.ru/preview/4633603/>
17. http://www.studfiles.ru/preview/2393423/page:89/