МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество
АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

кафедра Систем управления аэрокосмической техникой

«Допущен к защите»
Заведующий кафедрой СУАТ
Шинжербаев М.К. к.т.н., профессор ВАК
(Ф.И.О., ученая степень, звание)
(подпись) « 09 » 06 **2016 г.**

ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

На тему: Разработка системы стабилизации космического аппарата двигателями маховиками

Специальность Космическая техника и технологии

Выполнил (а) Нужебаев А.С. САУЛА-12-1
(Фамилия и инициалы) группа

Научный руководитель Кайсин Т.Т. д.т.н. профессор
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)

Консультанты:
по экономической части:
Бекишева А.И., доцент, к.э.н.
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) « 09 » 06 2016 г.

по безопасности жизнедеятельности:
Мазалов И.Ф., к.т.н., проф.
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) « 9 » 06 2016 г.

по применению вычислительной техники:
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) « » 20 г.

Нормоконтролер: Шинжербаев М.К. к.т.н. профессор ВАК
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) « 09 » 06 2016 г.

Рецензент:
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) « » 20 г.

Алматы 2016 г.

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество

АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

Факультет Аэрокосмических и информационных технологий
Специальность систем автоматического управления
Кафедра системы управления аэрокосмической техникой

ЗАДАНИЕ

на выполнение дипломного проекта

Студент Нукебаев Алмуржан Саяжанович
(фамилия, имя, отчество)

Тема проекта Разработка системы стабилизации космического аппарата двигателями-маховиками

утверждена приказом ректора № 21 от «10» марта 2016 г.

Срок сдачи законченной работы « ___ » _____ 20___ г.

Исходные данные к проекту требуемые параметры результатов проектирования (исследования) и исходные данные объекта

Перечень подлежащих разработке дипломного проекта вопросов или краткое содержание дипломного проекта:

Введение
1. Специальная часть
1.1. Общие сведения об угловом движении и стабилизации космических аппаратов
1.2. Активные системы угловой стабилизации двигателями-маховиками
1.3. Математическая модель системы стабилизации
2. Экономическая часть
2.1. Расчет материальных затрат
2.2. Расчет стоимости разработки системы стабилизации космического аппарата двигателями-маховиками
3. Часть БЖД
3.1. Вред космического мусора для космических аппаратов.

Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей)

Рекомендуемая основная литература

1. Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов - машиностроение 1986 г - 184 с
2. Бортевые системы управления космическими аппаратами. Учебное пособие Бровин А.Т., Фурдолев Б.Т., А.С. Сарова
3. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. Л.И Харгу Машиностроение 1980 г.

Консультанты по проекту с указанием относящихся к ним разделов

Раздел	Консультант	Сроки	Подпись
Экономическая часть	Бекишева А.И	02.04 – 09.06.16	
Безопасность жизнедеят.	Мазалов И.Ф	02.04 – 9.06.16	
Нормоконтроль	Шимырбаев М.К	02.06.2016г.	
Основная часть	Кайым Т.Т	9.06.2016	
Расчетная часть	Кайым Т.Т.	9.06.2016	

Г Р А Ф И К
подготовки дипломного проекта

№ п/п	Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления руководителю	Примечание
	Введение	14.03.2016	нет
1.	1.1. Общие сведения об угловом движении и стабилизации космических аппаратов	31.03.2016	нет
2.	1.2. Активные системы угловой стабилизации двигателями-маховиками	15.04.2016	нет
3.	2. Построение математической модели системы стабилизации	29.04.2016	нет
4.	Основы безопасности жизнедеятельности	06.05.2016	нет
5.	Экономическая часть	06.05.2016	нет

Дата выдачи задания «03» 11 2015 г.

Заведующий кафедрой _____ М. Шимшорбаев
(подпись) (Фамилия и инициалы)

Руководитель _____ Кайым Т.Т.
(подпись) (Фамилия и инициалы)

Задание принял к исполнению
студент _____ Нукебаев А.С
(подпись) (Фамилия и инициалы)

Аннотация

Дипломная работа посвящена разработке системы ориентации и стабилизации космического летательного аппарата(КЛА) двигателями маховиками(ДМ).

Были рассмотрены виды и модели ДМ а также их характеристики. Модель ДМ была создана в среде Matlab Simulink.

Работа содержит введение, четыре раздела, заключение, список литературы и приложения.

В дипломной работе использовано 8 таблиц, 19 рисунков, 15 источников литературы, 1 приложение, Общий объем дипломной работы составляет 59 страниц.

Abstract

Thesis is dedicated to the development of guidance and stabilization of the spacecraft (SC) engine flywheel (DM).

Species were examined and the model of the flywheel as well as their characteristics. Model flywheel was created in an environment Matlab Simulink.

The work includes an introduction, four chapters, conclusion, references and appendices.

The research paper is used 8 tables, 19 figures, 15 sources of literature, one application, the total amount of the thesis is 59 pages.

Аңдатпа

Диссертация ғарыш (SC) маховик қозғалтқыштың (DM) басшылығымен және тұрақтандыру дамытуға арналған.

Species қарады және маховика моделі, сондай-ақ олардың сипаттамасы берілді. Модель маховик ортада Matlab Simulink құрылды.

Жұмыс кіріспеден, төрт бөлімнен, қорытындыдан, пайдаланылған әдебиеттер мен қосымшалар кіреді.

Ғылыми-зерттеу қағаз Диссертациялық жалпы сомасы 59 бет болып табылады, 8 кестелер, 19 қайраткерлері, әдебиет 15 көздерін, бір қолданбаны пайдаланылады.

Содержание

Введение 7
1 Разработка систем стабилизации КА двигателями-маховиками 8
1.1 Ориентация и стабилизация 8
1.2 Двигатели-маховики для систем ориентации космических аппаратов 12
1.3 Принципы построения систем угловой стабилизации с использованием двигателей-маховиков 14
1.4 Система угловой стабилизации с линейным законом управления 18
1.5 Нелинейные системы с двигателями-маховиками 24
1.6 ДМ для КА 29
2 Математическая часть 33
2.1 Модель ДМ 37
3 Безопасность жизнедеятельности 42
3.1 Характеристика космического мусора 42
3.2 Расчет столкновений космических аппаратов с мусором 44
3.3 Национальные организации 47
3.4 Синдром Кесслера 48
3.5 Перспективные способы очистки орбиты Земли 49
4 Экономическая часть 53
4.1 Технико-экономическое обоснование 53
4.2 Расчет трудоемкости разработки модели 53
4.3 Расчет затрат на разработку ПП 54
4.4 Расчет затрат на электроэнергию 55
4.5 Расчет затрат на оплату труда 56
4.6 Расчет затрат по социальному налогу 57
4.7 Расчет амортизационных отчислений 58
4.8 Расчет прочих затрат и себестоимости 59
Заключение 62
Список литературы 63
Приложение А 64

Введение

В настоящее время происходит интенсивное освоение космического пространства, которое ведется по обширной программе, включающей полеты как по околоземным орбитам, так и по траекториям к другим планетам Солнечной системы. Для успешного проведения научных экспериментов необходимо ориентировать и стабилизировать космические аппараты (КА) в пространстве. Решение этой задачи возложено на систему ориентации и стабилизации, от технических и эксплуатационных характеристик которой во многом зависит успех проводимых научных экспериментов в космосе. В связи с этим возникает необходимость в простых, надежных, легких, работающих в течение длительного времени с минимальными затратами энергии системах ориентации и стабилизации КА.

Одними из первых нашли свое практическое применение системы угловой стабилизации с двигателями-маховиками за счет своей конструктивной простоты в сочетании с достаточно высокой точностью. Одними из недостатков систем с двигателями-маховиками являются ограниченный ресурс и способность входить в режим насыщения. Один из недостатков объясняется наличием трущихся частей (подшипники привода и маховика), другой — максимально допустимой скоростью вращения.

1 Разработка систем стабилизации КА двигателями-маховиками

1.1 Ориентация и стабилизация

Первые искусственные спутники вращались в пространстве, не имея никакой ориентации. В связи с увеличением объема задач, возложенных на искусственные спутники, и по мере развития космической техники возникла необходимость ориентировать и стабилизировать их во время полета. Решение этой задачи возложено на систему ориентации и стабилизации. Ориентированные во время полета КА 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.

Успех научно-исследовательских работ, проводимых в космическом пространстве с помощью космических аппаратов, в основном зависит от технических и эксплуатационных характеристик систем ориентации и стабилизации. Поэтому имеется необходимость в легких, точных, надежных, простых, работающих в течение длительного времени с минимальными затратами энергии системах ориентации и стабилизации КА. Правильный выбор систем ориентации и стабилизации позволяет успешно осуществлять проведение таких научных экспериментов, как возвращение на Землю спутника или космического аппарата; наблюдение за Солнцем и исследование явлений, происходящих на нем; использование системы ретрансляционных спутников для целей глобальной радиосвязи и телевидения; использование спутников для метеорологических и геодезических целей и других экспериментов в межпланетном пространстве.

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

В этой связи большой научный и практический интерес представляет разработка пассивных и комбинированных систем ориентации и стабилизации, основанных 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.

Ориентация — это процесс, в результате которого КА 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 КА 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 КА от опорной системы координат. Система стабилизации придает летательному аппарату способность после определенной ориентации в пространстве восстанавливать свое первоначальное положение, нарушенное внутренними или внешними возмущающими воздействиями, или сопротивляться действию возмущений.

Таким образом, система управления угловым движением КА относительно центра масс делится на две: систему ориентации, реализующую опорную систему координат и первоначально совмещающую с ней связанную с КА систему координат, и систему стабилизации, использующую информацию системы ориентации об угловом отклонении КА от заданного направления в пространстве и ликвидирующую с помощью различного рода устройств это отклонение. Можно сказать, что первая система управляет в пространстве положением КА ”в большом” , а вторая управляет положением КА в ’’малом”, т.е. управляет аппаратом относительно положения уже заданного системой ориентации, совмещая связанную систему координат с опорной системой. Система стабилизации и система ориентации образуют вместе с КА сложную взаимосвязанную динамическую систему управления угловым движением.

Кроме ориентации и стабилизации, система управления угловым движением КА выполняет также функции успокоения. Последние заключаются в том, чтобы за короткое время погасить большие угловые скорости, возникающие, например, в момент отделения КА от ракеты-носителя и достигающие нескольких градусов в секунду. Для гашения больших начальных угловых скоростей и ориентации КА в пространстве заданным образом используются специальные системы предварительного успокоения.

Существующие и разрабатываемые в настоящее время 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 КА 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 КА, 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, магнигоприводы, гироскопические и оптические чувствительные элементы и т.п. Активные системы целесообразно подразделить на две подгруппы: на системы, использующие рабочее тело (газореактивные системы), и на системы, использующие рабочее тело (с двигателями-маховиками, гироскопическими исполнительными органами с магнигоприводом и др.).

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 КА, 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 КА 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 КА 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 КА 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 КА 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.

Комбинированные системы, представляющие собой сочетание газореактивной системы предварительного успокоения (СПУ) с пассивной аэродинамической системой ориентации, применялись на различных спутниках серии ’’Космос”. Здесь газореактивная система использовалась в качестве системы предварительного успокоения, а пассивная — для дальнейшей длительной ориентации и стабилизации искусственного спутника.

Комбинированные системы ориентации и стабилизации целесообразно использовать также для КА, состоящих из нескольких тел, каждое из которых должно ориентироваться с неодинаковой точностью в разных направлениях в течение всего полета. В этих случаях для частей аппарата, ориентируемых с низкой точностью в течение длительного времени, желательно применять пассивные системы, а для частей, ориентируемых с высокой точностью, — активные.

Если от системы ориентации и стабилизации в течение только небольшого времени необходима высокая точность ориентации, а в остальное время требуется невысокая точность, или КА вообще может быть не ориентирован, то выгодно применять комбинированные системы. В этих случаях КА в течение всего времени существования ориентируется и стабилизируется с низкой точностью при помощи пассивной системы и только в моменты времени, когда требуется высокая точность, включается активная система ориентации и стабилизации. Так как КА уже грубо ориентирован пассивной системой, то активная система быстрее и с меньшими энергетическими затратами ориентирует аппарат в заданном направлении с требуемой точностью. Здесь пассивная система как бы выполняет функции ’’дежурной системы”.

1.2 Двигатели-маховики для систем ориентации космических аппаратов

Двигатели-маховики предназначены для использования в качестве исполнительного органа систем стабилизации и ориентации средних и малых КА с длительным сроком службы (рис. 1.1). Функции маховой массы выполняет ротор с постоянными магнитами, расположенными на максимально возможном диаметре. В двигателях-маховиках максимально снижены тормозные моменты. Электродвигатель обеспечивает реверсивное вращение ротора-маховика, его торможение, а величина создаваемого им вращающего (управляющего) момента при этом может плавно меняться в заданном диапазоне в соответствии с сигналом управления, подаваемым на вход двигателя-маховика. Двигатели-маховики для управления КА объединяются в комплекс из трех, четырех или шести управляющих двигателей-маховиков. Внешний вид одного из управляющих двигателей-маховиков показан на рис 1.1.

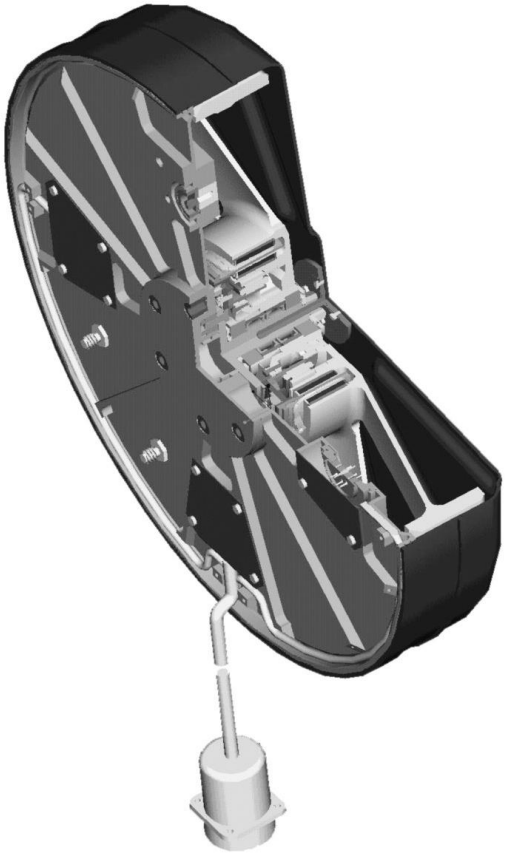


Рис. 1.1 – Общий вид двигателя-маховика

Двигатель-маховик предназначен для создания управляющих моментов по оси ротора. ДМ выполнен из унифицированных модульных узлов:

– ротора;
– корпуса с крепежным фланцем;
– защитного кожуха;
– двух радиально-упорных шарикоподшипников(ШП);

– бесконтактного двигателя постоянного тока с датчиком положения ротора (ДПР);

– двух динамических узлов подпитки ШП маслом;

– датчика температуры ШП;

– кабеля с вилкой.

На рис. 1.2 представлена упрощенная принципиальная схема системы поддержания постоянства скорости вращения при помощи маховика. Спутник управляется относительно оси тангажа путем регулируемого обмена кинетическим моментом между корпусом и маховиком. Цель управления заключается в точном поддержании величины кинетического момента одного оборота на орбите. Маховик служит источником кинетической энергии, необходимой для компенсации любых изменений в величине кинетического момента всей системы, вызванных различными возмущениями.

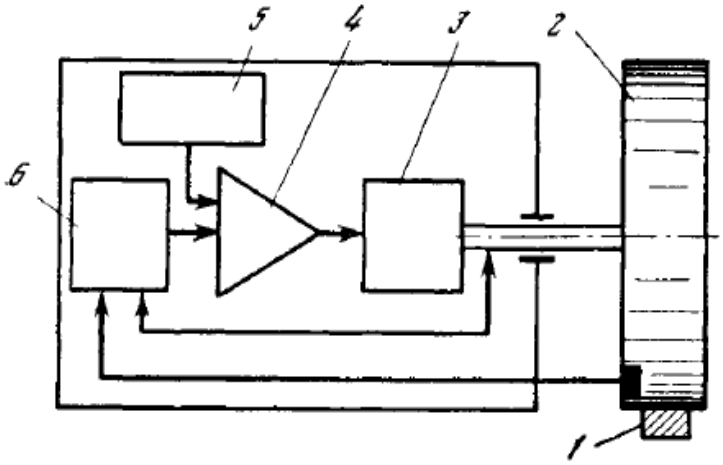


Рис. 1.2 – Принципиальная схема системы стабилизации угловой скорости с маховиком

1- датчик угла тангажа
2- маховик
3- двигатель
4- усилитель
5- датчик угловой скорости
6- сравнивающее устройство

Для ≪спутника-колеса≫ очень важно стабилизировать не только абсолютную скорость его вращения, но и угловое положение вертикальной оси связанной системы координат в каждой точке орбиты. Очевидно, что в этом случае система управления должна строиться по замкнутому принципу с непрерывным регулированием (линейным или нелинейным) не только угловой скорости ϑ, но и угла ϑ.

В качестве чувствительных элементов этой системы используются датчик угла тангажа 1 (рис. 1.2), расположенный на маховике 2. Датчиком угла тангажа может служить оптический датчик горизонта, а измерителем отклонения угловой скорости 5 — датчик, например, центробежного типа.

При наличии отклонения оси Oy' полусвязанной системы координат от направления текущей вертикали (ось орбитальной системы координат Oy_0) в сравнивающем устройстве 6 вырабатывается команда на ликвидацию этого отклонения. Точно так же на вход сравнивающего устройства поступает команда при наличии отклонения ϑ от программного значения $\vartheta_п$.

Результирующий сигнал далее вводится в усилитель 4, а затем на двигатель маховика 3. Этот двигатель изменяет скорость маховика так, чтобы устранить возникшее рассогласование в угловом положении и угловой скорости КА.

Недостатком рассмотренной системы является необходимость выноса маховика из внутреннего пространства спутника. Кроме того, консольное крепление маховика по отношению к корпусу аппарата приводит к дополнительным вибрациям и ускоренному износу его подшипников.

В том случае, если нет необходимости в стабилизации угла тангажа, система регулирования угловой скорости собственного вращения может быть построена по более простому принципу.

Маховик 1 (рис 1.3), размещенный внутри КА, управляется контактной группой 4 от центробежного регулятора 3 посредством двигателя 2. При уменьшении угловой скорости КА на величину $\Delta\vartheta=\vartheta_п - \vartheta$ необходимо увеличить угловую скорость маховика на величину $\Delta\omega_м$. Как только в результате разгона маховика отклонение угловой скорости $\Delta\vartheta$ станет равным нулю, центробежный регулятор разорвет цепь питания двигателя и маховик будет вращаться с постоянной угловой скоростью. При увеличении угловой скорости КА маховик, наоборот, должен тормозиться. Однако этот режим, как уже упоминалось ранее, маловероятен, поскольку возмущающие моменты являются тормозящими.

Постоянная компенсация уменьшения скорости собственного вращения КА должна достигаться за счет увеличения скорости вращения маховика $\omega_м$. Это увеличение не может быть безграничным из-за предельных возможностей электрического двигателя и допустимого предела прочности материала маховика. В итоге наступит так называемое насыщение маховика и система утратит работоспособность. С целью возвращения системы в рабочее состояние необходимо иметь дополнительную систему разгрузки с исполнительными органами типа реактивных сопел. В этом заключается существенный недостаток системы с двигателями-маховиками.

1.3 Принципы построения систем угловой стабилизации с использованием двигателей-маховиков

Системы угловой стабилизации с двигателями-маховиками строятся по принципу замкнутых систем автоматического регулирования. Конструктивная простота в сочетании с достаточно высокой точностью объясняют тот факт, что эти системы одни из первых нашли практическое применение. Основными недостатками систем с двигателями-маховиками являются ограниченный ресурс и способность входить .в режим насыщения. Первый недостаток объясняется наличием трущихся частей (подшипники привода и маховика), второй — максимально допустимой скоростью вращения.

В основу принципа действия систем, использующих в качестве исполнительных органов вращающиеся массы, положен закон сохранения момента количества движения.

Основными режимами работы систем с двигателями-маховиками являются:

— режим стабилизации (ориентации) углового положения аппарата;

— режим сброса кинетического момента;

— режим программных разворотов;

— режим стабилизации угловой скорости аппарата, стабилизированного вращением.

Рассмотрим особенности каждого режима на примере канала тангажа, предполагая, что каналы рыскания и вращения работают идеально. Допустим, что момент внешних сил M_z (рис. 1.3) стремится отклонить аппарат от первоначального положения. Угол отклонения измеряет, например, ИКВ и выдает электрический сигнал в усилитель- преобразователь (УП), который выработает команду на изменение угловой скорости маховика ω_M таким образом, чтобы ликвидировать возникшее отклонение ϑ.

Изменение угловой скорости маховика может быть достигнуто торможением или разгоном за счет приложения к маховику постоянного или переменного во времени момента $M_\partial(t)$. Характер момента определяется типом привода. Если $|M_д|$=const, то система угловой стабилизации может быть построена только по нелинейному принципу.

Для компенсации постоянно действующего момента M_z маховик должен постоянно разгоняться. После того как скорость маховика достигнет предельного значения, моменту M_z ничто не будет препятствовать отклонять аппарат по углу тангажа, т. е. система входит в режим насыщения. Вернуть ее в рабочее состояние можно только при помощи других исполнительных органов, например, реактивных сопел или электрических катушек. Начало режима насыщения определяется при помощи тахогенератора (ТГ), установленного на валу двигателя маховика.

В режиме сброса кинетического момента маховик тормозится до нулевой или номинальной скорости. Резервные исполнительные органы при этом должны создать управляющий момент, превышающий сумму момента внешних сил и моментов, возникающего при торможении маховика.

Если необходимо осуществить программные развороты КА, то к маховику должен быть приложен момент $\pm M_\partial(t)$ или $\pm M_\partial$. Выбор знака этого момента зависит от направления разворота. Реактивный момент $\pm M_\partial$ вызовет появление угловой скорости КА. По мере приближения аппарата к программному значению угла ϑ_∂ угловая скорость $\dot{\vartheta}_n$ и возникшие при этом колебания должны демпфироваться.

Вращающийся маховик как аккумулятор кинетической энергии может быть использован для поддержания постоянства угловой скорости КА, стабилизированных вращением. В этом режиме торможение заранее раскрученного маховика эквивалентно компенсации потерь скорости

собственного вращения аппарата, обусловленных различными тормозящими факторами.

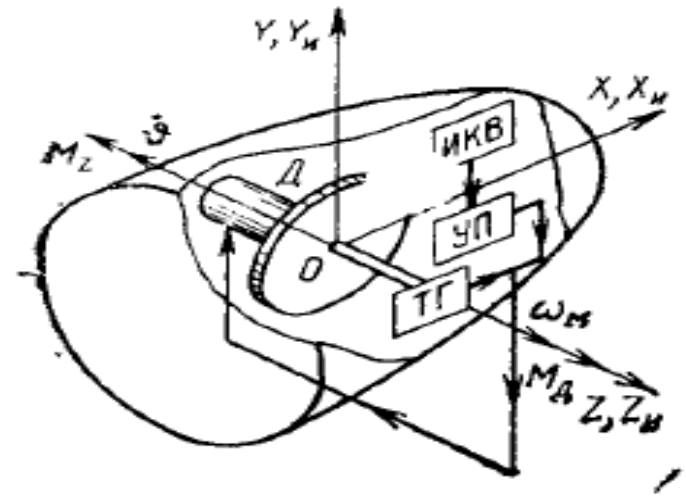


Рис. 1.3 – Схема одного канала системы угловой стабилизации с двигателем-маховиком

В соответствии с рис. 1.3 и сделанными ранее допущениями уравнение движения КА запишем в виде:

$$I_{ZM}\ddot{\vartheta} = M_Z - M_Д\,, \tag{1.1}$$

а уравнение движения маховика:

$$I_M(\dot{\omega}_M - \ddot{\vartheta}) = M_Д\,, \tag{1.2}$$

где I_M - момент инерции маховика и вращающихся частей привода. Сложив (1.1) и (1.2), получим:

$$(I_{ZM} - I_M)\ddot{\vartheta} + I_M\dot{\omega}_M = M_Z\,. \tag{1.3}$$

В режиме стабилизации при нулевых начальных условиях и $M_z = const$ интегрирование уравнения (1.3) дает:

$$\dot{\vartheta} = \frac{1}{I_z}(M_z t - I_M\omega_M) \tag{1.4}$$

где $I_z = I_{zM} - I_M$ – момент инерции аппарата со снятым маховиком.

Для этого режима необходимо потребовать, чтобы $\dot{\vartheta} = 0$, тогда из (1.4) получим

$$\omega_M = \frac{M_z}{I_M}t\,. \tag{1.5}$$

Следовательно, для решения данной задачи необходимо постоянно увеличивать угловую скорость маховика. Очевидно, что это может длиться до тех пор, пока $\omega_M \le \omega_{м.н}$, где $\omega_{м.н}$ – угловая скорость маховика, соответствующая началу режима насыщения

$$t_н = \frac{H_M}{M_Z}, \tag{1.6}$$

где $H_M = I_M \omega_{M.H}$ – кинетический момент маховика, соответствующий скорости $\omega_{M.H}$.

Если внешний возмущающий момент изменяется по гармонического закону

$$M_Z = M_{Z0} \sin at,$$

Где M_{Z0}, a – амплитудное значение и круговая частота изменения внешнего момента, то решение уравнения (1.3) запишется следующим образом:

$$\dot{\vartheta} = \frac{1}{I_Z}\left(\frac{M_{Z0}}{a}\cos at + I_M \omega_M\right). \tag{1.7}$$

Задав, как и ранее, $\dot{\vartheta} = 0$, получим

$$\omega_M = -\frac{M_{Z0}}{I_M a}\cos at. \tag{1.8}$$

Из этого выражения следует важный вывод: если $H_M / M_{Z0} < t_H$, то режим насыщения не опасен. Этим объясняется то обстоятельство, что маховики успешно работают при гармонических возмущениях.

Если $M_Z = 0$, то при тех же начальных условиях из (1.3) получим

$$\dot{\vartheta} = -\frac{I_M}{I_Z}\omega_M. \tag{1.9}$$

Так как $I_Z > I_M$, то всегда $|\dot{\vartheta}| < |\omega_M|$.

При программных разворотах для сообщения КА угловой скорости $\Delta\dot{\vartheta}$ достаточно раскрутить маховик до угловой скорости $\Delta\omega_M$.

В режиме стабилизации кинетического момента КА, вращающегося с угловой скоростью $\dot{\vartheta}_0$, при отсутствии тормозящих факторов имеем

$$\dot{\vartheta}_0 = -\frac{I_M}{I_Z}\omega_{M0}, \tag{1.10}$$

где ω_{M0} – начальное значение угловой скорости маховика.

Если в течение времени $t=t_1$ по оси собственного вращения аппарата действовал тормозящий момент $-M_{zT}$, то, интегрируя (1.3) при нулевых начальных условиях, получим

$$\dot{\vartheta}_0 - \Delta\dot{\vartheta} = -\frac{1}{I_Z}[M_{ZT}t_1 + I_M(\omega_{M0} - \Delta\omega_M)]. \tag{1.11}$$

Очевидно, что $\Delta\dot{\vartheta}$, будет равно нулю только в том случае, если

$$\Delta\omega_M = \frac{M_{ZT}}{I_M}t_1,$$

т. е. маховик должен уменьшить на эту величину скорость вращения и тем самым передать часть кинетической энергии аппарату.

В системах с ДМ могут использоваться линейные и нелинейные законы управления. Выбор закона управления обусловливается требованиями точности, предъявляемыми к СУС. При выборе закона управления необходимо также исходить из наличия технологически отработанных элементов СУС: датчиков углового положения, устройств для привода маховиков и т. п. Так, использование ИКВ, имеющей сугубо нелинейную статическую характеристику, или применение в качестве привода маховика асинхронного электрического двигателя, заранее исключают возможность построения СУС с пропорциональным регулированием.

1.4 Система угловой стабилизации с линейным законом управления

Предположим, что датчики углового положения и угловой скорости имеют линейные характеристики. Как и ранее, исследование проведем на примере канала тангажа, полагая идеальной работу других каналов, а углы отклонения КА считая малыми. Допустим, что привод маховика позволяет осуществить закон управления

$$\dot{\omega}_M = \frac{1}{I_M}\kappa_\vartheta\vartheta, \tag{1.12}$$

где κ_ϑ – передаточный коэффициент.

Подставив это выражение в уравнение движения (1.3), получим

$$\ddot{\vartheta} + \omega^2\vartheta = W_Z, \tag{1.13}$$

Где $\omega^2 = \dfrac{\kappa_\vartheta}{I_Z}$ – собственная частота СУС; $W_Z = \dfrac{M_Z}{I_Z}$ – угловое ускорение, обусловленное возмущающим воздействием.

При нулевых начальных условиях решение уравнения (1.13) имеет вид

$$\vartheta = \frac{W_Z}{\omega 2}(1 - \cos \omega t). \tag{1.14}$$

Из этого выражения и уравнения (1.12) следует, что космический аппарат будет совершать незатухающие колебания относительно смещенного положения, представляющего собой статическую ошибку

$$\vartheta_{CT} = \frac{M_Z}{\kappa_\vartheta}. \tag{1.15}$$

Период колебаний будет равен

$$T = 2\pi (I_Z \kappa_\vartheta)^{1/2}. \tag{1.16}$$

Для определения характера изменения скорости маховика выражение (1.14) подставим в уравнение (3.12), и после интегрирования получим

$$\omega_M = \frac{M_Z}{I_M}\left(t - \frac{1}{\omega}\sin \omega t\right). \tag{1.17}$$

Если $\omega_M = \omega_{M.H.}$, то время насыщения маховика, найденное из этого выражения, совпадает с $t_П$, определяемого формулой (1.6).

При законе управления (1.12) как аппарат, так и маховик совершают незатухающие колебания. С точки зрения точности стабилизации такое движение КА нежелательно. В этом режиме маховик и обслуживающая его аппаратура будут постоянно находиться в рабочем состоянии, что в конечном счете может отрицательно повлиять на ресурс системы угловой стабилизации. Наоборот, с энергетической точки зрения колебательный -режим может оказаться целесообразным, если учесть возможность переключения двигателя-маховика в режим генератора при его торможении.

Введем в рассматриваемую систему демпфирование. Прежде всего в механической системе аппарат — маховик имеются диссипативные моменты, обусловленные наличием вязкого трения в опорах и различными электромагнитными процессами, протекающими в двигателе. В первом приближении эти моменты пропорциональны угловой скорости $\dot{\vartheta}$.

Известно, что естественного демпфирования в системах такого рода недостаточно для того, чтобы получить быстросходящийся апериодический переходный процесс. Поэтому введем в закон управления производную от стабилизируемого параметра, полагая, что она формируется при помощи

датчика угловой скорости. Обозначив коэффициент суммарного демпфирования $\kappa_{\dot{\vartheta}}$, уравнение движения системы запишем в виде

$$I_Z\ddot{\vartheta}+\kappa_{\vartheta}\dot{\vartheta}+\kappa_{\vartheta}\vartheta=M_Z\,.$$

(1.18)

Решение этого уравнения можно представить следующим образом:

$$\vartheta(t)=\frac{W_Z}{\omega^2}\left[1+\frac{e^{\mu\omega t}}{\sqrt{1-\mu^2}}\sin(\omega\sqrt{1-\mu^2}t+\tau)\right], \qquad (1.19)$$

где $\mu=\kappa/2\omega I_Z$; $\tau=arctg\sqrt{1-\mu^2}-\mu$.

Первое слагаемое выражения (1.19) определяет собой статическую ошибку. Подставив ее значение в закон управления и интегрируя, получим

$$\omega_M=\frac{W}{I_M\omega^2}\kappa t\,,$$

(1.20)

или

$$\omega_M=\frac{M_Z}{I_M}t, \qquad (1.21)$$

которое в точности совпадает с первым слагаемым выражения (1.17). Следовательно, внутреннее демпфирование системы КА – ДМ не в состоянии как-либо повлиять на режим насыщения.

Если на КА действует гармонический возмущающий момент

$$M_Z=M_{Z0}\cos at\,,$$

то решая уравнение (1.13), получим

$$\vartheta(t)=\frac{W_{Z0}}{(\omega^2-a^2)}(\cos at-\cos\omega t)\,, \qquad (1.22)$$

а из формулы (1.12)

$$\omega_M(t)=\frac{\kappa_{\vartheta}W_{Z0}}{I_M a\omega(\omega^2-a^2)}(\omega\sin at-a\sin\omega t)\,. \qquad (1.23)$$

При $\omega>a$ амплитудное значение низкочастотной гармоники должно отвечать условию

$$\omega_{M0}<\omega_{M.H.}=\frac{\kappa M_{Z0}}{I_M I_Z(\omega^2-a^2)a}\,. \qquad (1.24)$$

Рассмотрим линейную систему угловой стабилизации с двигателями-маховиками с позиции теории автоматического регулирования. Полагая датчик угла и усилитель безынерционными звеньями, их передаточные функции представим в виде

$$W_{\vartheta}(S) = \kappa_{\vartheta}$$

(1.25)

и

$$W_{y}(s) = \kappa_{y}.$$

(1.26)

В первом приближении датчик угловой скорости можно считать идеальным дифференцирующим звеном с передаточной функцией

$$W_{\dot{\vartheta}}(s) = \kappa_{\vartheta} s. \qquad (1.27)$$

Привод маховика чаще всего является апериодическим звеном второго порядка, передаточная функция которого соответствует выражению

$$W_{П}(s) = \frac{\kappa_{П}}{T^2 s^2 + 2\xi T s + 1},$$

(1.28)

где

$$T^2 = \frac{IL}{c_м c_e}; \ \xi = \frac{R}{2\sqrt{L}}\sqrt{I c_M c_e}; \ \kappa_n = \frac{1}{c_e}$$

I – момент инерции всех вращающихся частей, кроме маховика, приведенных к валу двигателя; L – индуктивность якорной цепи; c_M, c_e конструктивные постоянные; R – активное сопротивление якорной цепи.

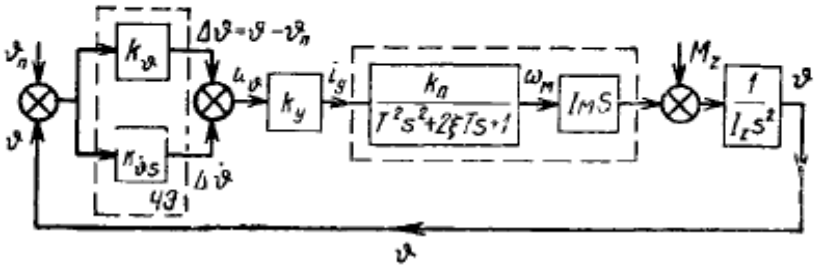


Рис. 1.4 – Структурная схема линейной системы

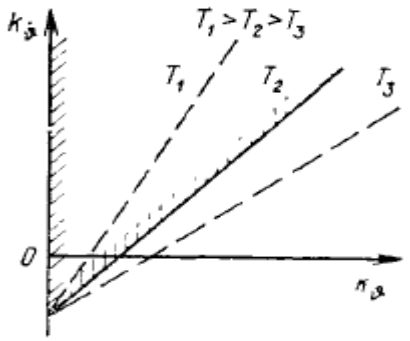


Рис. 1.5 – Область устойчивости системы с двигателем-маховиком в системе координат $\kappa_\vartheta, \kappa_{\dot\vartheta}$

Заметим, что приведенные соотношения справедливы для электрического двигателя с независимым возбуждением, управляемым по цепи якоря, когда $1 \le \xi < \infty$.

Передаточные функции маховика и объекта регулирования (КА) можно представить следующим образом:

$$W_M(s) = I_M S\,;$$

(1.28)

$$W_o(s) = \frac{1}{I_z s^2}\,.$$

(1.30)

Структурная схема канала тангажа, составленная на основании выражений (1.25) – (1.30) и функциональных связей блок-схемы (см. рис. 1.3), приведенная на рис. 1.4. В соответствии с этой структурной схемой передаточная функция замкнутой системы по возмущающему воздействию M_z имеет вид

$$\Phi(s) = \frac{T^2 s^2 + 2\xi T s + 1}{s\left[I_Z T^2 s^3 + 2\xi I_Z T s^2 + (I_Z + \kappa_y \kappa_П \kappa_{\dot\vartheta} I_M)s + \kappa_\vartheta \kappa_y \kappa_Л I_M\right]}.$$

(1.31)

Данное выражение позволяет найти статическую ошибку системы

$$\vartheta_{CT} = \frac{M_Z}{\kappa_y \kappa_П \kappa_\vartheta I_M}\,.$$

(1.32)

Характеристическим уравнением системы является выражение

$$a_0 s^3 + a_1 s^2 + a_2 s + a_3 = 0,$$

(1.33)

где $a_0 = I_Z T^2; a_1 = 2 I_Z \xi T; a_2 = I_Z + \kappa_y \kappa_П \kappa_\vartheta I_M; a_3 = \kappa_y \kappa_П \kappa_\vartheta I_M$.

Необходимое условие устойчивости по критерию Гурвицы выполнено: все коэффициенты характеристического уравнения положительные. Достаточное условие $a_1 a_2 - a_0 a_3 > 0$ позволяет определить границу колебательной устойчивости:

$$\kappa_\vartheta = \frac{T}{2\xi}\kappa_\vartheta - \frac{I_Z}{\kappa_y \kappa_П I_M}.$$

(1.34)

Область устойчивости, определенная в системе координат $(\kappa_\vartheta, \kappa_{\dot\vartheta})$, приведенная на рис. 1.5.

Из выражения (1.34) следует что чем больше Т, тем меньше область устойчивости. С увеличением I_M, κ_y и $\kappa_П$ область устойчивости расширяется.

Определим энергетические затраты для рассмотренных режимов системы угловой стабилизации с двигателями-маховиками. Выражение для потребной мощности имеет вид

$$P(t) = M_\partial(t)\omega_M(t).$$

(1.35)

Если M_Z=cosnt, $M_\partial(t) = M_Z(1 - \cos\omega t)$, то подставив эти значения в формулу (1.35), получим

$$P(t) = \frac{M_Z^2}{I_M}(t - \frac{1}{\omega}\sin\omega t)(1 - \cos\omega t).$$

Для того чтобы определить энергию, затрачиваемую маховиком на преодоление M_Z, необходимо проинтегрировать выражение $P(t)$ и вычислить значение интеграла на заданном отрезке времени:

$$E = \int_0^{t_0} P(t)dt.$$

Если $t_0 = \pi/\omega$, то

$$E = 12{,}18 \frac{M_Z^2}{I_M \omega^2} .$$

(1.36)

При гармоническом возмущающем моменте

$$P(t) = \frac{\kappa_\vartheta^2 M_{Z0}^2}{I_M I_Z^2 a\omega(\omega^2 - a^2)} (\omega \sin at - a \sin \omega t) .$$

(1.37)

Для достаточно жесткой системы (κ_ϑ велико) это выражение можно упростить:

$$P(t) \approx \frac{M_{Z0} \sin at}{I_M a} (\cos at - \cos \omega t) . \qquad (1.38)$$

Энергия, затрачиваемая маховиком за время $t = \pi / a$, определяется формулой

$$E = \frac{M_{Z0}^2}{I_M a^2} , \qquad (1.39)$$

Системы с двигателями-маховиками среди всех типов СУС отличаются очень сильными гироскопическими и инерционными перекрестными связями. Поэтому совместное исследование трех каналов не дает возможности получить простых аналитических зависимостей, описывающих характер движения космического аппарата, снабженного двигателями-маховиками. В работе сделана попытка такого исследования. Однако такие задачи удобнее всего решать с применением вычислительной техники, имея конкретные параметры системы и объекта стабилизации.

1.5 Нелинейные системы с двигателями-маховиками

Допустим, что чувствительные элементы системы угловой стабилизации имеют релейные характеристики, а двигатель-маховик в состоянии прикладывать к аппарату только три значения момента $+M_д, -M_т, 0$. Будем также считать, что $|M_д| = |M_T|$, т.е. моменты одинаковы по величине как при разгоне, так и при торможении.

Нелинейный закон управления зададим в виде

$$\Phi(\vartheta,\dot{\vartheta}) = \begin{cases} -1 \ \ при \ \vartheta > \vartheta_1 \ ; \dot{\vartheta} > -\dot{\vartheta}_1; \\ \ \ 0 \ \ при \ |\vartheta| < |\vartheta_1|; \ |\dot{\vartheta}| < |\dot{\vartheta}_1|; \\ +1 \ \ при \ \vartheta < -\vartheta_1; \ \dot{\vartheta} < \dot{\vartheta}_1, \end{cases}$$

(1.40)

где $\vartheta_1, \dot{\vartheta}_1$ – зоны нечувствительности ИКВ и ДУС. Условимся, что $\Phi(\vartheta,\dot{\vartheta}) = -1$ соответствует торможению, а $\Phi(\vartheta,\dot{\vartheta}) = +1$ – разгону маховика.

Исследование выполним методом фазовой плоскости. В соответствии с заданным законом управления и статическими характеристиками чувствительных элементов на рис. 3.4 изображены линии переключения маховика.

Учитывая сделанные допущения, уравнение движения КА запишем в виде

$$I_Z \ddot{\vartheta} = M_\partial \Phi(\vartheta,\dot{\vartheta}) - M_Z \ ,$$

(1.41)

или

$$\ddot{\vartheta} = W_\partial \Phi(\vartheta,\dot{\vartheta}) - W_Z \ ,$$

(1.42)

где $W_\partial = \dfrac{M_\partial}{I_Z}; W_Z = \dfrac{M_Z}{I_Z}$ – угловые ускорения, приобретаемые аппаратом под действием моментов M_∂ и M_Z.

Вначале рассмотрим поведение системы при $M_Z = 0$ и $\vartheta = -\vartheta_0; \ \dot{\vartheta} = \dot{\vartheta}_0$. На фазовой плоскости начальное состояние космического аппарата по углу тангажа соответствует точен 1. Эта точка может характеризовать состояние аппарата после отстыковки его от ракеты-носителя. Данным начальным условиям соответствует уравнение движения

$$\ddot{\vartheta} = 0 \ .$$

(1.43)

Так как $\ddot{\vartheta} = \dfrac{d\dot{\vartheta}}{dt}$, а $dt = \dfrac{d\vartheta}{\dot{\vartheta}}$, то

$$\ddot{\vartheta} = \frac{\dot{\vartheta} d\dot{\vartheta}}{d\vartheta} = 0 \ .$$

(1.44)

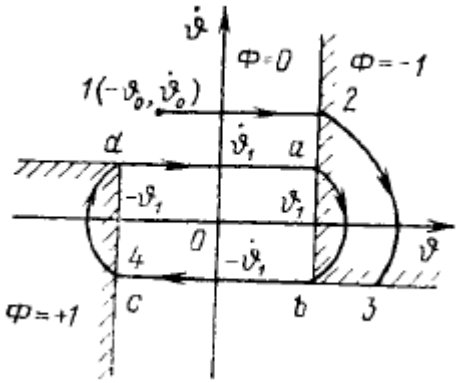


Рис. 1.6 – Фазовый портрет системы с релейными характеристиками чувствительных элементов

Интегрируя числитель и знаменатель этого выражения, получим фазовой траектории

$$\dot{\vartheta} = \dot{\vartheta}_0;\ \dot{\vartheta} + \vartheta_0 \to \infty.$$

(1.45)

Таким образом, изображающая точка будет двигаться параллельно оси абсцисс до встречи с линией переключения $\vartheta = \vartheta_1$. Физически это соответствует вращению КА по инерции с выключенным приводом маховика. На линии переключения ИКВ включится двигатель маховика на торможение с таким расчетом, чтобы создать ускорение $-W_\partial$.

Точке 2 с координатами $(\vartheta_1, \dot{\vartheta}_0)$ будет соответствовать уравнение движения

$$\dot{\vartheta} d\dot{\vartheta} = -W_\partial d\vartheta, \qquad (1.46)$$

после интегрирования которого получим уравнение фазовой траектории

$$\dot{\vartheta}^2 - \dot{\vartheta}_0^2 = -2W_\partial(\vartheta - \vartheta_1).$$

(1.47)

На фазовом портрете это уравнение может быть представлено параболой, вершина которой лежит на оси ϑ и удалена от начала координат на величину $\vartheta_1 + \dot{\vartheta}_0^2 / 2W_\partial$. В точке 3 по команде датчика угловой скорости маховик будет выведен из режима торможения и далее КА будет двигаться с постоянной угловой скоростью $\vartheta_3 = -\dot{\vartheta}_1$. В точке 4 ИКВ даст маховику команду на разгон, и изображающая точка будет двигаться по траектории, соответствующей уравнению параболы

$$\dot{\vartheta}_2 - \dot{\vartheta}_0^2 = -2W_\partial(\vartheta + \vartheta_1),$$

(1.48)

вершина которой имеет координаты $(-\vartheta_1 + \dot{\vartheta}_1^2 / 2W_\partial, 0)$.

Если в такой же последовательности проследить в дальнейшее движение изображающей точки, то можно убедиться в том, что в итоге наступит автоколебательный процесс, которому на рис. 1.6 соответствует контур $abcd$.

Период автоколебаний может быть найден из формулы

$$t_a = 4\left(\frac{\vartheta_1}{\dot{\vartheta}_1} + \frac{\dot{\vartheta}_1}{W_\partial}\right). \qquad (1.49)$$

Определим энергию, затрачиваемую маховиком за один цикл автоколебаний. Будем считать, что при торможении маховика (участок ab) двигатель не переключается в генераторный режим. В противном случае полная энергия без учета потерь была бы равна нулю. Переключение двигателя в режим торможения осуществляется коммутационной аппаратурой. Очевидно, что расход энергии при этом можно также не принимать во внимание по сравнению с энергетическими затратами, потребными для разгона маховика на участке cd.

Уравнение движения для этого участка имеет вид

$$\ddot{\vartheta} = W_\partial,$$

(1.50)

откуда с учетом начальных условий, соответствующих на фазовой плоскости точке 4, после интегрирования найдем

$$\dot{\vartheta} = W_\partial t - \dot{\vartheta}_1. \qquad (1.51)$$

Используя формулу (1.9), получим

$$\omega_M(t) = \frac{I_Z}{I_M}(W_\partial t - \dot{\vartheta}_1). \qquad (1.52)$$

Так как $M_\partial = const$, то

$$E = 2M_\partial \int_0^{\dot{\vartheta}_1 / W_\partial} \omega_M(t)dt.$$

(1.53)

Подставив в это выражение значение $\omega_M(t)$, после вычисления определенного интеграла запишем

$$E = \frac{I_Z^2 \dot{\vartheta}_1^2}{I_M} .$$

(1.54)

Расход энергии существенно зависит от зоны нечувствительности датчика угловой скорости, которая должна быть минимальной.

Средний расход энергии за период автоколебаний может быть найден из формулы

$$E_{ср} = \frac{t_{a.p}}{t_a} E ,$$

(1.55)

где $t_{a.p} = 2\frac{\dot{\vartheta}_1}{W_\partial}$ – время разгона маховика.

Если допустить, что $\vartheta_1 / \dot{\vartheta}_1 > \dot{\vartheta}_1 / W_\partial$, то $t_a \approx 4\frac{\vartheta_1}{\dot{\vartheta}_1}$, поэтому вращению маховика всегда препятствует момент сопротивления M_c , обусловленный силами трения. В условиях невесомости моменты трения значительно меньше, чем в земных условиях. Однако при угловых эволюциях аппарата в опорах ДМ возникнут моменты сил сухого трения, пропорциональные динамическим реакциям, действующим на эти опоры. Если маховик разгоняется, то момент M_c направлен против момента $M_д$, а если тормозится, то согласно с моментом $M_д$.

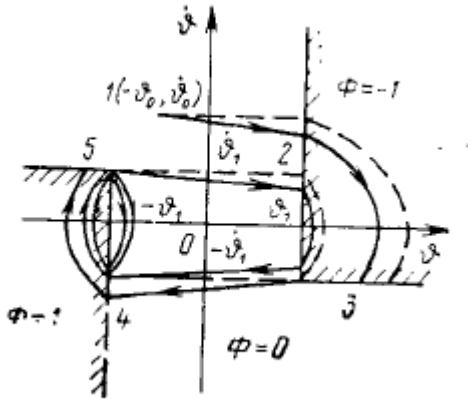


Рис.1.7 – Фазовый портрет системы с моментом сопротивления вращению маховика

Рассмотрим каким образом изменится фазовый портрет и параметры идеального автоколебательного цикла при наличии момента M_c. Уравнение движения КА для данного случая имеет вид

$$\dot{\vartheta} d\dot{\vartheta} = [W_{\partial}\Phi(\vartheta, \dot{\vartheta}) - \dot{W}c] d\vartheta ,$$

(1.56)

где $W_C = M_C / I_Z$.

Интегрируя это уравнение при начальных условиях, соответствующих точке 1 (рис. 1.7), получим

$$\dot{\vartheta}^2 - \dot{\vartheta}_0^2 = -2W_C(\vartheta + \vartheta_0) .$$

(1.57)

Это уравнение параболы с вершиной в точке $[\dot{\vartheta}_0^2 / 2W_C - \vartheta_0, 0]$. Следовательно, на участке 1–2 момент сопротивления способствует уменьшению скорости $\dot{\vartheta}_0$.

В точке 2 маховик начинает тормозиться, поэтому уравнение траектории изображающей точки изменится следующим образом:

$$\dot{\vartheta}^2 - \vartheta_2^2 = -2(W_{\partial} + W_C)(\vartheta - \vartheta_1) ,$$

а вершина параболы 2–3 будет отстоять от точки 0 на величину $\vartheta_1 + \dot{\vartheta}_2^2 / 2(W_{\partial} + W_C)$.

Так как $\dot{\vartheta}_2 < \vartheta_0$, а $W_{\partial} + W_C > W_{\partial}$, то по сравнению с идеальным случаем вершина параболы 2–3 будет лежать ближе к началу координат.

На участке 3–4 уравнение фазовой траектории имеет вид

$$\dot{\vartheta}^2 - \dot{\vartheta}_1^2 = -2W_c(\vartheta - \vartheta_1) .$$

Вершина это параболы будет лежать на положительной полуоси $O\vartheta$. В данном случае момент M_c направлен согласно оси – $O\vartheta$ и ухудшает условия входа системы в автоколебательный режим.

Рассуждая точно таким же образом, можно убедиться , что на участке 4–5 парабола, соответствующая идеальному автоколебательному циклу, окажется внутри параболы, построенной с учетом момента M_c.

В итоге автоколебательный цикл по сравнению с идеальным будет несколько деформирован. Отрезки параболы при торможении маховика будут короче, чем при разгоне. Это вполне соответствует сущности протекающих физических процессов. Действительно, силы сопротивления облегчают условия торможения маховика и препятствует его разгону.

1.6 ДМ для КА

Для уменьшения уровня вибрации и возмущающих моментов, возникающих при работе двигателей-маховиков в промежутке угловой

скорости вращения от 0 до 6000 об/мин следует на этапе проектирования провести оценку напряженного состояния конструкции ДМ под действием приложенных к системе постоянных во времени сил и определять собственные (резонансные) частоты. ДМ в основном применяются в сфере управления ориентацией КА малых размеров, масса которых составляет менее 500 кг. Двигатель-маховик представляет собой электрический двигатель, на валу которого установлен массивный маховик. Управление ориентацией КА осуществляется в соответствии с законом сохранения кинетического момента:

$$M_{упр}=dH/dt=J*(d\Omega/dt)=J*E, \qquad (1.1)$$

где H– кинетический момент ЭМИО;

J – момент инерции маховика;

Ω – угловая скорость вращения маховика;

E – угловое ускорение, развиваемое электродвигателем

ДМ является одним из основных элементов систем ориентации. С помощью его генерируются управляющие моменты для получения требуемой ориентации космического аппарата. Известные в настоящее время электромеханические исполнительные органы на основе двигателей-маховиков состоят из 3-х двигателей, установленных на жестком основании. Оси вращения их образуют ортогональную систему координат и совпадают с главными осевыми моментами инерции КА. Все известные электромеханические исполнительные органы на основе двигателей-маховиков имеют общий недостаток: для использования в 3-хосной системе ориентации необходимо (при отсутствии дублирования) иметь 3 двигателя-маховика. Целью предлагаемого изобретения является устранение вышеуказанного недостатка. Эта цель достигается с помощью установки на корпусе двигателя-маховика электромеханического исполнительного органа датчиков момента, оси которых перпендикулярны оси вращения маховой массы, при этом двигатель-маховик помещен в сферический корпус с фиксаторами, расположенными по ортогональным осям корпуса электромеханического исполнительного органа, а двигатель-маховик установлен с возможностью перемещения и может располагаться по трем взаимно перпендикулярным направлениям.

Сущность изобретения поясняется чертежами (все ниже перечисленные фигуры и части вы найдете в приложении А), где:

- на фигуре 1 показан общий вид предлагаемого трехосного электромеханического исполнительного органа на базе одного двигателя-маховика;
- на фигуре 2 показана конструкция двигателя-маховика;
- на фигуре 3 показан вид А (конструкция дана без кожуха и маховика);
- на фигуре 4 показана конструкция фиксаторов;
- на фигуре 5 структурная схема электромеханического исполнительного органа.

Предлагаемый трехосный электромеханический исполнительный орган, показанный на фигуре 1, состоит из двигателя-маховика 1, сферического корпуса 2 и фиксаторов 3.

Конструкция двигателя-маховика, показанная на фигуре 2, состоит из маховика 4, электродвигателя 5 и датчика момента 6.

Электродвигатель 5 состоит из корпуса 7, в котором расположены статоры электродвигателя 8 и тахогенератора 9. Пакет ротора электродвигателя 10 и пакет ротора тахогенератора 11 размещены на валу 12, установленном в корпусе 7, в подшипниках 13.

Маховик 4 жестко связан с валом 12 посредством посадки этого маховика на конусную часть вала с затяжной гайкой 14.

На цапфах 15 корпуса 7 установлены четыре датчика момента 6. Датчики момента 6 состоят из ротора 16 и статора 17. Ротор датчика момента установлен на подшипниках 18, статор закреплен неподвижно на цапфе 15.

Датчики момента 6 расположены симметрично относительно осей двигатели для обеспечения статической балансировки.

Конструкция двигателя-маховика закрыта герметичным кожухом 19. Цапфы 15 двигателя-маховика 1 входят в кольцевые пазы 25 корпуса 2 (сечение А-А, фигура 1), которые определяют направление прецессионного движения двигателя-маховика 1.

Сферический корпус 2 электромеханического исполнительного органа имеет три кольцевых паза 25 (фигура 1), оси которых образуют ортогональную систему координат, жестко связанную через посадочные плоскости корпуса электромеханического исполнительного устройства 26 и корпусом космического аппарата (не показан).

На корпусе 2 расположены три пары фиксаторов 3. Конструкция фиксатора (фигура 4) состоит из корпуса фиксатора 21, катушки 22, пружины 23, штока фиксатора 24 и контактной пары 27.

На структурной схеме электромеханического исполнительного органа, приведенной на фигуре 5, показаны двигатель-маховик 1, датчики моментов 6, фиксатор 3, контактная пара 27 и блок управления (БУ).

Цифровые обозначения, приведенные на структурной схеме, соответствуют цифровым обозначениям на фигурах 1, 2, 3 и 4. Сплошной линией на чертеже показаны механические связи, штриховой линией - электрические связи.

Генерирование управляющего момента относительно оси вращения двигателя-маховика 1 осуществляется по общеизвестному принципу.

Трехосная ориентация обеспечивается за счет поочередной установки двигателя-маховика 1 в сферическом корпусе 2 по трем ортогональным положениям. В соответствии с прецессионной теорией при наличии момента в направлении, перпендикулярном оси вращения маховика, двигатель-маховик 1 займет новое положение

$$M=H*w \quad (1.2)$$

Наличие момента М в формуле (1) обеспечивается при подаче питания на датчики моментов, установленные на цапфы 15 корпуса двигателя-маховика

В момент срабатывания фиксатора 3 двигатель-маховик 1 получает свободу углового перемещения и прецессирует в новое положение (на <90°), где происходит его фиксация как показано на фигуре 4. Работа фиксаторов регламентируется контактными парами 27, один контакт которой установлен на двигателе-маховике №1, а другой крепится к корпусу.

Направление прецессионного движения двигателя-маховика определяется соответствующими командами логическо-преобразующего блока системы ориентации космического аппарата.

Питание двигателя-маховика 1 и датчика моментов 6 осуществляется через жгут 20 (фигура 2).

Работа исполнительного органа поясняется структурной схемой, приведенной на фигуре 5.

По команде с блока управления (БУ) фиксатор 3 разарретирует двигатель-маховик (1), а датчик момента (6) создает момент, в результате чего в соответствии с формулой (1.2) разарретированный двигатель-маховик (1) начинает прецессировать по пазу сферического корпуса до замыкания контактной пары 27. При повороте двигателя-маховика на 90° срабатывают контактные пары 27 и электрический сигнал поступает на фиксаторы (3), которые сразу арретируют этот двигатель-маховик (1). При поступлении очередной команды процесс переориентации двигателя-маховика повторяется и он может занимать любое из трех положений, при этом конструкция корпуса с пазами не регламентирует порядок переориентации.

По мнению авторов в предлагаемом исполнительном органе оригинальным является:

- создание трехосной системы ориентации на базе одного двигателя-маховика, т.е. использование одного двигателя-маховика вместо трех и, как результат, сокращение массы и габаритов исполнительного органа не менее чем на 50%;

- отпадает необходимость во втором контуре разгрузочных реактивных двигателей, т.к. при насыщении двигателя-маховика (достижение максимальной угловой скорости) имеется возможность с помощью тех же датчиков моментов изменить направление вектора кинетического момента на противоположное;

- увеличение ресурса системы ориентации, который лимитируется объемом рабочего тела (газа, горючего) реактивных двигателей.

Формула изобретения

Электромеханический исполнительный орган системы ориентации и стабилизации КА, который содержит, связанный с корпусом электродвигатель, с установленным на его валу маховиком, тахогенератор и датчики моментов, связанные с блоком управления прецессионного движения

двигателя-маховика, отличающийся тем, что, с целью уменьшения массы и габаритов устройства путем обеспечения трехосной ориентации при помощи одного двигателя-маховика, в нем корпус выполнен сферической формы с тремя пересекающимися кольцевыми пазами, лежащими во взаимно перпендикулярных плоскостях, а двигатель-маховик установлен в корпусе посредством цапф, взаимодействующих с пазами корпуса, при этом датчики моментов установлены на цапфах с осью вращения, перпендикулярной оси вращения маховика, а исполнительный орган снабжен фиксаторами, установленными на корпусе в местах пересечения пазов и электрически связанными с блоком управления прецессионного движения двигателя-маховика.

2 Математическая часть

Уравнение динамики, когда связанные оси КА не являются главными осями инерции, в векторной форме представляется в виде:

$$\frac{dk}{dt} + \omega \times k = M_0 + M_B,$$

(2.1)

где k=Iw – кинетический момент,

I – тензор инерции,

w – вектор угловой скорости,

M_0 – вектор управляющего момента, создаваемый исполнительными органами системы ориентации,

M_B – вектор внешних возмущающих моментов.

Если оси аппарата *Oxyz* – главные оси инерции, то уравнения динамики принимают вид:

$$\begin{aligned} I_x\dot{\omega}_x + (I_y - I_z)\omega_y\omega_z &= M_x + M_{Bx} \\ I_y\dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z &= M_y + M_{By} \\ I_z\dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y &= M_z + M_{Bz} \end{aligned},$$

(2.2)

где I_x, I_y, I_z – главные моменты инерции.

Кинематические уравнения, связывающие угловые скорости с производными углов ориентации в орбитальной системе координат, имеют вид:

$$\begin{aligned}
\omega_x &= \dot{\varphi}\cos\psi\cos\vartheta + \dot{\psi}\sin\vartheta + \omega_0\cos\varphi\sin\psi\cos\vartheta \\
\omega_y &= \dot{\varphi}\sin\psi + \dot{\vartheta} - \omega_0\cos\varphi\cos\psi \\
\omega_z &= -\dot{\varphi}\cos\psi\sin\vartheta + \dot{\psi}\cos\vartheta - \omega_0\sin\varphi\cos\vartheta
\end{aligned},$$

(2.3)

Можно сделать вывод, что угловое движение КА относительно центра масс полностью описывается тремя уравнениями динамики (2.2) и тремя кинематическими уравнениями.

После линеаризации кинематические уравнения (2.3) принимают вид:

$$\begin{aligned}
\omega_x &= \dot{\varphi} + \omega_0\Psi \\
\omega_y &= \dot{\upsilon} - \omega_0\Psi \\
\omega_z &= \dot{\Psi} - \omega_0\varphi
\end{aligned},$$

(2.4)

Подставляя линеаризованные кинематические уравнения (2.4) в динамические уравнения Эйлера (2.1), полагая орбиту круговой, получим линеаризованные уравнения движения космического аппарата вокруг центра масс:

$$\begin{aligned}
I_x\ddot{\varphi} + (I_x + I_y - I_z)\omega_0\dot{\psi} + (I_z - I_y)\omega_0^2\varphi &= M_x + M_{Bx} \\
I_y\ddot{\vartheta} &= M_y + M_{By} \\
I_z\ddot{\psi} = (-I_x + I_y - I_z)\omega_0\dot{\varphi} + (I_y - I_x)\omega_0^2\psi &= M_z + M_{Bz}
\end{aligned},$$

(2.5)

Передаточные функции космического аппарата по отношению к управляющему моменту получают из преобразования по Лапласу линеаризованных уравнений:

$$\begin{aligned}
I_x\ddot{\varphi} &= M_x + M_{Bx} \\
I_y\ddot{\upsilon} &= M_y + M_{By} \\
I_z\ddot{\Psi} &= M_z + M_{Bz}
\end{aligned},$$

(2.6)

Уравнение ротора ДМ в линеаризованном виде запишем как:

$$J_M \frac{d\Delta\Omega}{dt} + B_M \Delta\Omega = K_M \Delta i \ ,$$

(2.7)

где $\Delta M_д = K_M \Delta i$ -приращение которое развивает двигатель маховик;

$К_М$ –постоянный коэффициент;

i-входной управляющий сигнал.

$\Delta M_c = B_m \Delta\Omega$- приращение момента сопротивления, зависящее от приращения скорости вращения $\Delta\Omega$ ротора (маховика).

$$J_M \frac{d\Delta\Omega}{dt} + B_M \Delta\Omega = K_M \Delta i \ ,$$

(2.8)

Применяя к выражению преобразование Лапласа при нулевых начальных условиях, получим передаточную функцию двигателя - маховика:

$$W_{дм}(s) = \frac{\Delta\Omega(s)}{\Delta i(s)} = \frac{K_{ДМ}}{Ts+1},$$

(2.9)

где $K_{дм} = \frac{K_м}{B_м}$ – коэффициент преобразования ДМ;

$T = \frac{J_m}{B_m}$ – постоянная времени;

Вм – дифференциальное механическое сопротивление, определенное из зависимости момента сопротивления вентильного двигателя от скорости вращения.

Закон управления формируется путем сложения позиционного сигнала φ_j и скоростного сигнала ω_j, умноженного на коэффициент усиления k_j (j=x, y, z):

$$\sigma_j = \varphi_j + k_j \omega_j \ ,$$

(2.10)

Усложним рассматриваемую модель (рисунок 2.1). Для усложнения рассматриваемой модели будем рассматривать ее как упругое тело. Уравнения осцилляторов для упругой модели имеет вид:

$$\overset{**}{q}_i + \varepsilon_i \overset{*}{q}_i + \omega_{qi}^2 q_i = \sum_{l=1}^{N} (a_{x_i l} p_{xl} + a_{y_i l} p_{yl} + a_{z_i l} p_{zl}) u_l^{'} ,$$

(2.11)

где ε_i - коэффициент демпфирования для каждой отдельно взятой гармоники.

ω_{qi}^2 - квадрат собственной частоты не демпфированных колебаний для каждой гармоники.

$u_l^{'}$ - управляющий момент с учетом возможного отказа. i = 1,2,3,4.

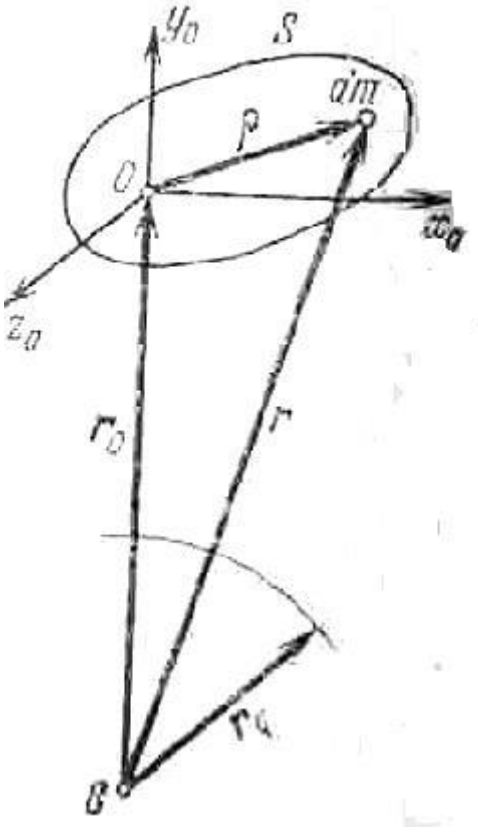


Рисунок 2.1- векторы моментов

Гравитационный момент, действующий на тело S, будет равен:

$$M_{гр} = \int_S p \times dG ,$$

(2.12)

где p - радиус-вектор некоторой элементарной массы материального тела;

dG-вектор силы тяжести, действующей на эту элементарную массу. Очевидно, что

$$dG = -g\frac{r_g^2}{r^2}\frac{r}{r}dm,$$

(2.13)

Здесь g - ускорение силы тяжести на поверхности планеты,

r – радиус-вектор элементарной массы dm относительно центра тяготения C,

rg -удаление поверхности планеты от центра C.

Введя еще r0 - радиус-вектор центра масс тела S относительно C, следовательно:

$$M_{гр} = \frac{3\mu}{r_0^3}\int_S \rho_Y (p \times j)dm = \frac{3\mu}{r_0^3}[k\int_S \rho_X \rho_Y dm - i\int_S \rho_Z \rho_Y dm],$$

(2.14)

где μ - гравитационная постоянная для рассматриваемой планеты, равная gr_g^2.

Проекции гравитационного момента на оси триэдра OXoYoZo, будут равны:

$$\left[\begin{array}{l} M_{гр_x} = -3\dfrac{\mu}{r_0^3}D \\ M_{гр_y} = 0 \\ M_{гр_Z} = -3\dfrac{\mu}{r_0^3}F \end{array}\right.,$$

(2.15)

где D и F-центробежные моменты инерции тела S, определяемые для системы осей OXoYoZo.

2.1 Модель ДМ

Перед тем как сигнал БК поступит в ДМ он пройдет ряд вычислений при котором возмущающее воздействия ДМ будет равна ряду сил (гравитационное, световое давление, моменты сил самого КА и т.д).

И для определения значения этих сил и определения своего местоположения КА пользуется разными датчиками (рисунок 2.2). И для показа ДМ мы воссоздали виртуальный ДМ в среде MatLAB (рисунки 2.3, 2.4, 2.5, 2.6).

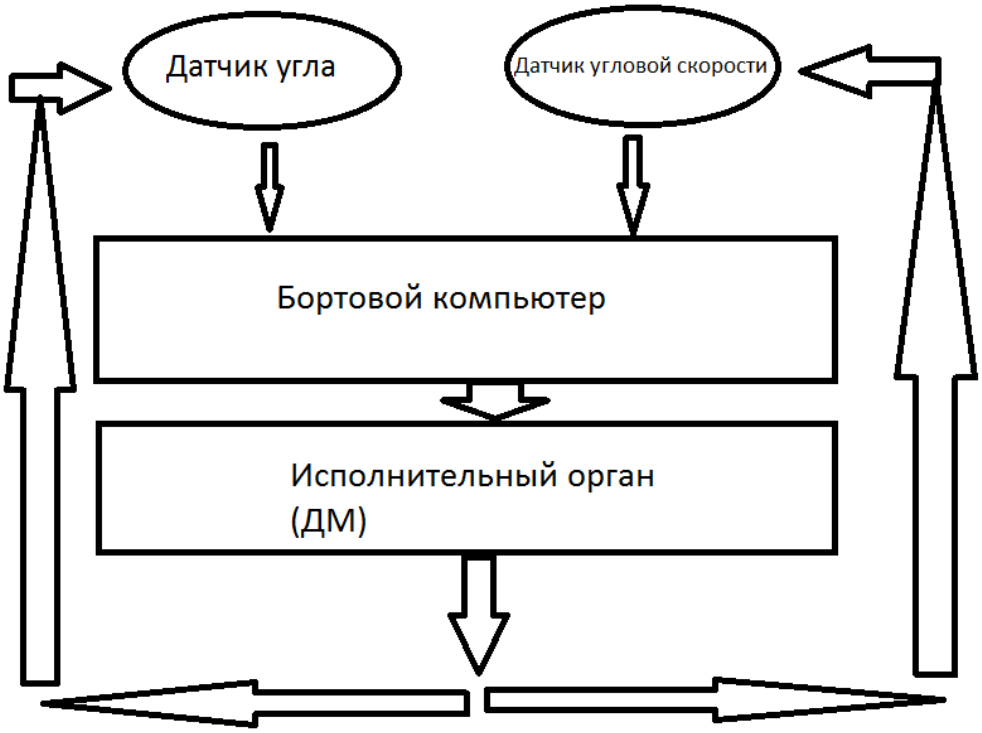


Рисунок 2.2- Общая схема системы ориентации

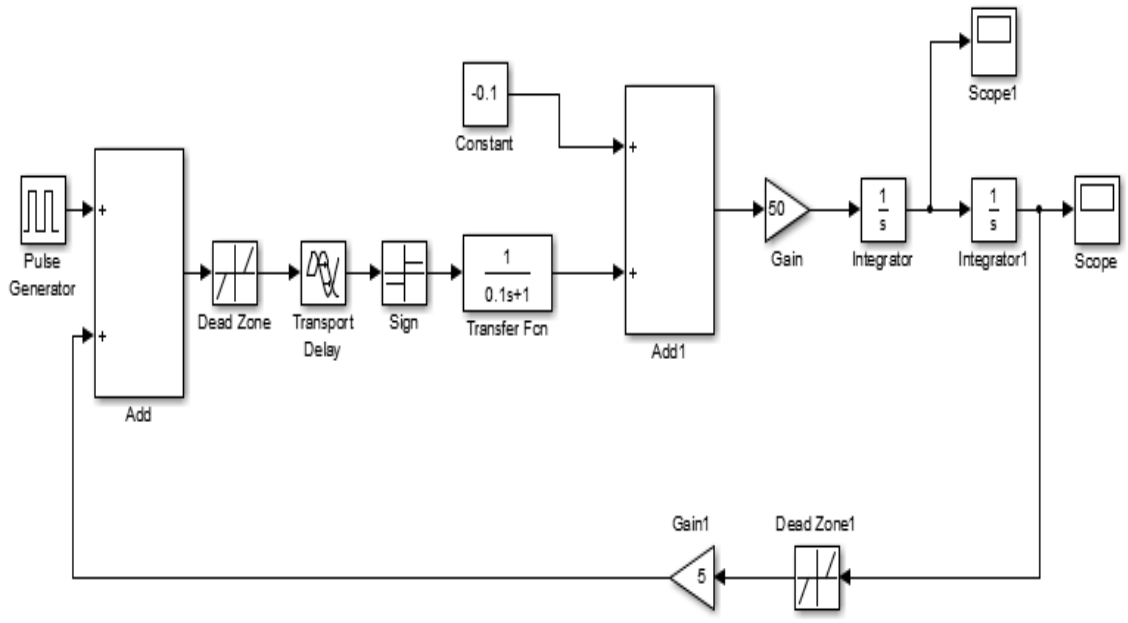


Рисунок 2.3- Модель ДМ 1 в среде моделирования Matlab (Simulink)

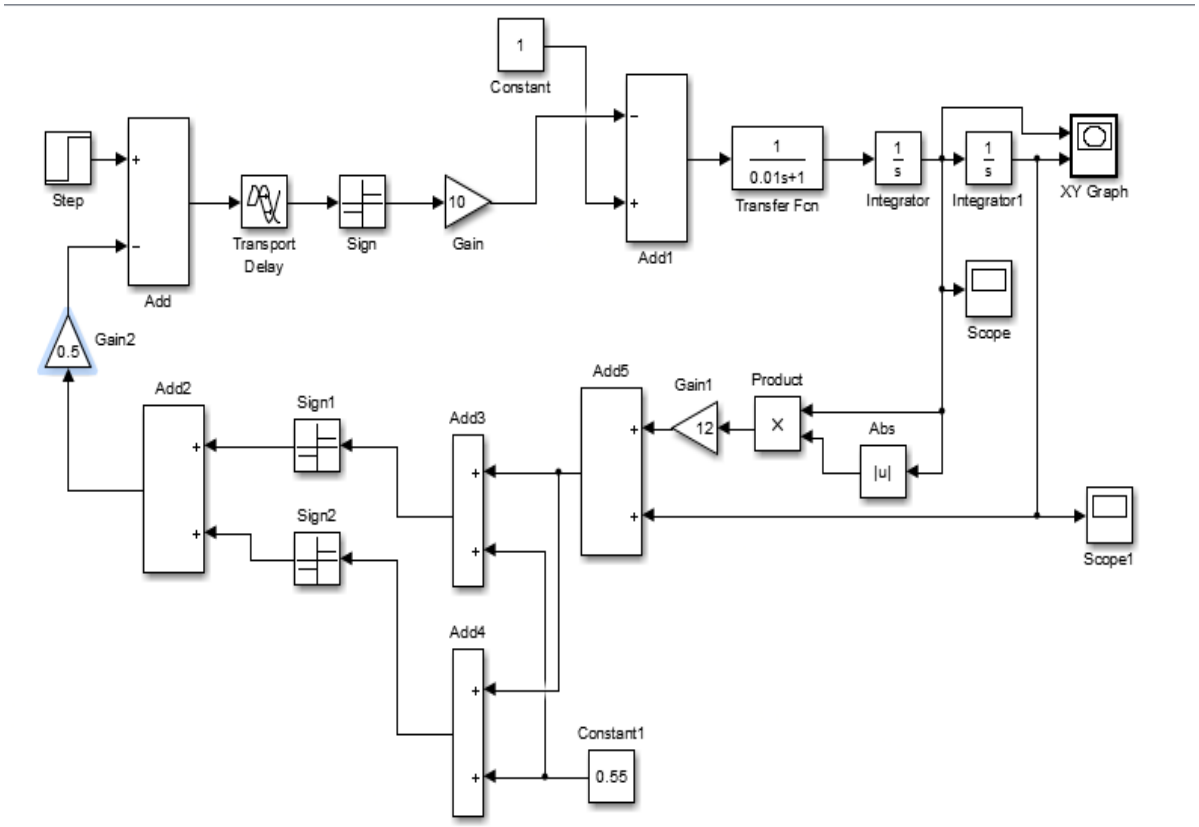


Рисунок 2.4- Модель ДМ 2 в Matlab (Simulink)

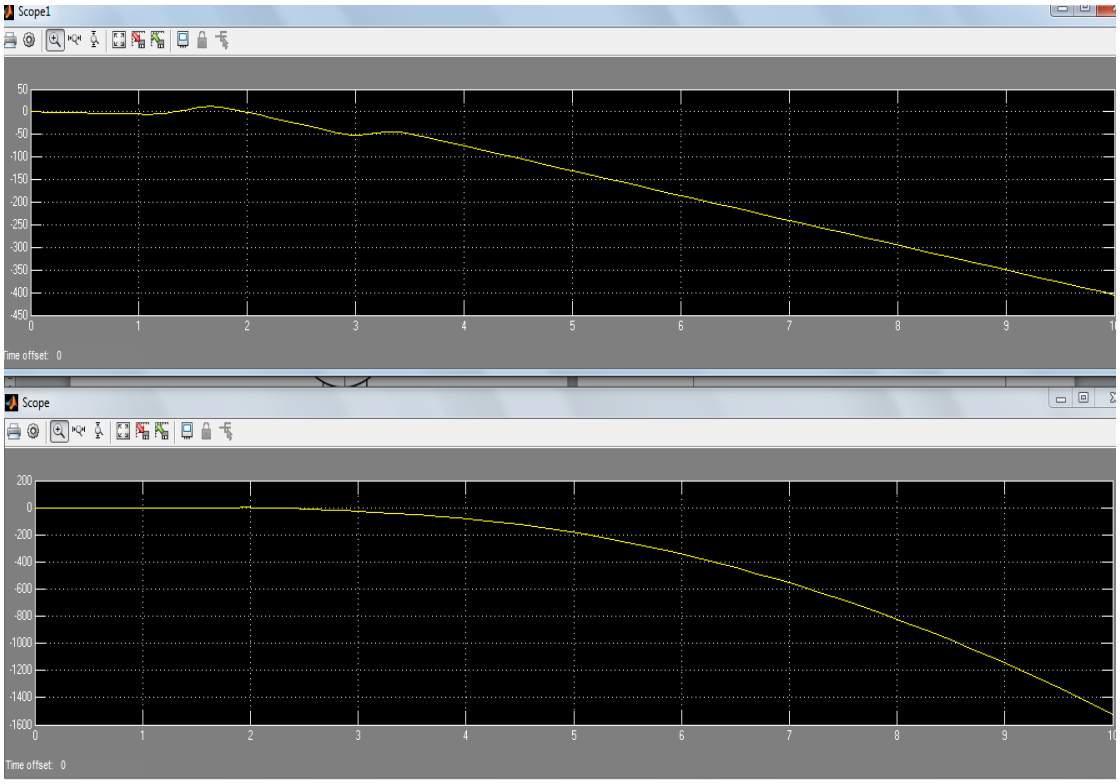


Рис. 2.5 – Графики переходной характеристики модели ДМ1

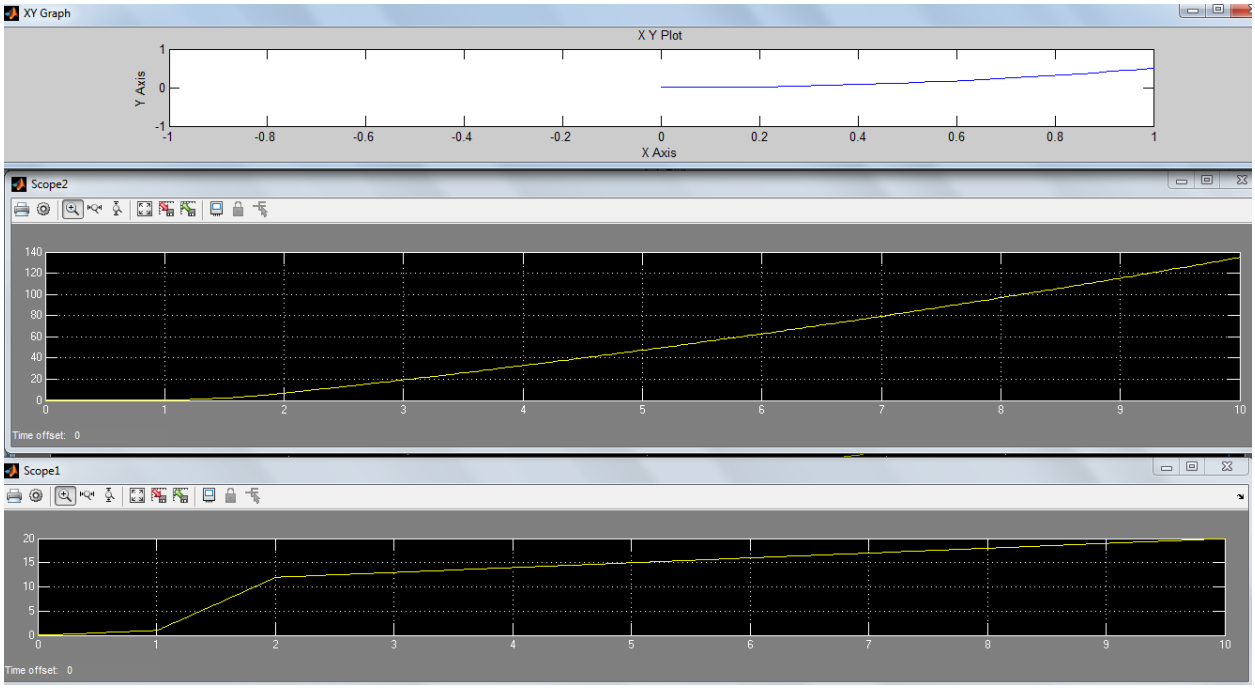


Рис. 2.6 – Графики переходной характеристики ДМ2

3 Безопасность жизнедеятельности

Проблема загрязнения космического пространства космическим мусором

3.1 Характеристика космического мусора

Согласно ГОСТ 56515-2015 настоящий стандарт распространяется на автоматические космические аппараты и служебные бортовые системы и аппаратуру космических аппаратов и устанавливает общие требования по защищенности и стойкости к воздействию электрофизических факторов космического пространства и статического электричества с учетом работы бортовых электрореактивных двигательных установок стационарного режима работы на этапе орбитального полета.

Космическим мусором называются все искусственные объекты и их фрагменты в космосе, которые уже находятся в не исправном состоянии, не работают и никогда не смогут служить никаким полезным целям, но являющиеся опасным фактором воздействия на функционирующие космические аппараты, особенно пилотируемые. В нескольких случаях, большие или имеющие на борту опасные (ядерные, токсичные и т. п.) материалы объекты космического мусора могут представить прямую опасность и для Земли — при их неконтролируемом сходе с орбиты, неполном сгорании при прохождении плотных слоев атмосферы Земли и падении обломков на места обитания людей, промышленные объекты, транспортные коммуникации и т. п.

Проблема засорения околоземного космического пространства «космическим мусором» как чисто теоретическая появилась сразу после запусков первых искусственных спутников Земли в начале шестидесятых годов. Официальное положение на международном уровне эта проблема получила после доклада Генерального секретаря ООН под названием «Воздействие космической деятельности на окружающую среду» 10 декабря 1993 г., где особо отмечается, что проблема имеет международный, глобальный характер: нет засорения государственного околоземного космического пространства, есть засорение космического пространства Земли, в равной степени негативно влияющее на все государства.

Необходимость мер по уменьшению интенсивности техногенного засорения космоса становится понятной при рассмотрении возможных сценариев освоения космоса в будущем. Имеются оценки, так называемый «каскадный эффект», который в среднесрочной перспективе может возникнуть от двустороннего столкновения объектов и частиц «космического мусора». При экстраполяции существующих условий засорения низких околоземных орбит (НОО), даже с учетом мер по снижению в будущем числа орбитальных взрывов (42 % всего космического мусора) и иных процедур по уменьшению техногенного засорения, этот эффект может в долгосрочной перспективе привести к большому росту количества объектов космического

мусора на НОО и, как следствие, к практической невозможности дальнейшего освоения космоса. Предполагается, что «после 2055 года процесс саморазмножения остатков космической деятельности человечества станет серьёзной проблемой». В данный момент в районе низких околоземных орбит вплоть до высот почти 2000 км находится, по разным оценкам, около 210 тыс. (300 тыс. по данным Управления ООН по вопросам космического пространства, октябрь 2009) техногенных объектов общей массой до 5000 тонн.

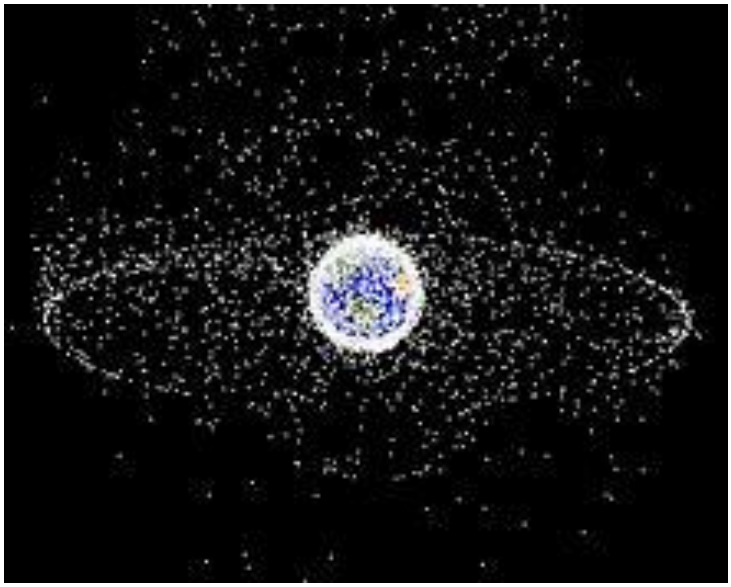


Рис. 3.1 Компьютерная модель распределения космических объектов в космосе, согласно описанию NASA 95% из них являются мусором

На основе статистических данных сделаны выводы, что общее количество подобных объектов толщиной более 1 см достаточно высоко и может достигать 70 000 — — 100 000. Лишь небольшая их часть (около 10 %) была найдена, отслеживается и записана в каталоги с помощью наземных радиолокационных и оптических средств. Например, на 2013 год каталог Стратегического командования США содержал 16 600 объектов (в основном, размером более 10 см), основная часть которых была сделана СССР, США и Китаем. Российский каталог, ГИАЦ АСПОС ОКП (ЦНИИмаш), содержал в августе 2014 года 15,8 тыс. объектов космического мусора, а в общем на околоземных орбитах находилось более 17,1 тыс. объектов (включая действующие спутники), столкновение с любым из которых приведет к полному разрушению КА.

Около 7 % отслеживаемых объектов — действующие. Около 22 % объектов находятся в нерабочем состоянии, 16 % представляют собой отработанные верхние ступени и разгонные блоки ракет-носителей, и около 55 % — отходы, технологические элементы, сопутствующие запускам, и обломки взрывов и фрагментации.

Основная часть этих объектов находится на орбитах с высоким наклонением, плоскости которых пересекаются, следовательно средняя относительная скорость их взаимного пролета составляет около 10 км/с. Из за высокого запаса кинетической энергии столкновение одного из этих объектов с действующим космическим летательным аппаратом может повредить его или даже разрушить. Примером может послужить первый случай столкновения: Космос-2251 и Iridium 33, произошедший 10 февраля 2009 года. В итоге оба комических аппарата полностью разрушились, образовав больше 600 обломков.

В основном засорены те области орбит вокруг Земли, которые больше всего используются для работы космических аппаратов. Это НОО, геостационарная орбита (ГСО) и солнечно-синхронные орбиты (ССО).

Вклад в создание космического мусора по странам: Китай — 40 %; США — 27,5 %; Россия — 25,5 %; остальные страны — 7 %.; по другим оценкам (на 2014 год): Россия — 39,7 %; США — 28,9 %; Китай — 22,8 %.

3.2 Расчет столкновений космических аппаратов с мусором

В 1983 году маленькая песчинка (почти 0,2 мм в диаметре) оставила серьёзную трещину на иллюминаторе шаттла (углубление диаметром около 0,4 мм). В общем за все время полетов шаттлов в районе околоземных орбит было обнаружено свыше 180 следов от столкновений на иллюминаторах, и потребовалось более 70 замен иллюминаторов между полетами.

В июле 1996 года на высоте около 700 км французский спутник столкнулся с фрагментом третьей ступени французской же ракеты Arian.

29 марта 2006 года в 03:41 (MSK) произошла авария спутника «Экспресс-АМ11»: в результате внешнего воздействия разгерметизирован жидкостный контур системы терморегулирования; космический аппарат получил ощутимый динамический импульс, потерял ориентацию в пространстве и начал неконтролируемое вращение. По предварительным данным причиной аварии стал «космический мусор». Выводы комиссии подтвердили первоначальную версию произошедшего.

10 февраля 2009 года коммерческий спутник американской компании спутниковой связи Iridium, выведенный на орбиту в 1997 году, столкнулся с военным российским спутником связи «Космос-2251», запущенным в 1993 году и выведенным из эксплуатации в 1995 году.

При столкновении спутника с мусором часто образуется новый мусор (так называемый синдром Кесслера), что приводит к быстрому росту засорённости космоса. По моделям NASA, на низкой околоземной орбите (высота 200—2000 км) уже с 2007 года было достаточно крупного мусора и спутников для начала этого синдрома. Согласно расчетам, в среднем каждые пять лет будут происходить крупные столкновения, даже при условии полного прекращения космических запусков, а количество мусора будет расти.

На графике 3.2 наглядно показано, что космос тогда, в середине 60-х годов XX века, казался безбрежным, и никто не мог даже подумать, что его можно «засорить». Но спустя несколько десятилетий, и в геокосмосе стало тесно от космического мусора. Этот мусор состоит из объектов находящихся в неисправном состоянии, последних ступеней ракет, разгонных блоков, обломков ракет и спутников, возникших в результате преднамеренных и аварийных взрывов.

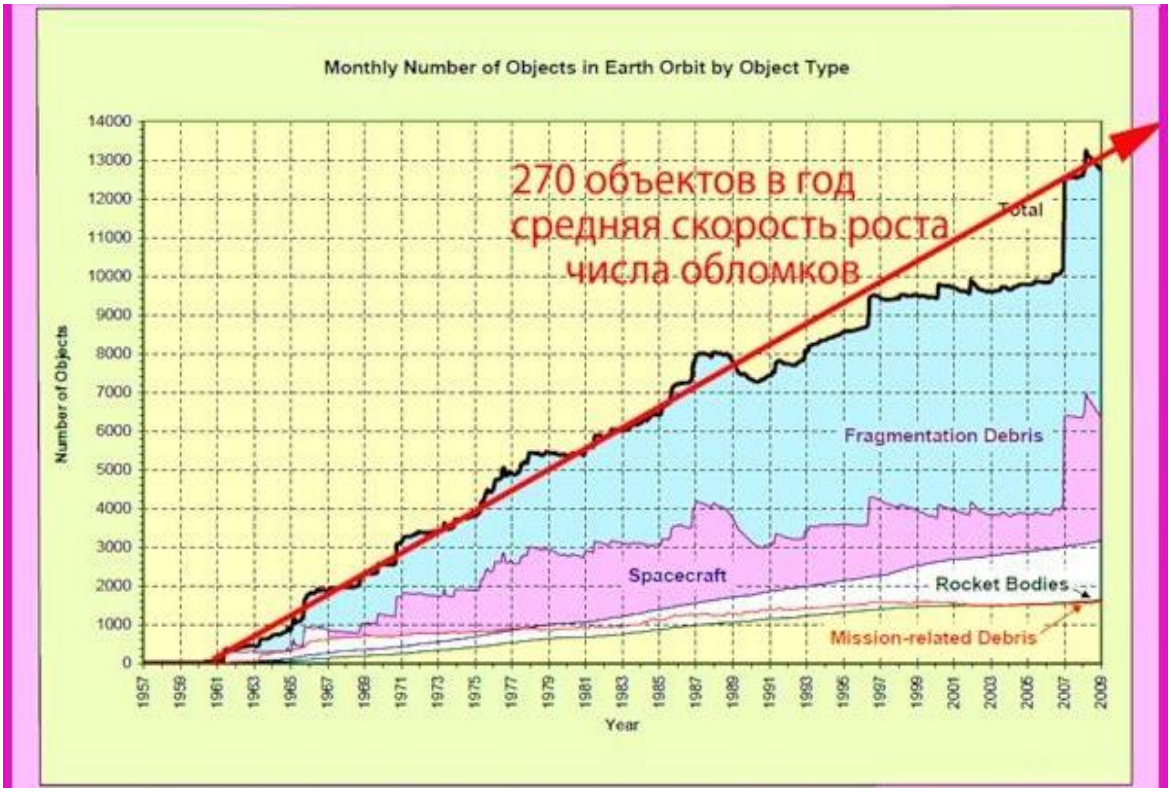


Рис. 3.2 График скорости роста числа обломков

Экологические последствия космонавтики проявляются на поверхности планеты, в низших слоях атмосферы, в озоносфере, в верхней атмосфере и геокосмосе. Их уровень опасности зависит от количества запускаемых ракет, частоты запусков, вида ракетного топлива, используемых технологий и т. п.

Угрозу для обитателей планеты представляют падение первых ступеней ракет и космических аппаратов уже находящихся в неисправном состоянии и закончивших свою деятельность.

Космический мусор имеет свойство саморазмножаться в результате его дальнейшего дробления при столкновениях двух фрагментов мусора. Уже на данный момент космический мусор представляет серьезную опасность для пилотируемых космических аппаратов и их нормального функционирования.

Проблема минимизации экологического ущерба от космической деятельности человечества должна решаться совместно.

Все объекты на орбите движутся с определенной скоростью. Отталкиваясь от законов Ньютона и закона всемирного тяготения, найдем значение этой скорости.

$$m\frac{v^2}{R} = G\frac{Mm}{R^2} \qquad \text{или} \qquad v = \sqrt{G\frac{M}{R} = \sqrt{g * R}}\ ,$$

где: m – масса объекта;

M – масса Земли;

G – гравитационная постоянная;

R – радиус орбиты;

v – орбитальная скорость

g – ускорение свободного падения.

Следовательно, при снижении скорости уменьшается радиус орбиты (высота полета), мусор попадает в более плотные слои атмосферы, где и сгорает.

Запишем закон сохранения импульса для абсолютно неупругого удара (речь ведется о соударении снаряда, выпущенного станцией и объектом, подлежащим спуску с орбиты).

Считая, что векторы скоростей противонаправлены, имеем:

$$m_1 \cdot v_1 - m_2 \cdot v_2 = U \cdot (m_1 + m_2) \qquad (3.1)$$

Отсюда скорость мусора и присоединенного к нему снаряда

$$U = \frac{m_1 \cdot v_1 - m_2 \cdot v_2}{m_1 + m_2}$$

(3.2)

Исходные данные.

Космический мусор массой m_1= 50 кг движется по круговой орбите на высоте H=256 км над поверхностью Земли, радиус которой R_3=6378 км со скоростью v_1=8036 $\frac{м}{с}$. Навстречу ему летит болванка с массой m_2=0,2 кг со скоростью v_2=700 $м/с$. Орбитальная скорость мусорного объекта $v_1 = \sqrt{g \cdot R} = \sqrt{9{,}81 \cdot (6378 + 250) \cdot 10^3} = 8059\frac{м}{с}$. После столкновения скорость мусора и болванки станет $U = \frac{50 \cdot 8059 - 0{,}2 \cdot 700}{50 + 0{,}2} = 8024\frac{м}{с}$. Радиус орбиты при этом станет $R = \frac{8024^2}{9{,}81} = 6{,}563 \cdot 10^6 м$, а высота полета H=6563-6378=185 км. Другими словами высота полета при этом снизится на ΔH=250-185=65 км, и мусор гарантированно войдет в плотные слои атмосферы.

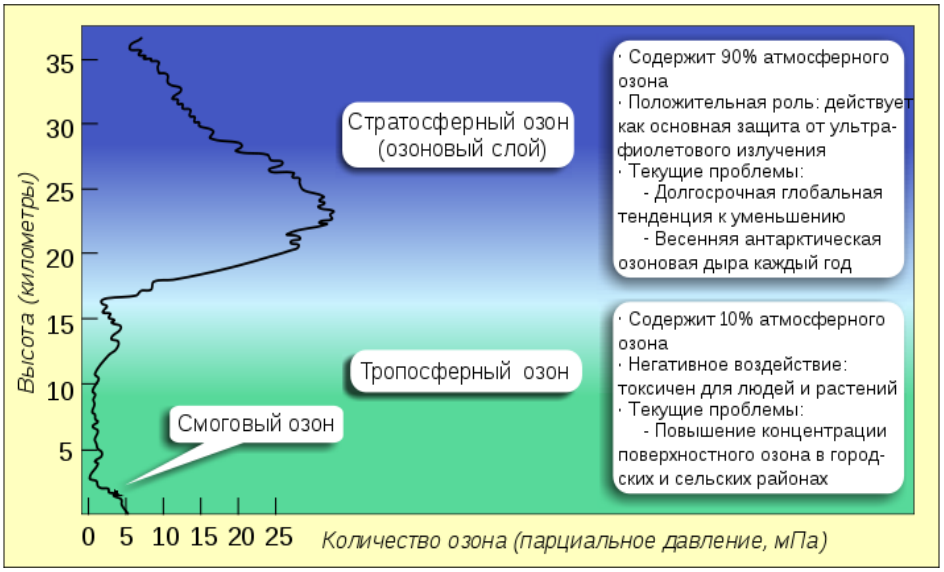


Рис. 3.3 Количество озона на разных высотах

3.3 Национальные организации

Техногенное засорение околоземного космического пространства продолжает оставаться серьезной угрозой для осуществления космической деятельности. Проблемы, связанные с ограничением образования космического мусора, в качестве приоритетных рассматривались в 2010 г. на многих международных форумах, в работе которых активное участие принимали специалисты российской ракетно-космической промышленности.

На 47-й сессии Научно-технического подкомитета (НТПК) Комитета ООН по использованию космического пространства в мирных целях (г. Вена, Австрия, февраль 2010 г.) и на 28-й сессии Межагентского координационного комитета по космическому мусору (г. Тривандрум, Индия, март 2010 г.) были зачитаны доклады о национальных исследованиях в области обеспечения безопасного использования космических объектов техногенного происхождения и предупреждения их столкновений с космическим мусором. Российские специалисты проинформировали участников сессий по ряду вопросов, в частности: о конструкторских, технологических и организационных решениях, принятых разработчиками российской ракетно-космической техники в обеспечение выполнения требований по предупреждению образования космического мусора; о результате первых наблюдений за космическим мусором в области круговой орбиты, расположенной над экватором Земли, проводившихся с использованием средств итало-российской обсерватории, расположенной в г. Коллепардо (Италия). Обработка данных наблюдений осуществлялась специалистами Института прикладной математики РАН.

В 2010 г. проводились работы по выявлению и оперативному контролю за полетом сходящих с орбиты космических объектов, относящихся к категории космических объектов риска. Российские специалисты учавствовали в очередной тестовой кампании Межагентского координационного комитета по космическому мусору по сопровождению падающей верхней ступени ракеты-носителя “Восток-2М”.

В 2010 г. продолжалось участие российских специалистов в работах, проводимых Международной организацией по стандартизации (ИСО) по созданию международных стандартов в области ограничения техногенного засорения околоземного космического пространства. Главной задачей российских организаций, участвующих в работе ИСО, является создание международных стандартов, по максимуму учитывающих российский опыт и технологические возможности по всем направлениям космической деятельности с целью разработки удобных для Российской Федерации условий на международном рынке ракетно-космической техники и космических услуг. В отчетном году российские специалисты создали четыре международных стандартов ИСО.

3.4 Синдром Кесслера

Синдром (Эффект) Кесслера — гипотетическое развитие событий на околоземной орбите, когда космический мусор, появившийся в результате многочисленных запусков искусственных спутников, приводит к полной непригодности ближнего космоса для практического использования. Впервые такой сценарий детально описал консультант НАСА Дональд Кесслер.

Каждый космический аппарат, космический зонд или пилотируемая объект могут быть потенциальными источниками космического мусора. По мере роста количества спутников на орбите и выхода из строя существующих, риск глобального развития синдрома Кесслера всё увеличивается.

К счастью, взаимодействие с атмосферой на низких околоземных орбитах, которые используются чаще всего, постепенно уменьшает количество мусора. Столкновения летательных аппаратов с мусором на меньших высотах также не столь опасны, потому что при этом все тела теряют свою скорость, а с ней и свою кинетическую энергию, и, следовательно, сгорают в плотных слоях атмосферы.

На высотах, где, сгорание в результате торможения об атмосферу невысок, время «жизни» космического мусора значительно возрастает. Незначительное влияние атмосферы, солнечного ветра и притяжения Луны могут постепенно привести к снижению его орбиты, но на это может потребоваться не одна тысяча лет.

По моделям NASA, на низкой околоземной орбите (высота 200—2000 км) уже с 2007 года было достаточно крупного мусора и спутников для начала

синдрома. Согласно расчетам, в среднем каждые пять лет будут происходить крупные столкновения, даже при условии полного прекращения космических запусков, а количество мусора будет расти.

Главной проблемой синдрома Кесслера заключается в «эффекте домино». Столкновение двух достаточно крупных объектов приведёт к появлению огромного количества малых осколков. Каждый из этих осколков способен в свою очередь столкнуться с другим мусором, что вызовет «цепную реакцию» рождения всё новых обломков. При достаточно большом количестве столкновений или взрыве (например, при столкновении между старым спутником и космической станцией, или в результате враждебных действий), количество лавинообразно возникших новых осколков может сделать околоземное пространство совершенно непригодным для полетов.

Предлагается уже на этапе разработки спутников и верхних ступеней ракет предусматривать способы их удаления с орбиты — торможения до скорости входа в плотные слои атмосферы, где они сгорят, не оставляя опасных крупных частей, либо перевод на «орбиты захоронения» (значительно выше орбит ГСО-спутников).

Также разрабатываются экспериментальные методы для изменения орбит элементов космического мусора, например, с помощью мощного наземного лазера непрерывного действия или лазеров космического базирования.

3.5 Перспективные способы очистки орбиты Земли

Из-за нынешней ситуации в околоземном космическом пространстве ученые и инженеры предлагали массу разнообразных стратегий по активной уборке космического мусора. Далее представлены некоторые из них.

Перезагрузка низкой орбиты с вольфрамовой пылью

Ученые могли бы выпустить облако вольфрамовой пыли на орбиту для создания атмосферного сопротивления на орбитальных высотах. С уменьшением скорости целостность орбит тысяч обломков космического мусора была бы нарушена. Небольшие кусочки мусора постепенно сходили бы со своих орбит в течение нескольких десятилетий (решение не мгновенное).

Чтобы это сделать, нужно выпустить облако вольфрамовой пыли — крошечные частицы не более 30 мкм в поперечнике — на высоте порядка 1000 километров, создав относительно толстый слой мелких частиц материи, которые будут полностью окутывать планету. Вольфрам, который почти в два раза плотнее свинца, прибавит существенный вес любому объекту, за который зацепится.

Идея прекрасная — идеально подойдет для синдрома Кесслера — но в случае с крупными объектами работать не будет.

Более того, она может иметь потенциально катастрофические последствия на другие орбитальные объекты которые продолжают свое функционирование. Также она может повредить чувствительное оборудование вроде солнечных панелей. Следовательно, ее можно рассматривать только как модель «перезагрузки» — полное очищение земной орбиты.

Ри

с. 3.4 Вольфрамовая пыль

Солнечный парус

Surrey Space Centre работает над HybridSail — системой, объединяющей большой развертываемый отражающий парус с тросами для буксировки объектов с орбиты. Система будет выводить объекты с орбиты за счет аэродинамического сопротивления и обмена импульсом с заряженными тросами и ионосферной плазмой.

В этой схеме небольшой спутниковый куб должен состыковаться с куском космического мусора. Затем, используя магнитную систему ориентации, он бы стабилизировал крен, тангаж и рыскание объекта. Затем развернул бы тросы и парус 5 на 5 метров, положив начало фазе схода с орбиты.

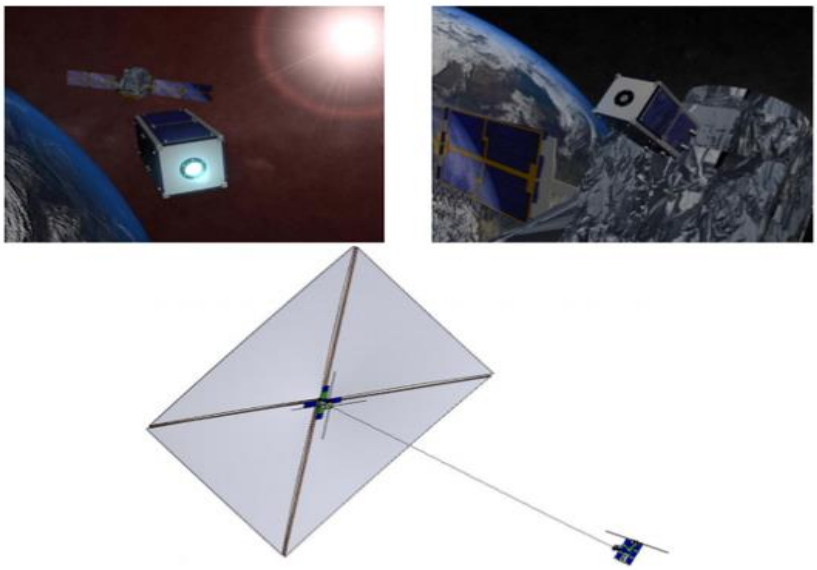


Рис. 3.4 Солнечный парус

Перенаправление с помощью лазера

А вот работка наземным лазерам. Laser Orbital Debris Removal, или LODR, будет использовать мощные импульсные лазеры, которые будут стрелять с поверхности и создавать плазменные джеты на космическом мусоре. Это приведет к тому, что мусор будет замедляться и повторно входить в атмосферу, падая в океан. Технологии у нас уже есть, причем лет 15 уже, только вот по плану на один объект будет уходить до миллиона долларов.

Другая похожая идея — спутник, который может выстреливать электрически заряженные атомы или ионы, постепенно замедляя и стаскивая объект на Землю.

Вывод

На основе статистических данных показано, что с каждым годом количество космического мусора на околоземном космическом пространстве. В наше время методов очисти космического мусора практически не имеются, но они существуют на стадии разработки, что говорит о том, что в ближайшем будущем начнется активное очищение орбиты Земли от космического мусора.

Рис. 3.5 Космический мусор

4 Экономическая часть

4.1 Технико-экономическое обоснование

Дипломный проект предназначен для разработки системы стабилизации космического аппарата. Главная цель – разработать программный продукт, для обработки данных управления двигателями маховиками.

Модель, разрабатываемая в рамках дипломной работы, предназначен для более углубленных знаний в области ориентации и стабилизации. Системы стабилизации КА – это неотъемлемая часть, без которой не может обойтись ни один космический аппарат.

4.2 Расчет трудоемкости разработки модели

Для определения трудоемкости разработки модели приведен перечень всех основных этапов и видов работ, которые должны быть выполнены. Форма разделения работ по этапам с указанием трудоемкости их выполнения приведена в таблице 1

Таблица 4.1- Распределение трудоемкости и времени на определенный этап

Этап проделанной работы	Потраченное время, Час	Потраченных дней, Дни	Количество рабочих часов в день
1. Ознакомление с материалами проекта	30	6	5
2. Сбор необходимой информации, разработка структуры проекта;	25	5	5
3. Анализ общих сведений об ориентации и стабилизации космических аппаратов	40	8	5
4. Анализ системы угловой стабилизации двигателями-маховиками;	120	24	5
5. Расчет основных параметров системы стабилизации;	80	16	5
6. Расчет расхода электроэнергии двигателями-маховиками;	45	9	5
Итого	340	68	-

4.3 Расчет затрат на разработку ПП

Общая сумма затрат на материальные ресурсы (Зм) определяется по формуле:

$$ЗМ = \sum Pi \times Ці, \quad (4.1)$$

где Pi - расход i-го вида материального ресурса, натуральные единицы;
Ці - цена за единицу i-го вида материального ресурса, тг;
i - вид материального ресурса;
n - количество видов материальных ресурсов.

Расчет затрат на материальные ресурсы производится по форме, приведенной в таблице 2.

Таблица 4.2 - Затраты на материальные ресурсы

Наименование материала	Компания производитель	Количество	Цена	Общая сумма
Тетрадь	Abdi	2	250	500
Ручка	Cello	2	100	200
Бумага	SvetoCopy	2	900	1800
Флешка	Trancend	1	1200	1200
Итого	3700			

Таблица 4.3 - Затраты на технические средства и программное обеспечение

Наименование материала	Компания производитель	Количество	Цена	Общая сумма
Ноутбук	ASUS	1	150000	150000
Принтер	ASUS	1	16000	16000
Мышь	Genius	1	2000	2000
Операционные системы	Windows	1	15000	15000
Программное обеспечение	MS Office	1	10000	10000
	MathCad 14	1	6500	6500
Итого	199500			

4.4 Расчет затрат на электроэнергию

Поскольку в процессе производства используется электрооборудование, необходимо рассчитать затраты на электроэнергию. Затраты на электроэнергию для производственных нужд включают в себя расходы электроэнергии на оборудование и дополнительные нужды.

Время работы оборудования для разработки ПП берется равным 340 часов для ноутбуков, данное количество часов было рассчитано в таблице 1. Для принтера время работы для разработки ПП берется равным 100 часов, так нет необходимости постоянного его использования.

$$Э = З_{эл.эн.обор} + З_{доп.нуж}, \quad (4.2)$$

где $З_{эл.эн.обор}$ – затраты на электроэнергию оборудования;

$З_{доп.нуж}$. – затраты электроэнергии на дополнительные нужды.

Расходы электроэнергии на оборудование рассчитывается по формуле:

$$З_{эл.эн.обор} = \sum W \times К_{исп} \times S \times T, \quad (4.3)$$

где W – потребляемая мощность, Вт;
$К_{исп}$ – коэффициент использования ($К_{исп}$ = 0,9);
T – время работы;
S – тариф без НДС (1кВт/ч = 25 тг).

Сводные результаты расчета затрат на электроэнергию представлены в таблице 4.

Таблица 4.4 - Затраты на электроэнергию

Наименование приборов	Паспортная мощность, кВт	Коэф-т мощности	Время работы оборудования, Ч	Цена ЭЭ тг/кВт;	Сумма, тг.
Ноутбук	0,06	0,9	340	25	459
Принтер	0,4	0,9	3	25	27
Итого			486		

Затраты на дополнительные потребности берутся по укрупненному показателю в размере 5% от затрат на оборудование:

$$З_{доп.нуж} = 5\% \times З_{эл.эн.обор}, \quad (4.4)$$

Затраты на дополнительные потребности рассчитан по формуле (4.4):
$З_{доп.нуж} = 0,05 \times 486 = 24,3$ (тенге).

Таким образом суммарные затраты на электроэнергию составляют:
Э = 486 + 24,3 = 510,3 (тенге).

4.5 Расчет затрат на оплату труда

Над разработкой проекта работают два сотрудника:

- руководитель проекта – изучение предметной области, анализ требований к системе, внедрение и поддержка;
- разработчик – подготовка к проекту, реализация проекта, тестирование системы.

Общая сумма затрат на оплату труда ($З_{тр}$) определяется по формуле:

$$З_{ТР} = \sum ЧС_i \times Т_i, \quad (4.5)$$

где $ЧС_i$ - часовая ставка i-го работника, тг;
$Т_i$ - трудоемкость разработки системы, чел.×ч;
i - категория работника;
n - количество работников, занятых разработкой ПП.

Часовая ставка научного руководителя составляет 3000 (тг/ч), трудоемкость разработки – 40 ч.

Часовая ставка разработчика составляет 2000(тг/ч), трудоемкость разработки – 300 ч. Рассчитаем общую сумму затрат на оплату труда по формуле (4.5):

$З_{ТР} = 2000 \times 300 + 3000 \times 40 = 720000$(тенге).

Сводные результаты расчета затрат на оплату труда показаны в таблице 5.

Таблица 4.5 - Расчёт основной заработной платы разработчиков ДР

Категория	Квалиф	Трудоемкость	Часовая	Сумма,тг

работника	икация	разработки ПП, час.	ставка,тг/ч	
Научный руководитель	доцент	40	3000	120000
Разработчик	студент	300	2000	600000
Итого затраты на оплату труда		720000		

4.6 Расчет затрат по социальному налогу

Социальный налог – согласно Налоговому кодексу Республики Казахстан он составляет 11 % от ФОТ (фонда оплаты труда). Следует отметить, что пенсионные отчисления не облагаются социальным налогом.

$$Ос = (ФОТ- ПО)\times 0,11, \quad (4.6)$$

где ПО - отчисления в пенсионный фонд, 10% от ФОТ.

Социальный налог рассчитываем по формуле (4.6):
ПО = 720000×0,1= 72000тенге;
Ос= (720000-72000)×0,11 = 71280тенге.

Сводные результаты расчета затрат на социальный налог представлены в таблице 6.

Таблица 4.6 - Начисление социального налога

Категория работника	Кол – во, человек	Заработная плата, тг	Пенсионные отчисления, тг	Социальный налог, тг
Научный руководитель	1	120000	12000	11880
Разработчик	1	600000	60000	59400
Итого		71280		

4.7 Расчет амортизационных отчислений

Общая сумма амортизационных отчислений определяется по формуле:

$$З_{АМ}=\sum Ф_i Н_{ai} Т_{нирi} \quad 100*Т_{эфi} \quad , \quad (4.7)$$

где $Ф_i$ - стоимость i-го ОФ, тг;
$Н_{Ai}$ - годовая норма амортизации i-го ОФ, %;
$Т_{НИРi}$ - время работы i-го ОФ за весь период разработки модели, ч;
$Т_{Эфi}$ - эффективный фонд времени работы i-го ОФ за год, ч/год;
i - вид ОФ;
n - количество ОФ.

Годовые нормы амортизации ОФ принимаются по налоговому кодексу Республики Казахстан или определяются, исходя из возможного срока полезного использования ОФ:

$$Hai = 100/T_{ni} \quad , \quad (4.8)$$

где T_{ni} - возможный срок использования i-го ОФ, год.

Сводные результаты по амортизационным отчислениям представлены в таблице 7.

Таблица 4.7 - Расчет амортизационных отчислений

Наименование оборудования и ПО	Стоимость оборудования и ПО	Годовая норма амортизации, %	Эффективный фонд времени работы оборудования и ПО, г	Время работы оборудования и ПО для разработки ПП, ч	Сумма амортизации в год, тенге	Сумма амортизации в месяц, тенге
Ноутбук	150000	25	4	340	37500	3125
Принтер	16000	10	10	340	1600	133,3
Windows	15000	20	5	340	3000	250
MS Office	10000	20	5	340	2000	166,6
Общая сумма амортизационных отчислений						7163,8

Общая сумма амортизационных отчислений рассчитываем по формуле (4.7 и 4.8):

$З_{АМ\ ноут}$ = (150000 × 0,25 × 68) / (100 × 4) = 6375(тенге);
$З_{Ампринт}$ = (16000 × 0,1 × 68) / (100 × 10) = 108,8(тенге);

$З_{АМ\ Windows}$ = (15000×0,2×68) / (100×5) = 408(тенге);
$З_{АМ\ MSOffice}$ = (10000×0,2×68) / (100× 5) = 272(тенге);
$З_{АМ} = \Sigma Ф_i На_i Тнир_i\ 100 * Тэф_i$ =6375+108,8+408+272 = 7163,8(тенге).

4.8 Расчет прочих затрат и себестоимости

В часть «Прочие затраты» включаются расходы на арендную плату, включая коммунальные платежи, затраты на лицензирование и сертификацию, расходы на рекламу, канцелярские и прочие хозяйственные расходы.

Стоимость аренды помещения на месяц равна 45 000 тг. (в эту сумму включены коммунальные услуги).

Арендная плата рассчитывается по формуле:

$$АП = C_a \times S, \quad (4.9)$$

где C_a – срок аренды;
S – стоимость аренды за 1 месяц.

Расчет арендной платы по формуле (4.9):
АП =3×45 000= 135000 (тенге).

Месячная оплата за интернет - 4990 тенге. Общая стоимость интернета за весь период определяется по формуле:

$$Р_и = Т_и \times С, \quad (4.10)$$

где $Т_и$ – Время использования интернета, мес.
С – стоимость интернета за 1 месяц.

Общая стоимость интернета за весь период рассчитан по формуле (4.10):
$Р_и$=3×4990=14970 (тенге).
Прочие хозяйственные расходы составляют 3000 тенге.
Прочие затраты = 135000 + 14970 + 3000 = 152970 (тенге)

Себестоимость:

$$ПП = З_{осн} + Р_э + ОС + А + Р_м + АПР_{проч}, \quad (4.11)$$

где, Зосн - заработная плата основных разработчиков;
$Р_э$-расходы на электроэнергию;
ОС - социальный налог;

А – амортизация;
Рм – расходы на материалы;
ПЗ-прочие затраты.

Доля в общей себестоимости рассчитывается по формуле:

Д = (S×100) / С, (4.12)

где S – сумма;

С – себестоимость.

Все составляющие себестоимости разработки ПП отражены в таблице 8.

Таблица 4.8 - Структура себестоимости ПП

Затраты	Сумма, тг.	Доля в общей себестоимости, %
1 Расходы на материалы	3700	0,38
2 Расходы на электроэнергию	510,3	0,05
3 Оплата труда	720000	75,3
4 Социальный налог	71280	7,5
5 Амортизация	7163,8	0,75
6 Прочие затраты	152970	16
Итого	955624,1	100

Из результатов видно, что себестоимость разработки системы равен 955624,1 тенге.

Структура расходов на создание разработки системы представлена на рисунке 1. На диаграмме структуры себестоимости видно, что основная часть себестоимости уделяется заработной плате (75,3 %).

Вывод

В данной главе, было рассмотрено экономическо-техническое выполнение проекта. Расчет всех необходимых расходов на покупку оборудования, различных затрат на энергопотребление и прочего, пенсионного отчисления, выплата налогов и амортизационных отчислений. Не требующих огромных вложений, многочисленных офисов, и многочисленного персонала. Не большая организация, которая занимается разработкой системы стабилизации КА. Космические аппараты не могут быть запущены без систем стабилизации, поэтому этот проект имеет важную роль в выполнении разнообразных задач в космическом пространстве. В настоящее время идет масштабное освоение космического пространства, и, следовательно, этот проект претендует на успех.

Заключение

В первой части дипломной работы раскрыли суть управления и понятия ДМ, рассмотрели виды и характеристики разных ДМ.

Во втором разделе описывается математическая модель динамики стабилизации, возмущений и моментов. Приводятся графики коэффициентов сил и моментов. Осуществляется линеаризация нелинейной системы уравнений пространственного движения КА для получения передаточных функций управляющих воздействий. Моделирование проводилось в среде Matlab Simulink. Результаты были получены в виде графиков.

В третьем разделе было рассмотрено определение космического мусора и показан пример столкновения комического мусора с КА.

В четвертом разделе произведен расчет затрат на разработку программного обеспечения ДМ для КА. Цена программного продукта с учетом НДС составила 955624,1 тенге.

Результаты дипломного проекта показывают, что решение задач были выполнены успешно и поставленные цели были достигнуты.

Список литературы

1. Р.Дорф, Р.Бишоп. Современные системы управления. Лаборатория Базовых Знаний. 2002

2. Тюкин В.Н. Теория управления: Конспект лекций. Часть 1. Обыкновенные линейные системы управления. - 2-е изд.. испр. и доп. Вологда : ВоГТУ, 2000. - 200 с.

3. Раушенбах Б.В. Лекции по динамике космического полета- М.: МФТИ. 1997г.

4. Артюхин Ю.П., Каргу Л.И., Симаев В.Л. Системы управления космических аппаратов, стабилизированных вращением.-Москва.-1979 г.

5. Лебедев Д. В. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов. - Киев. - 2006г.

6. Гудзенко А. В. Анализ наблюдаемости в задаче управления ориентацией космического летательного аппарата с присоединенными упругими элементами / А. В. Гудзенко. В. Б. Успенский // Материалы III Университетской научно-практической студенческой конференции магистрантов НТУ «ХПИ». - Харьков. 2009г.

7. Ракишева З.Б., Алипбаев К.А., Сухенко АС. Анализ этапов разработки нано спутника. // Первый международный Джолдасбековский симпозиум. Казахстан, Алматы, 1-2 марта 2011 г. - с. 25-26.

8. Алипбаев К.А., Елубаев С.А., Джамалов Н.К., Бопеев Т.М., Сухенко А.С. Моделирование гироскопических датчиков. // Тезисы докладов первого международного Джолдасбековского симпозиума 1-2 марта, 2011 г.. Алматы. - с. 59 - 60.

9. Бесекерский В.А. Теория систем автоматического управления. Издательство «Профессия». Санкт-Петербург, 2003

10. Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. Москва, 1986

11. Дюсебаев М.К. Безопасность жизнедеятельности. Методические указания к выполнению раздела в дипломных проектах. - Алматы, 2003.

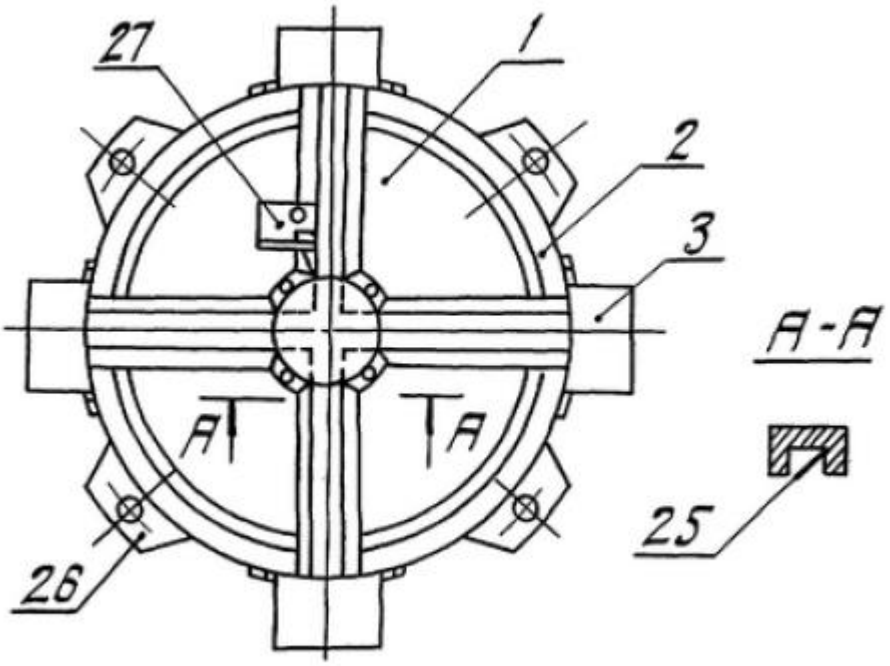
12. СНиП РК 2.04-05-2002 “Естественное и искусственное освещение. Общие требования”.

13. Кошулько Л.П., Суляева Н.Г., Генбач А А. Производственное освещение. Методические указание к выполнению раздела «Охрана труда» в дипломном проекте. -Алма-Ата, изд. РУНК, 1989.

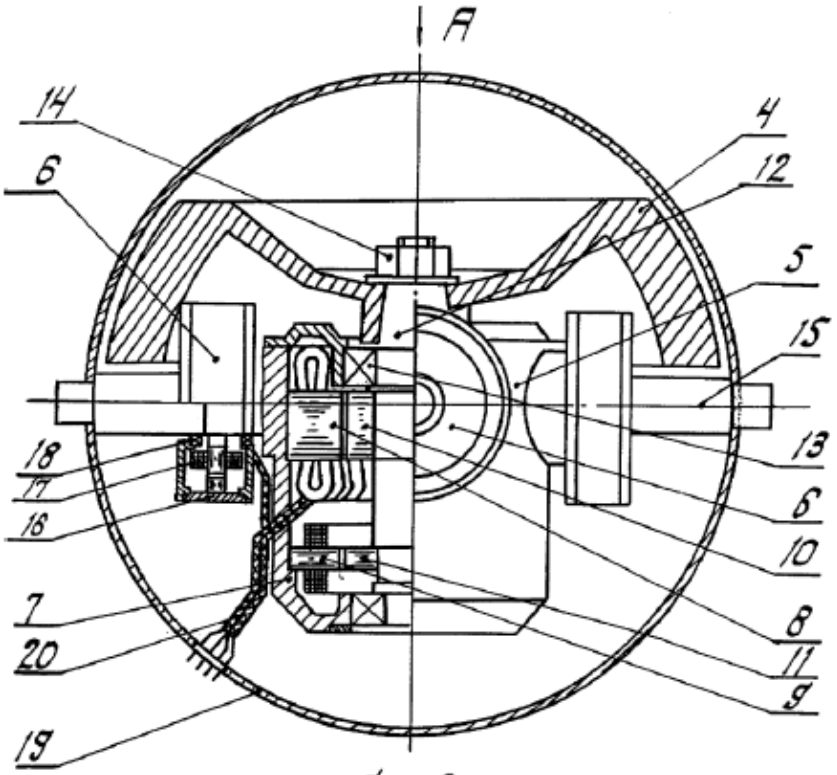
14. Базылов К. Б., Алибаева С.А, Бабич А.А. Выпускная работа бакалавров. Экономический раздел. Методические указания для студентов всех форм обучения. АИЭС, 2008.

15. Сайт:http://www.vniiem.ru/-Разработка методик и моделирования динамики управляемого космического аппарата с учетом упругой

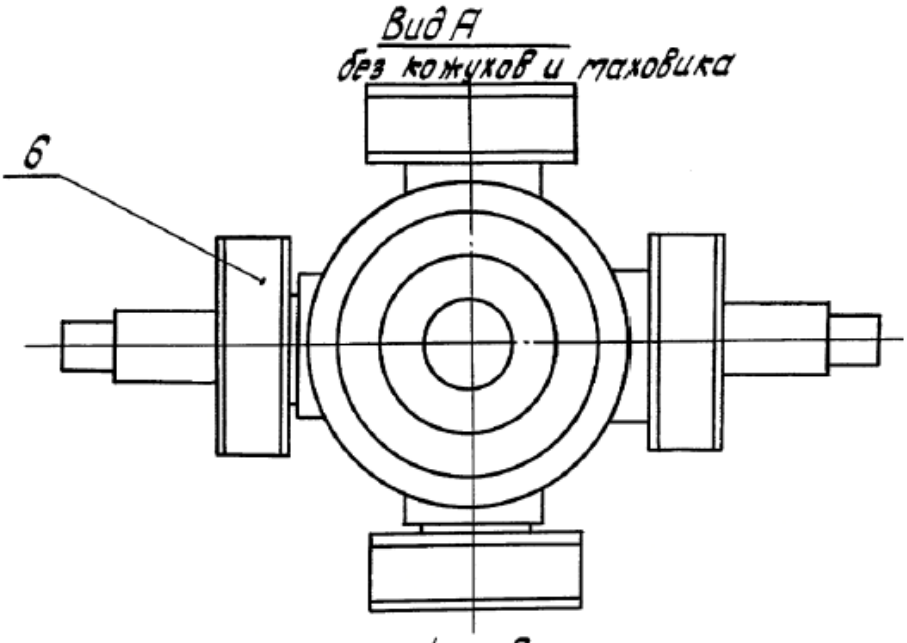
Приложение А



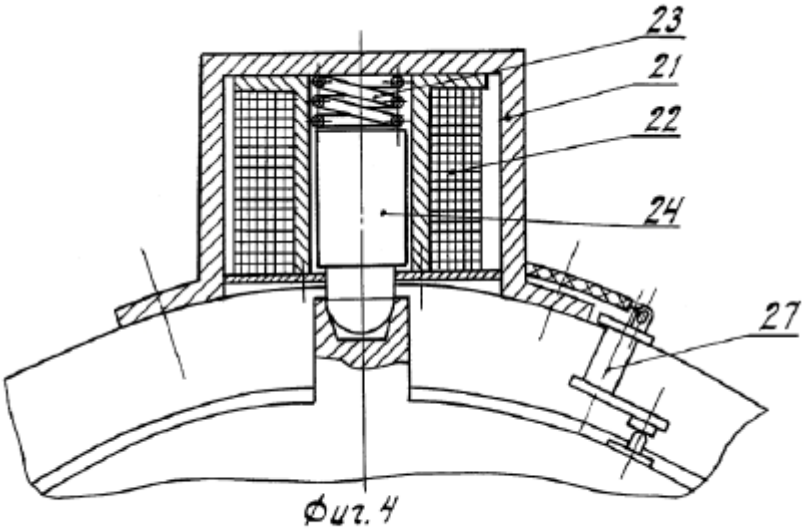
Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4