



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

ФАКУЛЬТЕТ ИУ «Информатика, искусственный интеллект и системы управления»

КАФЕДРА ИУ-1 «Системы автоматического управления»

РАСЧЕТНО-ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА К НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

НА ТЕМУ:

*Особенности режимов ориентации и
стабилизации искусственного спутника
дистанционного зондирования Земли*

Студент ИУ1-101
(Группа)

21/05/2022
(Подпись, дата)

Ранджелович А. Н.
(И.О. Фамилия)

Руководитель

21/05/2022
(Подпись, дата)

Задорожная Н. М.
(И.О. Фамилия)

2022 г.

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

УТВЕРЖДАЮ

Заведующий кафедрой ИУ-1
(Индекс)

К.А. Неусыпин
(И.О. Фамилия)

« 08 » февраля 20 22 г.

ЗАДАНИЕ

на выполнение научно-исследовательской работы

по теме Особенности режимов ориентации и стабилизации
искусственного спутника ДЗЗ

Студент группы ИУ1-101
Ранджелович Алексей Небойшевич
 (Фамилия, имя, отчество)

Направленность НИР (учебная, исследовательская, практическая, производственная, др.)
учебная

Источник тематики (кафедра, предприятие, НИР) кафедра

График выполнения НИР: 25% к ___ н., 50% к ___ н., 75% к ___ н., 100% к ___ н.

Техническое задание Выполнить обзор литературы по теме научно-исследовательской работы, изучить способы создания управляющих моментов, подобрать систему ИО для рассматриваемого КА, исследовать режимы ориентации и стабилизации для выполнения целевой задачи дистанционного зондирования

Оформление научно-исследовательской работы:

Расчетно-пояснительная записка на _____ листах формата А4.

Перечень графического (иллюстративного) материала (чертежи, плакаты, слайды и т.п.)
оформление графического материала в НИР не предусмотрено

Дата выдачи задания « 08 » февраля 20 22 г.

Руководитель НИР 08/02/2022 Ранджелович А. Н.
 (Подпись, дата) (И.О. Фамилия)

Студент 08/02/2022 Задорожная Н. М.
 (Подпись, дата) (И.О. Фамилия)

СОДЕРЖАНИЕ

СОДЕРЖАНИЕ	2
ВВЕДЕНИЕ.....	3
1. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ.....	4
1.1 Движение искусственных спутников Земли	4
1.2 Актуальность проектирования систем управления ориентацией	5
1.3 Ориентация и стабилизация КА.....	5
2. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ СПУТНИКА ДЗЗ	9
2.1 Способы создания управляющих моментов.....	9
3. РЕЖИМЫ АКТИВНОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ.....	18
3.1 Уравнения вращательного движения КА	18
3.2 Реактивные системы ориентации КА.....	22
3.3 Маховичная система ориентации	26
3.4 Режим разгрузки маховиков с помощью реактивной системы ИО.....	27
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	30
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ	31

ВВЕДЕНИЕ

Космические аппараты (КА) играют важную роль при решении множества научных и практических задач. С ними связана большинство современных сфер деятельности. Управление вращательными движениями КА является одним из важнейших условий его практического применения, основной задачей которого является определенным образом ориентировать КА в пространстве и длительное время стабилизировать его, поддерживая требуемую ориентацию. Ориентации требуют, например, маршевые реактивные двигатели, радиотехнические, оптические и другие приборы и устройства в составе систем навигации, связи и мониторинга состояния поверхности Земли, Солнца и объектов ближнего и дальнего космоса.

Разработка современной системы управления ориентацией и стабилизацией (СУОС) для космического аппарата является основополагающим при проектировании системы управления в целом.

Цель работы: изучить особенности построения активной системы управления ориентацией и стабилизацией КА ДЗЗ. Исследовать преимущества и недостатки различных способов создания управляющих моментов и методы реализации программных поворотов. Для достижения цели необходимо решить следующие задачи:

1. Выполнить обзор литературы по теме научно-исследовательской работы;
2. Изучить способы создания управляющих моментов;
3. Подобрать систему ИО для рассматриваемого космического аппарата;
4. Исследовать режимы ориентации и стабилизации для выполнения целевой задачи дистанционного зондирования;
5. Рассмотреть способы реализации различных режимов функционирования спутника

1. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

Космические аппараты дают возможность расширить знания о нашей планете. Удаётся зафиксировать состояние атмосферы, поверхностей океанов и континентов и многое другое. Все эти данные решают не только научные, но и народнохозяйственные проблемы: уточнение метеорологической обстановки на Земле, прогноз урожаев, залежи полезных ископаемых, состояние различных объектов и т.п.

Под *космическим аппаратом* понимают техническое устройство, предназначенное для функционирования в космическом пространстве с целью решения задач в соответствии с назначением космического комплекса или космической системы.

Общее название различных технических устройств (различных видов летательных аппаратов), предназначенных для выполнения целевых задач в космосе. Космические аппараты делятся на две основные группы: *околоземные орбитальные КА*, движущиеся по орбитам, не выходя за пределы сферы действия гравитационного поля Земли – искусственные спутники Земли (ИСЗ), и *межпланетные КА*, которые выходят за пределы сферы действия гравитационного поля Земли.

По режиму работы различают: ракеты-носители, ИСЗ, автоматические межпланетные станции, космические корабли, орбитальные станции, спускаемые аппараты.

1.1 Движение искусственных спутников Земли

ИСЗ выводятся на орбиты с помощью автоматических управляемых многоступенчатых ракет-носителей, которые от старта до некоторой расчётной точки в пространстве движутся благодаря тяге, развиваемой реактивными двигателями. Этот путь, называемый траекторией выведения ИСЗ на орбиту, или активным участком движения ракеты, составляет обычно от нескольких сотен до двух-трёх тыс. км. Ракета стартует, двигаясь вертикально вверх, и проходит сквозь наиболее плотные слои земной атмосферы на сравнительно малой скорости (что сокращает энергетические затраты на преодоление сопротивления атмосферы).

При подъёме ракета постепенно разворачивается, и направление её движения становится близким к горизонтальному. На этом почти горизонтальном отрезке сила тяги ракеты расходуется не на преодоление тормозящего действия сил притяжения Земли и сопротивления атмосферы, а главным образом на увеличение скорости. После достижения ракетой в конце активного участка расчётной скорости (по величине и направлению) работа реактивных двигателей прекращается; это так называемая точка выведения ИСЗ на орбиту. Запускаемый космический аппарат, который несёт последняя ступень ракеты, автоматически

отделяется от неё и начинает своё движение по некоторой орбите относительно Земли, становясь искусственным небесным телом. Его движение подчинено пассивным силам (притяжение Земли, а также Луны, Солнца и др. планет, сопротивление земной атмосферы и т. д.) и активным (управляющим) силам, если на борту космического аппарата установлены специальные реактивные двигатели. Для того, чтобы КА смог выполнять определенные задачи, ему необходимо задавать определенную ориентацию.

1.2 Актуальность проектирования систем управления ориентацией

Одной из важнейших проблем, которую приходится решать в течение всего полета подавляющего большинства искусственных спутников, является обеспечение их заданного углового движения. Спутнику придается нужное угловое положение относительно заданных ориентиров поворотом вокруг центра масс. В качестве таких ориентиров выступают видимые небесные и наземные объекты (звезды, Солнце, линия горизонта) или направления в пространстве (местная вертикаль, вектор напряженности геомагнитного поля, вектор скорости набегающего потока воздуха), которые можно определить по измерениям приборов. При наблюдении различных участков звездного неба или поверхности Земли требуется систематическое изменение углового положения спутника или, наоборот, заданная ось спутника должна быть направлена постоянно в одну и ту же точку небесной сферы. Многообразие научных и прикладных задач, решаемых спутниками, порождает различные требования к системе ориентации, которое и обеспечивает его заданное угловое движение.

1.3 Ориентация и стабилизация КА

Ориентация и стабилизация — главные режимы управления движением КА: практически ни одна из целевых и служебных функций бортовых систем не может быть реализована без этого режима. Круг решаемых на КА задач определяет состав бортового оборудования и требования по его ориентации. Разнообразие задач и аппаратуры обуславливает и многообразие методов ориентации и стабилизации.

Методы ориентации и стабилизации КА, несмотря на большое их разнообразие, объединяет ярко выраженная особенность: все они основаны на динамических свойствах вращения твердого тела относительно центра масс под действием чрезвычайно малых крутящих моментов от взаимодействия с окружающей средой и физическими полями. Основным условием реализации этих методов являются жесткие ограничения запасов рабочего тела и ресурсов источников энергии при большом времени функционирования.

Особенности методов ориентации и стабилизации КА выделяют их в отдельный класс методов управления. Для КА приняты следующие определения:

Ориентация — процесс приведения связанных с корпусом КА ортогональных осей к заданному в пространстве положению; *стабилизация* — процесс удержания осей КА в окрестности этого положения; *управление ориентацией* — процесс изменения ориентации осей КА в соответствии с заданным алгоритмом или по определенной программе.

Качество выполнения КА целевых задач во многом зависит от качества систем управления ориентацией и стабилизации, от их характеристик. Существует большое разнообразие таких систем.

Пассивные системы ориентации и стабилизации – системы, которые используют только физические свойства внешней среды. Не требуют использования энергии на борту.

Активные системы ориентации и стабилизации — системы, в структуру которых включены активные элементы (приборы и устройства), датчики ориентации, измеряющие параметры углового движения КА; усилители и преобразователи сигналов, поступающих с датчиков ориентации; исполнительные органы (ИО); источники энергии и рабочее тело.

Системы стабилизации и ориентации ввиду близости выполняемых ими задач нередко частично объединяют, например, для них используют одни и те же датчики. В таких случаях можно говорить о единой *системе управления ориентации и стабилизации (СУОС или ССО)* КА.

Чтобы управлять ориентацией космического аппарата, к нему нужно прикладывать управляющие моменты нужных величин и знаков. Классификация систем ориентации по способу создания управляющих моментов и типам исполнительных органов приведена на рис.1.



Рисунок 1 Классификация систем ориентации и стабилизации

В пассивных системах управляющий момент создается за счет взаимодействия космического аппарата с окружающей средой. В активных системах на создание управляющего момента тратится реактивное топливо или энергия бортовых источников питания.

В состав активной системы ориентации входят датчики углов ориентации, датчики угловой скорости, бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) и исполнительные органы (рис. 2).

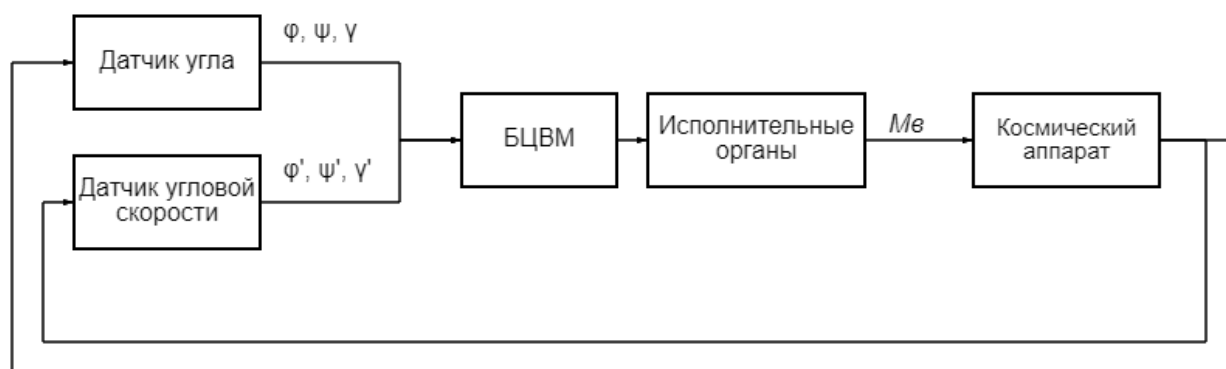


Рисунок 2 Структурная схема активной СУОС

Объем информации, поступающей в БЦВМ с датчиков и других бортовых систем, должен быть достаточным для качественного управления ориентацией. БЦВМ реализует выбранные алгоритмы управления и вырабатывает сигналы управления исполнительными органами. Исполнительные органы прикладывают к корпусу космического аппарата управляющие моменты, вызывающие изменение углового положения космического аппарата в нужном направлении. Эти изменения фиксируются датчиками. Происходит замыкание отрицательной обратной связи. Учитывая высокую стоимость вывода полезной нагрузки на орбиту, важными техническими характеристиками СУОС являются масса, а также показатели надежности и экономичности. Основными режимами ориентации космического аппарата являются успокоение, поиск ориентиров, переходы из одной базовой системы координат в другую и обратно, стабилизация, повороты на заданные углы, угловые маневры. Успокоением называется первоначальный режим ориентации, в котором гасится угловая скорость космического аппарата, возникшая при отделении от носителя. При ориентации в орбитальной системе координат одна ось космического аппарата всегда направлена по линии, соединяющей центр Земли с центром масс космического аппарата. Для работы целевой аппаратуры, установленной на космическом аппарате, могут требоваться разные базовые

системы координат, после построения которой начинается режим стабилизации. Стабилизация может считаться главным режимом управляемого движения космического аппарата вокруг центра масс. Повороты относительно базовой системы координат на заданные углы необходимы для наведения научной и телевизионной аппаратуры, жестко закрепленной на корпусе космического аппарата, на объекты наблюдения. В общем случае космический аппарат совершает разнообразные угловые маневры вокруг центра масс. Например, угловые маневры с целью ориентации маршевых реактивных двигателей совершаются перед коррекцией орбиты. Сложность и продолжительность угловых маневров определяются теми задачами, которые поставлены перед космическим аппаратом.

2. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ СПУТНИКА ДЗЗ

При проектировании аппаратного состава спутника, который предназначен для выполнения задачи дистанционного зондирования Земли, необходимо учитывать технические и конструктивные особенности как предназначенной ему задачи, так и целевой аппаратуры. Так как такому спутнику необходимо постоянно отслеживать (производить съемку) с помощью целевой аппаратуры, работающая на основе оптических устройств. Использование реактивных двигателей во время выполнения съемки может привести к тому, что отработанное топливо (газы или другой вид топлива) будет мешать процессу съемки. Также, задача дистанционного зондирования Земли имеет серьезные ограничения по точности, а реактивная система не сможет обеспечить заданные требования. Следовательно, предлагается следующий аппаратный состав ИО:

- Система из четырех двигателей маховиков – для управления и стабилизации КА при выполнении целевой задачи
- Система из восьми реактивных двигателей малой тяги для переориентации и стабилизации КА при грубой ориентации в дежурном режиме.
- Для разгрузки двигателей маховиков используются реактивные двигатели малой тяги
- Для режима резервирования спутника используется гравитационная стабилизация с помощью гравитационных штанг

2.1 Способы создания управляющих моментов

Исполнительные органы, которые используются в системах управления, ориентации, стабилизации, слежения, а также при программных поворотах и разрядке маховиков – газореактивные исполнительные органы. Эти исполнительные органы, отбрасывая холодный или горячий газ через сопло в космическое пространство, создают силу, воздействующую на аппарат. Получаемая при этом тяга (сила) прямо пропорциональна скорости истечения газа и секунднему расходу отбрасываемой массы и направлена против скорости. Если ось сопла конструктивно расположить так, чтобы она не проходила через центр масс космического летательного аппарата, то при этом возникает момент вращения, с помощью которого и осуществляется поворот корпуса космического летательного аппарата в пространстве. Весовые затраты рабочего газа пропорциональны удельному импульсу. Поскольку запасы рабочего газа на борту космического летательного аппарата ограничены и не восполняются,

то для длительного полета требуется разумное и экономное их расходование. Именно поэтому газореактивные исполнительные двигатели должны иметь возможно больший удельный импульс. Обычно в качестве рабочего газа в холодных газореактивных двигателях используется азот. Газ из баллона, в котором он хранится в сжатом состоянии, через общий главный клапан подается в редуктор. Здесь давление газа снижается, и далее через коллектор он поступает в сопло реактивных двигателей. Каждое сопло имеет свой электромеханический клапан, управляемый электрическими сигналами. Для изменения направления силы применяются два сопла. С точки зрения динамики управления космическим летательным аппаратом очень важно так организовать работу газореактивных двигателей, чтобы длительность рабочего импульса была минимальной. Поэтому решающее значение имеет уменьшение времени срабатывания электромеханического клапана, которое определяется характером переходных электромагнитных процессов, происходящих в электрической обмотке и магнитопроводе (как при включении, так и при отключении клапана). При этом конструкция электроклапана, по сути дела, определяется динамическими показателями газореактивной системы в целом. Газореактивные исполнительные органы могут работать и с горячим газом, который подогревается до подачи его в сопло. Это позволяет увеличить скорость истечения газа и тем самым повысить удельный импульс двигателя. Для подогрева газа используют либо специальные подогреватели (при этом расходуется дополнительная бортовая электроэнергия), либо тепло, получаемое за счет химических экзотермических реакций, происходящих в рабочей жидкости.

Успешная работа системы угловой стабилизации возможна в том случае, если объект обеспечен исполнительными органами, способными развивать управляющие моменты, заведомо большие максимального возмущающегося момента. Помимо этого важного требования ИО должны потреблять как можно меньше энергии.

Одним из распространенных является способ создания управляющих моментов при помощи реактивных двигателей. Сжатый газ или продукты сгорания топлива выпускаются через специальные сопла, установленные по каждому каналу стабилизации. Возникающие при этом реактивные силы создают относительно ЦМ КА управляющий момент требуемого направления.

Преимущества данного способа заключается в конструктивной простоте его реализации и в возможности создания больших управляющих моментов. К его серьезным недостаткам относят необходимость расхода рабочего тела (запасов сжатого газа, жидкого или твердого топлива). С целью экономии запасов рабочего тела целесообразно использовать импульсное включение сопел. (рис. 3)

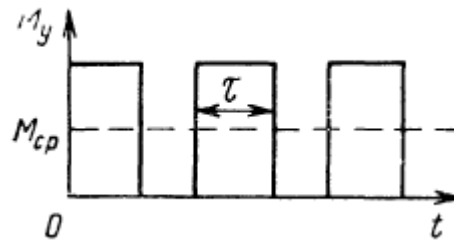


Рисунок 3 Импульсные сигналы управления

В этом случае объект управления будет периодически как бы «подталкиваться» в нужную сторону, что равносильно действию среднего постоянного управляющего момента $M_{y,cp}$. Для уменьшения или увеличения $M_{y,cp}$ достаточно увеличить или уменьшить интервал t между включением сопел.

Другим способом создания управляющих моментов может быть вращение инерционных масс, размещенных внутри КА. Если маховик вращать при помощи двигателя в одном направлении, то аппарат по закону сохранения момента количества движения будет вращаться в противоположном. На вращение маховика затрачивается электрическая энергия аккумуляторной батареи, которая может быть восполнена солнечными батареями. К недостаткам маховиков относится потеря работоспособности в режиме насыщения. Действительно, разгонять маховик можно до определенного предела. Его максимальная скорость ограничена возможностями привода и механической прочностью маховика.

Для того чтобы частично устранить отмеченный недостаток и увеличить время насыщения, можно использовать маховик с переменным моментом инерции, который при тех же самых возможностях привода обладает значительно большим диапазоном создания управляющих моментов.

Управление космическим аппаратом сводится к его ориентации и программным поворотам с помощью создания управляющих сил и соответственно моментов поворота, приложенных к корпусу аппарата. Если применять для целей ориентации и программного поворота газореактивную систему, то для сохранения направления ориентации необходимо поворачивать объект вокруг ориентированного направления в одну и другую сторону, создавая колебательные движения корпуса космического аппарата. Для поворотов и стабилизации космического аппарата необходимы газореактивные двигатели, осуществляющие прямое или обратное движение корпуса. Учитывая, что прямое и обратное движения осуществляются разными газореактивными двигателями, этот процесс колебательного движения с гашением этих колебаний требует больших расходов газа. Физические процессы, возникающие при ориентации или программном повороте, легче всего

проследить на примере двигателя переменного тока. Статор такого двигателя должен быть жестко закреплен на корпусе космического аппарата. Ротор электродвигателя, обладая большой инерциальной массой, может при этом свободно поворачиваться и вращаться в подшипниках. Из физических принципов взаимодействия тока с внешним магнитным полем вытекает, что при прохождении тока по ротору возбужденное им магнитное поле взаимодействует с внешним магнитным полем статора и создает механический момент, который вращает ротор в заданном направлении. Так как корпус электродвигателя жестко связан и закреплен на корпусе космического летательного аппарата, то по широко известному закону действия и противодействия статор начинает вместе с корпусом корабля двигаться в противоположном направлении. В соответствии с этим двигатель-маховик используется в системе управления космического аппарата для создания механического момента вокруг оси, параллельной оси вращения ротора двигателя-маховика. Если космический аппарат движется в условиях, когда на него не действуют никакие силы сопротивления, то двигатель-маховик может длительное время обеспечивать силовое управление космическим аппаратом для ориентации корпуса параллельно оси своего ротора. Располагая три таких электродвигателя-маховика так, чтобы оси их роторов были параллельны трем строительным осям космического аппарата (рис. 4), можно обеспечить любую ориентацию и стабилизацию космического аппарата в целом, а следовательно, научной аппаратуры, установленной на космическом летательном аппарате.

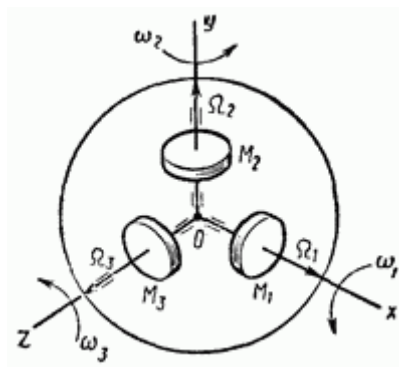


Рисунок 4 Схема размещения двигателей-маховиков

Управляющие моменты могут быть созданы при помощи гироскопов (рис. 5). Предположим, что на борту КА установлен двухстепенный гироскоп с кинетических моментов H (рис.). Для определенности будем считать, что ось прецессии гироскопа совпадает с осью OX , а вектор H в исходном положении лежит в плоскости орбиты.

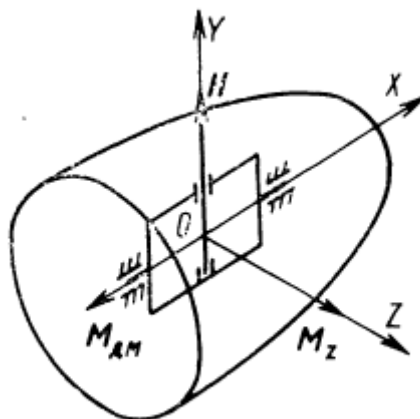


Рисунок 5 Силовой гироскоп

Совместно с корпусом аппарата, механическая система образует трехстепенной гироскоп, причем роль наружной рамки выполняет корпус. Одно из свойств трехстепенного гироскопа заключается в прецессии под действием приложенного к нему момента внешних сил. Следовательно, что для создания управляющего момента достаточно к оси прецессии двухстепенного гироскопа приложить момент двигателя-маховика $M_{д.м.}$, под действием которого аппарат начнет прецессировать с угловой скоростью:

$$\dot{\vartheta} = \frac{M_{дм}}{H} \quad (1)$$

В рассматриваемом примере при помощи двухстепенного гироскопа можно развернуть КА относительно оси тангажа.

Если на КА действует возмущающий момент $M.$, то гироскоп, компенсируя этот момент, будет прецессировать в направлении совмещения (по кратчайшему пути) векторов H и M . Как только вектор H совпадет с осью O , гироскоп утратит способность сопротивляться внешним моментам. Поэтому гироскопы, как и маховики, способны входить в режим насыщения и нуждаются в дополнении их другими исполнительными органами.

Очевидно, что для создания управляющих моментов относительно трех осей стабилизации необходимо иметь как минимум либо три маховика, либо три двухстепенных гироскопа

Для создания управляющих моментов можно использовать магнитное поле Земли. На корпусе космического аппарата необходимо закрепить соленоид и в зависимости от положения космического аппарата относительно магнитного поля Земли и от требуемой величины и направления управляющего момента пропускать по соленоиду ток управления i_y .

Этот ток создает магнитный поток Φ_y , который, взаимодействуя с вектором индукции магнитного поля Земли B_e , приведет к возникновению управляющего момента M .

Недостатками данного способа являются весьма малые величины управляющих моментов и их зависимость от положения аппарата на орбите.

Возможны чисто пассивные способы создания управляющих моментов: гравитационный, аэродинамический и светодинамический. Реализация данных способов сводится к конструктивному выполнению корпуса космического аппарата таким образом, чтобы с максимальной пользой проявились гравитационный, аэродинамический и светодинамический эффекты. Преимуществом пассивных способов является то, что при их использовании не расходуется рабочее тело. Однако системы угловой стабилизации, основанные на пассивных способах, обладают малой точностью.

2.2 Пассивная система ориентации и стабилизации с помощью гравитационных штанг

В пассивных системах управляющий момент создается за счет взаимодействия космического аппарата с окружающей средой. В режиме ожидания космическому аппарату не требуется точно стабилизировать главные оси ССК, поэтому достаточно будет использовать систему пассивной стабилизации. Так как к малым космическим аппаратам ставятся большие ограничения по массе и компактности, то применение на них активной системы ориентации приведет к значительному увеличению массы конструкции и габаритов самого спутника, кроме того, спутник необходимо оснащать дополнительными источниками энергии. Пассивные методы ориентации имеют преимущества в том, что не требуют больших запасов дополнительной энергии на борту космического аппарата. На данный момент самое широкое применение имеют следующие пассивные системы ориентации: гравитационная, аэродинамическая, давлением солнечных лучей и вращением. Если спутник имеет малые габариты, влияние на него со стороны аэродинамических сил и давления солнечных лучей мало.

Так как объект исследования предназначен для решения задачи зондирования Земли, предлагается использовать гравитационную стабилизацию. В течении полёта в режиме гравитационной стабилизации одна из осей КА, на которой размещена целевая аппаратура, будет направлена на Землю, следовательно, при получении из НКУ команды на начало выполнения зондирования для построения дежурной ориентации потребуются повороты на небольшие углы, ограниченные телесным углом Земной сферы.

В большинстве случаев гравитационная систем ориентации применяется вместе с активными методами. Гравитационная система ориентации основана на использовании

гравитационного момента и ориентирует одну из осей космического аппарата по местной земной вертикали, причем одновременно с этим можно ориентировать две другие оси.

Гравитационная стабилизация КА, который состоит из основного тела и прикрепленной к нему длинной штанги с грузом на конце, происходит за счет действия на него гравитационного момента. Массы КА и груза равны (для примера) и соединены между собой жестким невесомым стержнем, то есть КА представляет собой гантель. Движение гантелеобразного КА происходит по круговой орбите в центральном гравитационном поле планеты с постоянной угловой скоростью таким образом, что одна масса имеет чуть большее расстояние от планеты, чем другая. Поскольку масса, которая расположена дальше от Земли, испытывает меньшее воздействие гравитационного притяжения и большее воздействие центробежных сил, чем масса, расположенная ближе к Земле, то возникает момент, который стремится поставить гантель в вертикальное положение относительно орбитальной системы координат. В случаях, когда гантелеобразный КА расположен вертикально или горизонтально, гравитационный момент будет равен нулю. При любой другой ориентации гравитационный момент стремится развернуть КА в вертикальное положение относительно орбитальной системы координат.

На КА с различными моментами инерции, движущийся в центральном гравитационном поле планеты по круговой орбите, действуют восстанавливающие моменты, стабилизирующие его в нормальной системе.

Требование стабилизировать спутник с помощью гравитационной системы в заданном устойчивом положении по отношению к планете накладывает ограничения на начальные углы и угловые скорости спутника при отделении его от ракеты-носителя. Только при небольших по величине значениях углов и угловых скоростей гравитационной системы стабилизации (ГСС) может предотвратить вращение спутника и обеспечить однозначное по отношению к планете устойчивое положение. Это условие часто называют условием захвата КА.

Одна из возможных схем системы этого типа - Стабилизатор "Вертистата" состоит из одной жестко закрепленной с корпусом спутника основной штанги с грузами на концах и двух вспомогательных демпфирующих штанг, присоединенных к основной штанге с помощью упруговязкого шарнира. Принцип действия такой системы легко понять, рассматривая силы, действующие на гантелеобразное тело в гравитационном поле. Когда основная штанга отклоняется от местной вертикали, то появляется гравитационный момент, под действием которого в системе возникают либрационные движения.

Для гашения либрационного движения в системе "Вертистат" предусмотрен пассивный пружинно-демпферный механизм, с помощью которого каждая вспомогательная штанга прикреплена к основной штанге (к спутнику) торсионным подвесом и связана с ней демпфером. В качестве демпфера используется устройство, в основе которого лежит вязкое трение. При движении спутника по орбите 7 колебания коротких демпфирующих штанг не совпадают по фазе с колебаниями более длинной основной штанги, так как частоты колебаний основной и демпфирующей штанг различны по величине. Относительное движение штанг приводит в движение вязкий демпфер, преобразующий энергию колебаний в тепло, которое рассеивается в виде излучения. Эффективность гашения либрационных движений системы определяется выбором моментов инерции штанг, жесткостью пружины и параметрами демпфера.

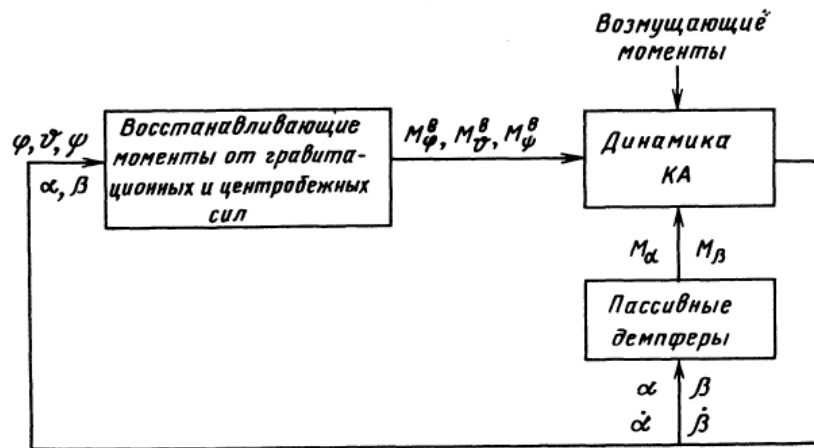


Рисунок 5 функциональная схема СГС

Требование стабилизировать спутник с помощью гравитационной системы в заданном устойчивом положении по отношению к планете накладывает ограничения на начальные углы и угловые скорости спутника при отделении его от ракеты-носителя. Только при небольших по величине значениях углов и угловых скоростей гравитационной системы стабилизации может предотвратить вращение спутника и обеспечить однозначное по отношению к планете устойчивое положение. Это условие часто называют условием захвата КА

Требование стабилизировать спутник с помощью гравитационной системы в заданном устойчивом положении по отношению к планете накладывает ограничения на начальные углы и угловые скорости спутника при отделении его от ракеты-носителя. Только при небольших по величине значениях углов и угловых скоростей гравитационной системы стабилизации (ГСС) может предотвратить вращение спутника и обеспечить однозначное по отношению к планете устойчивое положение. Это условие часто называют условием захвата КА.

Эти моменты вычисляются по следующим выражениям:

$$\left\{ \begin{array}{l} M_z = \frac{3}{2} w_0^2 (J_x + J_y) \sin 2\vartheta - \text{в плоскости тангажа} (\gamma = 0, \psi = 0) \\ M_x = \frac{4}{2} w_0^2 (J_z + J_y) \sin 2\gamma - \text{в плоскости крена} (\vartheta = 0, \psi = 0) \\ M_y = \frac{1}{2} w_0^2 (J_x + J_y) \sin 2\psi - \text{в плоскости рысканья} (\vartheta = 0, \gamma = 0) \end{array} \right.$$

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

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

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

3. РЕЖИМЫ АКТИВНОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ

3.1 Уравнения вращательного движения КА

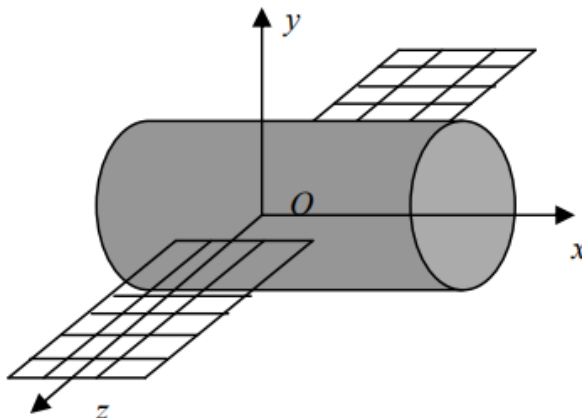


Рисунок 6 Модель ИСЗ

Основные СК, используемые при построении ориентации КА:

$OXYZ$ – гелиоцентрическая. Начало координат помещается в центр масс Солнца, Инерциальная.

$O'xyz$ – орбитальная. Начало координат помещается в центр масс космического аппарата, ось $O'Oz$ направлена вдоль радиус-вектора, соединяющего центры масс Солнца и КА, ось $O'Ox$ перпендикулярна оси $O'Oz$ и лежит в плоскости, проходящей через радиус-вектор и вектор скорости центра масс КА, составляя с последним угол меньше 90° .

$O'\varepsilon\eta\zeta$ – связанная (рис. 13). Начало координат помещается также в центр масс КА. Оси направлены по главным осям инерции тела.

Взаимное положение связанной и орбитальной систем координат определяется матрицей поворота, которая является функцией трех углов ориентации. В качестве углов ориентации часто принимаются углы Крылова. Положение космического аппарата относительно базовой системы координат, заданное матрицей поворота, определяется девятью элементами – девятью направляющими косинусами углов между осями трехгранников $Ox_0y_0z_0$ и $Oxyz$. Минимальное число элементов, при помощи которых можно определить положение космического аппарата относительно осей ориентации равно трем – соответственно числу степеней свободы движения космического аппарата как твердого тела вокруг центра масс. Положение определяется тремя углами ориентации (рис. 7).

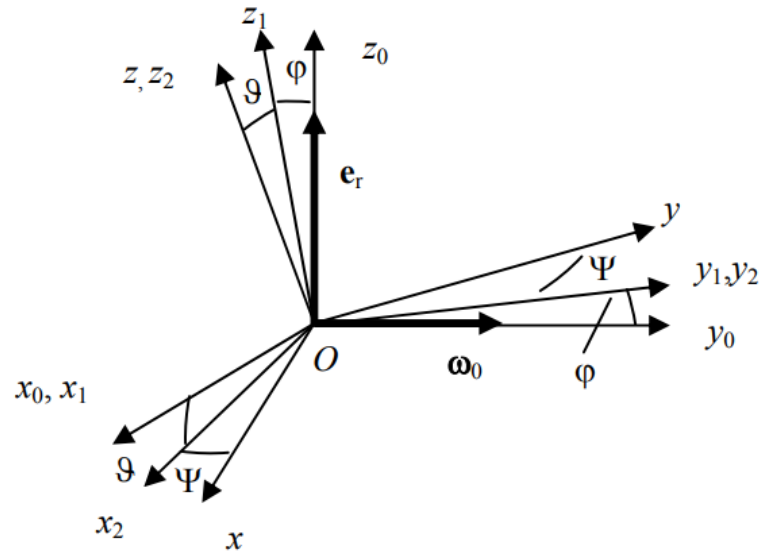


Рисунок 7 Углы Крылова

Они вводятся тремя последовательными поворотами вокруг трех связанных осей космического аппарата. Пусть первоначально оси космического аппарата совпадали с осями базовой системы координат $Ox_0y_0z_0$. Первый поворот на угол φ совершается вокруг оси Ox_0 . После первого поворота система осей космического аппарата занимает положение $Ox_1y_1z_1$ (рис. 14). Второй поворот на угол ϑ совершается вокруг оси Oy_1 . После второго поворота система осей космического аппарата занимает положение $Ox_2y_2z_2$. Третий поворот на угол ψ совершается вокруг оси Oz_2 . После третьего поворота система осей космического аппарата занимает конечное положение $Oxyz$.

Таким образом, совершены три последовательных поворота, которые можно изобразить в виде схемы:

$$Ox_0y_0z_0 \xrightarrow[\varphi]{Ox_0} Ox_1y_1z_1 \xrightarrow[\psi]{Oy_1} Ox_2y_2z_2 \xrightarrow[\vartheta]{Oz_2} Oxyz.$$

Полет космического аппарата в орбитальной системе координат напоминает полет самолета. Положение космического аппарата в орбитальной системе координат полностью определяют углы ориентации φ , ψ , ϑ и называются соответственно углами крена, рыскания и тангажа (*самолётные углы*). В процессе управления ориентацией исполнительные органы создают управляющие моменты именно вокруг осей поворотов.

Рассмотрим угловое положение связанной СК относительно орбитальной СК при угловом движении КА. Ориентацию связанных осей xyz относительно орбитальных $Ox_0y_0z_0$

задается тремя конечными поворотами в последовательности: тангаж φ (вокруг оси x), крен ψ (вокруг оси y), рысканье ϑ (вокруг оси z).

Матрица поворота A , составленная из направляющих косинусов углов между осями космического аппарата и осями ориентации, может быть выражена через тригонометрические функции углов φ , ψ , ϑ .

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

Кинематические уравнения устанавливают связь между углами ориентации и угловой скоростью космического аппарата. Аналогом зависимости для поступательного движения является связь между координатами движущейся точки и скоростью ее перемещения. Угловая скорость космического аппарата ω может быть представлена в виде суммы угловых скоростей трех последовательных поворотов и угловой скорости w_0 базовой системы координат

$$\left. \begin{aligned} w_x &= \dot{\varphi} \cos\psi \cos\vartheta + \dot{\psi} \sin\varphi + w_0 \cos\varphi \sin\psi \cos\vartheta \\ w_y &= -\dot{\varphi} \cos\psi \sin\vartheta + \dot{\psi} \cos\varphi - w_0 \sin\varphi \cos\vartheta \\ w_z &= \dot{\varphi} \sin\psi + \dot{\vartheta} - w_0 \cos\varphi \cos\psi \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Уравнения (2) связывают проекции вектора угловой скорости космического аппарата с производными от углов ориентации. При малых углах ориентации и $w_0 = 0$ кинематические уравнения принимают вид:

$$\left. \begin{aligned} w_x &\approx \dot{\varphi} + \dot{\psi}\vartheta \\ w_y &\approx \dot{\psi} - \dot{\varphi}\vartheta \\ w_z &\approx \dot{\vartheta} + \dot{\varphi}\psi \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

Чтобы вычислить углы ориентации, необходимо разрешить кинематические уравнения относительно производных φ' , ψ' и ϑ' . Полагая w_x , w_y , w_z известными:

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

Динамика вращательных движений КА относительно центра масс в соответствии с основной теоремой механики об изменении кинетического момента описывается векторным уравнением (для движения в связанных осях x, y, z):

$$\frac{d\bar{H}}{dt} + \bar{\omega} \times \bar{H} = \bar{M} \quad (5)$$

Где \bar{H} – вектор кинетического момента КА

\bar{M} – главный момент внешних сил

$\bar{\omega}$ – угловая скорость КА.

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

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

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

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

Известно, что при отсутствии возмущений положение равновесия спутника $\vartheta = \psi = \gamma = 0$ устойчиво, если выполняются следующие соотношения между моментами инерции: $J_z > J_x > J_y$.

С целью упрощения уравнений считается в качестве связанных осей главные оси инерции. Тогда:

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

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

$$\begin{cases} J_x \dot{\omega}_x - J_{xy} \dot{\omega}_y - J_{xz} \dot{\omega}_z + J_x \omega_x - J_{xy} \omega_y - J_{xz} \omega_z + (J_z - J_y) \omega_z \omega_y + (J_{xy} \omega_z - J_{xz} \omega_y) \omega_x + J_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2) = M_x \\ J_y \dot{\omega}_y - J_{yx} \dot{\omega}_x - J_{yz} \dot{\omega}_z + J_y \omega_y - J_{yx} \omega_x - J_{yz} \omega_z + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z + (J_{yz} \omega_x - J_{xz} \omega_z) \omega_y + J_{yz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) = M_y \\ J_z \dot{\omega}_z - J_{zx} \dot{\omega}_x - J_{zy} \dot{\omega}_y + J_z \omega_z - J_{zx} \omega_x - J_{zy} \omega_y + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y + (J_{xz} \omega_y - J_{yx} \omega_x) \omega_z + J_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) = M_z \end{cases} \quad (8)$$

Если считать, что распределение масс КА стационарно (не изменяется во времени) и главные оси инерции КА совпадают со связанными осями координат аппарата (центробежные моменты инерции равны нулю), то из (8) получим:

$$\begin{cases} J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z = M_x \\ J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z = M_y \\ J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y = M_z \end{cases} \quad (9)$$

Уравнения углового движения КА относительно ЦМ в виде (9) называются уравнениями в форме Эйлера.

3.2 Реактивные системы ориентации КА

Для реализации пространственного поворота, реализованного в НИР по теории управления, необходимо подобрать ИО для формирования управляющего момента. В качестве такой системы управления ориентацией предлагается система реактивных микродвигателей. Такая система подойдет не только для переориентации КА, но и для системы разгрузки маховичных исполнительных органов, предназначенных для реализации целевой задачи дистанционного зондирования Земли, рассмотренные в предыдущей главе.

Основное достоинство систем управления ориентацией с реактивными двигателями состоит в том, что они могут создавать управляющий момент в любой среде независимо от наличия каких-либо полей, атмосферы и прочих факторов. Подобные системы стали применяться в самом начале космических полетов. Система формирует независимые моменты по всем трем осям КЛА. Поэтому системы ориентации с реактивными двигателями могут применяться на различных КА в различных режимах ориентации: при начальной ориентации, поворотных маневрах и стабилизации.

Характерная особенность систем ориентации с реактивными двигателями состоит в их сравнительно большом быстродействии. Это обусловлено относительно большими моментами, создаваемыми управляющим устройством. Поэтому при исследовании процессов ориентации в таких вращающихся системах координат, как солнечная или орбитальная, центробежными моментами и моментами гироскопической связи, обусловленными вращением базовой системы отсчета, можно пренебрегать. Внутренними возмущающими моментами обычно также пренебрегают. В первом приближении внешние возмущающие моменты за исключением моментов от эксцентриситета тяги двигателей маневра тоже можно не учитывать вследствие их сравнительной малости.

Реактивные системы ориентации могут применяться на всех типах космических аппаратов в различных режимах ориентации:

- успокоение космического аппарата после отделения от носителя;
- поиск ориентиров;
- стабилизация в орбитальной и инерциальной системах координат;
- программные повороты.

Для полной ориентации космического аппарата необходимо управлять его угловым положением вокруг трех осей.

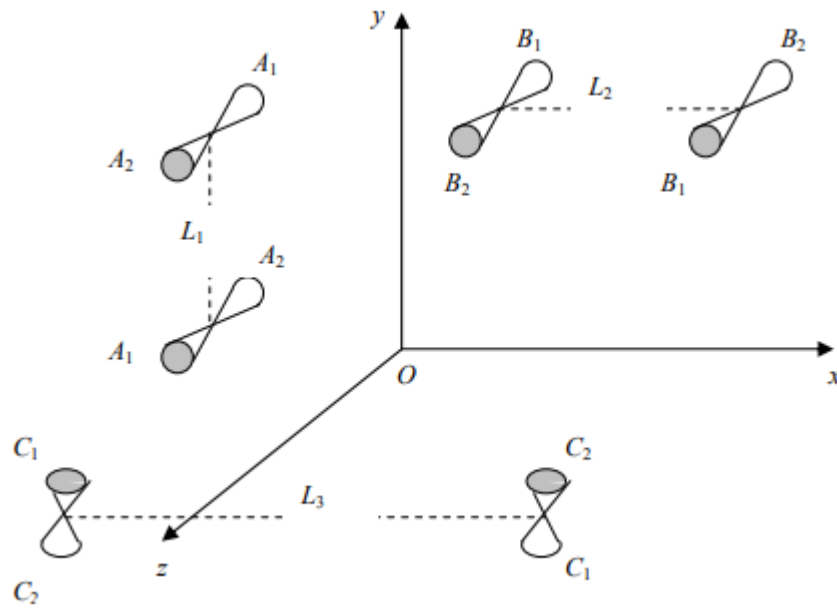


Рисунок 8 Принципиальная схема размещения двигателей малой тяги

Желательно располагать реактивные двигатели на большом плече относительно центра масс. Схема из двенадцати двигателей, объединённых в пары, изображена на рис. 8.

Пара реактивных двигателей A_1A_1 создает положительный управляющий момент вокруг оси O_x :

$$M_x = PL_1,$$

где P – тяга одного двигателя, L – расстояние между двигателями.

Пара реактивных двигателей A_2A_2 создает отрицательный управляющий момент вокруг оси O_x :

$$M_x = -PL_1$$

Аналогично пары B_1B_1 и B_2B_2 создают соответственно положительный и отрицательный управляющие моменты вокруг оси O_y :

$$M_y = PL_2$$

$$M_y = -PL_2$$

Пары C_1C_1 и C_2C_2 создают моменты вокруг оси O_z :

$$M_z = PL_3$$

$$M_z = -PL_3$$

Использованием пар реактивных двигателей (рис. 5) обеспечивается независимое управление по трём осям, при этом к центру масс космического аппарата не прикладывается никаких сил и не искажается его орбита. Реактивные двигатели могут располагаться несимметрично относительно осей космического аппарата, поскольку величина управляющего момента зависит только от расстояния между ними. Известны и другие схемы

установки реактивных двигателей. Реактивные системы обладают высоким быстродействием, что обусловлено большими управляющими моментами, создаваемыми реактивными двигателями. Внешние и внутренние возмущающие моменты, действующие на космический аппарат, значительно меньше управляющих моментов реактивных двигателей, поэтому влиянием возмущающих моментов на динамику космических аппаратов часто можно пренебречь. Это позволяет использовать упрощенные уравнения движения космического аппарата вокруг центра масс и рассматривать три канала системы ориентации независимо.

Функциональная схема системы управления ориентацией представлена на следующем рисунке 9:

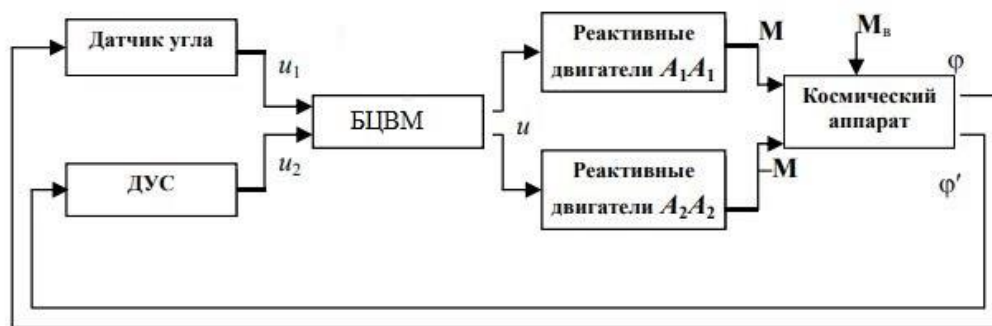


Рисунок 9 Функциональная схема реактивной системы ИО

В состав реактивной системы ориентации входят датчики угла ориентации и угловой скорости (ДУС), вычислительное устройство (ВУ) и реактивные двигатели. На основе информации u_1 и u_2 , поступающей с датчиков угла и угловой скорости, вычислительное устройство вычисляет сигналы управления реактивными двигателями u . Управляющий момент M реактивных двигателей вызывает изменения углового положения φ и угловой скорости φ' космического аппарата, которые фиксируются датчиками. На космический аппарат действует возмущающий момент M_B .

Сигнал датчика угловой скорости используется при выполнении программных поворотов и для демпфирования колебаний, что обеспечивает устойчивость и качество замкнутой системы.

В режиме стабилизации, когда угловые отклонения и угловые скорости космического аппарата малы, датчики угла и угловой скорости полагаем линейными, без насыщения и запаздывания. Роль вычислительного устройства в режиме стабилизации играет управляющее реле, которое включается и отключается по сигналам датчиков. Полагаем, что в течение всего времени включения реактивных двигателей их управляющий момент M остается постоянным, а его знак зависит от знака выходного сигнала реле u . Включение и отключение реактивных

двигателей происходит с запаздыванием h . Влиянием внешних возмущающих моментов будем пренебрегать ($M_B = 0$).

Структурная схема реактивной системы в режиме стабилизации с учетом принятых допущений изображена на рисунке 10:

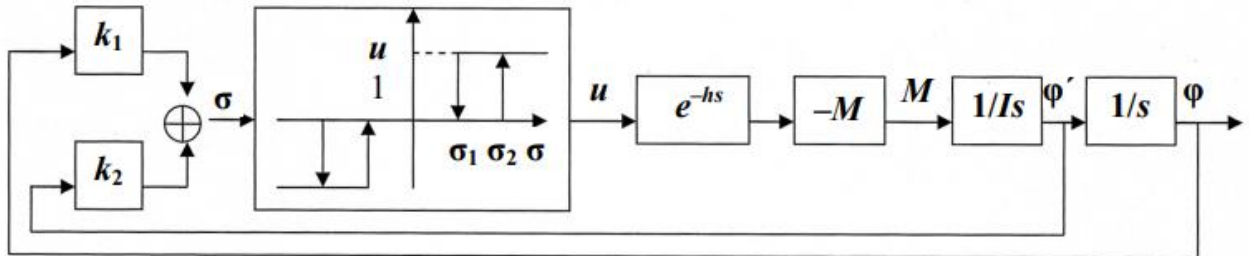


Рисунок 10 структурная схема реактивной системы ИО

Сигнал управления σ на входе реле формируется как линейная комбинация сигналов угла φ и угловой скорости φ' :

$$\sigma = k_1 \varphi + k_2 \varphi', \quad (10)$$

где k_1, k_2 – коэффициенты усиления сигналов углового рассогласования и угловой скорости. Величина σ_2 определяет размеры нейтрали, то есть зоны значений φ и φ' , при которых управляющий момент M остается нулевым.

Зависимость сигнала управления σ от φ необходима для получения заданной точности стабилизации, в то время как зависимость от φ' имеет целью введение в процесс стабилизации демпфирования.

Основное достоинство систем управления ориентацией и стабилизации (СУОС) с реактивными двигателями (РД) состоит в том, что они могут: – создавать управляющий момент в среде независимо от наличия каких-либо полей, атмосферы и прочих факторов; – формировать независимые моменты по всем трем осям космического аппарата (КА), поэтому системы ориентации с РД могут применяться на всех типах КА в различных режимах ориентации (начальная ориентация, поворотный маневр, стабилизация). Характерная особенность СУОС с РД состоит в их сравнительно большом быстродействии, которое обусловлено относительно большими моментами, создаваемыми управляющим устройством. Поэтому при исследовании процессов ориентации в орбитальной вращающейся системе координат можно пренебречь центробежными моментами и моментами гироскопической связи и использовать уравнения объекта в виде:

$$J_i \ddot{x}_i = M_i$$

Наибольшее применение получили СУОС, использующие релейный усилитель (реле) для включения и выключения электромагнитных клапанов (ЭМК) управляющих устройств. При

этом могут применяться релейные системы в «чистом» виде и схемы с импульсной модуляцией выходного сигнала релейного усилителя.

3.3 Маховичная система ориентации

Принцип действия маховичных систем основан на законе сохранения момента количества движения. В маховичных системах изменение кинетического момента осуществляется за счет регулирования скорости вращения маховиков. Особенность маховичных систем – высокая точность стабилизации. В отличие от реактивных повышение точности маховичных систем не приводит к дополнительному расходу реактивного топлива. Маховичные системы используются в основных режимах ориентации космического аппарата:

- в поиске ориентиров;
- в стабилизации в орбитальной и инерциальной системах координат;
- в программных поворотах.

Для начального успокоения используются реактивные или магнитные системы. Для полной ориентации космического аппарата необходимо управлять его угловым положением вокруг трех осей. Чтобы получить независимые управляющие моменты по трем осям космического аппарата, на его борту устанавливаются три электродвигателя-маховика с осями вращения параллельными трем осям Ox, Oy, Oz (рис. 10).

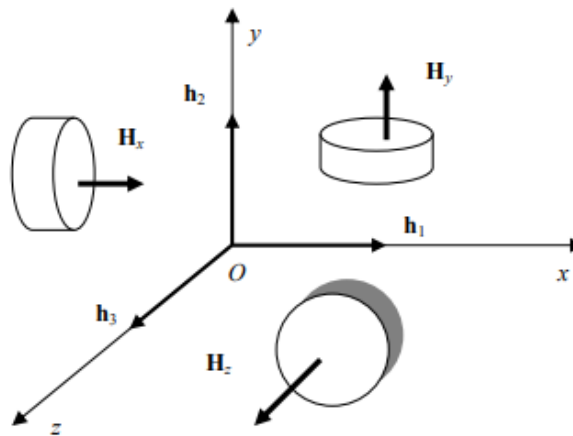


Рисунок 11 Схема установки трех двигателей маховиков

Маховик 1 создает управляющий момент вокруг оси Ox :

$$M_x = -dH_x(t)/dt$$

Маховик 2 создает управляющий момент вокруг оси Oy :

$$M_y = -dH_y(t)/dt$$

маховик 3 создает управляющий момент вокруг оси Oz :

$$M_z = -dH_z(t)/dt$$

где $H_x(t), H_y(t), H_z(t)$ – кинетические моменты двигателей – маховиков.

Формулы для моментов справедливы для маховичной системы, установленной на неподвижном основании, и не учитывают гироскопических составляющих вектора управляющего момента, которые появляются при вращении маховичной системы вместе с космическим аппаратом. Управляющий момент двигателя-маховика не зависит от места его установки на космическом аппарате. Необходимо только, чтобы ось вращения двигателя-маховика оставалась параллельной соответствующей оси космического аппарата. В этом легко убедиться, если момент двигателя-маховика представить как момент «пары сил», равных по величине и направленных в противоположные стороны. Из теоретической механики известно, что момент пары сил является «свободным вектором», который можно переносить в любую точку пространства.

По принципу действия различают релейные, импульсные и линейные маховичные системы. Для исследования динамики маховичных систем используются известные методы теории автоматического регулирования и оптимального управления. В состав маховичной системы входят датчики угла ориентации и угловой скорости (ДУС), бортовая ЦВМ и двигатели-маховики. Функциональная схема одного канала маховичной системы ориентации изображена на рис. 12.

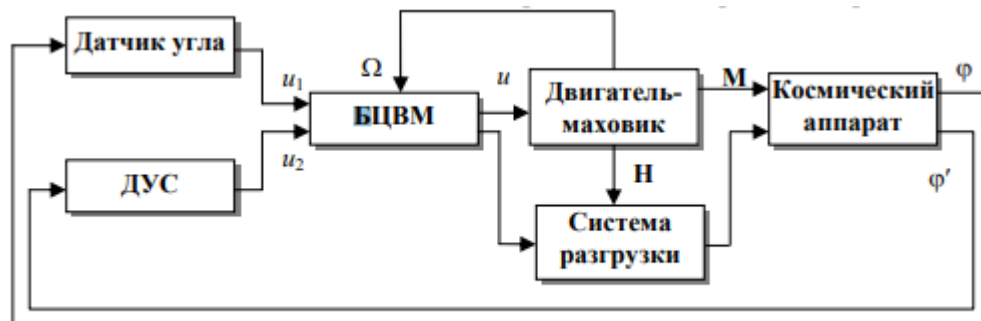


Рисунок 12 Функциональная схема маховичной системы ориентации

На основе информации u_1, u_2 , поступающей с датчиков угла и угловой скорости, бортовая ЦВМ вычисляет сигналы управления двигателями-маховиками – сигналы требуемых управляющих моментов

3.4 Режим разгрузки маховиков с помощью реактивной системы ИО

По принципу действия электромеханические системы ориентации являются двухконтурными. Первый контур (исполнительные органы – двигатели-маховики, силовые гироскопы) управляет угловым положением космического аппарата. Второй контур, или система

разгрузки, управляет кинетическим моментом электромеханической системы. Известны реактивные и магнитные системы разгрузки. Их исполнительными органами являются реактивные двигатели и электрические катушки. Необходимость системы разгрузки связана с действием на космический аппарат внешних возмущающих моментов. Парируя действие внешних возмущающих моментов, электромеханическая система постепенно насыщается по кинетическому моменту и теряет возможность создавать управляющий момент. Чтобы вернуть ее в рабочее состояние, необходимо уменьшить кинетический момент. Это возможно, если к космическому аппарату приложить искусственно создаваемый внешний момент M_p , который заведомо больше внешнего возмущающего момента M_B по величине и противоположен по знаку. Для создания внешнего момента разгрузки M_p могут использоваться реактивные двигатели и электрические катушки, взаимодействующие с магнитным полем Земли. Роль момента разгрузки M_p может быть возложена и на гравитационный момент. Регулирование гравитационного момента осуществляется за счет изменения ориентации космического аппарата. Под действием внешнего момента M_p кинетический момент электромеханической системы уменьшается. Когда он снизится до заданного уровня, действие момента M_p прекращается.

В режиме разгрузки движение космического аппарата происходит согласно уравнению

$$J \frac{d^2 \varphi}{dt^2} = -\frac{dH}{dt} + M_B - M_p \text{sign} H$$

(за начало отсчета времени выбран момент включения реактивных двигателей). Когда кинетический момент снизится до заданного уровня H_0 , действие момента M_p прекращается. Тогда момент реактивных двигателей должен быть больше возмущающего момента. С другой стороны, он должен быть меньше управляющего момента двигателя-маховика. В противном случае при разгрузке будет возникать большая ошибка ориентации. Если момент реактивных двигателей превышает момент двигателя-маховика, целесообразно применять импульсный режим работы реактивных двигателей. Логичу включения и отключения реактивных двигателей можно изобразить в виде релейной схемы (рис. 13).

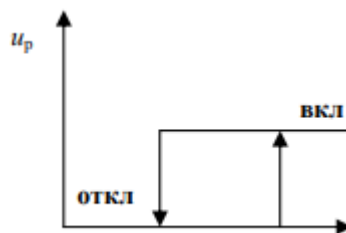


Рисунок 13 Релейная схема

Время разгрузки маховичной системы (время включенного состояния реактивных двигателей) определяется величиной накопленного кинетического момента основной системы и величиной момента реактивных двигателей:

$$t_p = \frac{(H_p - H_0)}{M_p}$$

Замкнутая система разгрузки представляет собой самостоятельную систему ориентации, исполнительными органами которой являются реактивные двигатели (рис. 14):

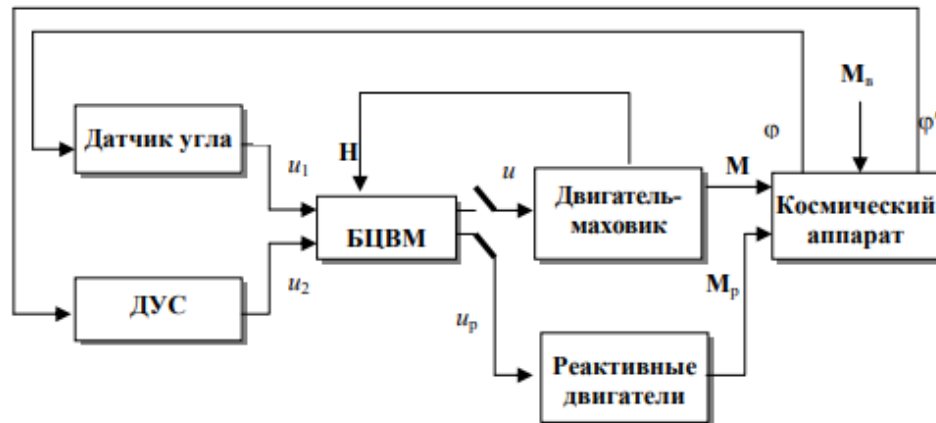


Рисунок 14 Функциональная схема замкнутой системы разгрузки

Если кинетический момент двигателя-маховика превысит допустимый уровень, уровень разгрузки H_p , управление угловым положением передается реактивной системе, а двигатель-маховик принудительно тормозится. При торможении он создает внутренний возмущающий момент, действующий на космический аппарат и нарушающий его ориентацию. Этот момент парируется реактивной системой. Момент реактивных двигателей должен быть больше возмущающего момента, возникающего при торможении двигателя-маховика. Это требование легко выполняется. Когда кинетический момент двигателя-маховика снизится до заданного уровня H_0 , уровня отключения системы разгрузки, реактивные двигатели отключаются и управление вновь осуществляется маховичной системой.

Датчики основной системы работают и в режиме разгрузки. В случае отказа двигателя-маховика реактивная система может использоваться как основная. В этом достоинство замкнутой системы. Если электромеханическая система используется только для стабилизации космического аппарата, то сигналом на включение системы разгрузки служит определенный уровень кинетического момента, накопленный двигателем-маховиком в результате действия на космический аппарат внешнего возмущающего момента

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате выполнения научно-исследовательской работы по теории автоматического управления удалось решить поставленные задачи:

1. Выполнен обзор литературы по теме научно-исследовательской работы;
2. Изучены способы создания управляющих моментов;
3. Подобрана система ИО для рассматриваемого космического аппарата;
4. Исследованы режимы ориентации и стабилизации для выполнения целевой задачи дистанционного зондирования;
5. Рассмотрены способы реализации различных режимов функционирования спутника

В работе проведен анализ различных способов создания моментов в режимах ориентации и стабилизации. Предложена система управления для спутника Дистанционного зондирования Земли с учетом ограничений и требований при выполнении целевой задачи. В перспективе разработать полноценную систему управления космическим аппаратом и реализовать режим дистанционного зондирования Земли.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. А.С. Сырова, Бортовые системы управления космическими аппаратами. Под редакцией доктора техн. наук, профессора А.С. Сырова, 2013 – 321 стр;
2. В. И. Левантовек Механика космического полета в элементарном изложении. М.: Наука, 1974, 488 с
3. В.Н. Васильев Системы ориентации космических аппаратов, Москва 2009 “ФГУП «НПП ВНИИЭМ”;
4. Соловьев В. А. Управление космическими полётами. 2010 ч. 1.
5. Раушенбах А. П. Управление ориентацией КА, 1974
6. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1974.
7. В.В. Бурмистров, кандидат техн. наук; Н.А. Дорофеев; Ю.А. Кузьмичев, кандидат техн. наук, доцент, Способ активного подавления колебаний упругих элементов конструкции космического аппарата на основе применения резонансного фильтра в контуре системы угловой стабилизации.
8. Я. Н. Гусеница, Е. Н. Алёшин, В. Н. Воротягин, Комбинированное управление стабилизацией углового положения космического аппарата с активным координатно-параметрическим демпфированием упругих элементов. ИНФОРМАТИКА И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА.
9. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов: Учеб. пособие для вузов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1990.
10. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов: Учеб. пособие для вузов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1990.
11. Маштаков Я.В., Ткачев С.С. Влияние возмущений на точность стабилизации спутника ДЗЗ // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2016.
12. З.Б. Ракишева, Н.Б. Калиева. Некоторые алгоритмы магнитной системы управления ориентацией малого космического аппарата. Вестник КазНПУ им. Абая, Серия "Физикоматематические науки" 2014.
13. Ж.М. Омиржанова, М. Елгондина, Н.Б. Калиева, Г.Е. Ибраев Исследование зависимости вращения спутника переменной массы и размера от магнитных моментов // Вестник КазНПУ. – №2 (54). – Алматы, 2016.
14. Крошкин Н. Г. Физико-технические основы космических исследований. М.: Машиностроение, 1969, 288 с

15. Ермилов Ю. А., Иванова Е. Е., Пантюши С. В. Управление сближением космических аппаратов. М., Наука, 1977, 448 с.
16. Ю. Г. Григорьева и Е. Е. Ковалева. М.: Атомиздат Физические и радиобиологические исследования на искусственных спутниках Земли / 1971, 200 с.
17. Сарычев В. А. Вопросы ориентации искусственных спутников: Серия «Исследование космического пространства», т. 11, ВИНТИ, 1978.
18. Д.В. Сысоев Фундаментальные соотношения как основа математической модели объединенной двигательной установки МКС.
19. А.Ю. Поздняков Методика выбора опорной орбиты КА, решающего информационные задачи СККП в области ГСО.
20. А. С. Бовтрикова, Г. Г. Мордвинцев Расчетное исследование газодинамических процессов при запуске ДУ САС