Некоммерческое акционерное общество

«Алматинский Университет Энергетики и Связи

имени Гумарбека Даукеева»

Кафедра «Автоматизация и управление»



**Научно-исследовательская работа (НИРМ) №3**

**Тема: Разработка структуры системы комбинированного управления ориентацией космического аппарата**

Магистрант: Култаев Н.Е.

Группа: МАУН-22-2

Научный руководитель:

Научный консультант::

Нормоконтроль:

**Содержание**

**Введение**

Одной из самых важных задач в автоматизированном управлении полетами является обеспечение стабилизации космического аппарата при его движении на орбите. Космический аппарат так или иначе склонен сходить с орбиты при движении по траектории, то есть изменять свою ориентации.

Система управления ориентацией космического аппарата является очень сложной автоматической системой. Известны различные типы систем ориентации, такие как реактивные, маховичные и гиросиловые. Названия данных типов систем ориентации происходят от исполнительных органов, создающие управляющее воздействие: реактивных двигателей, электродвигателей-маховиков и силовых гироскопов. Ограниченность запасов реактивного топлива и мощности бортовых источников питания предъявляет высокие требования к экономичности системы ориентации. Разрабатываемая система должна оптимизироваться не только по общепринятым показателям качества систем управления, таким как точность ориентации, время переходных процессов, полоса пропускания, надежность, но также по расходам реактивного топлива и электроэнергии бортовых источников питания. Выбор того или иного типа системы ориентации в значительной степени определяется ее показателями экономичности и надежности. Высокая надежность достигается применением элементной базы, пригодной для работы в космосе, резервированием и другими специальными мерами.

Знакомство с системами ориентации начинается с обзора отдельных типов, устройства и принципа действия приборов, использующиеся при создании систем ориентации. К ним относятся датчики угла и угловой скорости, играющие роль чувствительных элементов, и исполнительные органы, реализующие реактивный принцип управления: реактивные двигатели, электродвигатели-маховики и силовые гироскопы. Изучение элементного состава служит базой для создания математических моделей отдельных устройств и последующего моделирования динамики стабилизации и программных поворотов замкнутых систем ориентации.

Главной задачей данной научно-исследовательской работы является сравнительный анализ технических средств автоматизаций, выбор датчиков и исполнительных механизмов, математическое описание выбранных датчиков и исполнительных механизмов, разработка математической модели системы комбинированного управления ориентацией космического аппарата

**Моделирование режимов функционирования системы комбинированного управления ориентацией космического аппарата.**

**Определение положения, управление движением и достижение целевых задач.**

Обычно различные источники, описывая классификацию задач систем управления движением космических аппаратов, делают упор в зависимости от направленности дальнейшего изложения. Происходит умалчивание по поводу целого круга вопросов, вероятно, потому что они уже рассмотрены ранее. Из-за этого, хотя суть понятия системы управления движением космического аппарата остается в общих чертах одинаковой, различные трактовки от разных авторов иногда, если не исключают "белых пятен", то, по меньшей мере, отклоняют от их подробного рассмотрения. Кроме того, уровень развития науки и техники в целом оказывает влияние на постановку задач, которые решает система управления движением, что приводит к постоянному улучшению и совершенствованию, например, измерительной аппаратуры или исполнительных органов.

Рассмотрим классификацию основных задач управления движением и навигацией, которую условно можно разделить на три группы: определение местоположения космического аппарата, активное управление его движением и выполнение различных целевых функций, гарантирующих безаварийный полет по заданной орбите.

Определение местоположения в космическом пространстве включает в себя следующие аспекты:

- Определение ориентации и угловой скорости космического аппарата.

- Определение вектора состояния космического аппарата.

- Определение положения различных объектов, таких как другие космические аппараты, Солнце, Луна и т.д.

В управлении движением и навигацией выделяют следующие элементы:

- Управление ориентацией с использованием двигателей ориентации.

- Обеспечение угловой стабилизации во время управления движением центра масс космического аппарата.

- Управление ориентацией с использованием инерционных исполнительных органов, таких как маховики или силовые гироскопы.

- Разгрузку накопленного кинетического момента инерционных исполнительных органов с использованием реактивных двигателей и моментов внешних сил.

К целевым функциям, влияющим на полет, относятся:

- Обеспечение информацией служебных систем для бесперебойной работы солнечных батарей, антенн и других систем космического аппарата, решающих требуемые целевые задачи.

- Контроль и управление работой функциональной аппаратуры, таких как датчики и исполнительные органы, и т. д.

- Контроль выполнения режимов управления движением и навигацией и ликвидация нештатных ситуаций.

- Формирование телеметрической информации о работе системы управления движением и навигацией.

**Управление движением центра масс и управление движением относительно центра масс.**

Проблему управления движением космического аппарата можно рассматривать как решение двух основных задач. На рисунке 1 видно, что первая задача заключается в управлении движением центра масс, то есть навигации и наведении, в то время как вторая - в управлении движением относительно центра масс космического аппарата или в его ориентации и стабилизации.

Изображение выглядит как текст, снимок экрана, диаграмма, линия

Автоматически созданное описание

Рисунок 1 – Задачи управления полетом космического аппарата

Навигация включает в себя определение кинематических параметров движения, таких как координаты и скорость космического аппарата. Дополнительные навигационные задачи могут включать в себя:

- Определение фактической орбиты и отклонений от заданной.

- Определение текущих координат проекции центра масс на поверхность Земли.

- Прогноз кинематических параметров движения космического аппарата на заданный момент времени полета.

Задача наведения формулируется как определение необходимых сил и моментов, позволяющих доставить космический аппарат в заданную точку пространства с необходимой скоростью и в требуемый момент времени. При этом учитываются текущие кинематические параметры, а также требуемые ограничения функционирования и характеристики объекта управления. Возможны также частные задачи наведения, такие как определение требуемой траектории движения, выведение на заданную орбиту или изменение параметров управления для обеспечения полета по заданной орбите.

Основной задачей ориентации является совмещение осей космического аппарата с осями базовой системы отсчета. Задача стабилизации трактуется как устранение угловых отклонений осей космического аппарата от соответствующих осей базовой системы отсчета.

Для полноты картины рассматриваются также другие задачи, обеспечивающие управление движением космического аппарата:

- Управление ориентацией космического аппарата в инерциальной системе координат.

- Управление ориентацией остронаправленной антенны системы управления смежными бортовыми подсистемами.

- Управление ориентацией солнечных батарей для обеспечения функционирования всех бортовых подсистем космического аппарата.

- Формирование цифровой телеметрической информации.

- Расчет настраиваемых параметров алгоритма управления движением.

- Контроль состояния космического аппарата по данным бортовых систем и ликвидация нештатных ситуаций.

**Формулировка задачи управления движением в мультирежимном режиме.**

Анализ предложенных методов формирования требований к системе управления движением космического аппарата позволяет более детально представить ее задачи, как отображено на рисунке 2. Однако при изучении проблемы управления движением космического аппарата основное внимание уделяется подходам к разработке систем ориентации и стабилизации, обеспечивающим движение с нужной точностью по заданной орбите. Как правило, рассмотрение ограничивается формированием управляющих воздействий для активных или пассивных систем ориентации и стабилизации. Важно отметить, что исполнительные органы пассивных систем, в случае необходимости создания значительных управляющих моментов, сталкиваются с ограничениями, так как они не питаются от бортовых источников энергии, а используют свойства окружающей среды, такие как гравитационное или магнитное поле, солнечное излучение или аэродинамическое сопротивление. Это приводит к главному недостатку пассивных систем, заключающемуся в неспособности обеспечивать необходимое качество управления движением космического аппарата на протяжении всего полета по заданной орбите.

С другой стороны, преимущества пассивных систем включают экономию энергии от бортовых источников, высокую надежность, конструктивную простоту и, следовательно, практически неограниченный срок службы.

Активные системы ориентации и стабилизации, использующие бортовую электроэнергию, созданную с помощью солнечных батарей или топливных запасов для реактивных двигателей малой тяги, обеспечивают высокое качество управления и быстродействие для коррекции внешних воздействий на космический аппарат. Однако их функциональность ограничена как энергетическими ресурсами на борту, так и ресурсами исполнительных органов, таких как реактивные двигатели, маховики, гироскопические стабилизаторы и т.д.

В литературе также упоминается класс комбинированных систем, которые предполагают деление полета на активные и пассивные участки. Однако вопросы переключения и совместного функционирования активных и пассивных систем, как правило, остаются вне внимания.

**Список литературы**

1. В.Н. Васильев - Системы ориентации космических аппаратов, 2008г.
2. Розин П.Е. - Система ориентации и стабилизации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Аурига», 2016г.
3. Зимин И.И., Валов М.В. Разработка малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Труды МАИ, 2015г.
4. Мишин А.Ю., Кирюшин Е.Ю., Обухов А.И., Гурлов Д. В. Малогабаритная комплексная навигационная система на микромеханических датчиках // Труды МАИ, 2013г.
5. Riccardo Bevilacqua, Attitude Stabilization of Spacecraft in Very Low Earth Orbit by Center-Of-Mass Shifting, 2019
6. В. П. Легостаев, Е. А. Микрин, История создания систем управления космических аппаратов, Автомат. и телемех., 2013г., выпуск 3, 15–37
7. Проектирование исполнительных органов систем управления движением космических летательных аппаратов: учебное пособие / В.В.Зеленцов и др.; Под ред. Б.Б.Петрикевича. – М.: Изд-во МГТУ имени Н.Э.Баумана, 2012г. – 115 с.
8. В.В. Волоцуев, И.С. Ткаченко, Введение В Проектирование Космических Аппаратов, 2018г.
9. Д.С. Иванов, С.С. Ткачев, С.О. Карпенко, М.Ю. Овчинников, Калибровка датчиков для определения ориентации малого космического аппарата, 2010г.
10. Anton de Ruiter, A Fault-Tolerant Magnetic Spin Stabilizing Controller for the JC2Sat-FF Mission, 2011г.