



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 ПО ТЕОРИИ УПРАВЛЕНИЯ

НА ТЕМУ:

*Система управления программной ориентацией
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.

З А Д А Н И Е

на выполнение научно-исследовательской работы по теории управления

по теме Система управления программной ориентацией
спутника дистанционного зондирования Земли

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 работы, разработать математическую модель СУОС, реализовать различные режимы построения ориентации, выполнить моделирование программного разворота

Оформление курсовой работы:

Расчетно-пояснительная записка на листах формата А4.

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

Дата выдачи задания « 08 » февраля 20 22 г.

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

СОДЕРЖАНИЕ	2
ВВЕДЕНИЕ.....	3
1. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ.....	5
1.1 Актуальность проектирования систем управления ориентацией и стабилизацией	5
1.2 Ориентация и стабилизация	6
1.3 Классификация режимов ориентации	7
2. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И СИСТЕМЫ КООРДИНАТ В РЕЖИМЕ ОРИЕНТАЦИИ	9
2.1 Системы координат КА	9
2.2 Уравнения движения КА вокруг центра масс	10
3. РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ И СТАБИЛИЗАЦИЕЙ КА	15
3.1 Режим предварительного успокоения.....	15
3.2 Программный поворот.....	20
3.3 Моделирование программного поворота.....	24
3.4 Анализ моделирования	31
3.4. Усовершенствованный метод программного поворота вдоль оси Эйлера	32
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	33
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ	34

ВВЕДЕНИЕ

Космические аппараты (КА) играют важную роль при решении множества научных и практических задач большинства 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 КА является основополагающим при проектировании системы управления КА в целом.

Для активных методов ориентации обязательно наличие на спутнике датчиков ориентации и исполнительных элементов, обеспечивающих управляющие моменты и поддерживающих заданную ориентацию спутника на орбите. Активные системы ориентации применяются, если необходимо обеспечить высокую точность ориентации, противодействовать большим возмущающим моментам, совершать сложные программные повороты спутника. Активные системы ориентации требуют для своего функционирования постоянного расхода энергии или рабочего вещества. Для проектов спутников без сложных программных маневров, с очень большим временем активного существования и точностью ориентации $1 - 5^\circ$ более предпочтительно применение пассивных методов. Работа пассивных систем ориентации спутников основана на использовании свойств гравитационного и магнитного полей, эффекта сопротивления атмосферы, светового давления, гироскопических свойств, вращающихся тел. Важное свойство пассивных систем ориентации спутников заключается в том, что они не требуют датчиков ориентации и исполнительных элементов и могут функционировать продолжительное время, не расходуя энергию и топливо.

Цель работы: разработать систему управления ориентацией космического аппарата, реализовать различные режимы ориентации и исследовать проблемы построения ориентации. Для достижения цели необходимо решить следующие задачи:

1. Выполнить обзор литературы по теме научной работы
2. Разработать математическую модель системы управления ориентацией и стабилизацией КА
3. Реализовать режим остановки вращения
4. Выполнить моделирование пространственного разворот КА

5. Проанализировать полученные результаты
6. Рассмотреть проблемы при переориентации космического аппарата.

1. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

Космические аппараты дают возможность расширить знания о нашей планете. Удаётся зафиксировать состояние атмосферы, поверхностей океанов и континентов и многое другое. Искусственные спутники Земли 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* (КА) понимают техническое устройство, предназначенное для функционирования в космическом пространстве с целью решения задач в соответствии с назначением космического комплекса или космической системы. Отличительная особенность большинства КА — способность к длительному самостоятельному функционированию в условиях космического пространства. Во многих отношениях (законы движения, тепловой режим и др.) КА подобны самостоятельным небесным телам, на которых созданы необходимые условия для работы аппаратуры и существования людей. На КА имеются системы регулирования теплового режима, энергопитания бортовой аппаратуры, управления движением в полёте, радиосвязи с Землёй. В КА с экипажем в герметичной кабине обеспечиваются необходимые условия для жизни и работы человека — осуществляется регенерация атмосферы с регулированием её температуры и влажности, снабжение водой и пищей.

Многие КА имеют системы для ориентации в пространстве. При ориентации КА обычно выполняются определённые функции (научное наблюдение объекта, радиосвязь, освещение солнечных батарей и др.) Изменение траектории (её коррекция, маневрирование, торможение перед спуском на Землю или др. планету и т. п.) необходимо для реализации любой достаточно сложной схемы космического полёта. Поэтому все пилотируемые КА и большинство автоматических снабжены системой управления движением, бортовыми ракетными двигателями или другими исполнительными органами (ИО) и устройствами.

1.1 Актуальность проектирования систем управления ориентацией и стабилизацией

Одной из важнейших проблем, которую приходится решать в течение всего полета подавляющего большинства искусственных спутников, является обеспечение их заданного углового движения. Актуальность проектирования современных системы управления ориентацией заключается в том, что неправильный подборе аппаратного состава или законов

управления, в режимах ориентации космического аппарата, например, может привести к различного рода проблемам при выполнении целевой задачи. У аппаратов, для изучения дальнего космоса очень жесткие требования по точности ориентации, следовательно, имеет очень важное значение. Поэтому вопрос проектирования современной системы управления ориентацией КА актуален в настоящее время, ведь космическая отрасль расширяется с каждым днём, а задача выведения в открытый космос аппаратов становится обыденными практически для каждой сферы государства.



1.2 Ориентация и стабилизация

Ориентация и стабилизация — главные режимы управления движением КА, без которых практически ни одна из целевых и служебных функций бортовых систем не может быть реализована. Предназначение КА 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 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.

Непосредственно после приведения ориентации к заданной следует режим поддержания заданной ориентации. Характерным для космического полета является отсутствие демпфирующих сил. Поскольку в процессе поддержания заданной ориентации технически невозможно обеспечить нулевое значение угловой скорости КА, то даже незначительные остаточные угловые скорости в условиях отсутствия демпфирующих сил будут постоянно уводить КА от заданного углового положения. Для удержания требуемого углового положения необходимо периодически включать ИО для парирования отклонений КА. В результате поддержание заданной ориентации представляет собой процесс автоколебаний около требуемого углового положения.

1.3 Классификация режимов ориентации

Чтобы управлять ориентацией космического аппарата, к нему необходимо прикладывать управляющие моменты требуемых величин и знаков. По способу создания управляющих моментов и типам исполнительных органов разделяют:

- *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.
- Комбинированные (активно-пассивные), использующие различные комбинации активных и пассивных систем.

Основными требованиями к характеристикам режимов приведения и поддержания заданной ориентации являются:

- Ограничение на максимальный угол отклонения КА от требуемого углового положения φ_{\max} . Требование обусловлено следующим обстоятельством. Оптические датчики, используемые в системах ориентации (например, астровизорные датчики, инфракрасный построитель местной вертикали и др.), имеют ограниченный угол обзора. В процессе приведения ориентации к заданной, вследствие действия инерционных сил, КА неизбежно

будет проходить требуемое угловое положение на некоторый угол. При этом, чтобы оптический ориентир (звезда, Солнце, Земля и др.) не ушел из поля зрения датчика, ограничивается максимальный угол отклонения КА от требуемого углового положения после захвата ориентира оптическим датчиком. Реальные значения φ_{max} составляют величины порядка нескольких десятков градусов.

- Требуемая точность ориентации спутника по углу $\varphi(t)$, представляющая собой максимальное отклонение КА от требуемого углового положения в процессе поддержания заданной ориентации. Требования к ней зависят, в основном, от решаемых космическим аппаратом задач и вида используемой целевой системы. Для большинства КА требуемая точность ориентации лежит в диапазоне 0,5 — 15 град.
- Требуемое время поддержания заданной ориентации.

2. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И СИСТЕМЫ КООРДИНАТ В РЕЖИМЕ ОРИЕНТАЦИИ

2.1 Системы координат КА

Системы ориентации различаются по свойствам базовых систем координат, реализуемых на борту при помощи приборов ориентации. Системы, использующие поступательно движущиеся оси ориентации, позволяют сохранять угловое положение космического аппарата неизменным относительно неподвижных звезд (рис.2). Для реализации системы координат достаточно визировать двумя астродатчиками две звезды и удерживать изображения звезд в поле зрения датчиков, поворачивая весь космический аппарат.

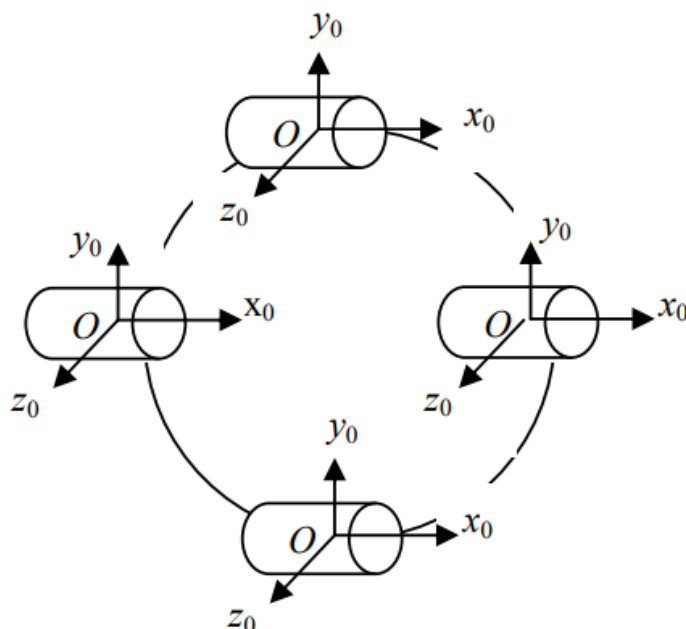


Рисунок 1 Инерциальная система координат

При создании искусственных спутников Земли и других планет широкое распространение получили системы ориентации, использующие вращающиеся оси ориентации. Наибольшее распространение получила *орбитальная система координат* (рис.3).

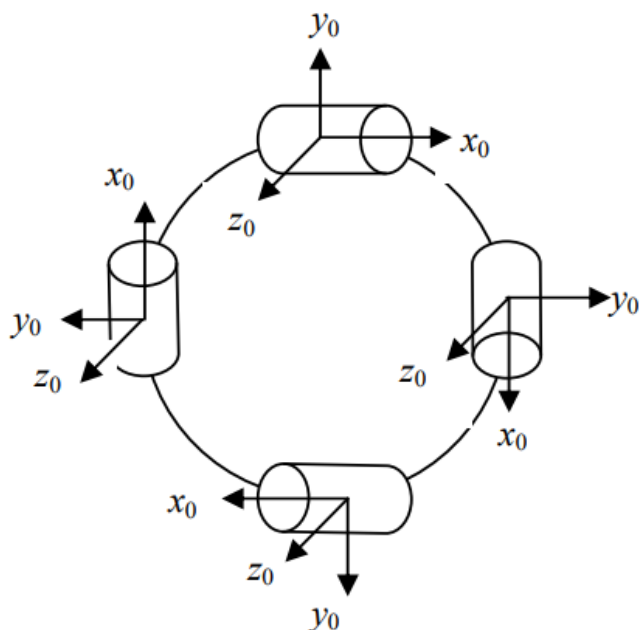


Рисунок 2 Орбитальная система координат

К любому космическому аппарату привязывают систему координат, жестко связанную с главными осями инерции тела.

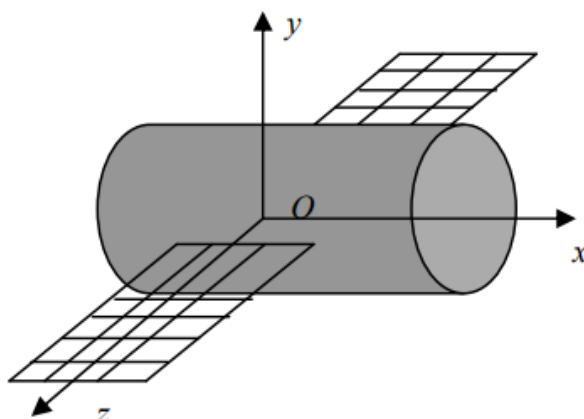


Рисунок 3 Модель ИСЗ

С помощью связанной СК описывается положение КА относительно заданной. С помощью нее решаются основные задачи ориентации и стабилизации космических аппаратов.

2.2 Уравнения движения КА вокруг центра масс

Основные СК, используемые при построении ориентации КА:

$O'xyz$ – 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 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. Таким образом определяются три угла ориентации (рис. 4).

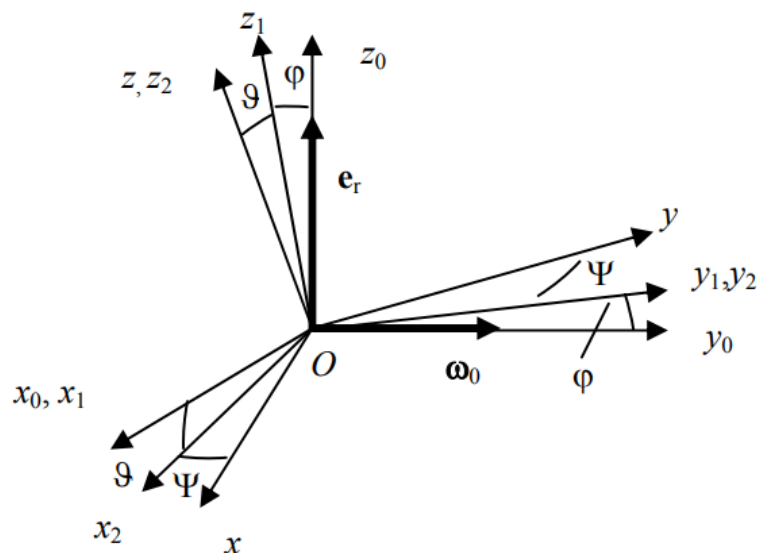


Рисунок 4 Углы Крылова

Углы 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:

$$Ox_0y_0z_0 \xrightarrow[\varphi]{Ox_0} Ox_1y_1z_1 \xrightarrow[\psi]{Oy_1} Ox_2y_2z_2 \xrightarrow[\vartheta]{Oz_2} Ox_3y_3z_3.$$

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

Ориентация связанных осей $x_3y_3z_3$ относительно орбитальных $Ox_0y_0z_0$ задается тремя конечными поворотами в последовательности: тангаж φ (вокруг оси x), крен ψ (вокруг оси y), рыскание 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 .

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

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

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

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

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

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

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

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

После перемножения матриц, кинематические уравнения принимают вид:

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

Уравнения (1) связывают проекции вектора угловой скорости космического аппарата с производными углов ориентации. При малых углах ориентации и $w_0 = 0$ кинематические уравнения принимают вид:

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

Чтобы вычислить углы ориентации, необходимо разрешить кинематические уравнения относительно производных φ' , ψ' и ϑ' . Полагая w_x , w_y , w_z известными, система (1) принимает вид:

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

Обратные кинематические уравнения (3) представляются в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\varphi} &= \frac{w_x \cos \vartheta - w_y \sin \vartheta}{\cos \psi} \\ \dot{\psi} &= w_x \sin \vartheta + w_y \cos \vartheta \\ \dot{\vartheta} &= (-w_x \cos \vartheta + w_y \sin \vartheta) \operatorname{tg} \psi + w_z \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

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 хуz):

$$\frac{d\bar{H}}{dt} + \bar{\omega} \times \bar{H} = \bar{M}, \quad (4)$$

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

\bar{M} – главный момент внешних сил;

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

В проекциях на связанные оси уравнение (8) имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} \dot{H}_x + H_z w_z - H_y w_z &= M_x \\ \dot{H}_y + H_x w_z - H_z w_x &= M_y \\ \dot{H}_z + H_y w_x - H_x w_y &= M_z \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

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 в качестве связанных осей принимаются главные оси инерции. Тогда:

$$\begin{cases} H_x = J_x w_x - J_{xy} w_y - J_{xz} w_z \\ H_y = J_y w_y - J_{yx} w_x - J_{yz} w_z \\ H_z = J_z w_z - J_{zx} w_x - J_{zy} w_y \end{cases} \quad (6)$$

Подставив (4) в (5), уравнения динамики вращательного движения КА в проекциях на связанные оси СК имеют вид:

$$\begin{cases} J_x \dot{w}_x - J_{xy} \dot{w}_y - J_{xz} \dot{w}_z + \dot{J}_x w_x - \dot{J}_{xy} w_y - \dot{J}_{xz} w_z + (J_z - J_y) w_z w_y + (J_{xy} w_z - J_{xz} w_y) w_x + J_{yz} (w_z^2 - w_y^2) = M_x \\ J_y \dot{w}_y - J_{yx} \dot{w}_x - J_{yz} \dot{w}_z + \dot{J}_y w_y - \dot{J}_{yx} w_x - \dot{J}_{yz} w_z + (J_x - J_z) w_x w_z + (J_{yz} w_x - J_{xz} w_z) w_y + J_{yz} (w_x^2 - w_z^2) = M_y \\ J_z \dot{w}_z - J_{zx} \dot{w}_x - J_{zy} \dot{w}_y + \dot{J}_z w_z - \dot{J}_{zx} w_x - \dot{J}_{zy} w_y + (J_y - J_x) w_x w_y + (J_{xz} w_y - J_{yx} w_x) w_z + J_{xy} (w_y^2 - w_x^2) = M_z \end{cases} \quad (7)$$

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 (7) получим:

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

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

J_x, J_y, J_z – главные моменты инерции аппарата;

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

$M_x M_y M_z$ – момент внешних сил.

Для описания движения КА в базовой системе координат необходимо знать кинематические соотношения, выражающие зависимость $\omega_x \omega_y \omega_z$ от положения связанной системы координат относительно базовой, которая устанавливается, например, с помощью трех углов Эйлера.

3. РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ И СТАБИЛИЗАЦИЕЙ КА

3.1 Режим предварительного успокоения

В рамках работы НИР рассмотрены различные режимы построения ориентации космического аппарата. При выведении спутника на начальную орбиту, прежде чем задавать ему первоначальную ориентацию для выполнения определенной целевой задачи, необходимо провести режим “успокоения”. При выведении спутника сразу после отделения от ракетносителя на КА действуют импульсные возмущения, то есть КА будет хаотичным образом вращаться вокруг центра масс. До того, как установится связь с Землей и начнет функционировать аппаратура, необходимо сбросить угловую скорость в начальный момент времени $w(0)$ после отделения от ракетносителя.

Пассивная система стабилизации КА путем его предварительной закрутки является наиболее экономичной, поскольку в режиме выбега не требуется никаких затрат энергии. Она более проста и надежна в аппаратном отношении, так как не нуждается в измерительных устройствах. Однако в практическом отношении пассивные системы стабилизации вращения могут быть использованы только при грубой ориентации одной из осей КА, находящегося на орбите, например, в режиме консервации. Закрутка аппарата будет осуществляться с помощью двигателей малой тяги.

Использование реактивных сопел в системах стабилизации угловой скорости вращающихся КА может быть оправдано в тех случаях, если аппарат имеет малый срок жизни или имеется возможность периодической доставки рабочего тела. С помощью реактивных сопел можно создать значительные по величине управляющие моменты, поэтому их применение целесообразно также при ускоренной начальной закрутке или торможении КА.

Вывод уравнений движения КА, стабилизированного вращением. Проекция угловых скоростей на связанные оси будут равны:

$$p = \dot{\varphi}; q = \dot{\psi} \cos \varphi; r = \dot{\vartheta} - \dot{\psi} \sin \varphi \quad (9)$$

Подставив (9) выражение в уравнение Эйлера, получается:

$$\begin{cases} I_y \ddot{\psi} \cos^2 \varphi - I_y \dot{\psi} \dot{\varphi} \sin 2\varphi - H \dot{\varphi} \cos \varphi = M_y + M_{by} \\ I_x \ddot{\varphi} + \frac{1}{2} I_y \dot{\psi}^2 \sin 2\varphi + H \dot{\psi} \cos \varphi = M_x + M_{bx} \end{cases}, \quad (10)$$

где $H = I_z(\dot{\vartheta} - \dot{\psi} \sin \varphi)$, M_x, M_y – моменты, создаваемые двигателями малой тяги, M_{bx}, M_{by} – возмущающие моменты.

Для реализации стабилизации вращением, конструкция спутника предусмотрена таким образом, что КА обладает динамической симметрией относительно осей ОХ и ОУ, тем самым $I_x = I_y = I$. Систему можно линеаризовать, тем самым получая:

$$\begin{cases} I\ddot{\psi} - H\dot{\phi} = M_y - M_b \\ I\ddot{\phi} + H\dot{\psi} = M_x - M_b \end{cases} \quad (11)$$

Конечная цель работы системы предварительного успокоения – уменьшить угловые скорости, полученные КА после отделения от РН до требуемого минимума, поэтому в качестве чувствительных элементов такой системы достаточно использовать датчики угловой скорости.

Система предварительного успокоения, стабилизированного вращением, обладает исполнительными органами (рис. 5) и измерительными датчиками (рис. 6) с нелинейными статическими характеристиками.

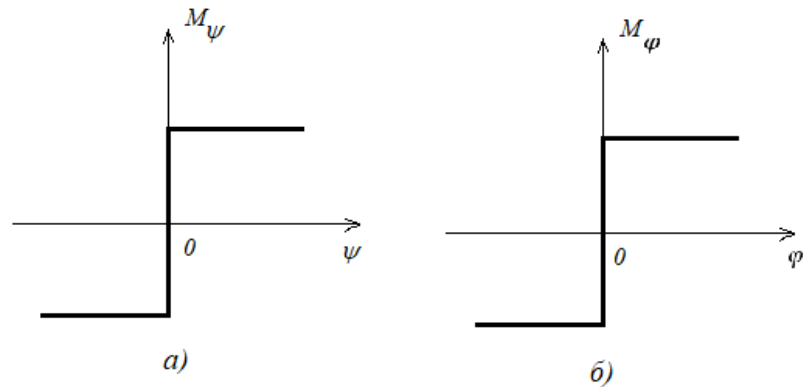


Рисунок 5 Нелинейные характеристики исполнительных органов

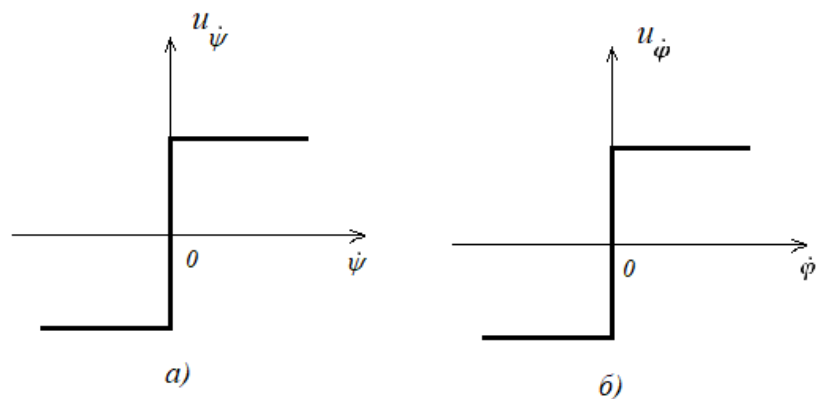


Рисунок 6 Нелинейные характеристики датчиков угловых скоростей

Структурная схема нелинейной системы предварительного успокоения представлена на рисунке 7.

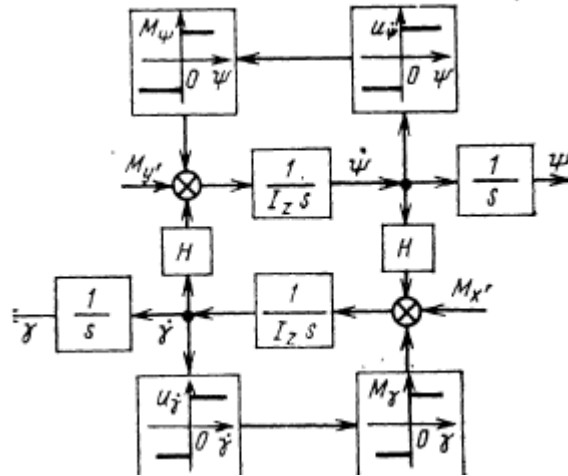


Рисунок 7 Структурная схема системы предварительного успокоения

Известно, что системы с реактивными соплами, как правило, являются нелинейными системами автоматического регулирования. Линейные системы с такими исполнительными органами имеют недопустимо большой расход рабочего тела. Поэтому в дальнейшем рассматриваются только системы с нелинейными законами управления.

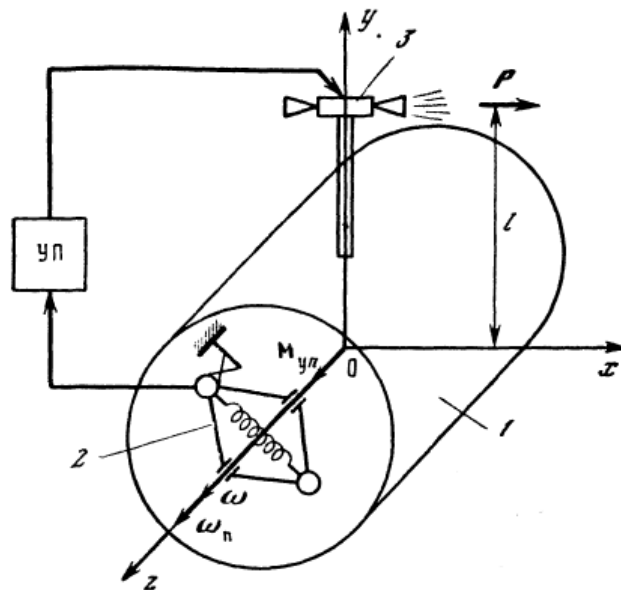


Рисунок 8 Функциональная схема системы предварительного успокоения

Принцип действия системы стабилизации угловой скорости собственного вращения с помощью реактивных сопел заключается в следующем. Если угловая скорость космического аппарата 1 (рис. 8) в какой-то момент времени не равна своему программному значению ($\omega \neq \omega_{пр}$), то центробежный регулятор 2 выдаст команду усилителю-преобразователю (УП) на включение реактивных сопел 3. Реактивные сопла создадут момент $M_{уп} = PL$, где P — результирующая сила тяги реактивных сопел; L — удаление реактивных сопел от оси собственного вращения. Управляющий момент $M_{упр}$, вызовет увеличение (уменьшение)

скорости w . В момент, когда наступит равенство $w = w_{\text{пр}}$, центробежный регулятор через усилитель-преобразователь отключит реактивные сопла. Очевидно, что такая система будет более экономична,

Закон управления задается в виде:

$$u_{\dot{\psi}}(\dot{\psi}) = \begin{cases} -M, & \dot{\psi} > 0 \\ M, & \dot{\psi} < 0 \end{cases}$$

$$u_{\dot{\phi}}(\dot{\phi}) = \begin{cases} -M, & \dot{\phi} > 0 \\ M, & \dot{\phi} < 0 \end{cases}$$

С учетом этого закона управления уравнения движения КА принимают вид:

$$\begin{cases} I\ddot{\psi} - H\dot{\phi} = u_{\dot{\psi}} - M_B \\ I\ddot{\phi} + H\dot{\psi} = u_{\dot{\phi}} - M_B \end{cases} \quad (12)$$

Результаты моделирования режима предварительного успокоения:

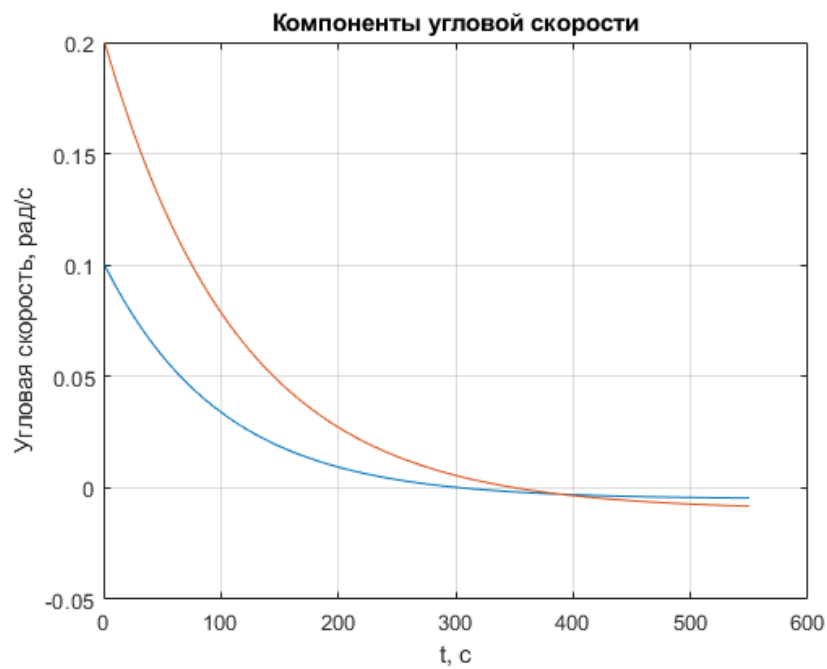


Рисунок 9 Компоненты угловой скорости при П законе регулирования.

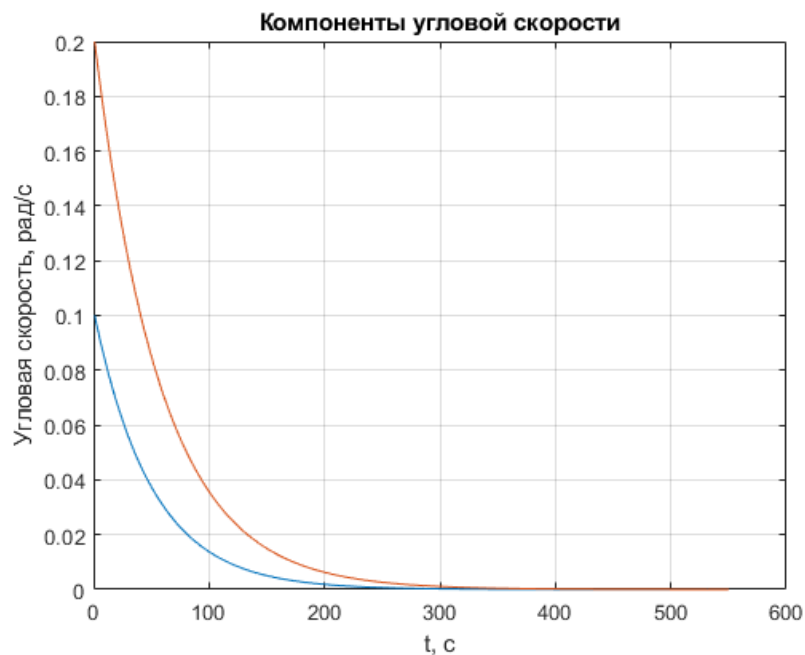


Рисунок 10 Компоненты угловой скорости при ПИ законе регулирования.

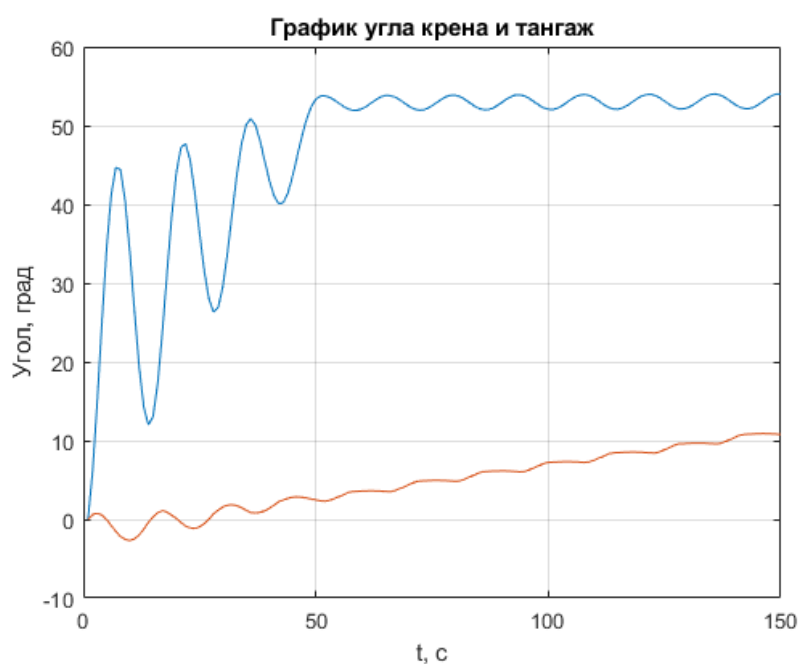


Рисунок 11 График зависимости угла

Рассмотрим поведение пассивной системы стабилизации вращением при постоянном возмущающем воздействии. На приведенном слайде изображены результаты моделирования. Так как стабилизация вращением придает грубую ориентацию КА, достаточно использовать П-закон регулирования. На рис. 11 видно, что постоянно действующие моменты вызывают незатухающие нутационные колебания с амплитудами, прямо пропорциональными величинам этих моментов. В такой же зависимости находятся и систематически возрастающие

пропорционально времени уходы главной оси КА относительно первоначального положения. к категории постоянно действующих моментов можно отнести моменты, обусловленные гравитационными, магнитными, светодинамическими и другими силами.

3.2 Программный поворот

Режимы программных Разворотов — это автоматический режим функционирования, при котором КА переводится из одного известного углового положения (начального) в другое (конечное) по заданной совокупности параметров, определяющих разворот. При этом движение осуществляется относительно пространственной оси вращения (оси Эйлера). Математическая модель углового движения КА, которое описывается известными динамическими и кинематическими уравнениями Эйлера:



Рисунок 12 динамический и кинематический контур объекта управления

$$\left. \begin{aligned} J_x \dot{\omega}_x &= (J_y - J_z) \omega_y \omega_z + M_x^{\text{упр}} + M'_x \\ J_y \dot{\omega}_y &= (J_z - J_x) \omega_x \omega_z + M_y^{\text{упр}} + M'_y \\ J_z \dot{\omega}_z &= (J_x - J_y) \omega_x \omega_y + M_z^{\text{упр}} + M'_z \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

$$\dot{\Delta} = \frac{1}{2} \Delta \cdot \omega, \quad (14)$$

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

Функционально-структурная схема режима программного поворота и используемые базисы приведены на рис.13. Схема включает в себя систему исполнительных органов (СИО) на микродвигателях с импульсным режимом работы, блок датчиков угловых скоростей (БДУС), бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК).

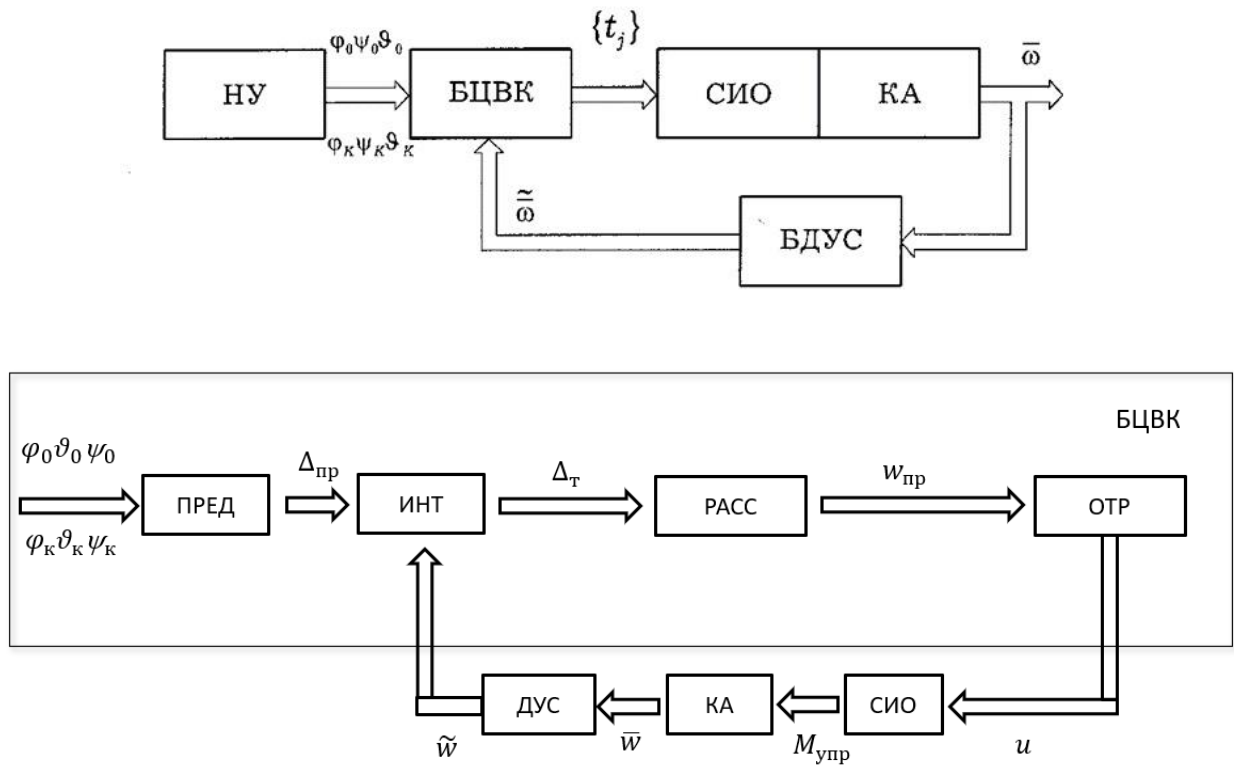


Рисунок 13 Функционально-структурная схема в режиме программного разворота

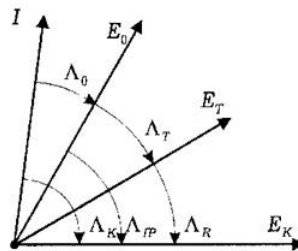


Рисунок 14 Используемые базисы

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

Построение опорного базиса и расчет конечного угла поворота

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

Пусть $\bar{I} = \{i_1, i_2, i_3\}$ – инерциальная СК, $\bar{E} = \{x, y, z\}$ – связанная СК с соответствующими осями. Переход от инерциальной к связанной системе координат осуществляется с помощью трех последовательных поворотов на углы γ, ϑ, ψ . Исходная информация на программный разворот выдается в виде углов последовательных поворотов.

Предварительный расчет кватернионной формы задания (блок ПРЕД) происходит по известным соотношениям, связывающим углы последовательных поворотов и составляющие кватернионов для начального ($\vartheta_0, \psi_0, \gamma_0 \rightarrow \Lambda_0$ базис E_0) и конечного ($\vartheta_K, \psi_K, \gamma_K \rightarrow \Lambda_K$, базис E_K) положений. Как видно из рис. 14 базисы E_0, E_K задаются относительно некоторого опорного базиса I . При последовательности поворотов 3-2-1 соотношения углов принимают вид. Связь между параметрами Родрига-Гамильтона и углами ϑ, ψ, γ задается выражениями:

$$\left. \begin{aligned} \lambda_0 &= \cos \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} + \sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \lambda_1 &= \sin \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} - \cos \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \lambda_2 &= \cos \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} + \sin \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \lambda_3 &= \cos \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} - \sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

Угловое положение начальной и конечной ориентации КА относительно опорного базиса I определяется кватернионами Λ_0 и Λ_K соответственно. Зная кватернионы Λ_n и Λ_K , можно найти кватернион программного разворота $\Lambda_{пр}$, причем $\Lambda_0 \cdot \Lambda_{пр} = \Lambda_K \rightarrow \Lambda_{пр} = \Lambda_0^{-1} \cdot \Lambda_K$. В свою очередь кватернион $\Lambda_{пр}$ определяет ось Эйлера (ось эквивалентного разворота) $\bar{e}_{пр} = [e_{1пр}, e_{2пр}, e_{3пр}]$ в начальный момент времени и угол программного разворота:

$$\theta_{пр} = 2 \arccos \lambda_{0пр}$$

$$e = \left[\frac{\lambda_{1пр}}{\sqrt{1 - \lambda_{0пр}^2}}, \frac{\lambda_{2пр}}{\sqrt{1 - \lambda_{0пр}^2}}, \frac{\lambda_{3пр}}{\sqrt{1 - \lambda_{0пр}^2}} \right]$$

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

Процесс интегрирования кинематических соотношений (блок ИНТ) для нахождения текущего положения в виде кватерниона Λ_T определяется следующим выражением:

$$\dot{q} = q \cdot \frac{q_w}{2}$$

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{q}_0 &= -\frac{1}{2}(w_x(t)q_1 + w_y(t)q_2 + w_z(t)q_3) \\ \dot{q}_1 &= +\frac{1}{2}(w_x(t)q_0 - w_y(t)q_3 + w_z(t)q_2) \\ \dot{q}_2 &= +\frac{1}{2}(w_y(t)q_0 - w_z(t)q_1 + w_x(t)q_3) \\ \dot{q}_3 &= +\frac{1}{2}(w_z(t)q_0 - w_x(t)q_2 + w_y(t)q_1) \end{aligned} \right. \quad (16)$$

Известно, что движение относительно оси Эйлера с максимально допустимой угловой скоростью $|\omega_{\text{пред}}|$ является оптимальным по времени разворотом, наличие динамического контура приводит к появлению трех участков: разгона, поддержания программной скорости, торможения (рис.15):

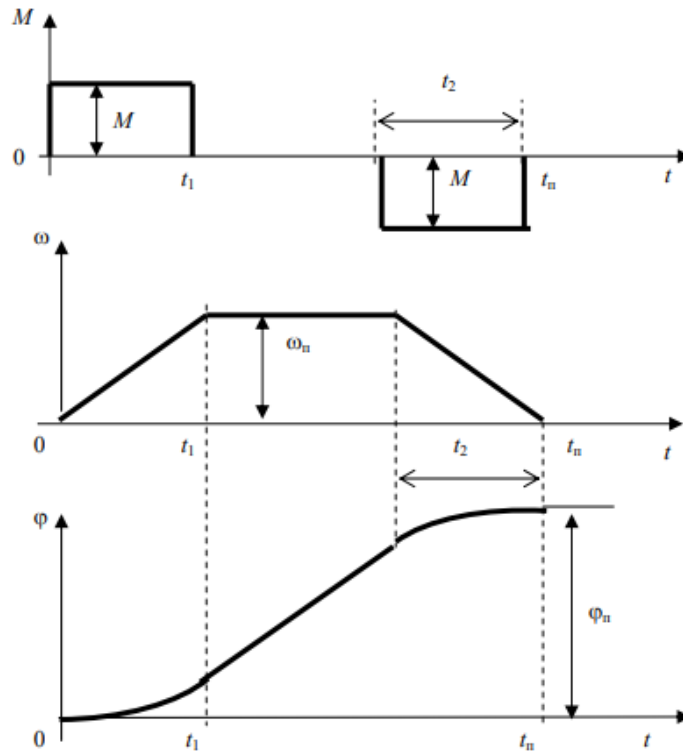


Рисунок 15 Динамика набора программной скорости

Следовательно, для формирования закона программного управления используется текущий кватернион рассогласования Λ_R (блок РАС):

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

Кинематический программный закон управления на участках разгона и поддержания программной скорости (16):

$$\omega_{i\text{пр}} = |\omega_{\text{пред}}| \frac{\lambda_{iR}}{\sqrt{\lambda_{1R}^2 + \lambda_{2R}^2 + \lambda_{3R}^2}} \text{sign} \lambda_{0R}, i = 1, 2, 3 \quad (17)$$

Кинематический программный закон управления на участке торможения (18):

$$\omega_{i\text{пр}} = K_{TT} \lambda_{iR} \text{sign} \lambda_{0R}, i = 1, 2, 3, \quad (18)$$

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

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

$$\omega_{\text{упр}} = \omega_{\text{пр}} - \omega, \quad (19)$$

которое и должно быть скомпенсировано в динамическом контуре, чтобы устранить влияние динамических свойств КА.

Окончание режима происходит при выполнении условий попадания в конечное положение, т.е. в область $[\pm\Delta\theta, \pm\Delta\omega_K]$ относительно центра $[\theta_{пр}, 0]$, где $\Delta\theta, \Delta\omega_K$ - некоторые известные константы.

При создании управляющего момента можно использовать релейный вектор рассогласования $u = [u_1, u_2, u_3]$.

Окончание режима определяется условиями точности по углу рассогласования и скорости:

$$|\omega_i| < c_1, \quad |\bar{\lambda}_{Ri}| < c_2, \quad i = 1, 2, 3, \text{ где } c_1 \text{ и } c_2 - \text{константы.}$$

Практическое значение имеют задачи, в которых граничные значения $\omega_0 = \omega_T = 0$. На участках набора требуемой угловой скорости и ее гашения значение момента M должно быть максимально возможным, а вращение КА происходит с максимальным угловым ускорением. Чтобы реализовать управление по описанному выше способу, необходимо знать величину угла $\theta_{пр}$ разворота, который предстоит совершить, и текущие значения углового рассогласования ϕ и угловой скорости ω во время выполнения разворота.

3.3 Моделирование программного поворота

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

Кватернион начальной ориентации $\Lambda_n = \{0.2443, -0.7259, 0.9073, 0.4838\}$

Кватернион конечной ориентации $\Lambda_k = \{1; 0; 0; 0\}$

$$\Lambda_{пр} = \Lambda_0^{-1} \cdot \Lambda_k$$

Рассчитан программный кватернион $\Lambda_{пр} = \{0.076544; -0.079697; -1.1953; 0.094167\}$

Ось Эйлера для заданных граничных условий имеет следующий вид:

$$e = \left[\frac{\lambda_{1пр}}{\sqrt{1 - \lambda_{0пр}^2}}, \frac{\lambda_{2пр}}{\sqrt{1 - \lambda_{0пр}^2}}, \frac{\lambda_{3пр}}{\sqrt{1 - \lambda_{0пр}^2}} \right] = \begin{bmatrix} 0.0799 \\ 1.1988 \\ 0.0944 \end{bmatrix}^T$$

Угол программного поворота:

$$\theta_{\text{пр}} = 2\arccos\lambda_{0\text{пр}} = 66.1817^\circ$$

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

В режиме управления ориентацией КА в качестве базового закона управления часто используется PD – алгоритм регулирования, который в непрерывной форме записывается следующим образом:

$$u(t) = -k_0(k_1\Delta x + k_2\Delta\dot{x}), \quad (20)$$

где k_0, k_1, k_2 – постоянные коэффициенты. Закон управления (20) является идеализированным в том смысле, что предполагает на борту точной информации об угловой скорости \dot{x} . На практике чаще всего измеряемой величиной является только угловая координата $x(t)$.

Закон управления (20) можно распространить на общий случай движения, если выразить закон управления не в угловых величинах, а в компонентах кватерниона вращения:

$$\begin{aligned} M_x^{\text{упр}} &= -h_1 w_x - k_1 \lambda_0 \lambda_1 \\ M_y^{\text{упр}} &= -h_2 w_y - k_2 \lambda_0 \lambda_2 \\ M_z^{\text{упр}} &= -h_3 w_z - k_3 \lambda_0 \lambda_3 \end{aligned} \quad (21)$$

Замечательным свойством закона управления (21) является устойчивость управления при произвольных значениях параметров движения. Для доказательства, воспользовавшись вторым методом Ляпунова, функция Ляпунова в рассматриваемой задаче устойчивости вводится следующим образом:

$$L = V + W \quad (22)$$

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

Известно, функция Ляпунова должна обладать двумя свойствами – обращаться в терминальной точке в нуль и быть знакопостоянной в остальных точках фазового пространства. В данном случае нулевым значениям угловых параметров соответствуют, как это следует из формул (15), следующие значения компонентов кватерниона вращения:

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

Отсюда вытекает равенство нулю функции Ляпунова в конечной точке. В остальных точках фазового пространства функция Ляпунова знакопостоянна (положительна). Для вывода об устойчивости закона управления (21) остается проанализировать знак производной по времени функции Ляпунова, вычисленной в силу динамических и кинематических уравнений вращательного движения. Динамические и кинематические уравнения записываются в виде (13) и (14) соответственно.

С учетом свойства нормированности кватерниона вращения:

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

Слагаемое V выражения (22) может быть преобразовано к виду:

$$V = 1 - \lambda_0^2 \quad (23)$$

Таким образом, при вычислении производной \dot{V} достаточно использовать кинематическое уравнение для λ_0 :

$$2\dot{\lambda}_0 = -\lambda_1 w_x - \lambda_2 w_y - \lambda_3 w_z \quad (24)$$

Вычисляя производную \dot{L} с учетом уравнений 13 и 24:

$$\dot{L} = \lambda_0 \sum_{i=1}^3 \lambda_i w_i + J_x w_x \dot{w}_x + J_y w_y \dot{w}_y + J_z w_z \dot{w}_z = \lambda_0 \sum_{i=1}^3 \lambda_i w_i + \sum_{i=1}^3 w_i M_i^{\text{УПР}} \quad (25)$$

После подстановки в (25) выражение для управляющих моментов (21):

$$\dot{L} = \lambda_0 \sum_{i=1}^3 \lambda_i w_i - \lambda_0 \sum_{i=1}^3 h_i w_i^2 - \lambda_0 \sum_{i=1}^3 k_i \lambda_i w_i \quad (26)$$

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

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

Таким образом, с учетом данного условия закон управления приобретает вид (21).

Управляющее воздействие $m(u)$, создаваемое исполнительными органами системы управления, описывается нелинейной функцией, содержащей зону нечувствительности $u \mp u_\varepsilon$ и ограничено по управляющему моменту $|m(u)| \leq m_{\max}$. Таким образом, математическая модель исполнительного органа может быть представлена в виде:

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

где $u = M^{\text{УПР}}$.

Результаты математического моделирования процесса программного разворота, представлены на рис. (15-20).

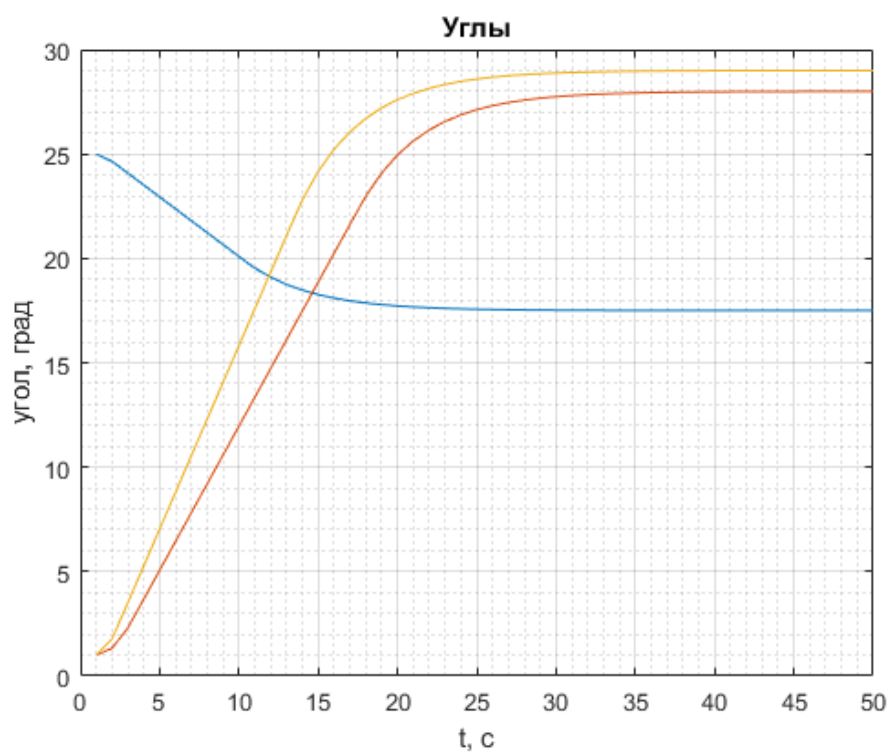


Рисунок 16 Графики изменения углов

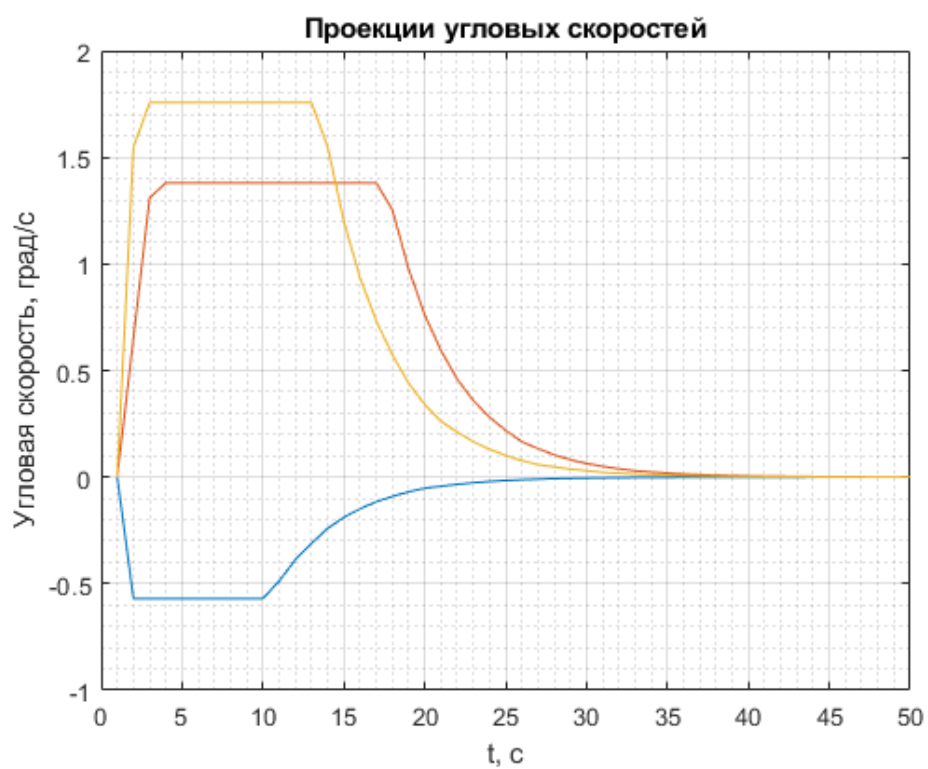


Рисунок 17 График угловых скоростей

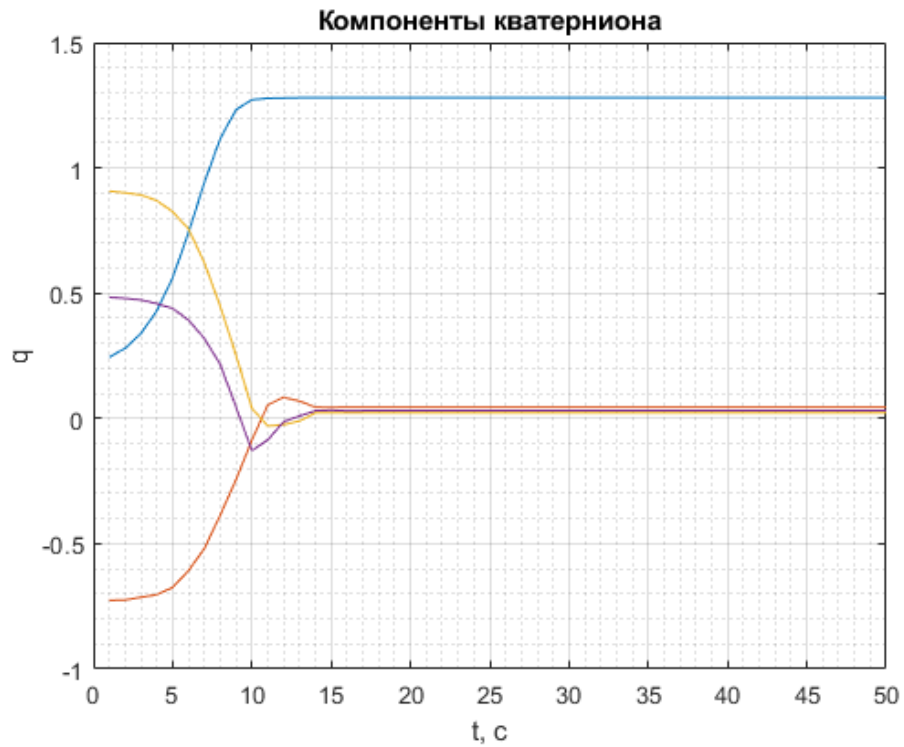


Рисунок 18 график компонент кватерниона

Для сравнения было проведено моделирование программной переориентации путем последовательных поворотов (3-2-1):

$$\left. \begin{aligned} \dot{\gamma} &= w_x - \operatorname{tg} \vartheta (w_y \cos \gamma - w_z \sin \gamma) \\ \dot{\vartheta} &= w_y \sin \gamma + w_z \cos \gamma \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (w_y \cos \gamma - w_z \sin \gamma) \end{aligned} \right\} \quad (27)$$

Результаты моделирования переориентации без расчета оси Эйлера с законом управления (20) по углу и угловой скорости представлены на рисунках 19-23:

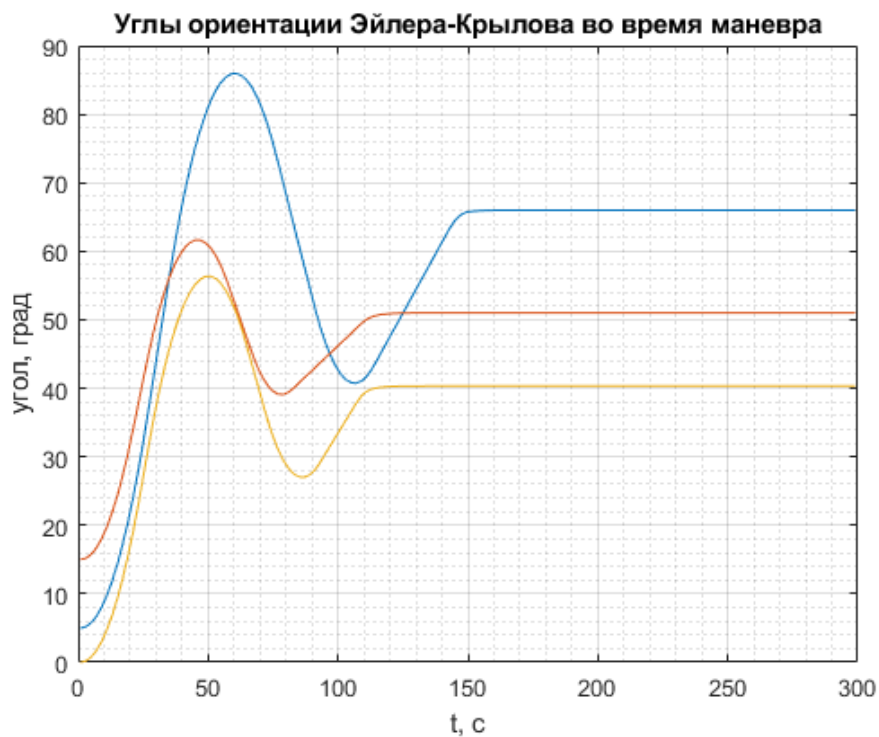


Рисунок 19 График изменения углов

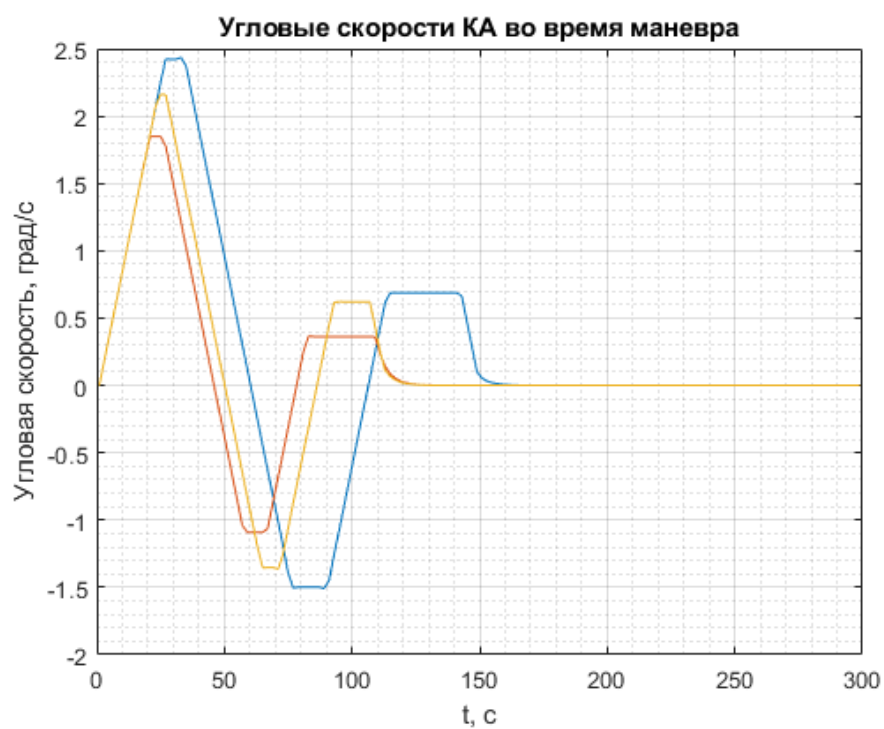


Рисунок 20 График угловой скорости

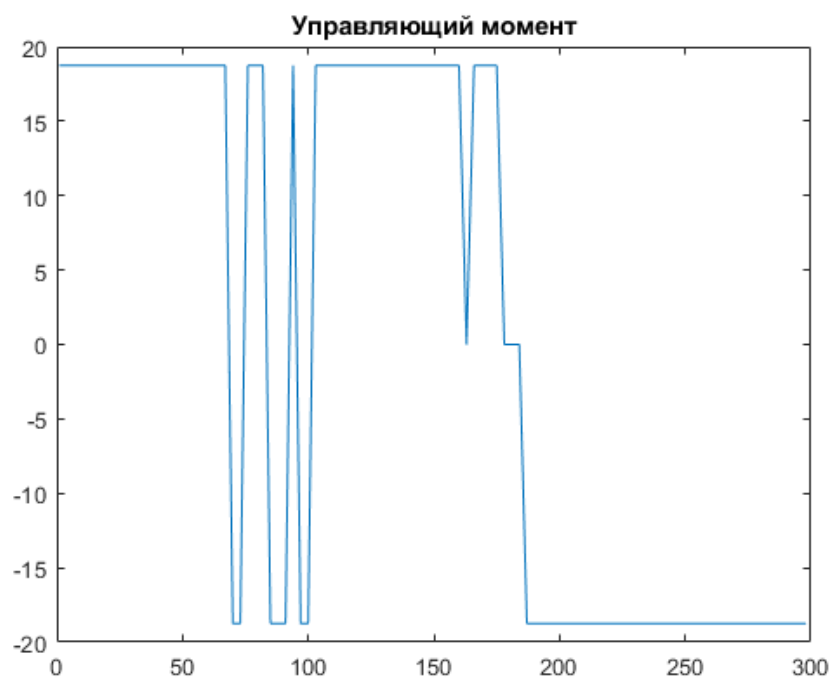


Рисунок 21 График управляющего момента

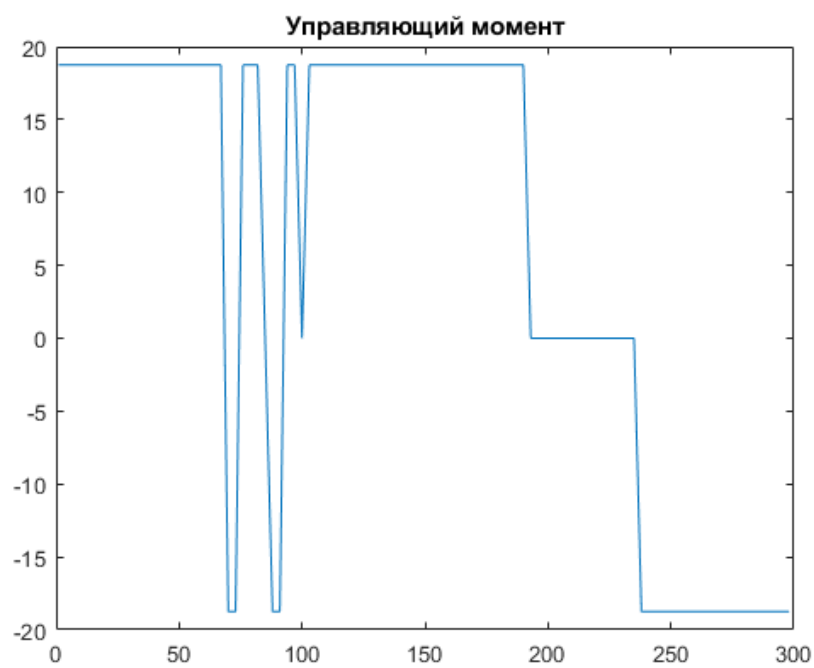


Рисунок 22 График управляющего момента

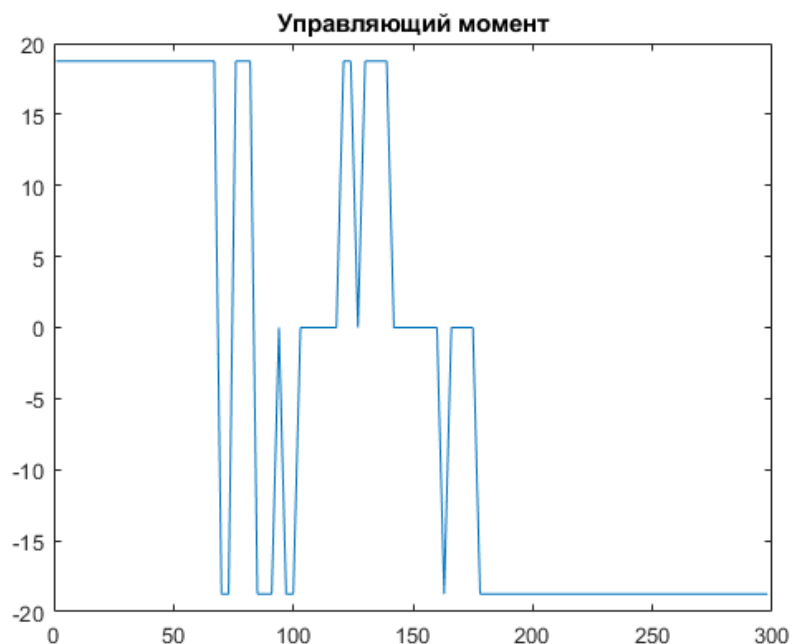


Рисунок 23 График управляющего момента

3.4 Анализ моделирования

На рисунке 16 с графиками изменения угловых скоростей в связанной с КА системе координат $\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t)$ отчетливо видны три характерных этапа —разгон (набор угловой скорости), движение КА с постоянной угловой скоростью и торможение аппарата (гашение угловой скорости до нуля). На рис. (15) приведена динамика изменения координат углов ψ, ϑ, γ ССК во времени, а рис. (18) иллюстрирует поведение компонент кватерниона $\Lambda(t)$, определяющего текущую ориентацию КА в процессе совершаемого маневра: $\lambda_0(t), \lambda_1(t), \lambda_2(t), \lambda_3(t)$. Переориентация аппарата выполнена успешно, что подтверждено результатами моделирования.

При переориентации без расчета оси Эйлера, переориентация заняла приблизительно 150 секунд, что в несколько раз дольше, чем разворот вдоль оси Эйлера. Присутствует статическая ошибка по углу около 3-4 градусов и проблема вырождения некоторых углов. разворот требует больше времени. Следовательно, можно сделать вывод, что при определенных задачах, где присутствуют ограничения на точность или быстродействие, предпочтительнее будет система управления переориентацией, с расчетом оси Эйлера.

3.4. Усовершенствованный метод программного поворота вдоль оси Эйлера

У метода, который был описан в прошлом разделе, имеется недостаток. Если во время маневра внешние возмущения на космический аппарат значительны, конечная ориентация КА будет иметь статические ошибки по углу. Так как в момент расчёта программного кватерниона не прогнозируются условия космической среды во время переориентации. Для больших углов поворотов результат действительной ориентации может сильно отличаться от требуемой.

Для предотвращения угловой ошибки необходимо усовершенствовать алгоритм программной переориентации. Предлагается разбить маневр разворота, который совершает КА за время T , на участки $t_i = T/n$,

где $t_i < T$;

n – количество участков.

Необходимо на каждом участке пересчитывать ось Эйлера, вдоль которой будет производиться разворот, тем самым на каждом шаге КА будет корректировать свою ориентацию с учетом рассогласования в условиях действующих возмущений.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

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

1. Выполнен обзор литературы по теме научной работы
2. Разработана математическую модель системы управления ориентацией и стабилизацией КА
3. Реализован режим остановки вращения
4. Проведено моделирование пространственного разворот космического аппарата
5. Проанализированы полученные результаты
6. Рассмотрены проблемы при переориентации космического аппарата.

В процессе выполнения работы была спроектирована системы управления ориентацией космического аппарата и реализованы режимы функционирования начиная с выведения космического аппарата на орбиту, заканчивая способами выполнения переориентацией и исследованы их преимущества и недостатки. В перспективе рассмотреть вопрос оптимальности программных поворотов по различным критериям, реализовать систему выполнения целевой задачи – дистанционное зондирование 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