



**Московский государственный технический университет
имени Н.Э. Баумана**

Кафедра ИУ-1 «Системы автоматического управления»



Тема научно-исследовательской работы по тау
“Система управления программной ориентацией
спутника дистанционного зондирования”

Тема научно-исследовательской работы
“Особенности режимов ориентации и стабилизации
спутника дистанционного зондирования”

Студент группы ИУ1-101:
Научный руководитель,
доцент, ктн:

Ранджелович Алексей Небойшевич
Задорожная Наталия Михайловна

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Актуальность: Проблема проектирования современных системы управления ориентацией заключается в том, что неправильный подбор аппаратного состава или законов управления может привести к различного рода проблемам при выполнении целевой задачи

Цель - разработать систему управления ориентацией и стабилизацией космического аппарата, реализовать различные режимы ориентации и исследовать проблемы построения ориентации спутника дистанционного Зондирования:

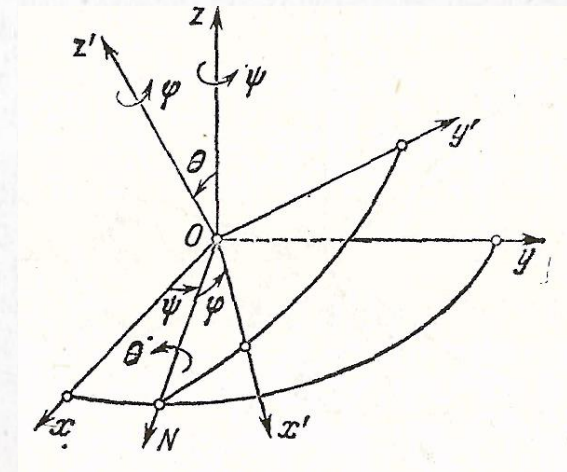
- Для достижения **цели** необходимо решить следующие задачи:
 1. Выполнить обзор литературы по теме курсового проекта
 2. Изучить проблемы построения ориентации спутника ДЗЗ
 3. Подобрать систему исполнительных органов
 4. Разработать математическую модель системы управления ориентацией и стабилизацией КА
 5. Реализовать различные режимы построения ориентацией
 6. Выполнить моделирование пространственного разворот КА

ОРИЕНТАЦИЯ И СТАБИЛИЗАЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

- Под ориентацией понимается заданное угловое положение КА относительно базового направления или базовой системы координат
- Под стабилизацией понимается поддержание заданной ориентации КА в условиях действия возмущений

Режимы ориентации

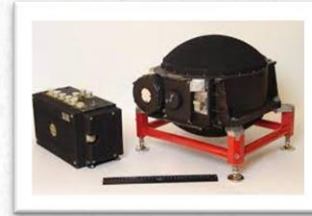
- Остановка вращения (режим предварительного успокоения)
- Ориентация солнечных батарей на солнце
- Ориентация на различные участки звездного неба
- Орбитальная ориентация при дистанционном зондировании Земли
- Программные повороты



СПОСОБЫ СОЗДАНИЯ УПРАВЛЯЮЩЕГО МОМЕНТА

Чтобы управлять космическим аппаратом, к нему необходимо прикладывать управляющие моменты разных знаков с помощью:

- Двигателей маховиков
- Силовых гироскопов
- Реактивных двигателей
- Электромагнитных ИО



Объект управления: в качестве объекта управления принимается космический аппарат – искусственный спутник дистанционного зондирования Земли

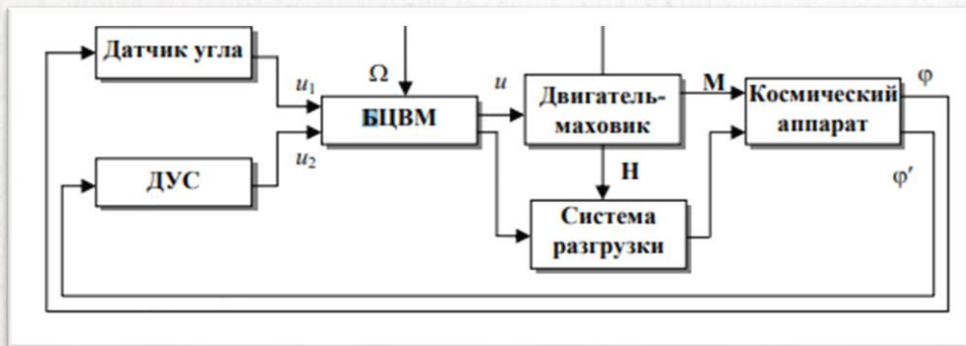


СИСТЕМА ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНОВ

ДМ1-20

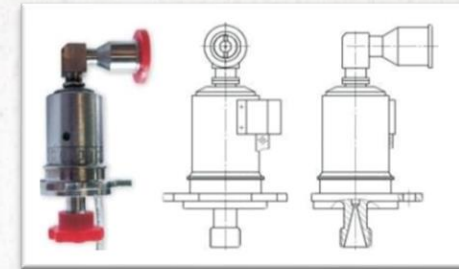


Двигатели-маховики предназначены для использования в качестве исполнительного органа систем ориентации и стабилизации в режиме дистанционного зондирования

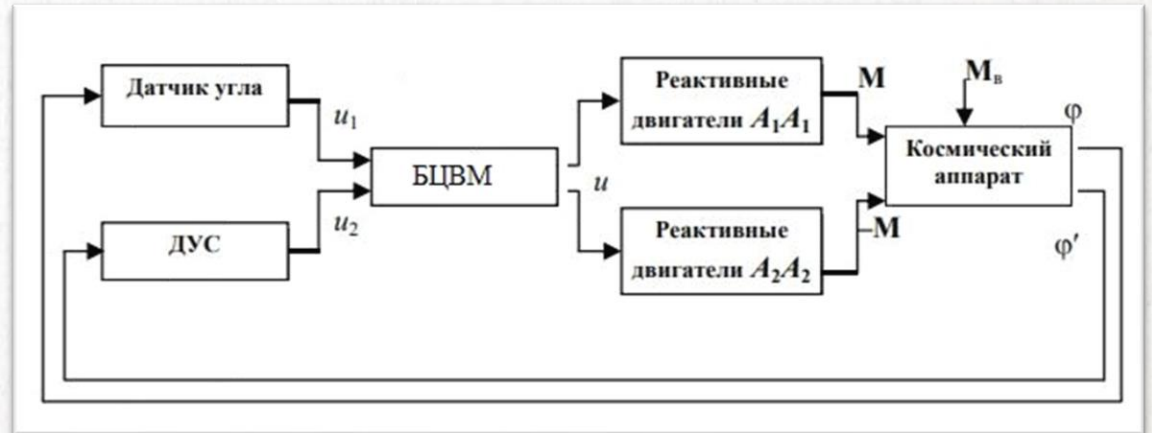


Функциональная схема маховичной системы ориентации

МД08



Двигатели предназначены для режимов остановки вращения, переориентации с помощью программных разворотов и разгрузки маховиков



Функциональная схема реактивной системы ориентации

ВРАЩАТЕЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ КА



$$\begin{cases} J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z = M_x \\ J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z = M_y \\ J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y = M_z \end{cases} \quad (1) \quad \text{Динамические уравнения Эйлера}$$

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\ \dot{\vartheta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \end{cases} \quad (2) \quad \text{Кинематические уравнения в углах Эйлера}$$

$$\dot{\Delta} = \frac{1}{2} \Delta \cdot \omega \quad (3) \quad \text{Кинематические уравнения в кватернионной форме}$$

СИСТЕМА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО УСПОКОЕНИЯ

Спутник, выведенный на орбиту, после отделения от разгонного блока будет хаотичным образом вращаться вокруг ЦМ. Первым режимом сразу после отделения является режим успокоения путем его предварительной закрутки.

Для реализации стабилизации вращением, конструкция спутника предусмотрена таким образом, что КА обладает динамической симметрией относительно осей ОХ и ОУ, тем самым $J_x = J_y = J$.

$$\begin{cases} J\ddot{\psi} - H\dot{\phi} = M_{\text{упр}\psi} - M_B \\ J\ddot{\phi} + H\dot{\psi} = M_{\text{упр}\phi} - M_B \end{cases} \quad (4)$$

$$M_{\text{упр}\psi}(\dot{\psi}) = \begin{cases} -M, \dot{\psi} > 0 \\ M, \dot{\psi} < 0 \end{cases}$$

$$M_{\text{упр}\phi}(\dot{\phi}) = \begin{cases} -M, \dot{\phi} > 0 \\ M, \dot{\phi} < 0 \end{cases}$$

Цель :

$$\begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} \rightarrow \approx \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕЖИМА ОСТАНОВКИ ВРАЩЕНИЯ

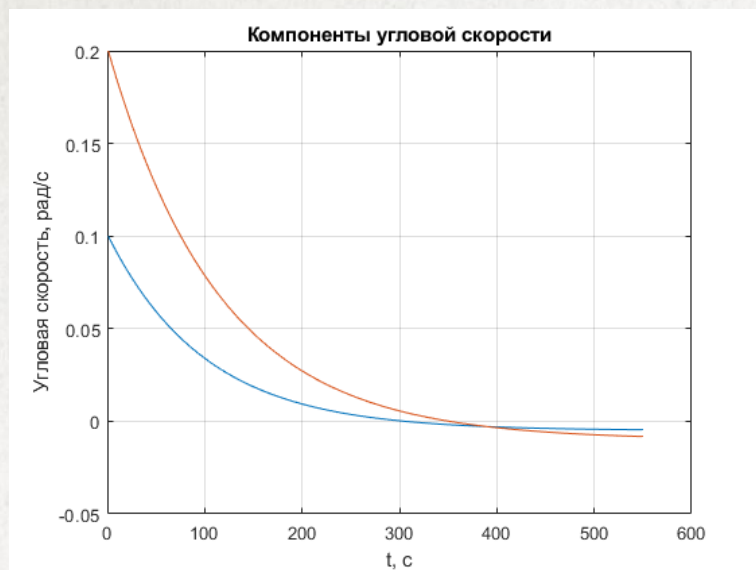


рис. 1 компоненты угловой скорости

П – закон регулирования

$$\sigma = kx$$

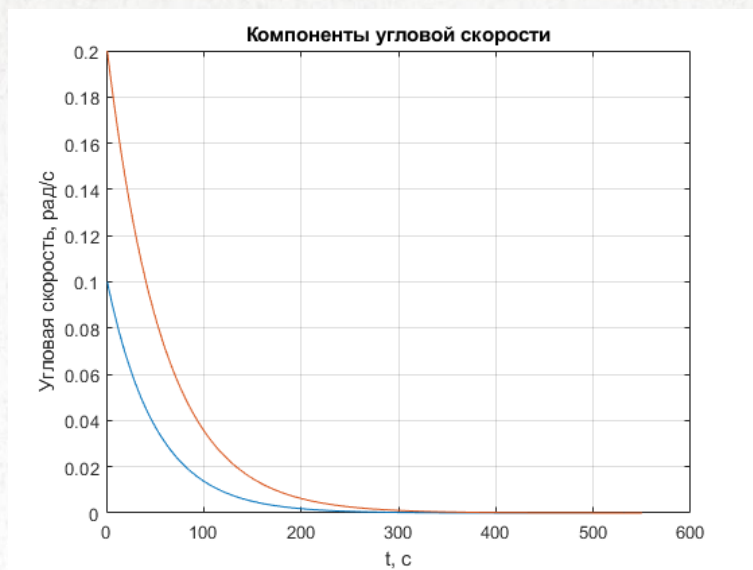


рис. 2 компоненты угловой скорости

ПИ – закон регулирования

$$\sigma = k_1x + k_2\dot{x}$$

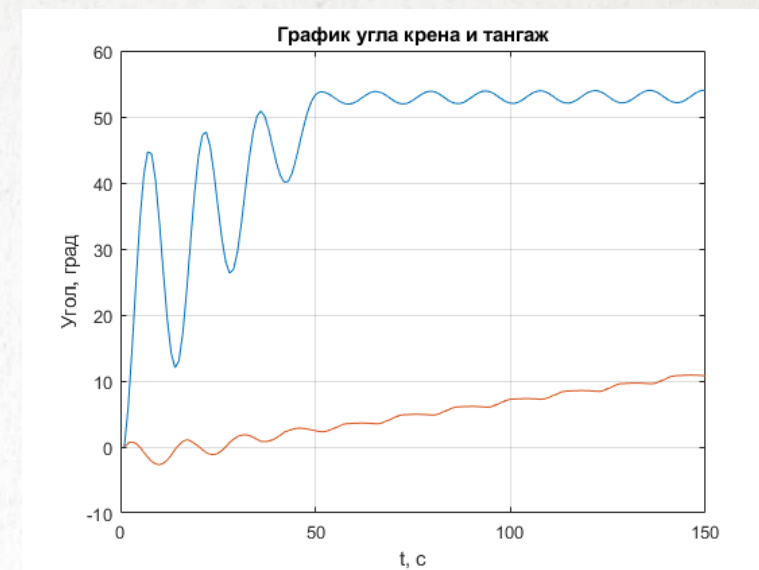


рис. 3 График углов

Вывод: стабилизация вращением придает грубую ориентацию. В результате стабилизации КА продолжает колебаться по одной из осей, что обусловлено влиянием внешнего возмущения, из-за которого аппарат подвержен нутационным колебаниям

ПРОГРАММНЫЙ РАЗВОРОТ КА С ПОМОЩЬЮ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНЫХ ПОВОРОТОВ

$$\left. \begin{aligned} J_x \dot{\omega}_x &= (J_y - J_z) \omega_y \omega_z + M_x^{\text{упр}} + M'_x \\ J_y \dot{\omega}_y &= (J_z - J_x) \omega_x \omega_z + M_y^{\text{упр}} + M'_y \\ J_z \dot{\omega}_z &= (J_x - J_y) \omega_x \omega_y + M_z^{\text{упр}} + M'_z \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

Закон управления

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

$$\left. \begin{aligned} \dot{\gamma} &= w_x - tg\vartheta(w_y \cos\gamma - w_z \sin\gamma) \\ \dot{\vartheta} &= w_y \sin\gamma + w_z \cos\gamma \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos\vartheta} (w_y \cos\gamma - w_z \sin\gamma) \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

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

Некоторое начальное состояние:

Требуемое конечное состояние:

Ограничение на управление:

Цель:

$$\gamma(t_0) = \gamma_0$$

$$\vartheta(t_0) = \vartheta_0$$

$$\psi(t_0) = \psi_0$$

$$w(t_0) = 0$$



$$\gamma(t_k) = \gamma_k$$

$$\vartheta(t_k) = \vartheta_k$$

$$\psi(t_k) = \psi_k$$

$$w(t_k) = 0$$

$$M_{\text{упр}} \leq M_m$$

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОГРАММНОГО РАЗВОРОТА КА

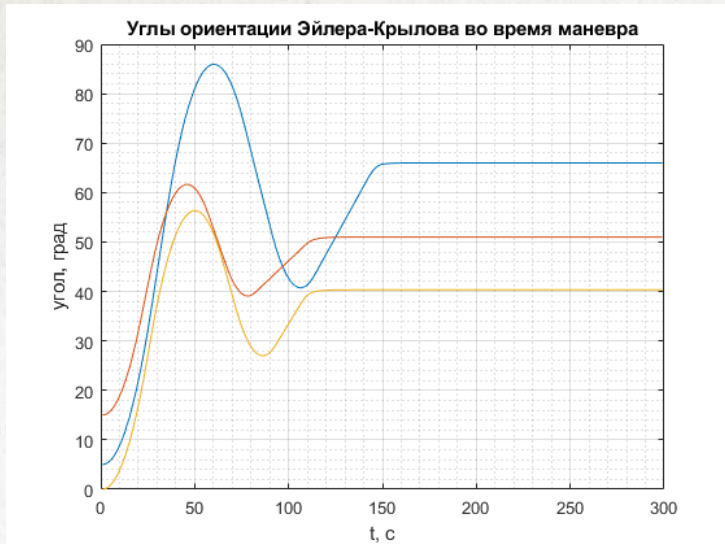


рис. 4 График углов

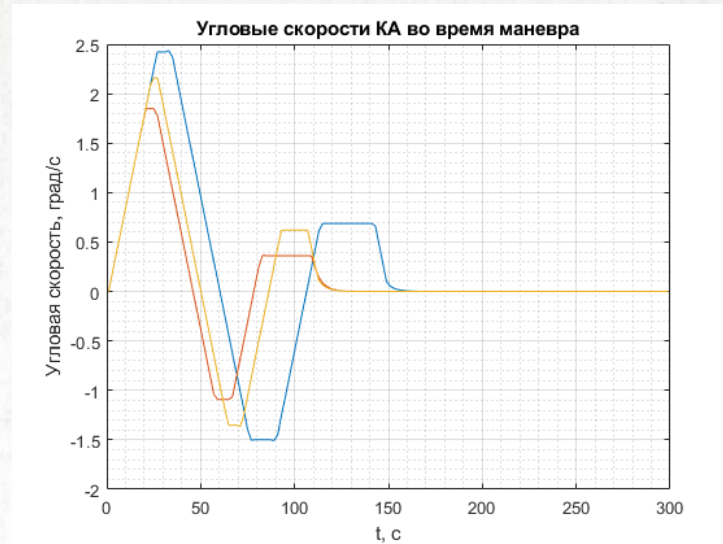


рис. 4 График угловых скоростей

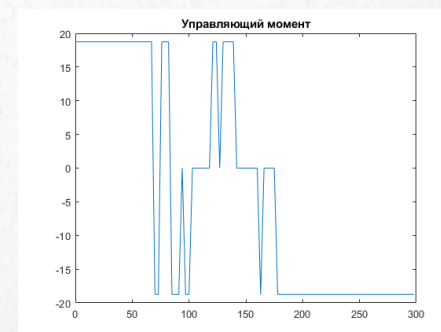
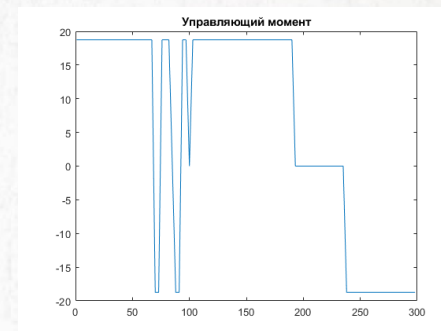
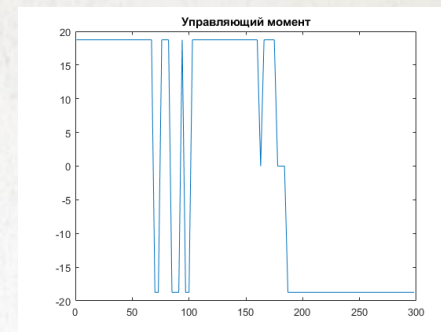


рис. 6

Вывод: переориентация заняла приблизительно 150 секунд, что считается длительным для малых КА, а также присутствует статическая ошибка по углу. Кроме того, выявилась проблема вырождения углов

ПРОГРАММНЫЙ РАЗВОРОТ АППАРАТА ВДОЛЬ ОСИ ЭЙЛЕРА

$$\left. \begin{aligned} J_x \dot{\omega}_x &= (J_y - J_z) \omega_y \omega_z + M_x^{\text{упр}} + M'_x \\ J_y \dot{\omega}_y &= (J_z - J_x) \omega_x \omega_z + M_y^{\text{упр}} + M'_y \\ J_z \dot{\omega}_z &= (J_x - J_y) \omega_x \omega_y + M_z^{\text{упр}} + M'_z \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

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

Связь между параметрами Родрига-Гамильтона и углами γ, ϑ, ψ задается выражениями:

$$\left. \begin{aligned} \lambda_0 &= \cos \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} + \sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \lambda_1 &= \sin \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} - \cos \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \lambda_2 &= \cos \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} + \sin \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \lambda_3 &= \cos \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} - \sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

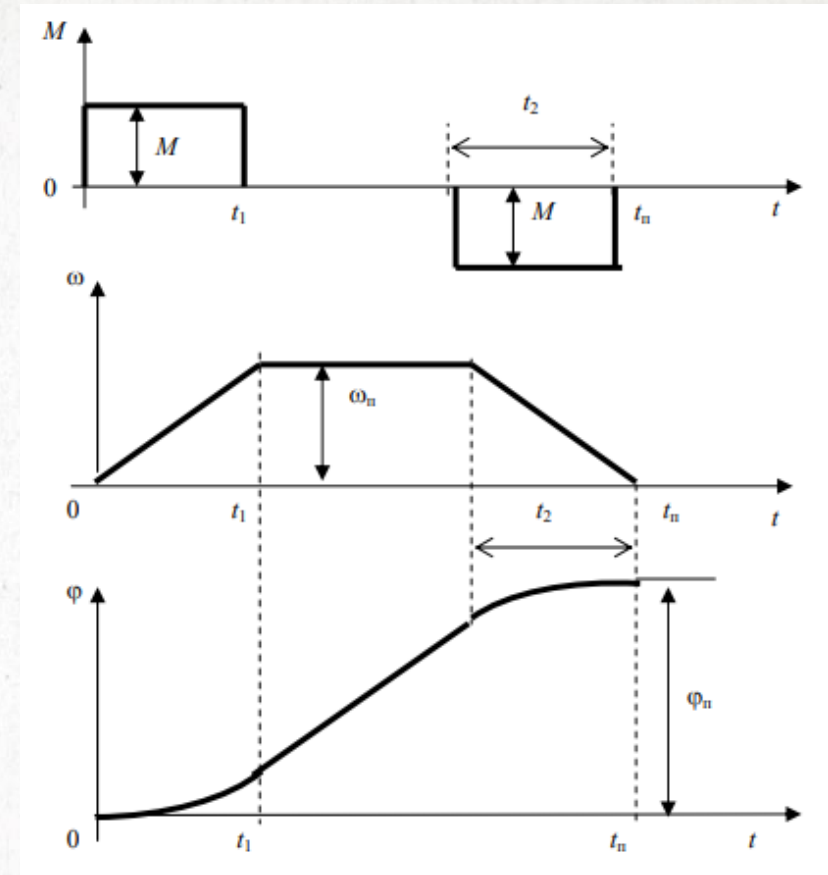
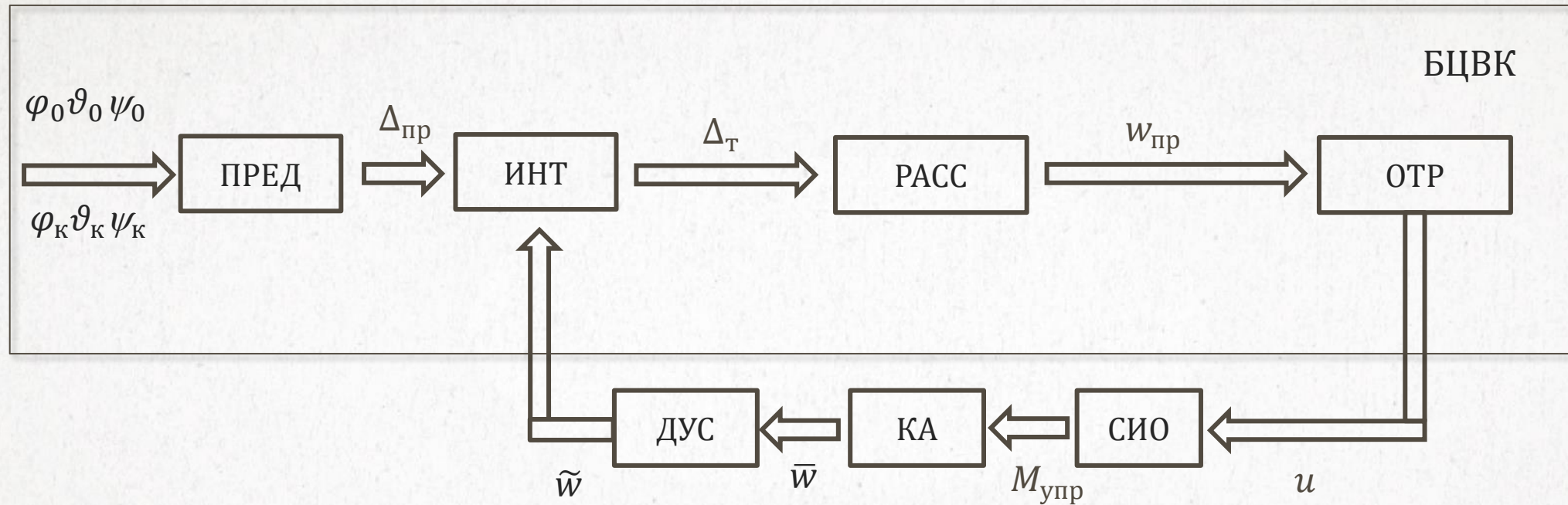


рис. 7

Три участка: разгона, поддержания программной скорости, торможения

ПРОГРАММНЫЙ РАЗВОРОТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА



Функциональная схема системы переориентации КА

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОГРАММНОГО РАЗВОРОТА ВДОЛЬ ОСИ ЭЙЛЕРА (1)

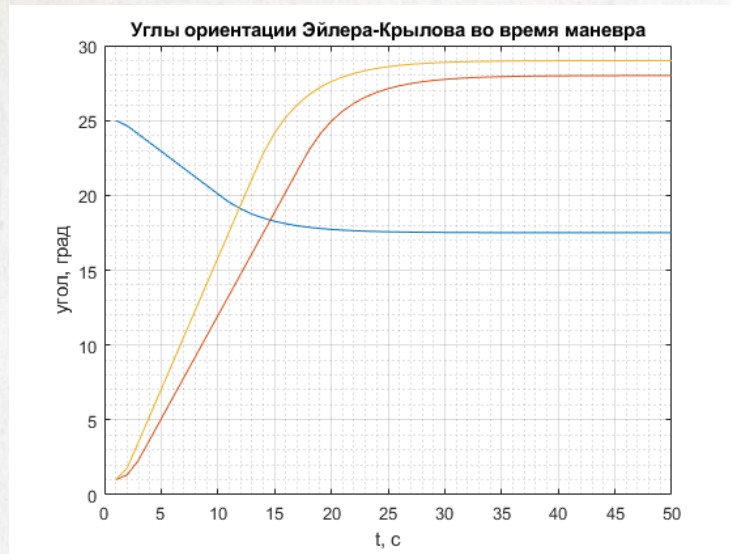


рис. 8 График изменения углов

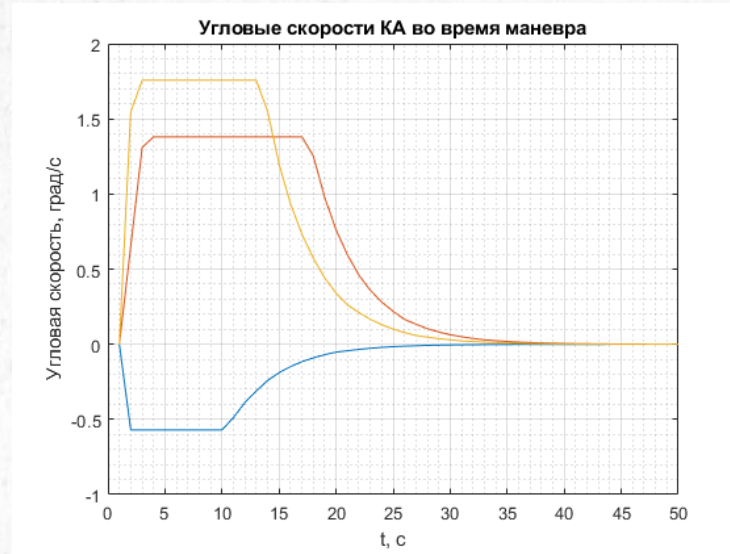


рис. 9 График угловых скоростей

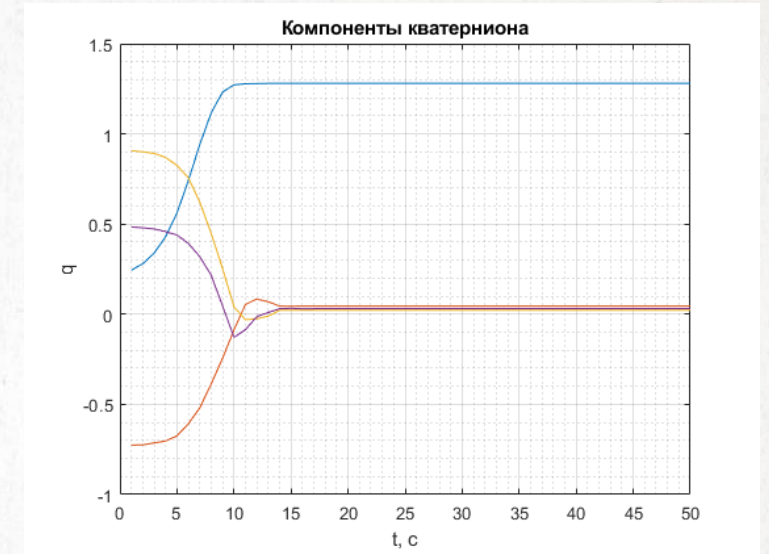


рис. 10 кватернионы ориентации

По графиками изменения угловых скоростей видны три характерных этапа — набор угловой скорости, движение с постоянной скоростью и торможение аппарата. Третий рисунок иллюстрирует поведение компонент кватерниона в процессе совершаемого маневра

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОГРАММНОГО РАЗВОРОТА ВДОЛЬ ОСИ ЭЙЛЕРА (2)

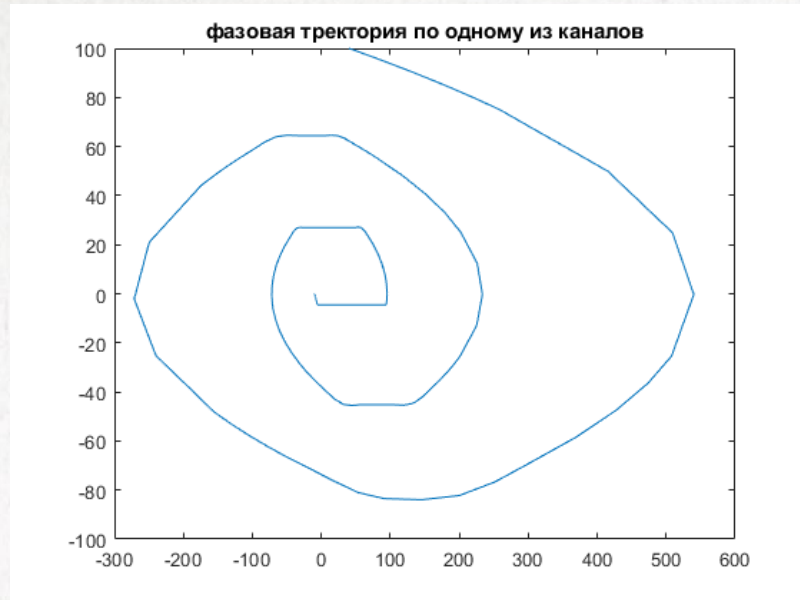


рис. 8 Фазовая траектория

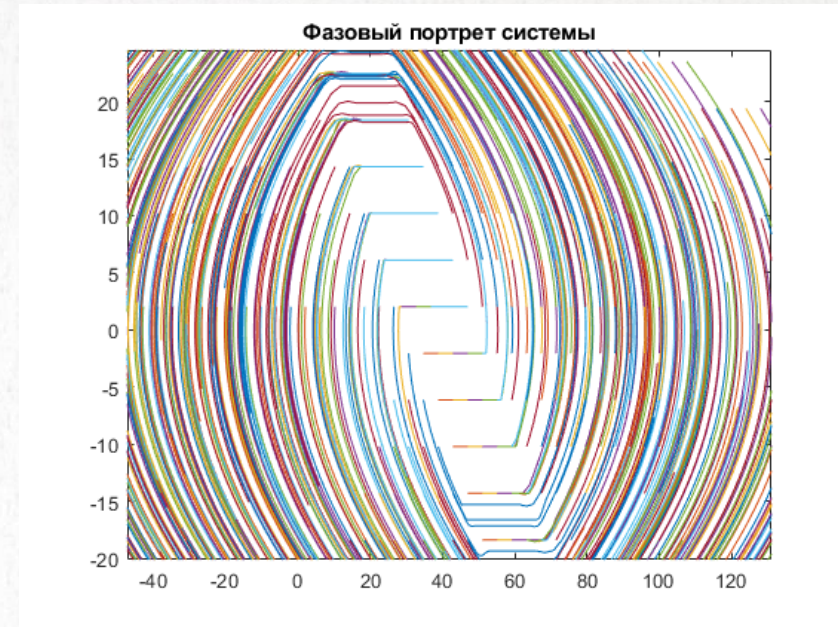


рис. 8 Фазовый портрет системы

Вывод: переориентация аппарата выполнена успешно, что подтверждено результатами моделирования. Время маневра занимает значительно меньше времени, а также отсутствует перерегулирование

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

- Все поставленные задачи решены полностью:
 1. Выполнен обзор литературы по теме курсового проекта
 2. Изучены проблемы построения ориентации ИСЗ
 3. Разработана математическая модель СУОС КА
 4. Реализованы режимы остановки вращения и программного поворота
 5. Проведен анализ моделирования режимов ориентации

Направление дальнейшей работы:

Рассмотреть вопрос оптимальности программных поворотов по различным критериям, реализовать систему выполнения целевой задачи – дистанционное Зондирование Земли.

СПАСИБО ЗА ВНИМАНИЕ!