

На правах рукописи

НИГМАТУЛЛИНА ФАРИДА РАСИМОВНА

**ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ
УПРАВЛЯЕМОГО ТРЕХОСНОГО МЕХАНИЗМА ТЕЛЕСКОПА**

Специальность 05.02.18 – Теория механизмов и машин

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Санкт-Петербург – 2014

Работа выполнена в ФГАОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный политехнический университет» на кафедре «Теория механизмов и машин»

- Научный руководитель: **Терешин Валерий Алексеевич**
кандидат технических наук, доцент,
ФГАОУ ВО «Санкт-Петербургский
государственный политехнический
университет», доцент кафедры «Теория
механизмов и машин», г. Санкт-Петербург.
- Официальные оппоненты: **Грязин Дмитрий Геннадиевич**
доктор технических наук, начальник отдела,
Государственный научный центр Российской
Федерации ОАО «Концерн «ЦНИИ
«Электроприбор», доцент кафедры «Мехатроника»
«Санкт-Петербургский национальный
исследовательский университет информационных
технологий механики и оптики», г. Санкт-Петербург.
Доронин Феликс Александрович
кандидат технических наук, доцент,
ФГБОУ ВПО «Петербургский государственный
университет путей сообщения Императора
Александра I», доцент кафедры «Теоретическая
механика», г. Санкт-Петербург.
- Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное
учреждение науки «Институт Прикладной
Астрономии Российской академии наук» (ИПА
РАН), г. Санкт-Петербург

Защита состоится 14 апреля 2015 г. в 16 часов на заседании диссертационного совета Д 212.229.12 при ФГАОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный политехнический университет» по адресу: 195251, Санкт-Петербург, ул. Политехническая, д. 29, главный учебный корпус, ауд. 118.

С диссертацией можно ознакомиться в фундаментальной библиотеке ФГАОУ ВО «СПбПУ» и на сайте <https://www.spbstu.ru/science/defences.html>

Автореферат разослан « » _____ 2015 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета



Евграфов Александр Николаевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы

Исследование и использование космического пространства способствует интенсивному развитию науки и техники, экономики, а так же укреплению обороноспособности Российской Федерации. Перспективность развития систем контроля космического пространства обуславливает создание адаптированных методов кинематического и динамического анализа прецизионных механизмов, методов управления и экспериментального исследования. Применение этих методов позволяет повысить точность, быстродействие и надежность как новых систем, так и спроектированных ранее.

Таким образом, рассмотренная в работе научно-техническая задача, в которой предложены данные методы, является весьма актуальной.

Объект исследования

Объектом исследования является опорно-поворотное устройство трехосного механизма телескопа.

Предмет исследования

Предметом исследования является влияние основных параметров системы управления на динамические ошибки опорно-поворотного устройства (ОПУ), динамические нагрузки в приводах и сигналы управления при заданных законах движения наблюдаемого объекта.

Цель и задачи исследования

Целью работы является разработка методики определения параметров управляемого трехосного механизма телескопа для минимизации погрешности наведения при сопровождении объектов.

Поставленная цель достигается решением следующих задач:

1. Разработка расчетной модели для исследования динамики управляемого трехосного механизма на примере ОПУ телескопа оптико-электронной станции «ОКНО».
2. Разработка метода динамического исследования механизма ОПУ для компьютерного моделирования с использованием прямого и обратного кинематического анализа.
3. Проведение динамического исследования модели телескопа для выбора оптимальных параметров системы управления с целью уменьшения погрешности наведения в различных режимах работы.

Положения, выносимые на защиту

- Математическая модель пространственного механизма с тремя степенями свободы для описания динамических процессов и законов движения приводов, обеспечивающих слежение за искусственными спутниками земли (ИСЗ).
- Динамическая модель управляемого ОПУ телескопа, позволяющая анализировать влияние параметров системы на ошибки сопровождения космических объектов.
- Алгоритмы автоматического управления приводами, позволяющие адаптироваться к орбитам ИСЗ.
- Методика выбора коэффициентов обратных связей на основе ограничений по устойчивости, по управляющему напряжению двигателей, по крутящим моментам в редукторах и по допустимым ошибкам наведения.

Методы исследования и средства

Методы, используемые в работе для решения указанных выше задач, являются известными методами математического анализа, теории механизмов и машин, теории автоматического управления и аналитической механики. При выполнении расчётов, реализованных на ЭВМ, численных экспериментальных исследований и представлений графических материалов применены пакеты программ Mathcad 15, Wolfram Mathematica 9, Компас-3D v13 и другие.

Научная новизна работы

- Разработаны математические модели для кинематического и динамического анализа управляемого ОПУ телескопа.
- Сформированы алгоритмы автоматического выбора режима работы ОПУ в зависимости от орбиты искусственного спутника земли.
- Разработана методика выбора параметров системы управления из условий устойчивости и на основе ограничений управляющего напряжения двигателей, крутящих моментов в редукторах и ошибок наведения.

Практическая значимость работы

Результаты кинематического и динамического исследований позволяют выбрать параметры системы автоматического управления трехосного телескопа, обеспечивающие наименьшие погрешности наведения.

Предлагаемая методика выбора параметров системы автоматического управления использовалась ОАО «КБСМ» при оценке уровня модернизационного потенциала, а так же для поиска путей повышения эффективности опорно-поворотного устройства оптико-электронного узла контроля космического пространства (акт внедрения от 05.10.2014 г.).

Достоверность научных положений и выводов

Достоверность научных положений и выводов, содержащихся в диссертации, подтверждена корректным использованием методов математического анализа,

теории механизмов и машин, теории автоматического управления и аналитической механики.

Апробация результатов работы

Основные положения и результаты докладывались на международных научно-практических и научно-технических конференциях, таких как «Будущее Российской космонавтики в инновационных разработках молодых специалистов РКП», 2-4 апреля 2012 г., ИПК Машприбор, г. Королев; «СТАРТ В БУДУЩЕЕ - 2013», 17-18 апреля 2013 г., ОАО «КБСМ»; «Неделя науки СПбГПУ»; «Современное машиностроение. Наука и образование», проходивших в Санкт-Петербургском государственном политехническом университете 14-15 июня 2012 года, 20-21 июня 2013 года, 14-15 июня 2014 года. Результаты работы отмечены дипломами первой и второй степени конкурсов инновационных, научных и научно-технических работ по итогам XLII и XLI международных научно-практических конференций «Неделя науки СПбГПУ», дипломом первой степени в рамках научно-практической конференции молодых ученых и специалистов на тему: «Будущее Российской космонавтики в инновационных разработках молодых специалистов РКП».

Публикации

По теме диссертации опубликовано 10 научных статей, из них две работы опубликованы в изданиях, рекомендуемых ВАК, четыре в сборниках трудов международных конференций.

Личный вклад автора

Личное участие автора в работах, написанных в соавторстве, состоит в постановке задач и получении их аналитических решений, в исследовании и обработке результатов компьютерного моделирования.

Структура и объем диссертации

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы и приложения. Общий объем диссертации 145 страницы, включая 70 рисунков и 12 таблиц. Список литературы включает 61 наименование.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертационной работы, научная новизна и достоверность положений и выводов, сформулированы цель и задачи проведенного исследования.

В первой главе проведён обзор существующих отечественных аналогов с опорно-поворотными устройствами. По результатам обзора сформулированы требования к системам данного типа, обоснована актуальность их разработок и модернизации.

На примере оптического комплекса «Окно» рассмотрен принцип работы опорно-поворотного устройства. Определены исходные данные и характеристики, необходимые для дальнейших расчетов.

Во второй главе рассмотрены основные геометрические соотношения ОПУ в режимах «быстро» (наведения) и «медленно» (сопровождения), а также силовые характеристики на программном движении. Решена обратная задача кинематики для ОПУ оптического комплекса «Окно». Общий вид и кинематическая схема исследуемого опорно - поворотного устройства в положении, когда все обобщенные координаты равны нулю представлены на рис. 1.

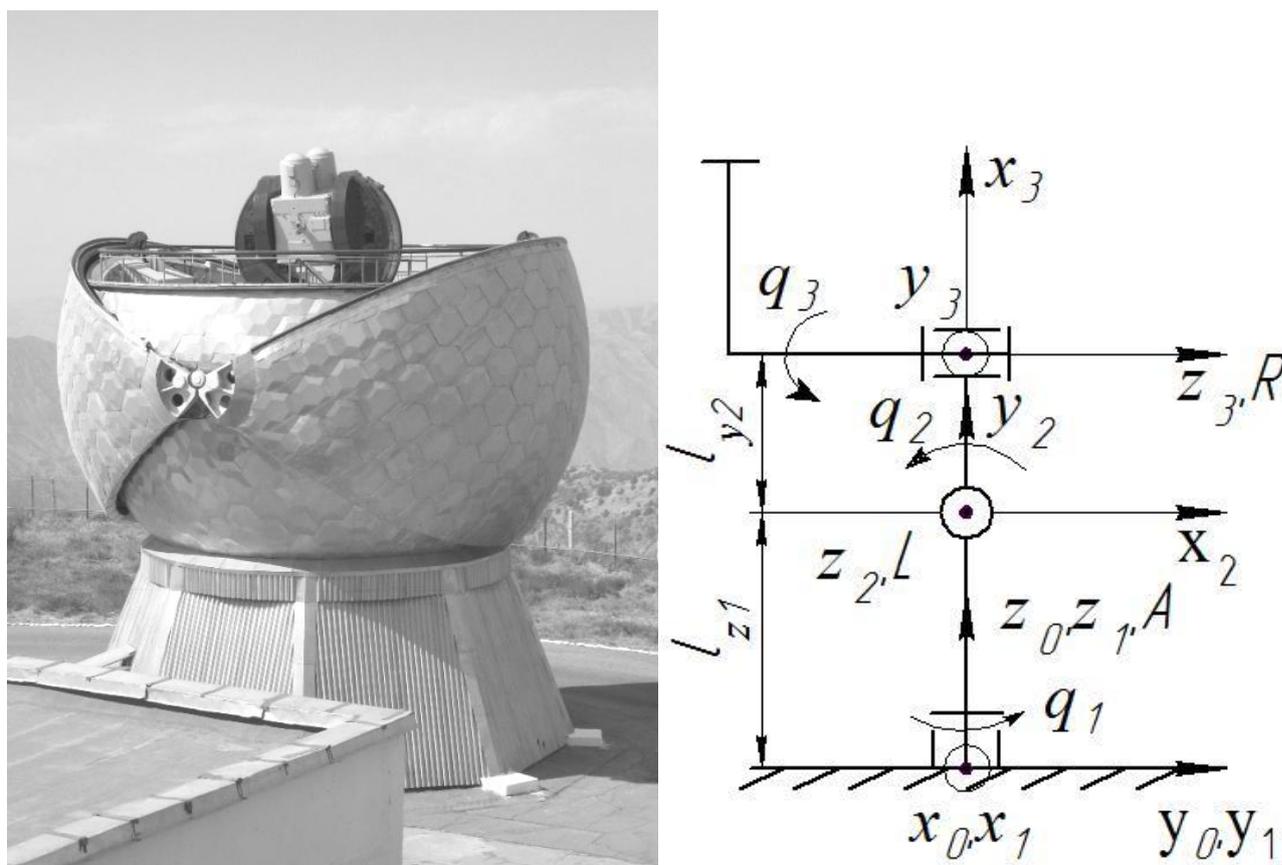


Рисунок 1. Общий вид и кинематическая схема телескопа

Для расчета параметров динамических процессов потребовалось знание законов программного изменения обобщенных координат. Программными будем полагать значения обобщенных координат, как функций времени, соответствующие характерным движениям искусственных спутников земли. На рис.2 показаны используемые параметры орбит ИСЗ и системы координат. На рис.2.а точка O_e располагается в центре земного шара, точка O – центр нулевой системы координат ОПУ. Плоскость (x_0, y_0) – «местный горизонт». Плоскость (y_e, z_e) – совпадает с плоскостью круговой орбиты ИСЗ. Горизонтальная ось y_0 направлена параллельно

плоскости орбиты в сторону восхождения ИСЗ. z_e параллельна y_0 . Тогда угол α является углом наклона плоскости орбиты относительно вертикальной плоскости (z_0, y_0) . Для получения программных законов изменения обобщенных координат $q_{П1}, q_{П2}, q_{П3}$, как функции времени, примем, что движение отслеживаемого ИСЗ происходит равномерно по круговой орбите.

На рис.2.б радиус орбиты обозначен буквой r , радиус Земли R ,

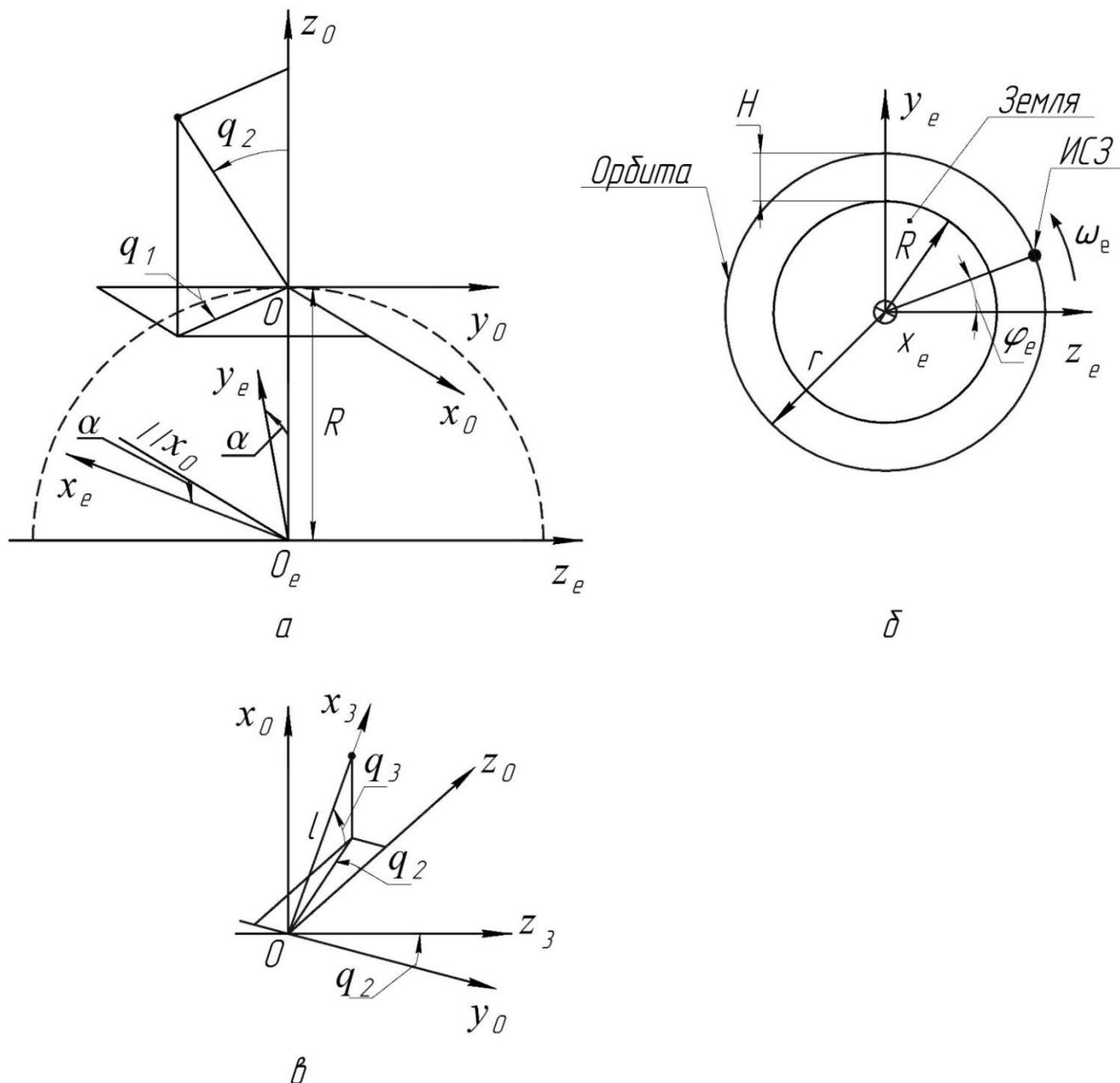


Рисунок 2. Системы координат для ИСЗ

высота спутника над поверхностью земли H , полярный угол движения спутника по орбите $\varphi_e = \omega_e t + \varphi_{e0}$, где $\omega_e = \sqrt{g \cdot R^2 / r^3}$ – постоянная угловая скорость спутника,

определяемая высотой орбиты, g – ускорение свободного падения, φ_{e0} – значение полярного угла при пересечении орбитой плоскости «местного» горизонта. Именно этот момент в дальнейшем принимается за начало отсчета времени. Астрономические координаты x_e, y_e, z_e , показанные на рис.2, пересчитаны в базовые координаты телескопа x_0, y_0, z_0 .

$$\begin{cases} x_0 = -x_e \cos \alpha - y_e \sin \alpha \\ y_0 = z_e \\ z_0 = -x_e \sin \alpha + y_e \cos \alpha - R \end{cases} \quad (1)$$

При формировании программного движения следует обратить внимание на то, что для сопровождения космического объекта достаточно иметь две степени подвижности. Дальнейшие исследования показали, что при малых углах наклона орбиты α лучше использовать режим движения 2-3 (работают приводы с углами поворота звеньев q_2, q_3), а при больших – режим движения 1-2 (q_1, q_2). Таким образом, обратная задача кинематики механизма, то есть отыскание алгоритма пересчета координат x_0, y_0, z_0 в обобщенные, имеет два решения. При больших углах наклона орбиты с учетом ограничений $q_1 \in [0; \pi]$, $q_2 \in \left[-\frac{\pi}{2}; \frac{\pi}{2}\right]$ уравнения движения будут (см. рис.2.а)

$$\begin{aligned} q_1 &= \arccos \left(\frac{y_0}{\sqrt{x_0^2 + y_0^2}} \right) \\ q_2 &= \arcsin \left[\frac{x_0}{\sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2} \sin(q_1)} \right] \end{aligned} \quad (2)$$

При малых углах наклона орбиты с учетом ограничений $q_2 \in \left[-\frac{\pi}{2}; \frac{\pi}{2}\right]$, $q_3 \in \left[-\frac{\pi}{2}; \frac{\pi}{2}\right]$ уравнения движения будут в соответствии с рис.2.в

$$\begin{aligned} q_3 &= \arcsin \left[\frac{x_0}{\sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2}} \right] \\ q_2 &= -\arcsin \left[\frac{y_0}{\sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2} \cos q_3} \right] \end{aligned} \quad (3)$$

Анализ значений обобщенных координат и их ускорений при различных углах наклона орбиты в двух возможных режимах сопровождения 1-2 и 2-3 показывает,

что при $\alpha < 3,3^0$ максимальные угловые ускорения в режиме 1-2 больше, чем в режиме 2-3, а при $\alpha > 3,3^0$ – наоборот. Следовательно, режим 1-2 должен использоваться на больших углах наклона орбиты, а при малых углах ($\alpha < 3,3^0$) правильнее использовать режим 2-3.

На динамические процессы в механизмах телескопа влияют не только инерционные и прочие параметры ОПУ, но и система управления. Будем исследовать динамику каждого управляемого модуля отдельно, а влияние на него других модулей будем характеризовать, создаваемыми ими моментами при программном движении. Получим аналитические выражения для этих моментов на выходах редукторов, как воздействий, создаваемых силами инерции на программном движении. Воспользуемся уравнением Лагранжа второго рода.

$$Q_j = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_j} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_j}, \quad j = 1, 2, 3 \quad (4)$$

Для получения аналитических зависимостей взаимного влияния модулей на программном движении определим из (4) функции

$$Q_1(\ddot{q}_1, \dot{q}_1, q_1, \ddot{q}_2, \dot{q}_2, q_2, \ddot{q}_3, \dot{q}_3, q_3), Q_2(\ddot{q}_1, \dot{q}_1, q_1, \ddot{q}_2, \dot{q}_2, q_2, \ddot{q}_3, \dot{q}_3, q_3), \\ Q_3(\ddot{q}_1, \dot{q}_1, q_1, \ddot{q}_2, \dot{q}_2, q_2, \ddot{q}_3, \dot{q}_3, q_3).$$

Выражение (4) можно представить в виде

$$Q_1 = \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_1^2} \ddot{q}_1 + \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_1 \partial \dot{q}_2} \ddot{q}_2 + \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_1 \partial \dot{q}_3} \ddot{q}_3 + \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_1 \partial q_2} \dot{q}_2 + \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_1 \partial q_3} \dot{q}_3 \\ Q_2 = \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_2 \partial \dot{q}_1} \ddot{q}_1 + \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_2^2} \ddot{q}_2 + \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_2 \partial \dot{q}_3} \ddot{q}_3 + \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_2 \partial q_2} \dot{q}_2 + \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_2 \partial q_3} \dot{q}_3 - \frac{\partial T}{\partial q_2} \\ Q_3 = \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_3 \partial \dot{q}_1} \ddot{q}_1 + \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_3 \partial \dot{q}_2} \ddot{q}_2 + \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_3^2} \ddot{q}_3 + \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_3 \partial q_2} \dot{q}_2 + \frac{\partial^2 T}{\partial \dot{q}_3 \partial q_3} \dot{q}_3 - \frac{\partial T}{\partial q_3} \quad (5)$$

удобном для формирования аналитических зависимостей при дальнейшем исследовании динамических процессов.

В третьей главе описано формирование динамической модели исследуемого механизма телескопа. Динамическую модель (рис. 3) можно представить как совокупность трех идентичных модулей по каждой степени подвижности.

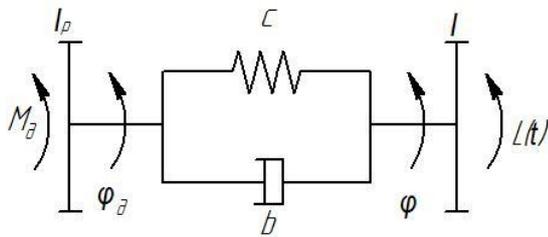


Рисунок 3. Динамическая модель модуля

Взаимовлияние приводов является возмущающим фактором и учитывается только через добавки к крутящим моментам на выходах передаточных механизмов $L(t)$, вызванные моментами сил инерции всех звеньев при движении всех модулей, кроме

звена исследуемого модуля, причем на программном движении. Движение модуля описано системой линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами:

$$\left. \begin{aligned} I_p \ddot{\varphi}_d &= M_d + c(\varphi - \varphi_d) + b(\dot{\varphi} - \dot{\varphi}_d) \\ I \ddot{\varphi} &= -c(\varphi - \varphi_d) - b(\dot{\varphi} - \dot{\varphi}_d) + L(t) \\ \tau \dot{M}_d + M_d &= -s\dot{\varphi}_d + ru \end{aligned} \right\}, \quad (6)$$

где τ и s – собственная постоянная времени и крутизна статической (механической) характеристики двигателя; u – управляющий сигнал на двигателе; M_d – движущий момент (момент электромагнитных сил), приложенный к ротору двигателя; I_p, I , – моменты инерции ротора двигателя и звена; φ_d, φ , – угол поворота ротора двигателя и приведенный угол поворота звена $\varphi = iq$; c и b – жесткость и коэффициент демпфирования редуктора; $L(t)$ – возмущающий момент.

Исследованы возможности ОПУ с системой управления, имеющей в цепи отрицательной обратной связи ПД – пропорционально - дифференциальный регулятор по измерениям динамических ошибок. Управляющий сигнал на двигателе u сформирован как сумма программного управления $u_{II}(t)$ и сигнала отрицательной обратной связи $\Delta u = k_v \dot{\psi} + k_p \psi + k_{v\partial} \dot{\psi}_\partial + k_{p\partial} \psi_\partial$. Программное управление рассчитано из закона программного движения $u_{II}(t) = si\dot{q}_{II}(t)/r$ в предположении об идеальности характеристики двигателя.

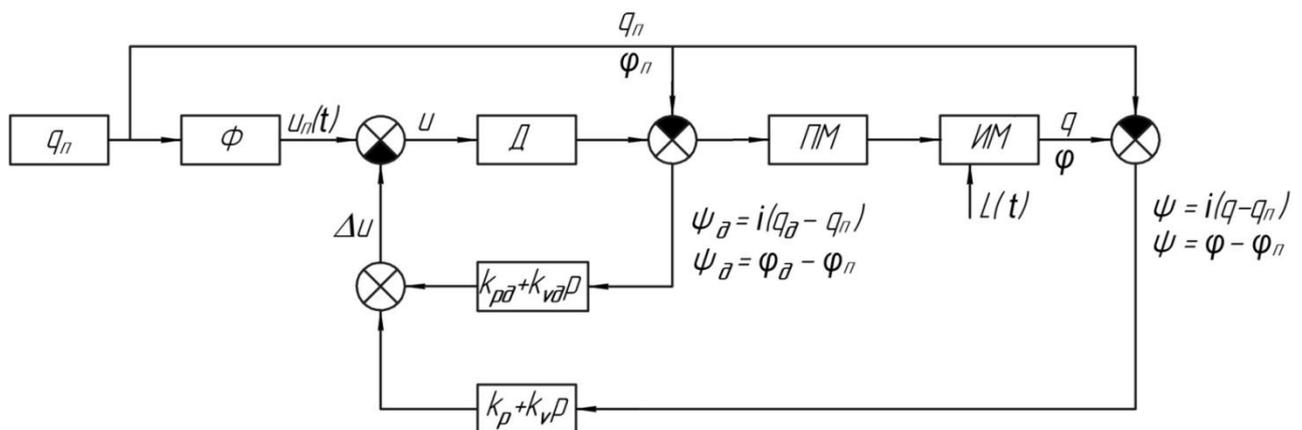


Рисунок 4. Структурная схема системы управления с обратной связью со звена и двигателя

На рис.4 показана структурная схема исследуемой системы управления, с обратными связями, снимаемыми с функционального звена $\psi = \varphi - \varphi_{II}$ и двигателя $\psi_d = \varphi_d - \varphi_{II}$ соответственно.

В функциях Лапласа система (6) записана в матричном виде с учетом начальных условий.

$$\begin{bmatrix} I_p p^2 + bp + c & -(bp + c) & -1 \\ -(bp + c) & Ip^2 + bp + c & 0 \\ sp + r(k_{v_d} p + k_{p_d}) & r(k_v p + k_p) & \tau p + 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Psi_d \\ \Psi \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -I_p [(p^2 \Phi_{II} - p\varphi_d(0) - \dot{\varphi}_d(0)) + b[\varphi_d(0) - \varphi(0)]] \\ -\frac{Q(p)}{i} - b[\varphi_d(0) - \varphi(0)] + I[p\varphi(0) + \dot{\varphi}(0) - p\varphi_{II}(0) - \dot{\varphi}_{II}(0)] \\ \tau M_d(0) - s\varphi_{II}(0) + s\varphi_d(0) + rk_v \varphi(0) + rk_{v_d} \varphi_d(0) - rk_v \varphi_{II}(0) - rk_{v_d} \varphi_{II}(0) \end{bmatrix} \quad (7)$$

Система уравнений движения (7) исследована с применением критерия Лъенара - Шипара на устойчивость для двух вариантов управления: при обратной связи со звена (рис.5) и с двигателя (рис.6)

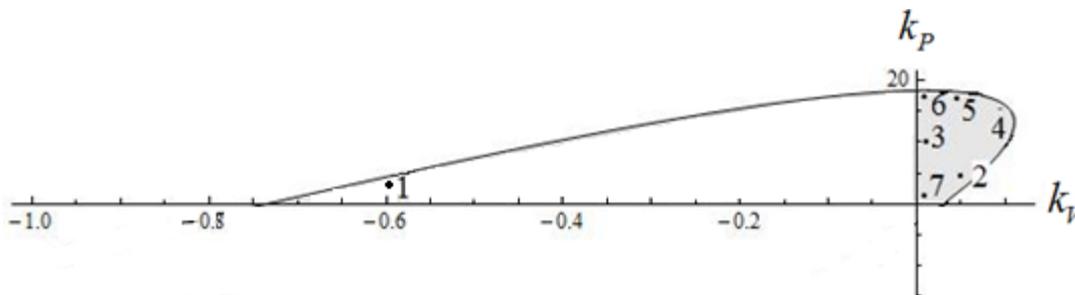


Рисунок 5. Область устойчивости системы с обратной связью со звена

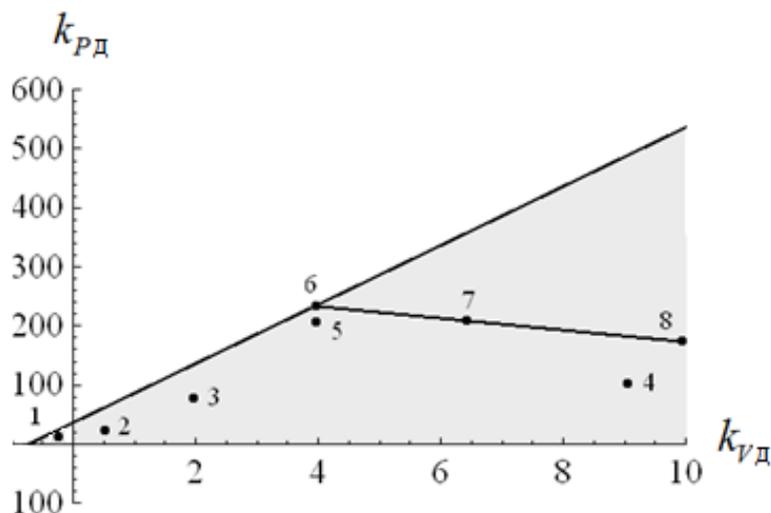


Рисунок 6. Область устойчивости системы с обратной связью с двигателя

Часть области устойчивости, соответствующая $k_v < 0$, в реальной системе отсутствует. Точки 6, 7, 8 (рис.6) находятся на линии допустимых электрических напряжений ($\max_t |u_{II}(t) - \Delta u| = 220\text{В}$).

Рассмотрен момент Q_1 в режиме 1-2 и оценено влияние на него динамических ошибок второго привода.

$$Q_1\left(q_{II} + \frac{\psi}{i}\right) = Q_1(q_{II}) + \frac{\partial Q_1(q_{II})}{\partial q_2} \frac{\psi_2}{i} + \frac{\partial Q_1(q_{II})}{\partial \dot{q}_2} \frac{\dot{\psi}_2}{i} + \frac{\partial Q_1(q_{II})}{\partial \ddot{q}_2} \frac{\ddot{\psi}_2}{i} + \dots \quad (8)$$

Многоточие соответствует слагаемым, содержащим динамические ошибки первого привода. Выполнена оценка сверху влияния динамических ошибок второго привода и доказана их малость с помощью неравенства

$$\left[\max_t \left| \frac{\partial Q_1(q_{II})}{\partial q_2} \right| \frac{\max_t |\psi_2(t)|}{i} + \max_t \left| \frac{\partial Q_1(q_{II})}{\partial \dot{q}_2} \right| \frac{\max_t |\dot{\psi}_2(t)|}{i} + \max_t \left| \frac{\partial Q_1(q_{II})}{\partial \ddot{q}_2} \right| \frac{\max_t |\ddot{\psi}_2(t)|}{i} \right] / Q_1(q_{II}) \ll 1 \quad (9)$$

Из неравенства (9) видно, что слагаемое определяющее влияние второго привода на первый в режиме 1-2, пренебрежимо мало по сравнению с $Q_1(q_{II})$, поэтому можно полагать, что адекватным является учет взаимовлияния модулей только через программное движение.

В четвертой главе проведено исследование построенной динамической модели. Исследованы динамические характеристики телескопа в двух режимах работы (1-2, 2-3) при сопровождении искусственного спутника земли в нескольких точках области устойчивости при разных углах наклона орбиты, как при обратной связи охватывающей звено (рис.5), так и двигатель (рис.6). Исследование было выполнено на основе уравнения (7) после взятия обратного преобразования Лапласа. Ниже представлены графики динамических ошибок, движущих моментов и электрических напряжений от времени при $k_v = 0,05$, $k_p = 10$, $\alpha = 10^\circ$ (рис.7).

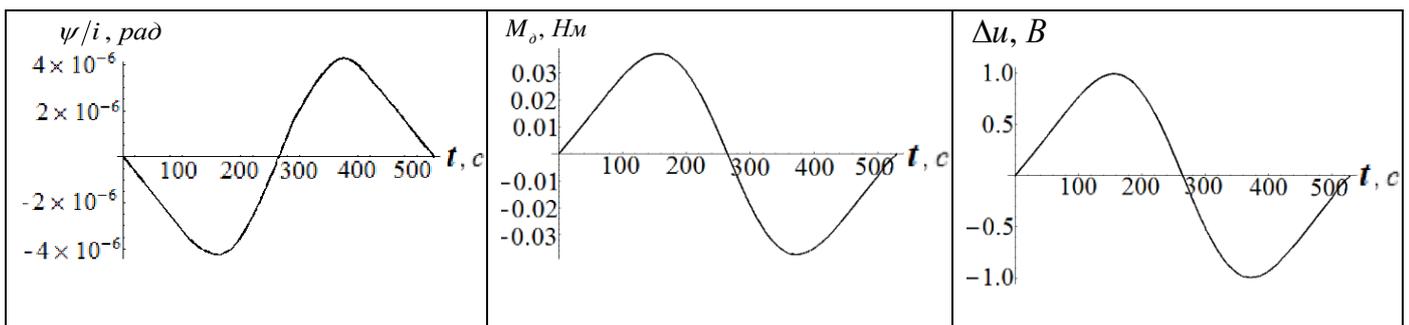
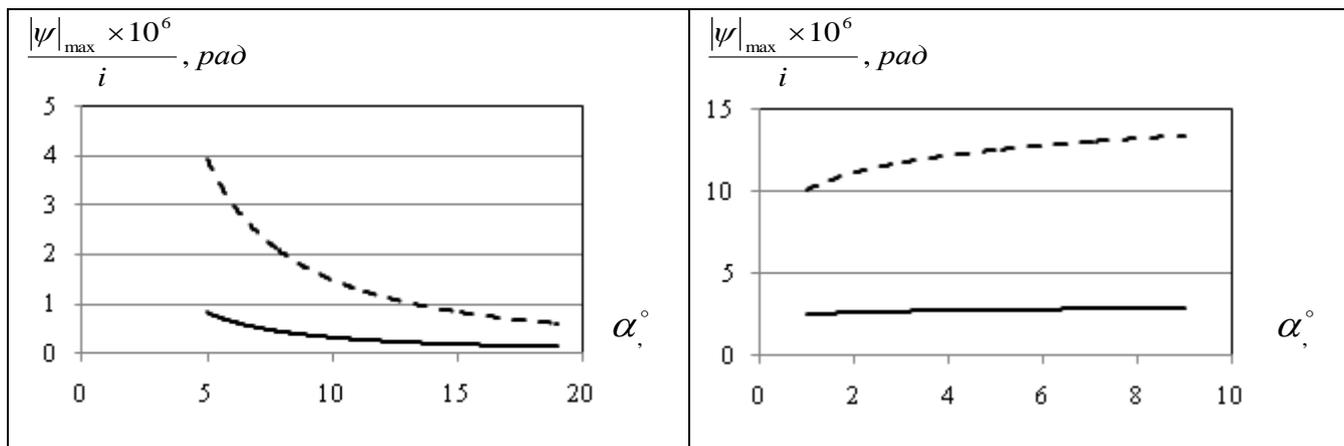


Рисунок 7. Зависимости динамических ошибок, движущих моментов и напряжений от времени

На рис.8 проиллюстрированы результаты анализа минимально достижимых динамических ошибок на втором приводе при охвате обратными связями двигателя и функционального звена в режиме 1-2 (слева) и 2-3 (справа).



— обратная связь с двигателя; — — обратная связь со звена

Рисунок 8. Зависимость динамических ошибок от угла наклона орбиты

По результатам исследований в четвертой главе сделаны следующие выводы:

1. При обратной связи со звена в режиме 1-2 движущие моменты, а так же ошибки на двигателях и звеньях, как на первом так и на втором убывают с ростом угла наклона орбиты, причем моменты и ошибки на втором модуле примерно в 2 раза меньше, чем на первом. Это связано с отличием соответствующих максимальных программных ускорений двух приводов. В режиме 2-3 ошибки модулей возрастают с ростом угла наклона орбиты. Ошибка на модуле 3 также примерно в два раза меньше чем на модуле 2. Аналогично ведут себя и моменты.
2. В области устойчивости ошибки позиционирования и максимальные значения движущих моментов практически не зависят от коэффициента обратной связи k_v . Необходимость его применения дает возможность дополнительного увеличения коэффициента k_p . С ростом k_p уменьшаются динамические ошибки. Максимальные значения движущих моментов так же в основном определяются видом программного движения и практически не зависят от коэффициентов обратной связи.
3. При исследовании поведения системы в области устойчивости вблизи ее границы выяснилось, что на некоторых ее участках динамические ошибки могут быть весьма малыми. Иногда допустим даже незначительный выход в область потери устойчивости, динамические ошибки за время сопровождения могут не успеть значительно раскачаться и не превысят допустимых значений.
4. Область устойчивости в пространстве коэффициентов обратной связи k_p, k_v , показанная на рис.5, меняет свои границы при изменении параметров системы: с увеличением τ точка границы, соответствующая $k_{p_{\max}}$, смещаются вправо; с

увеличением s область устойчивости расширяется и смещается влево по оси k_v ; с увеличением c область устойчивости увеличивается, деформируясь вверх и вправо.

5. Исследование изменения электрических напряжений в области устойчивости при обратной связи, охватывающей упругое звено показало, что Δu практически не зависит от k_p, k_v (изменение в 3 ... 5%), но при этом значительно изменяется при изменении угла наклона орбиты и высоты спутника над поверхностью земли. Программное управление u_{II} не зависит от коэффициентов обратных связей и полностью определяется законом движения наблюдаемого объекта.

6. При увеличении k_p практически до его допустимого значения величина максимальной степени устойчивости $\max_{k_v} \delta(k_p)$ незначительно увеличивается. На третьем приводе максимальная степень устойчивости на 25% меньше чем на первом.

7. Во всех модулях с увеличением τ, r, c увеличивается степень устойчивости, а с увеличением s, I, I_p степень устойчивости уменьшается. Расчеты показали, что вклад изменения каждого из параметров в δ_{\max} практически одинаковый.

8. Динамические ошибки наиболее чувствительны к отклонению параметров r, I_p, c от их номинальных значений.

9. При охвате обратной связью двигателя (рис.б) в обоих режимах работы динамические ошибки уменьшаются с ростом k_{p0} , сигнал обратной связи $|\Delta u|_{\max}$ при этом увеличивается и в сумме с $|u_{II}|_{\max}$ может превысить допустимое значение. Движущий момент слабо зависит от коэффициентов обратных связей в исследуемой области, так как определяется в основном инерционными нагрузками на программном движении.

10. Сравнительный анализ минимальных динамических ошибок при охвате обратной связью звена и двигателя показал, что в обоих режимах динамические ошибки с обратной связью взятой с двигателя меньше, чем с обратной связью взятой со звена и всегда можно обеспечить их максимальную величину не превышающую 3".

В заключении приведены основные выводы и результаты диссертационной работы.

1. В работе выполнен сравнительный анализ различных типов телескопов и определены основные причины возникновения динамических ошибок при сопровождении объектов.

2. Сформирована физическая модель и составлены уравнения движения для описания динамических процессов в многодвигательной управляемой машине с пространственным механизмом.

3. В работе показано, что при описании динамических процессов происходящих в каждом модуле, необходимо учитывать влияние других приводов. При этом достаточным является описание только их программного движения. Взаимное влияние динамических ошибок между приводами практически полностью отсутствует.

4. Составлена вычислительная программа для расчета динамических ошибок, динамических нагрузок и сигналов управления с учетом взаимовлияния приводов, как управляемых модулей. В основу программы положено модернизированное уравнение Лагранжа, позволяющее определять в аналитической форме крутящие моменты на выходах редукторов пространственного трехстепенного механизма.

5. В силу слабого взаимовлияния приводов, как управляемых систем, определены области устойчивости всех модулей в пространстве коэффициентов обратной связи k_v, k_p с учетом упруго-диссипативных свойств передаточных механизмов и динамических характеристик двигателей с обратными связями охватывающими как двигатели, так и передаточные механизмы.

6. Исследования созданной в работе физической модели показали нецелесообразность использования датчиков положения функциональных звеньев для формирования сигналов обратных связей при сопровождении объектов движущихся по орбите. Организация обратной связи по положению роторов двигателей обеспечивает более точное сопровождение космических объектов. Однако, при использовании телескопов для слежения за маневрирующими объектами охват обратной связью упругого передаточного механизма может оказаться необходимым.

Публикации автора по теме диссертации

Результаты диссертационной работы опубликованы в следующих изданиях, рекомендованных ВАК РФ

1. Нигматуллина Ф.Р., Терешин В.А. Исследование динамики телескопа // Научно-технические ведомости СПбПУ. – СПб.: Изд-во СПбПУ, 2014. – № 3 (202). – С. 219–228.

2. Нигматуллина Ф.Р., Терешин В.А. Динамические ошибки трехосного телескопа в режиме сопровождения // Интернет-журнал «Науковедение», 2014. – №6 (25) [Электронный ресурс]-М.: Науковедение, 2014. – №6 Режим доступа: <http://naukovedenie.ru/PDF/66TVN614.pdf>, свободный. – Загл. с экрана. - Яз. рус., англ. DOI: 10.15862/66TVN614

Другие статьи

3. Нигматуллина Ф.Р., Терешин В.А. Взаимовлияние приводов астробашни // Современное машиностроение. Наука и образование: материалы 2-й международной научно-практической конференции. 14-15 июня 2012 года, Санкт-Петербург / под ред. М. М. Радкевича и А. Н. Евграфова. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. – С. 540-547.
4. Нигматуллина Ф.Р., Терешин В.А. Режим разгона опорно-поворотного устройства телескопа. Современное машиностроение. Наука и образование: материалы 3-й международной научно-практической конференции. 20-21 июня 2013 года, Санкт-Петербург / под ред. М. М. Радкевича и А. Н. Евграфова. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2013. – С. 804-810.
5. Нигматуллина Ф.Р., Терешин В.А. Кинематическое исследование телескопа // Современное машиностроение. Наука и образование: материалы 4-й международной научно-технической конференции. 14-15 июня 2014 года, Санкт-Петербург / под ред. М. М. Радкевича и А. Н. Евграфова. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2014. – С. 237-246.
6. Нигматуллина Ф.Р., Терешин В.А. Динамика астробашни с ПД регулятором // XLI Неделя науки СПбГПУ: материалы научно-практической конференции с международным участием. Ч. IV. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. – С. 129-131.
7. Нигматуллина Ф.Р., Терешин В.А. Влияние характеристик приводов на длительность переходных режимов // Старт в будущее: научно-техническая конференция. Труды третьей научно-технической конференции молодых специалистов / ОАО «КБСМ». – СПб.; 2013. – С. 227-230.
8. Нигматуллина Ф.Р., Терешин В.А. Исследование устойчивости системы контроля космического пространства // Материалы X Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях, 25-31 мая 2014г., Алушта. – МАИ – М.: Изд-во МАИ, 2014. – С. 499-501.
9. Нигматуллина Ф.Р., Терешин В.А. Устойчивость движения телескопа // XLII научно-практическая конференция, Институт металлургии, машиностроения и транспортных систем: материалы научно-практической конференции с международным участием. Ч. I – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2013. – С. 170-172.
10. Нигматуллина Ф.Р. Повышение надежности опорно-поворотного устройства на гидростатических опорах оптико-электронного узла системы контроля космического пространства // Материалы научно-практической конференции молодых ученых и специалистов на тему «Будущее Российской космонавтики в инновационных разработках молодых специалистов РКП», 2-4 апреля 2012 г., ИПК Машприбор, 2012. – С. 58-61.