Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»

На правах рукописи

Митин Фёдор Васильевич

УПРАВЛЕНИЕ СИСТЕМОЙ СОЗДАНИЯ И ПОДДЕРЖАНИЯ ФОРМЫ КРУПНОГАБАРИТНОЙ ТРАНСФОРМИРУЕМОЙ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

Специальность 05.13.01 – Системный анализ, управление и обработка информации (в технике и технологиях)

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук,
профессор Кабанов С.А.

Санкт-Петербург – 2019

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ 4
1 АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР В ОБЛАСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ СИСТЕМ СОЗДАНИЯ И ПОДДЕРЖАНИЯ ФОРМЫ 11
1.1 Анализ конструктивных решений 14
1.2 Особенности функционирования аппаратных средств 16
1.3 Анализ подходов к построению математических моделей 19
1.4 Методы управления 21
1.5 Постановка задачи 26
Выводы по главе 35
2 РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ПРОЦЕССОВ РАСКРЫТИЯ 37
2.1 Раскрытие спиц рефлектора 38
2.2 Выдвижение спиц рефлектора 49
2.3 Настройка формы радиоотражающего сетеполотна 56
2.3.1 Настройка сетеполотна в одной плоскости 57
2.3.2 Настройка сетеполотна в пространстве 63
2.3.3 Математические модели актюаторов 63
2.4 Совместное раскрытие элементов 67
Выводы по главе 68
3 ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ РАСКРЫТИЯ И СОЗДАНИЯ ФОРМЫ 70
3.1 Раскрытие спицы рефлектора 71
3.2 Выдвижение спицы рефлектора 77
3.3 Настройка формы радиоотражающего сетеполотна 84
3.4 Совместное раскрытие элементов 87

3.5 Алгоритм с коррекцией параметров структуры управления 91

Выводы по главе 92

4 МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ РАСКРЫТИЯ И НАСТРОЙКИ 94

4.1 Раскрытие спиц рефлектора 94

4.2 Выдвижение спицы рефлектора 103

4.3 Настройка формы радиоотражающего сетеполотна 106

4.3.1 Определение силы натяжения вант 106

4.3.2 Пьезопривод 109

4.3.3 Двигатель постоянного тока 111

4.4 Совместное раскрытие элементов 114

Выводы по главе 115

ЗАКЛЮЧЕНИЕ 117

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ 119

ПРОИЛОЖЕНИЕ А 132

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы диссертации. В соответствии с «Основными положениями основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу», утверждёнными Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 года № Пр-906 определены главные цели, приоритеты и задачи в области исследования, освоения и использования космического пространства. Среди них создание информационных полей, обеспечивающих непрерывную связь, навигацию, оперативное получение данных наблюдения Земли и атмосферы из космоса, получение данных о космосе, Земле и других небесных телах для развития фундаментальной науки. В связи с этим важной является задача создания таких спутниковых систем, которые будут выполнять поставленные задачи.

Одним из наиболее перспективных видов космических аппаратов (КА), используемых для создания информационных полей являются крупногабаритные трансформируемые рефлекторы (КТР). Создание таких систем является устойчивой тенденцией среди государств, участвующих в освоении космоса. Такими разработками на данном этапе владеют США и Япония. Активные исследования проводят страны ЕС, России и Китая. Но в связи с технической сложностью проблемы, лётные образцы имеют единицы стран.

Для наиболее используемых диапазонов дециметровых и сантиметровых волн возникает потребность в создании антенн диаметром от 10 до 50 м. Для реализации услуг подвижной связи в полосах *L* и *S* диапазона необходимо использовать системы диаметром более 12 м.

К КТР предъявляют повышенные требования по жесткости конструкции, отсутствию колебаний, обусловленные необходимостью ориентации антенны и обеспечением высокой точности радиоотражающего сетеполотна. Основная проблема таких конструкций заключается в надёжном и плавном их раскрытии

после выведения на орбиту, что приводит к решению задачи оптимального управления развёртыванием данного типа КА.

Особую актуальность вопросу придает тот факт, что за последнее десятилетие достигнут огромный прогресс в компьютерной технике, который позволяет выполнять объемные вычислительные операции за короткое время.

Степень разработанности темы исследования.

Вопросами конструирования и исследованием поведения рефлекторов занимались многие отечественные и зарубежные ученые: Д.В. Бакулин, С.В. Борзых, В.И. Гуляев, В.Н. Зимин, С.В. Пономарев, В.А. Солоненко, П.П. Телепнев, Н.А. Тестоедов, Д.Б. Усманов, В.И. Халиманович, А.А. Ящук, J.M. Hedgepeth, G. Tibert, C.–Y. Lai, L. Datashvili, F.W. Kan и др. [31, 86, 87, 113, 121, 123, 124, 128, 138]. Также эти вопросы рассмотрены в работах ведущих специалистов предприятий космической отрасли: ЦНИИмаш, НПО имени С.А. Лавочкина, РКЦ "Прогресс", РКК "Энергия", АО "ИСС", ОАО "Корпорация "ВНИИЭМ", Lockheed Missiles and Space Company, Harris Corporation, TRW AstroAerospace, NT Space.

Развитию теории оптимального управления и разработке вычислительных алгоритмов посвящено множество работ известных авторов, среди которых: Р.Э. Беллман, В.Г. Болтянский, А. Брайсон, В.Н. Буков, С.А. Горбатенко, В.И. Гурман, С.А. Кабанов, М.Н. Красильщиков, А.А. Красовский, В.Ф. Кротов, Л.Н. Лысенко, В.В. Малышев, Л.С. Понтрягин, О.А. Толпегин, Р.П. Федоренко, Н.Б. Филимонов, Ф.Л. Черноусько и др. [9, 15, 17, 19, 36 – 40, 57, 58, 60, 63, 69, 70, 88, 106, 112, 114].

Однако управляемое раскрытие КТР сводится в большинстве случаев к использованию упруго-деформируемых элементов. Для особо важных разворачиваемых частей применяется ручное управление с отслеживанием состояния системы через видеосвязи и различные датчики. При данных управлениях возникают различные виды колебаний конструкции, вызванные жесткой постановкой раскрывающихся элементов на упоры или импульсными управляющими воздействиями. Чем больше размер КА, тем больше амплитуда и

время затухающий колебаний. Поэтому автоматическое управление системой создания и поддержания формы КТР является важной задачей, позволяющей оптимизировать этот процесс.

Цель исследования – разработка эффективных методов управления системой раскрытия КТР космического базирования, позволяющих минимизировать колебания, прогибы конструкции в процессе развертывания и поддерживать заданную форму радиоотражающего сетеполотна в процессе эксплуатации.

Согласно поставленной цели были сформулированы следующие з**адачи диссертационного исследования:**

1. Разработка уточнённых математических моделей процессов раскрытия КТР с учётом колебательности конструкции.
2. Разработка алгоритмов оптимального управления раскрытием КТР.
3. Разработка математической модели для создания формы радиоотражающего сетеполотна и построение его заданной конфигурации.
4. Математическое моделирование процессов раскрытия и настройки подвижных частей КТР с использованием разработанных моделей и алгоритмов.

Данная работа направлена на решение комплекса перечисленных задач и вносит существенный теоретический и практический вклад в развитие систем управления КТР.

Объектом исследования является КТР космического базирования.

Предмет исследования составляют методы оптимального управления применительно к решению предложенной задачи.

Научная новизна работы состоит в следующем:

1. Разработаны математические модели различных этапов раскрытия КТР. Отличие разработанных математических моделей от существующих заключается в наличии в них управления, позволяющего воздействовать на систему в зависимости от её состояния, учёта в качестве обобщённых координат угла поворота φ и изгиба h в случае вращательного, или длины выдвижения x и длины растяжения-сжатия $\Delta x_{сж}$ в случае поступательного движения. Это

позволяет исследовать параметры колебаний конструкции в процессе развёртывания, рассматривать их *n*-ное число собственных частот, а также находить изгиб h и сжатие $\Delta x_{сж}$ в любой точке спицы за счёт разделения этих переменных в зависимости от длины и времени.

2. Разработаны алгоритмы коррекции параметров структуры управления для формирования оптимального раскрытия КТР с учётом минимизации колебаний конструкции и высокоточного выполнения терминальных условий.

3. Для сокращения времени перевода КТР из транспортировочного в рабочее состояние предложено два способа совместного раскрытия элементов: 1) использование двигателей на каждую из компонент движения; 2) применение двигателя для вращательной составляющей и возникающей при этом центробежной силы для выдвижения промежуточных звеньев.

4. Разработаны алгоритмы точечной настройки радиоотражающего сетеполотна на основе механики гибких нитей и с использованием уравнений Лапласа для мембраны. При задании симметричного вида фронтальной сети удобно представить сетеполотно как мембрану. При сложной форме такое замещение ведёт к значительным вычислительным трудностям, выгоднее разбить рефлектор на *n*-ное (в зависимости от требуемой точности) число сечений в вертикальной плоскости и использовать механику гибких нитей.

Теоретическая значимость диссертационной работы состоит в разработке математических моделей подвижных элементов КА, методов и алгоритмов оптимального управления раскрытием КТР.

Практическая значимость диссертационной работы заключается в том, что разработанные модели и полученные результаты позволяют более обоснованно и точно выбрать стратегии управления современных и перспективных конструкций КТР, а значит, повысить качество и оперативность проектных работ, получить более высокие технические характеристики КТР. Созданные алгоритмы оптимизации с коррекцией параметров структуры управления позволяют без затруднений в сходимости при малых вычислительных затратах обеспечивать решение поставленных задач в режиме реального времени.

Материалы диссертации вошли в учебное пособие [43] и использованы при подготовке монографии [42].

Методы исследования. Приводимые в диссертации исследования опираются на приложения теоретической механики, теории автоматического регулирования, теории оптимального управления, методы математического моделирования.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Математические модели различных этапов раскрытия КТР.
2. Алгоритмы коррекции параметров структуры управления для формирования оптимального раскрытия КТР.
3. Алгоритмы настройки формы радиоотражающего сетеполотна.
4. Способы одновременного раскрытия элементов КТР.
5. Результаты моделирования процессов раскрытия и настройки формы КТР, позволяющие решать задачи минимизации возникающих колебаний и высокоточного выполнения терминальных условий.

Внедрение результатов работы. Разработанные модели, алгоритмы и результаты использованы (приложение А):

1. При проведении ПНИЭР по теме «Создание высокоэффективной системы беспроводной узконаправленной передачи энергии и информации для управления состоянием объектов космического базирования на основе лазерных и волоконнооптических технологий», 01.11.2015 – 31.12.2017, в части создания новых технических решений в области конструкции и системы создания и поддержания формы антенны для СБП-ЛВ, отличающиеся от известных более высокими техническими и эксплуатационными характеристиками за счет применения лазерных и волоконнооптических технологий. Идентификационный номер проекта RFMEFI 57715 X 0201 [101 – 103].
2. При проведении ПНИ по теме: «Разработка беспроводной системы управления формой крупногабаритных трансформируемых наземных и космических конструкций с применением прецизионных приводов» (шифр заявки «2017-14-576-0053-170»). Идентификационный номер проекта RFMEFI57417X0165 [90, 91].

3. При создании реальных изделий в АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева» – ведущем российском разработчике и производителе спутников связи, телевещания, навигации и геодезии.

4. В лекционных курсах и на практических занятиях по дисциплинам «Системы управления летательными аппаратами», «Проектирование систем управления летательными аппаратами», при курсовом и дипломном проектировании на кафедре И9 "Систем управления и компьютерных технологий" БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова.

Достоверность полученных результатов определяется адекватностью применяемых математических моделей, корректным использованием апробированных численных методов решения и алгоритмов оптимального управления и подтверждается сравнением с известными результатами других исследователей.

Апробация работы. Основные результаты и положения диссертационной работы прошли апробацию на следующих отечественных и международных конференциях:

- XXII международная научная конференция «Системный анализ, управление и навигация», г. Евпатория, Крым, Россия, 2 – 9 июля 2017 г.;
- DAAAM International Symposium, г. Задар, Хорватия, в 2017, 2018 г.;
- IV Международная научно-практическая конференция: «Инновации в науке и практике», г. Барнаул, Россия, 19 декабря 2017 г.;
- Общероссийская научно-техническая конференция «Восьмые Уткинские чтения», Санкт-Петербург, Россия, 8 – 9 ноября 2018 г.

Автором опубликованы по теме диссертации 16 печатных работ, в том числе пять статей в изданиях, рекомендованных ВАК Минобрнауки РФ [35, 41, 44, 50, 76], две статьи в зарубежных изданиях, индексируемых Web of Science и Scopus [129, 130], четыре работы в сборниках тезисов докладов научно-технических конференций [47 – 49, 75], пять отчётов о ПНИ и ПНИЭР [90, 91, 101 – 103].

Личный вклад автора. Основные научные результаты получены автором самостоятельно, в рамках проведенных им исследований.

1 АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР В ОБЛАСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ СИСТЕМ СОЗДАНИЯ И ПОДДЕРЖАНИЯ ФОРМЫ

Работы по созданию крупногабаритных конструкций КА проводились еще в 80-х годах XX века. Однако их широкое внедрение в космические телекоммуникационные системы начинается только сейчас.

Развитие околоземных космических спутников и, в частности, рефлекторов можно разделить на два направления. Создание миниатюрных и крупногабаритных КА.

Первое направление – создание небольших нано-, пико-, фемтоспутников. Такие конструкции стали возможны благодаря развитию микроминиатюризации нано-технологий. В настоящее время массовым явлением стало создание сверхмалых спутников форматов кубсат и покетсат [95].

Кубсаты – это спутники массой до 1 килограмма и объёмом в литр. Покетсаты имеют массу до 100 грамм и размерность в несколько сантиметров. Несмотря на малый размер, современные наноспутники имеют широкую область применения: от попыток дистанционного зондирования Земли до космических наблюдений:

- отработка новейших технологий, методов и программно-аппаратных решений;
- образовательные программы;
- экологический мониторинг;
- исследования геофизических полей;
- астрономические наблюдения.

Уменьшение размеров и массы спутника привело к уменьшению их стоимости, а также к возможности выводить на одном ракетоносителе сразу несколько десятков аппаратов одновременно. В виду вышеперечисленных свойств у данного класса КА в мире стало массовым явлением так называемые «университетские» искусственные спутники Земли и радиолюбительские

спутники. С появлением кубсатов и покетсатов со стоимостью выведения до нескольких тысяч долларов [137] стал возможен запуск спутников частными лицами.

Основная проблема такого вида аппаратов является создание мобильной группировки. Так как один такой спутник может принимать и передавать данные только в узком диапазоне частот и узком поле направленности, то для «засвечивания» большого пятна на Земле необходимо выстраивать целую сеть. Это в свою очередь вызывает проблему кооперирования группировки, отслеживания, замены непригодных к использованию и т.д.

Вторым направлением является создание крупногабаритных спутников (диаметр в развёрнутом состоянии более 10 м). Такие аппараты стоят значительно дороже, поэтому их изготовление и запуск возможен при участии крупных промышленных организаций. Зато данные КА позволяют решать более широкий класс задач. В частности, приём и передача сигнала в широком диапазоне, возможность ретрансляции сигнала в разных частотах одновременно, охват большой зоны засвечивания на поверхности Земли и т.д. [66, 67].

Созданием КТР активно занимаются специалисты из США, Японии, России и Китая. В частности авторами из АО «ИСС» имени академика М.Ф. Решетнева» за последние годы опубликовано множество работ, посвящённых данной проблеме [1, 10, 23, 28, 52, 56, 85, 100, 111].

Помимо стоимости к проблемам реализации крупногабаритных спутников стоит отнести разработку и создание специальных систем обезвешивания для проведения наземных испытаний, необходимость развёртывания конструкции. Так как все спутники доставляются на заданную орбиту с помощью ракетоносителя, то необходимо уместить КА в малом объёме, а затем раскрыть его до номинальных размеров.

Для развёртываемых рефлекторов расчёт динамики и прочности конструкции является одним из определяющих. В процессе раскрытия и после его завершения возникают высокие напряжения в элементах конструкции в результате импульсных воздействий со стороны управляющего органа, а также механизма

упора и фиксации. Вследствие чего могут возникать колебания всего спутника, что приведёт к длительному времени неактивности аппарата или даже к его выходу из строя.

Для описания динамики раскрытия космической антенны с учётом упругих деформаций требуется разработка специальных методик, так как при данном процессе происходит смещение центра масс, изменяются моменты инерции. Трансформируемые части встречаются не только в рефлекторах, но и в КА различного назначения, например, при развёртывании панелей солнечных батарей, радиаторов, штанг, манипуляторов и т.д. При решении задачи раскрытия важно обеспечить гарантированное и надёжное раскрытие и при этом минимизировать нагрузки, действующие на систему. Для моделирования данных процессов необходимо разработать эффективную математическую модель.

Современные КА изготавливаются из композитных материалов или лёгких сплавов, что позволяет уменьшить их общий вес и повысить массу полезной нагрузки. Это приводит к уменьшению запасов по прочности. Вследствие чего возрастает роль этапов расчёта и моделирования прочностных и динамических характеристик. Основным методом для оценки прочности является метод конечных элементов. Он используется в подавляющем большинстве специальных программных комплексах, например, Ansys.

Расчёт динамики является важной частью проектирования КА. Так как в виду конструктивных особенностей именно динамические характеристику могут привести к неудовлетворительному режиму работы. Возникающие в процессе раскрытия ударные взаимодействия, затухающие колебания после вывода подвижных частей на упоры приводит к большим напряжениям в конструкциях. Программы, основанные на методе конечных элементов, не позволяют решать подобные задачи, так как основой данного подхода является принцип неизменности начальных размеров. Хотя с развитием вычислительных средств возможности метода постоянно расширяются, также расширяется и класс решаемых задач. В настоящее время предложено большое количество реализаций метода конечных элементов при моделировании процессов диффузии,

теплопроводности, гидродинамики, механики, электродинамики и др. Для создания кинематической модели используют программные средства, работающие на основе уравнений Лагранжа II рода, позволяющие моделировать дифференциальные уравнения движения механической системы.

Разделение же расчётов приводит к значительным вычислительным трудностям, связанных с созданиями большого количества моделей и необходимостью организации обмена данных между ними.

Роль математического моделирования в современном мире постоянно возрастает, это связано с наличием методик разработки достоверных математических моделей, появлением мощных вычислительных комплексов, экономической выгодой по сравнению с другими методами моделирования. Проведение расчётов на ранних этапах разработки системы позволяет заранее принимать решение о конструктивных особенностях, компоновке, оценивать допустимые нагрузки. При этом от повышения эффективности моделирования зависят правильность принимаемых решений и получаемые в результате характеристики, исправление которых на поздних этапах разработки изделия приводит к значительным ресурсным затратам.

1.1 Анализ конструктивных решений

Разработка различных конструкций крупногабаритных трансформируемых космических систем было начато в начале 60-х годов. Отдельно в СССР и за рубежом стоял вопрос о создании космических антенн с большой апертурой.

Основные типы космических рефлекторов можно разделить на четыре типа: вантовые, зонтичные, ферменные и надувные [66, 67].

Вантовые конструкции имеют жёсткий периферийный обод. За определённые точки этого обода крепятся фронтальная и тыловая сети. Для задания необходимой формы параболической поверхности предусмотрена

система вант, связывающая две эти сети в определённых точках. На переднюю сеть крепится радиоотражающее сетеполотно. Актюаторами, установленными в ванты, решается задача точной поднастройки формы. Каркас данной конструкции, как правило, выполнен в виде складных элементов.

Зонтичные антенны являются одними из самых применяемых типов рефлекторов. Они состоят из жёсткой центральной части, к которой крепятся складные спицы. При раскрытии спицы формируют заданную форму отражающей поверхности, к которой крепится сетеполотно. Имея небольшое число подвижных соединений, данная конструкция обладает достаточной жёсткостью для формирования требуемой поверхности с высокой точностью.

Применение ферменной конструкции на данный момент позволяет создавать самые крупные рефлектора, так они имеют большое отношение объёмов сложенного состояния к раскрытому. Данный тип антенн состоит из трёхмерного каркаса, на внешнюю сторону которого крепится отражающее полотно. Главная проблема заключается в создании каркаса, который состоит из большого количества кинематических узлов.

Одним из перспективных направлений является создание надувных антенн. Такой конструкции обладает хорошими показателями удельной массы и коэффициента трансформации. При этом в большинстве случаев используется сомоотверждающейся материал, который в течение определённого времени после раскрытия принимает заданную форму и не нуждается в регулировке и поднастройке. Данные технологии в настоящее время находятся на этапе совершенствования.

Отдельно можно выделить антенны с использованием материалов с запоминанием формы. В таких конструкциях разрабатывается специальный материал, который после вывода спутника на орбиту принимает заранее заложенную форму.

В данный момент для решения актуальных задач космического исследования, вещания, наблюдения используются разные концепции КА. Если раньше использовались спутники небольшого диаметра с жёстко заданной

формой, то сейчас, ввиду расширения диапазона применяемых радиочастот, используются аппараты с большого размера. Трансформируемые космические рефлектора обладают большим диаметром апертуры и могут быть использованы во всём радиочастотном диапазоне.

Радиоотражающее сетеполотно является одним из основных элементов всего рефлектора. Точность поддержания заданной формы обеспечивает высокое качество передаваемого сигнала. В условиях открытого космоса конструкция подвержена различным возмущающим воздействиям, таким как перепад температур, радиация, и возникает задача настройки и поддержания формы радиоотражающего сетеполотна.

Основными показателями трансформируемых систем являются высокая точность формы отражающей поверхности после развёртывания, её стабильное состояние в процессе всего периода эксплуатации, надежность раскрытия.

Анализируя существующие разрабатываемые виды больших космических антенн [66, 86, 119], можно сделать вывод, что одним из перспективных направлений является создание КТР космического базирования с использованием тросовой системы поддержания формы рефлектора.

1.2 Особенности функционирования аппаратных средств

На официальном сайте NASA [136] представлен анализ механического оборудования, работающего в космосе, чтобы определить, какие компоненты эксплуатируются успешно. Так в докладе отмечается, что на околоземной орбите необходимо использовать специальные демпфера, которые изготавливаются для NASA компанией McGhan-Nusil CY7300. Также отмечается, что собственные колебания могут вызываться жгутами и сложными путями прокладки проводки, поэтому передача энергии с помощью лазерных технологий является перспективной разработкой.

За годы эксплуатации КА одними из самых распространённых проблем с приводами удержания и выпуска механизмов были тепловые проблемы. Различия в коэффициентах теплового расширения должны быть тщательно изучено, чтобы избежать заклинивания и чрезмерного крутящего момента. Также нежелательные развертывания компонентов могут вызвать вибрации. Вследствие чего иногда требуется дополнительное сдерживание механизмов развертывания.

На спутнике «Магеллан» были установлены микровыключатели, которые определяют положение рефлектора (в отличие от замковых механизмов). Часты заедания механического привода развертывания. Это происходит из-за того, что трение в вакууме значительно превышает трение в атмосфере. Необходимо использовать специальные смазки в подвижных механизмах.

Использование червячной передачи или редуктора неэффективно из-за механических неточностей. Пьезоэлектрические устройства требуют высоких напряжений. Лучшим выбором представляется звуковая катушка, которая может иметь высокую пропускную способность и по возможности является простым и надежным типом привода.

В общем случае, механические проблемы, возникающие с приводами, являются результатом: а) несоответствия в коэффициентах теплового расширения, и б) трение и износ движущихся частей.

Моторы должны быть бесщеточный шаговые, потому что щеточное возбуждение является ненадежными в вакууме. Они должны иметь достаточную мощность для преодоления трения даже с несмазанной поверхностью. Мотор также является источником тепла.

Существует два источника тепла, которые вызывают обеспокоенность. Одним из них является тепловая энергия, вырабатываемая оборудования внутри двигателя, другой тепловой энергии извне передаваемая проводами.

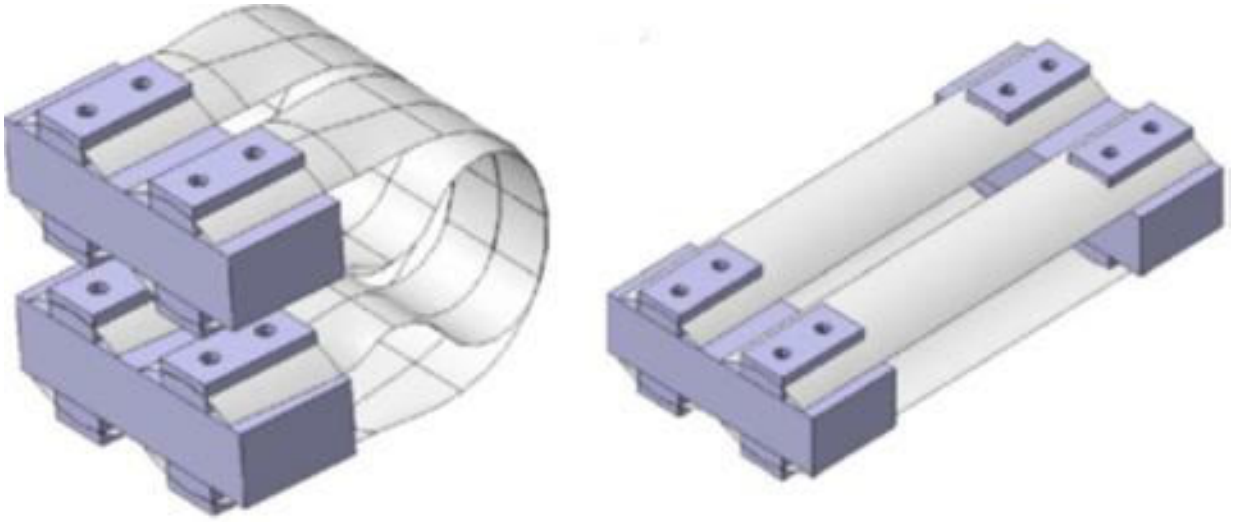
Бесщёточные, на постоянных магнитах постоянного тока, бесколлекторные и шаговые двигатели являются предпочтительными.

Амортизаторы необходимы для того, чтобы уменьшить кинетическую энергию при ударе. Необходимы датчики положения для отслеживания раскрытия

и поддержания заданной формы антенны. Различные привода и механизмы должны быть спроектированы с достаточными силами для выполнения своих задач, с учетом влияний температур и безвоздушного пространства.

Помимо США, Японии, ЕС и России исследования в области создания и поддержания формы рефлектора проводит Южная Корея. В статье [126] дается обзор к новому подходу к ленто-пружинной петле (ЛПП), которая является типичным гибким развертываемым устройством и часто используется благодаря своей простоте, легкости, низкой стоимости, высокой надежности развертывания.

На рисунке 1.1 показана конфигурация ЛПП. Наиболее важная деталь - вогнутая поверхность ЛПП. Этот механизм позволяет обеспечить симметричную жесткость с возможностью развертывания.



а) б)

Рисунок 1.1 – ЛПП в а) сложенной конфигурации, б) развернутой конфигурации

Изначально ЛПП находится в сложенном состоянии как показано на рисунке 1.1а. Впоследствии ЛПП восстанавливает прямую форму (рисунок 1.1б), и ЛПП защелкивается. В запертом положении, ЛПП может обеспечить сравнительно высокую жесткость.

Результаты испытаний показывают, что производительность данного прототипа является достаточно конкурентоспособной по сравнению с обычным жестким шарниром, особенно учитывая, что предлагаемый механизм не имеет скользящих поверхностей, которые требуют передовых технологий и высоких расходов. Такие характеристики позволяют обеспечить спутники с экономичным

и надежным развертыванием. Таким образом, ЛПП механизм имеет большой потенциал в качестве следующего поколения для развертываемых устройств спутниковых рефлекторов.

В соответствии с патентом [96] предлагается новый метод подавления колебаний в процессе эксплуатации. Это связано с недопустимостью возникновения остаточных колебаний большой амплитуды после фиксации спиц, также с возникновением крутящего момента в точке фиксации антенны к КА. Способ заключается в контроле ускорений и соответствующих им отклонений геометрических параметров от теоретических в контрольных точках. Контроль осуществляют непрерывно в реальном масштабе времени.

В настоящее время в качестве исполнительных устройств выбирают или электрические двигатели, или упругодеформированные элементы. При выборе последних ввиду отсутствия возможности управления в режиме реального времени необходимо дополнительно разрабатывать методы подавления возникающих колебаний. При выборе, например, бесколлекторного двигателя появляется возможность управлять процессом раскрытия.

Активное управление позволяет оптимизировать необходимые характеристики, такие как прогибы и колебания конструкции, не только в конечный момент времени, но и на всем этапе развёртывания, поэтому выбор в качестве исполнительного элемента электрического двигателя является предпочтительным.

1.3 Анализ подходов к построению математических моделей

Как отмечалось выше, математической моделирование крупногабаритных систем является важной частью процесса их создания. На практике для повышения надёжности эксплуатации таких систем происходит наземная отработка конструкций, заключающаяся в создании специального оборудования и

систем обезвешивания. Тем не менее, не удаётся в полной мере воспроизвести реальные условия процесса раскрытия и функционирования и оценить надёжность системы развёртывания. Неисправность данной системы приводит к аварийным ситуациям или потери спутника.

Математическое моделирование даёт возможность оценить работу системы создания и поддержания формы КТР при различных условиях, проанализировать различные схемы раскрытия, выявить их преимущества и недостатки. В случае успешных наземных испытаний и апробации математической модели можно разработать систему управления раскрытия рефлектора. При использовании современных подходов к алгоритмам управления можно реализовать любую программу управления с заданными ограничениями и параметрами системы. Для автоматизации системы и повышения надёжность возможным становится решение задачи синтеза управления.

Приведение КТР из сложенного транспортировочного положения в заданное рабочее может состоять из нескольких этапов, каждый из которых описывается своей системой дифференциальных уравнений. Пакеты моделирования EULER и Adams [8] позволяют определить основные показатели переходного процесса динамики раскрытия подвижных частей: скорость, время, динамические нагрузки. При этом для оптимизации этого процесса необходимо разработать стратегию управления. Для расчёта оптимального управления возможно применить пакет прикладных программ Matlab.

Для определения поведения конструкции при различных нагрузках, а также для определения собственных форм и частот колебаний используются расчётные методы, которые включают в себя решение двух задач:

- вычисление модальных параметров;

- вычисления отклика конструкции на динамические воздействия.

Основным методом для вычисления выше обозначенных параметров является метод конечных элементов [99], применяемый в пакетах программ Nastran, ANSYS, Cosmos, Abacus [55].

1.4 Методы управления

При моделировании процесса создания и поддержания формы КТР возникают проблемы оптимального быстродействия системы, учёт возмущений различного характера, действующих на конструкцию как во время раскрытия, так и после. Поэтому для улучшения характеристик необходимо использовать различные методы активного управления.

С точки зрения общих принципов классификации систем автоматического управления систему создания и поддержания формы антенны можно рассматривать как многосвязную систему стабилизации, структура которой определяется выбором контролируемых параметров и формализацией цели управления. Здесь можно предварительно рассматривать два подхода:

- обеспечение требуемого значения или экстремума некоторого интегрального критерия J, например, связанного с качеством формируемой диаграммы направленности антенны;

- обеспечение требуемых значений нескольких непосредственно измеряемых параметров, характеризующих текущую форму антенны.

В первом случае строится адаптивная система управления, реализующая изменения положения элементов конструкции антенны x_i, i=1,2…,n по алгоритму нелинейного программирования для задачи обеспечения экстремума функции $J=J(x_1,x_2,\ldots,x_n)$. Основным достоинством такой системы является формирование управления непосредственно с учетом обеспечения требуемого качества антенной системы. Основным недостатком – низкое быстродействие, что определяется сложностью и итерационным характером алгоритма формирования управления.

Во втором случае обеспечивается согласованное управление положением элементов конструкции с целью обеспечения расчетных значений расстояний до контрольных точек, соответствующих требуемой форме антенны. Количество контрольных точек определяет количество каналов управления. При построении

такой системы алгоритмы формирования сигналов управления существенно упрощаются.

С точки зрения обеспечения быстродействия системы поддержания формы антенны перспективно построение каналов стабилизации положения контрольных точек по принципу систем с переменной структурой (СПС), предусматривающих использование простейших законов управления по сигналам блока изменения структуры (БИС) в зависимости от значений переменных состояния объекта. Структура одноканальной СПС показана на рисунке 1.2.

Здесь P_1, P_2 – линейные регуляторы; $g(t)$ – задающее воздействие; $y(t)$ – выход объекта; $u(t)$– управляющее воздействие; ОУ – объект управления; ИУ – исполнительное устройство.

Повышенное быстродействие в такой системе стабилизации обеспечивается путем подбора законов управления и правил их переключения, позволяющего получить скользящий режим работы. Реальные скользящие режимы, обусловленные неидеальностью элементов контура управления, характеризуются наличием нежелательных колебаний.

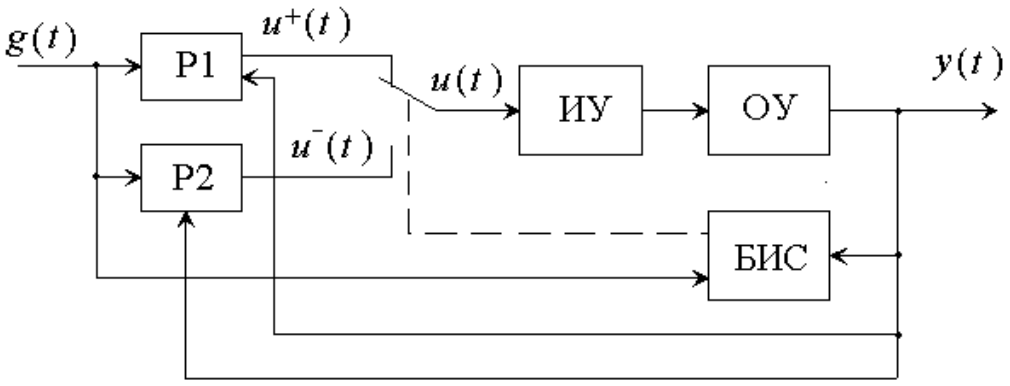


Рисунок 1.2 – Структура одноканальной СПС

В последние годы опубликован достаточно широкий набор рекомендаций по выбору законов управления и переключения структуры СПС, позволяющих для известных моделей динамики ОУ организовать скользящие режимы с подавлением колебаний [135, 139].

Одним из наиболее перспективных методов решения рассматриваемой задачи является оптимальное управление.

К настоящему времени разработана теория оптимального управления при наличии математической модели исследуемого процесса с ограничениями на вектор состояния и управление [9, 17, 19, 37, 40, 53, 58, 83, 88, 98, 106, 114 и др.]. Трудности при решении задач оптимального управления связаны с решением двухточечной краевой задачи, наличием ограничений, сложным характером нелинейностей, действием возмущений и др. Эти трудности привели к большому разнообразию вычислительных методов, каждый из которых обладает своими достоинствами и недостатками и не является универсальным. Решение с использованием принципа максимума сталкивается с необходимостью решения уравнений сопряженной системы. Это требует значительного объема памяти и соответственно значительных затрат на расчет программных траекторий.

Повышение требований к управлению сложными динамическими системами при изменении внешних условий в процессе движения приводят к необходимости исследовать возможности формирования оптимальных траекторий по критерию обеспечения терминальной точности и минимизации затрат на управление. В связи с этим исследования в области проектирования алгоритмов управления системами с использованием теории оптимального управления являются, безусловно, актуальными. В настоящее время алгоритмы оптимального управления почти не применяются для нахождения требуемого управления в режиме реального времени. Это связано с большими вычислительными трудностями. При решении подобных задач необходимо решать или двухточечную краевую задачу, возникающую из принципа максимума, или задачу Коши, возникающую из метода Гамильтона-Якоби-Коши. Поскольку уравнения динамики системы имеют большую размерность, то сходимость известных численных методов остаётся достаточно низкой. Поэтому важным является разработать методику и алгоритмы, обеспечивающие высокую надёжность решения оптимизационных задач для активного управления.

Исследования по развитию теории оптимального управления активно продолжаются. В основном они касаются частных случаев [например, 11, 116, 133, 134, 140], разработки алгоритмов стохастических систем [6, 78, 116, 141],

алгоритмов на основе динамического программирования [27, 105] и принципа максимума [110, 120]. Причём в работах [104, 105] речь идёт об управлении дискретными системами. В [2, 4] получено квазиоптимальное управление угловым движением КА с использованием ПД- и ПИД-регуляторов в сочетании с компонентами, учитывающими трение и возмущение и исследована задача о квазиоптимальном по быстродействию торможении вращений динамически симметричного твердого тела. В работе [18] Получено аналитическое решение, позволяющее осуществлять многокритериальную оптимизацию для задачи управления шагающими роботами. В [22] найдено двухпараметрическое семейство оптимальных кривых в задаче о брахистохроне при действии сухого трения. Целью работы [133] является оптимизация стратегии управления транспортным средством, что приводит к низкому расходу топлива. Стратегия непрерывного управления двигателем параметризована с помощью 4 методов. Показана неэффективность классического градиентного метода оптимизации. В работе [119] исследована проблема оптимального по времени управления всенаправленными роботами с ограниченным ускорением. Для преодоления локальных минимумов и плохих начальных приближений вводится двухэтапный решатель оптимального управления. Он способен решать задачи с ненулевыми конечными скоростями, которые ранее были неразрешимы в режиме реального времени. В [131] предлагается для поиска начальных значений сопряжённых переменных использовать генетический алгоритм, позволяющий значительно ускорить эту процедуру. В [125] представлена двухуровневая стратегия управления для отслеживания траектории квадрокоптера. В работе [7] предложен метод синтеза оптимального управления в задаче дифференциальной игры для класса нелинейных систем, находящихся под воздействием неконтролируемых ограниченных возмущений; приведен пример гарантирующего управления на примере спутника. В [108] получена математическая модель свободнолетающего космического робота; предложена методика учета использования самотормозящихся приводов манипулятора в модели движения. В [3] на основе уравнений Эйлера получены уравнения движения КА, дополненные уравнениями

упругих колебаний системы. В [2] получено квазиоптимальное управление угловым движением КА с использованием ПД- и ПИД-регуляторов в сочетании с компонентами, учитывающими трение и возмущение. Работа [33] посвящена стабилизации орбитальной ориентации КА с одновременной разгрузкой кинетического момента инерционных исполнительных органов. В [16] Рассматривается задача оптимального управления пространственной переориентацией КА.

Как видно из обзора литературы, вопрос вычисления оптимального управления остается главным на пути применения классической теории.

Оптимальное управление с прогнозированием при минимизации функционала обобщенной работы Красовского имеет наименьшие вычислительные трудности и может быть вычислено для сложных нелинейных многомерных объектов в реальном времени [37, 40, 54, 57, 58, 106]. Рассмотрение иерархии критериев в виде функционалов обобщенной работы привело к разработке алгоритма последовательной оптимизации [37, 40], позволяющего повысить терминальную точность.

Поэтому актуальна разработка новых численных методов максимально учитывающих специфику решаемых задач и обладающих малой вычислительной трудоемкостью [5]. Одним из возможных подходов к решению задачи синтеза оптимального управления является разработка алгоритма оптимального управления с коррекцией параметров структуры управления [19, 37, 38, 40, 71, 106]. При этом управление может вычисляться в реальном времени в процессе движения как функция текущих значений фазовых координат.

Таким образом, для вычисления управления в реальном времени в процессе движения как функции текущих значений фазовых координат целесообразно использовать алгоритм оптимизации с коррекцией параметров структуры управления.

1.5 Постановка задачи

Исходя из проделанного анализа, была выбрана конструкция КТР с использованием тросовой (вантовой) системы поддержания формы рефлектора (рисунок 1.3). Отличие такой конструкции заключается в компактности при транспортировке, большом отношении объемов в раскрытом и сложенном состоянии, большой площади рабочей поверхности в раскрытом состоянии и возможности управления формой рефлектора. Ключевым элементом такого вида антенн является устройство точечной регулировки формы рефлектора. Именно оно должно обеспечивать высокую точность рефлектора и малое среднеквадратичное отклонение (СКО).

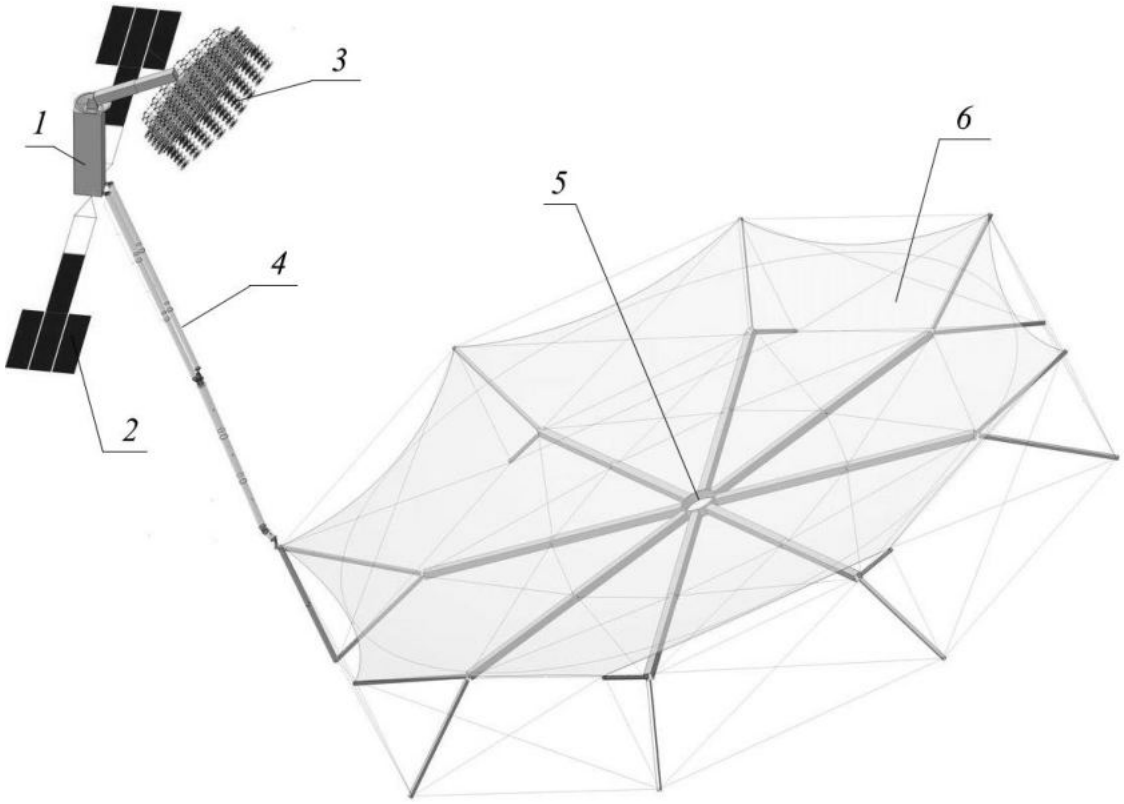


Рисунок 1.3 – КТР с использованием тросовой (вантовой) системы поддержания формы рефлектора

КТР космического базирования с использованием вантовой системы состоит из КА 1, относительно которого разворачиваются все элементы, солнечных батарей 2, обеспечивающих энергией установку, системы 3, облучающей

отражающую поверхность. Также в состав рефлектора входит штанга 4, выдвигающая рефлектор 5 на необходимое расстояние, и сетеполотно 6, формирующие необходимую диаграмму направленности.

Процесс раскрытия рефлектора можно разбить на 8 отдельных этапов (рисунок 1.4): 1) раскрытие спиц рефлектора; 2) доворот рефлектора; 3) раскрытие штанги; 4) выдвижение штанги; 5) выдвижение звеньев спиц; 6) раскрытие концевых звеньев спиц; 7) настройка формы отражающей поверхности; 8) настройка орбитального положения рефлектора.

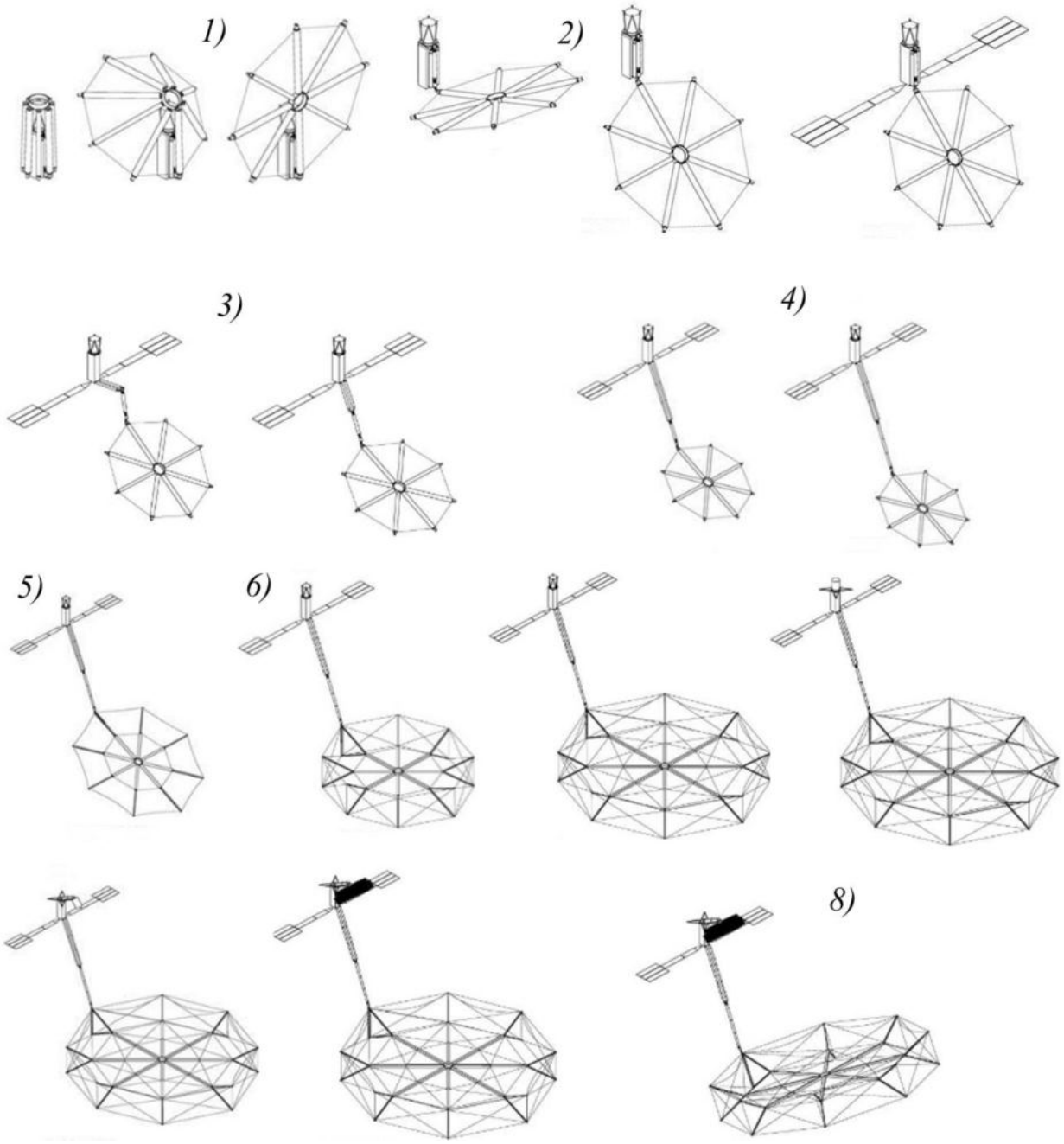


Рисунок 1.4 – Этапы раскрытия КТР

В общем виде задача раскрытия КТР на каждом этапе решается за счёт воздействия на конструкцию актюаторов – исполнительного устройства системы управления. В настоящей время развертывание различных видов крупногабаритных рефлекторов (ферменных, зонтичных, кольцевых и др.) производится за счёт энергии пружин или деформированных упругих элементов [24, 51]. Очевидные недостатки данного способа: невозможность управления процессом раскрытия, необходимость создания макета и проведения дополнительных расчётов для определения степени сжатия пружин или закручивания элементов, наличие колебаний и прогибов конструкции.

Альтернативой классическим системам раскрытия могут являться автоматические системы, в которых энергия для развертывания элементов рефлектора производится за счёт приводов, в частности электрической машины. Применение данного вида актюатора позволит управлять процессом раскрытия, уменьшить колебания и прогибы конструкции КТР.

Использование таких приводов требует наличия системы управления, базирующейся на использовании информации о состоянии системы. Поэтому дополнительно встаёт вопрос о датчиках обратной связи, их количестве, точности и периодичности работы. Вследствие чего может возникнуть задача фильтрации данных, задача программирования или синтеза управления. Как итог на основе численного моделирования необходимо выработать стратегию управления раскрытием КТР.

Для корректного функционирования рефлектора на орбите требуется: развертывание системы с минимально возможными колебаниями каждой из частей; возможность управления ориентацией рефлектора 5 (рисунок 1.3) в пространстве; возможность управления формой отражающей поверхности путём натяжения сетеполотна 6.

Рефлектор состоит из фронтальной сети, которая натянута на силовой каркас, вант, с помощью которых происходит оттяжка фронтальной сети к тыльной сети для задания необходимой отражающей поверхности (рисунок 1.5).

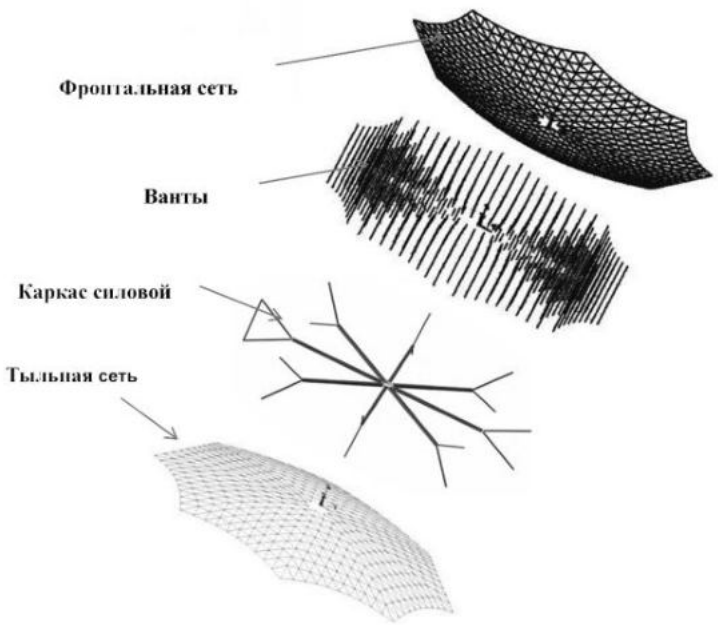


Рисунок 1.5 – Структурная схема рефлектора

После выведения рефлектора в заданную точку и отделения его от ракетоносителя начинается процесс раскрытия. Ввиду того что конструкция состоит из нескольких узлов, раскрытие происходит поэтапно. На каждом этапе решается своя задача, и соответственно каждый этап описывается различными дифференциальными уравнениями.

Первым этапом развертывания КТР является раскрытие спиц рефлектора (рисунок 1.6), одна спица при этом зафиксирована относительно штанги. В данном случае имеет место только вращательное движение.

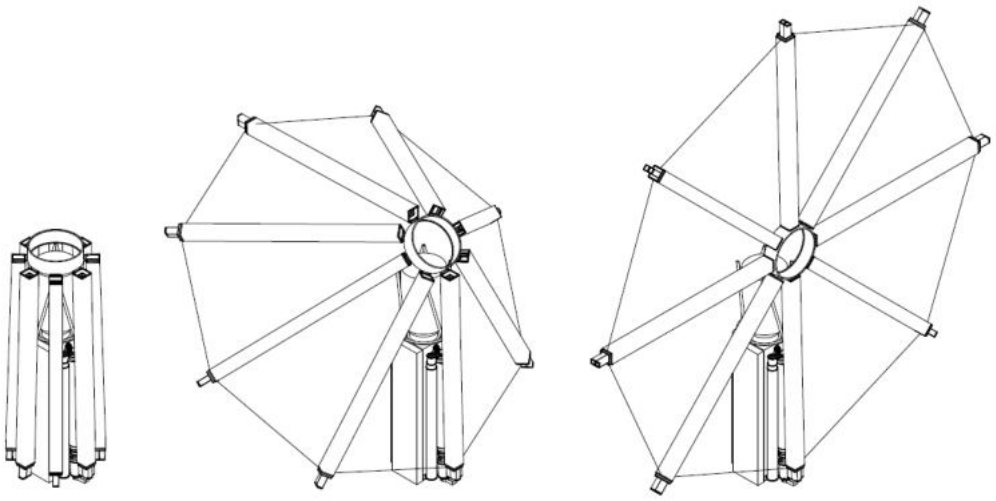


Рисунок 1.6 – Раскрытие спиц рефлектора

Поскольку вращательное движение встречается также во втором, третьем и шестом этапах и математические модели описанные системой дифференциальных уравнений на всех этих этапах аналогичны друг дргу, а конструкции отличаются только массо-габаритными параметрами, то для выбора стратегии управления достаточно рассмотреть только один этап, представляющий данный вид движения.

Начальное и конечное значение угла поворота φ определяется заданием угла поворота спицы. Ввиду того, что спица разварачивается из начального траспортировочного положения примем начальное значение угла поворота $\varphi_0 = 0$. На рисунке 1.6 видно, что на первом этапе спица фиксируется при достижении угла поворота $\varphi_f = \pi / 2$. Поскольку спица в начальном положении находится в состоянии покоя, то соответсвенно угловая скорость $\omega_0 = 0$ и прогиб $h_0 = 0$.

При раскрытии спицы ставится задача отсутствия в ней изменений, вызванных динамическими нагрузками. Также важной остается задача плавного и надежного раскрытия. Исходя из этого, необходимо минимизировать динамические нагрузки. Конечные значения угловой скорости $\omega_f = 0$, прогиба $h_f = 0$. При этом на всём времени развёртывания встаёт задача минимизации прогиба *h*, так как он является эффективным показателем нагрузок, оказываемых на спицу.

Важной харектиристикой является время раскрытия. Велечина прогиба *h* прямопропорциональна моменту, действующему на спицу. Прикладывая незначительный полезный момент $M_{\text{п}}$ можно уменьшить прогиб *h*, но прри этом время раскрытия спицы будет большим. При этом за время раскрытия принимается не только время требуемое на перевод спицы из начального положения в конечное, но и время необходимое для затухания колебаний спицы после установки её на упор и фиксации. Примем время раскрытия $t_f = 130$ с, максимальная допустимая амплитуда прогиба $h_{\max} = 1$ мм.

Спица состоит из четырёх кинематических звеньев (рисунок 1.7), которые телескопически выдвигаются из корневого звена спицы 1.

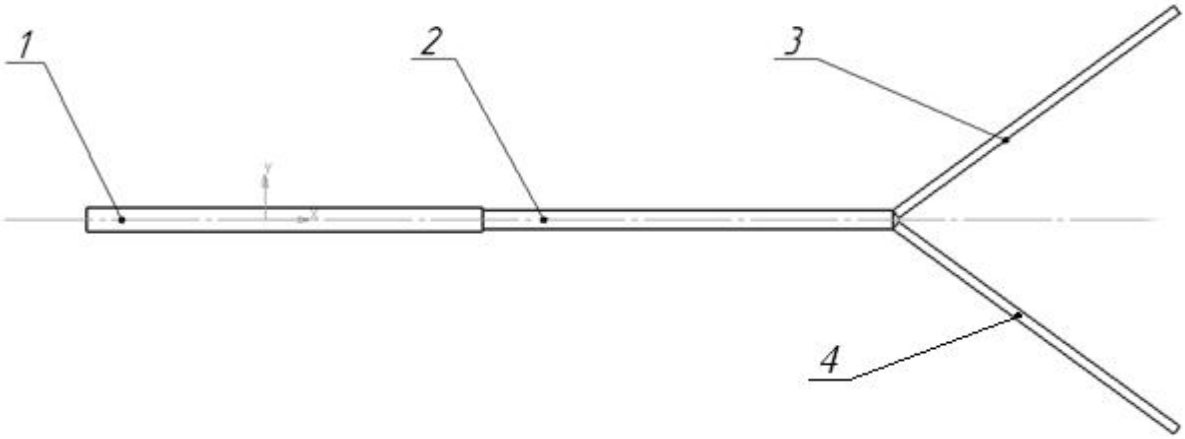


Рисунок 1.7 – Раскрытая спица рефлектора

Первое звено шарнирно соединено с основанием и фиксируется при достижении максимального угла раскрытия, второе звено находится внутри первого и совершает поступательное движение в процессе раскрытия, фиксируется по окончании. Третье и четвертое звено телескопически уложены во второе звено. Звенья имеют возможность поступательного перемещения относительно второго звена и возможность фиксации окончательного линейного положения. Также звенья предназначены для образования двух пространственных ободов силового каркаса, для этого они оснащены одностепенными шарнирными узлами и устройствами инициализации, позволяющими им раскрываться нормально к плоскости остальных звеньев силовых спиц.

Жесткость шарнирных соединений и узлов фиксации имеет отличное от жесткости ферм значение, что следует учитывать при расчетах. Поскольку на первом этапе разворачивается только корневое звено с убранными в него оставшимися звеньями, то люфтами в соединениях можно пренебречь и считать спицу единым телом.

На полезный момент $M_{\text{п}}$ также накладывается ограничения, связанные с максимальной допустимой массой актюатора и его электрическими параметрами, такими, как напряжение питания и потребляемый ток, так как затраты энергии на КА ограничены. Вентильный двигатель является реверсивным. Выберем в качестве актюатора двигатель Phytron серия phySPACE.

Четвертым этапом развертывания КТР является выдвижение штанги. В данном случае имеет место поступательное движение, направленное в одной плоскости вдоль главной оси штанги.

Поскольку поступательное движение встречается также на пятом этапе и математические модели описанные системой дифференциальных уравнений на этих этапах аналогичны друг дргу, а конструкции отличаются только массо-габаритными параметрами, то для выбора стратегии управления достаточно рассмотреть только один этап, представляющий данный вид движения.

Рассмотрим пятый этап – выдвижение звеньев спиц. Примем, что один актюатор выдвигает звенья спицы только в одной плоскости (рисунок 1.8). Спица одним концом жестко закреплена за силовой каркас рефлектора. Исходя из вышеиложенного рассмотри выдвижение второго звена.

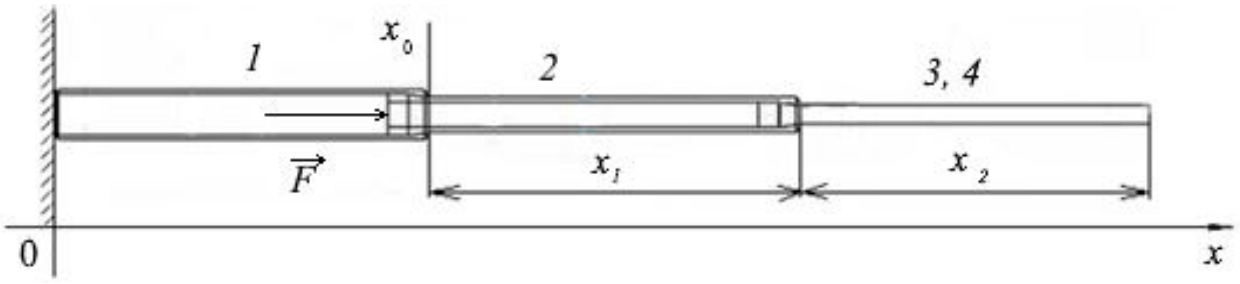


Рисунок 1.8 – Раскрытая спица рефлектора

В рассматриваемой задаче необходимо управлять системой развертывания и поддержания формы КТР без учёта его пространственного положения. Масса спицы много меньше массы КА и выдвижение спиц происходит одновременно в противоположные стороны (рисунок 1.9). Согласно третьему закону Ньютона сила, действующая на КА в противоположную сторону приложенной полезной силы $F_{\text{п}}$ несоизмеримо мала и её можно не учитывать.

На рисунке 1.8 видно, что выдвижение спицы происходит в два этапа. Сперва выдвигается второе звено, затем выдвигается третье и четвёртое звенья – концевые звенья.

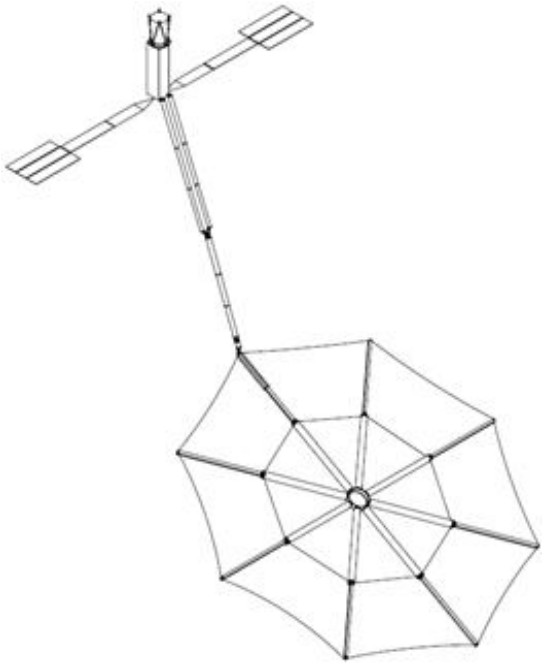


Рисунок 1.9 – Выдвижение звеньев спиц

Начальное и конечное значение длины выдвижения спицы *x* определяется заданием выдвигаемого участка спицы. Спица разварачивается из начального полностью сложенного положения. Примем начальное значение длины выдвижения $x_0 = 0$. Спица фиксируется при достижении расстояния равной её длине за исключением участка стыковки первого и второго звена, поэтому конечное значение длины $x_f = 9.5$ м. Поскольку спица в начальном положении находится в состоянии покоя, то соответсвенно линейная скорость $V_0 = 0$ и сжатие $\Delta x_{сж} = 0$.

Выбор критериев успешной выполненой работы и ограничений накладываемых при выдвижение штанги осуществим аналогично вращательнему движению при раскрытии спицы.

При выдвижении спицы ставится задача отсутствия в ней изменений, вызванных динамическими нагрузками. Также важной остается задача плавного и надежного раскрытия. Исходя из этого, необходимо минимизировать динамические нагрузки. Конечные значения линейной скорости $V_f = 0$, сжатия $\Delta x_{сж\ f} = 0$. При этом на всём времени развёртывания встаёт задача минимизации

сжатия $\Delta x_{сж}$, так как оно является эффективным показателем нагрузок, оказываемых на спицу.

Велечина сжатия $\Delta x_{сж}$ прямопропорциональна силе, действующей на спицу. Прикладывая незначительную полезную силу $F_{п}$ можно уменьшить сжатие $\Delta x_{сж}$, но при этом время раскрытия спицы будет большим. При этом за время раскрытия принимается не только время требуемое на перевод спицы из начального положения в конечное, но и время необходимое для затухания колебаний спицы после установки её на упор и фиксации. Примем время раскрытия $t_f = 100$ с, максимальная допустимая амплитуда сжатия $\Delta x_{сж_{max}} = 1$ мм.

Поскольку выдвигается 2 звено с убранными в него 3 и 4 звеном, то люфтами в соединениях можно пренебречь и считать 2 звено единым телом. Соединение между 1 и 2 звеном также можно считать без наличия люфтов, поскольку двигатель толкает спицу вперед, а при достижении конечного положения жестко фиксирует её и поджимает.

Управление раскрытием происходит за счёт изменения напряжения питания электродвигателя. На полезную силу $F_{п}$ также накладываются ограничения, связанные с максимальной допустимой массой актюатора и его электрическими параметрами.

Для приведения КТР на орбите в рабочее состояние нужно развернуть его элементы из сложенного транспортировочного положения. При этом необходимо разработать математические модели разведения и выдвижения спиц, а также настройки сетеполотна. На весь процесс раскрытия рефлектора накладываются ограничения по точности, времени, управлению.

Задача состоит в нахождении управления, обеспечивающего перевод системы в конечное состояние при минимизации колебаний конструкции и поддержание фронтальной части радиоотражающей поверхности с требуемой точностью.

Для ускорения процесса раскрытия КТР рассмотрим совместное развёртывание первого и пятого этапов, то есть раскрытия и выдвижения спиц.

Данный подход позволит повысить быстродействие системы, и при оптимальном управлении перевести все элементы в заданное конечное состояние с характеристиками не хуже, чем при их отдельном трансформировании. Ограничения, наложенные на управление, и граничные условия останутся неизменными.

Выводы по главе

Проведенный аналитический обзор в области моделирования систем создания и поддержания формы антенны показал, что современные тенденции приводят к увеличению количества и габаритов протяженных и трансформируемых элементов, точности моделирования динамических характеристик, повышения точности раскрываемой конструкции во всех режимах работы, возрастания роли математического моделирования при проектировании новых систем.

На данный момент существуют несколько видов КТР, например, надувные, ферменные, зонтичные, вантовые. Проанализировав их, можно сделать вывод, что одним из перспективных направлений является создание КТР космического базирования с использованием тросовой системы поддержания формы рефлектора.

При проектировании КТР следует особое внимание уделять различным исполняющим устройствам, так как поведение таких устройств значительно отличается в безвоздушном пространстве в отличие от их использования в атмосфере. Самые сильно изменяемые параметры — это трение в движущихся устройствах и учет теплообмена. Бесщёточные, на постоянных магнитах постоянного тока, бесколлекторные и шаговые двигатели являются предпочтительными исполнительными устройствами.

Приведение трансформируемой конструкции в рабочее положение может состоять из нескольких этапов, для численного анализа которых необходимо использовать современные пакеты моделирования динамики многокомпонентных механических систем, такие как EULER и Adams. В результате расчетов с использованием созданных моделей в данных комплексах можно определить следующие характеристики, описывающие динамику процесса: скорость и время развертывания; формы промежуточных положений, принимаемые конструкцией при раскрытии; динамические нагрузки на элементы трансформируемой конструкции.

В настоящее время основным методом для проведения такого вида расчетов является численный метод, в частности метод конечных элементов, реализованный в таких программных комплексах как Nastran, ANSYS, Cosmos, Abacus. Модельная отработка методов управления и их реализации в цифровом управляющем устройстве могут выполняться в среде MATLAB.

Моделирование процесса создания и поддержания формы КТР является сложной задачей, при этом возникают проблемы оптимального быстродействия системы, учет возмущений различного характера, действующих на конструкцию как во время раскрытия, так и после. Поэтому для улучшения характеристик необходимо использовать различные методы активного управления. В числе предпочтительных подходов следует выделить оптимальное управление.

Поставлена задача для управления раскрытием КТР с использованием тросовой (вантовой) системы поддержания формы. Представлены основные виды движения, встречающиеся при развёртывании. Предложен способ уменьшения время разведения КТР путём одновременного исполнения нескольких этапов.

2 РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ПРОЦЕССОВ РАСКРЫТИЯ

Во время вывода на орбиту КТР находится в сложенном состоянии (рисунок 2.1) для удобства транспортировки на ракетоносителе. После выведения рефлектора в заданную точку и отделения его от ракетоносителя начинается процесс раскрытия. Ввиду того что конструкция состоит из нескольких узлов, раскрытие происходит поэтапно. На каждом этапе решается своя задача, и соответственно каждый этап описывается различными дифференциальными уравнениями.

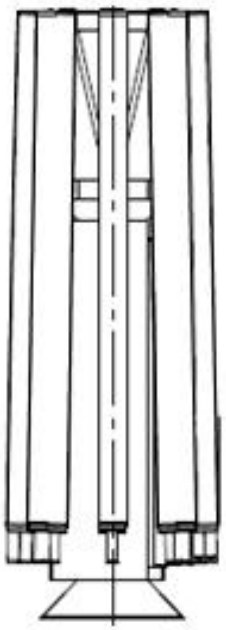


Рисунок 2.1 – Транспортировочное положение

Анализ КТР включает в себя несколько этапов: выбор расчётной схемы, которая с определённой степенью полноты отражает свойства реальной конструкции, и получение на её основе соответствующей математической модели; исследование влияния определённых параметров на систему; проведение верификации полученных данных. При недостаточно удовлетворяющем результате проводится уточнение расчётной схемы, и все этапы повторяются заново. При этом всегда приходится искать компромисс между желаемой

точностью результата и допустимыми экономическими и временными затратами, связанными с его получением.

2.1 Раскрытие спиц рефлектора

Рассмотрим первый этап. Примем, что один актюатор разворачивает только одну спицу в одной плоскости (рисунок 2.2). Спица одним концом жестко закреплена за силовой каркас рефлектора. Необходимо развернуть спицу рефлектора космического базирования длиной a и массой m из начального транспортировочного положения φ_0 в конечное заданное φ_f.

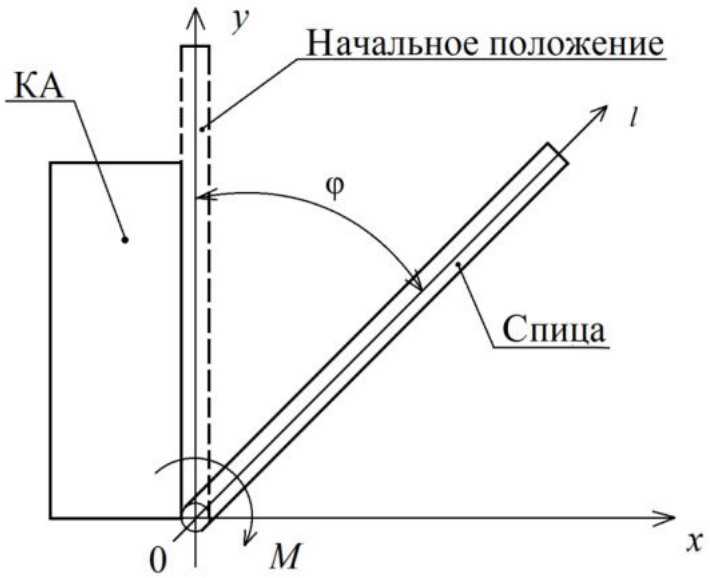


Рисунок 2.2 – Раскрытие спицы рефлектора

Спица одним концом прикреплена к КА. В точке закрепления имеется шарнирное соединение, такое, что система имеет одну степень свободы, и её положение определяется углом развёртывания φ. Раскрытие происходит за счёт изменения момента M, приложенного к закреплённому концу.

Точку закрепления обозначим за начало системы координат, при этом оси $0x$ и $0y$ остаются неподвижными и ось $0y$ совпадает с начальным углом развёртывания спицы φ_0. Так как в дальнейшем предполагается находить

переменные, зависящие от расстояния от начала координат до точки на спице, то введём подвижную ось $0l$, совпадающую с центральной осью самой спицы.

В рассматриваемой задаче необходимо управлять системой развертывания и поддержания формы КТР без учёта его пространственного положения, а также принимая тот факт, что момент инерции спицы I много меньше момента инерции КА. Поэтому будем считать, что согласно третьему закону Ньютона момент силы, действующий на КА в противоположную сторону приложенного момента силы M, несоизмеримо мал, и его можно не учитывать.

Конструктивно спица имеет цилиндрическую форму радиуса R и изготовлена из материала с плотностью ρ и модулем упругости E. Примем, что спица 1 имеет телескопическую структуру и внутри себя содержит вложенные звенья 2, 3, которые выдвигаются одно из другого (рисунок 2.3). В сложенном состоянии звенья жестко закреплены. Тогда можно допустить, что формой спицы является сплошной цилиндр и никаких дополнительных перемещений звеньев относительного друг друга не происходит.

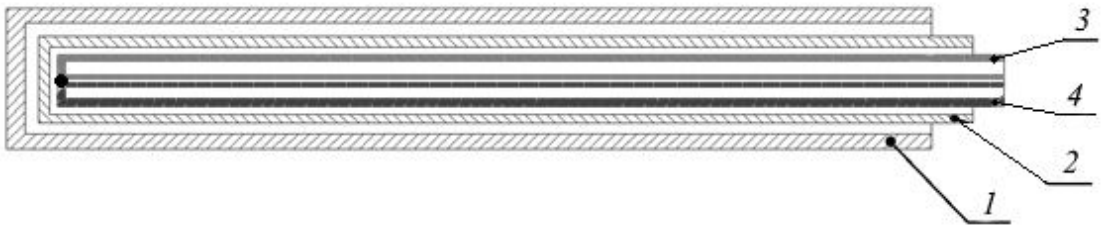


Рисунок 2.3 – Телескопическая структура спицы

Первое звено шарнирно соединено с основанием и фиксируется при достижении максимального угла раскрытия, второе звено находится внутри первого, совершает поступательное движение в процессе раскрытия и фиксируется по окончании. Третье и четвертое звенья телескопически уложены во второе звено. Звенья имеют возможность поступательного перемещения относительно второго звена и возможность фиксации окончательного положения.

Поскольку на первом этапе разворачивается только корневое звено с убранными в него оставшимися звеньями, то люфтами в соединениях можно пренебречь и считать спицу единым телом.

При достижении спицей конечного положения для гашения скорости развёртывания предусмотрен механизм упора. Физически он состоит из упругого и демпфирующего элементов, например, пружины и вибропрокладки. Во избежание отскакивания спицы от упора установлен механизм фиксатора, состоящий из упругого и демпфирующего элементов.

Рассмотрим случай развёртывания спицы в космическом пространстве. Примем, что КТР обладает общим нулевым уровнем потенциальной энергии сил всемирного тяготения $П_{тяг} = 0$ [32].

Одной из проблем, возникающих при раскрытии КТК, является наличие колебаний конструкции при движении (рисунок 2.4), постановке на упор и последующей фиксации. В рассматриваемом случае учтём только изгиб спицы h, как имеющего наибольшую величину при данном виде движения. Таким образом, деформации сдвига, кручения, растяжения-сжатия не учитываются. Для удобства изображения изгиба ось $0x$ совпадает с осью $0l$.

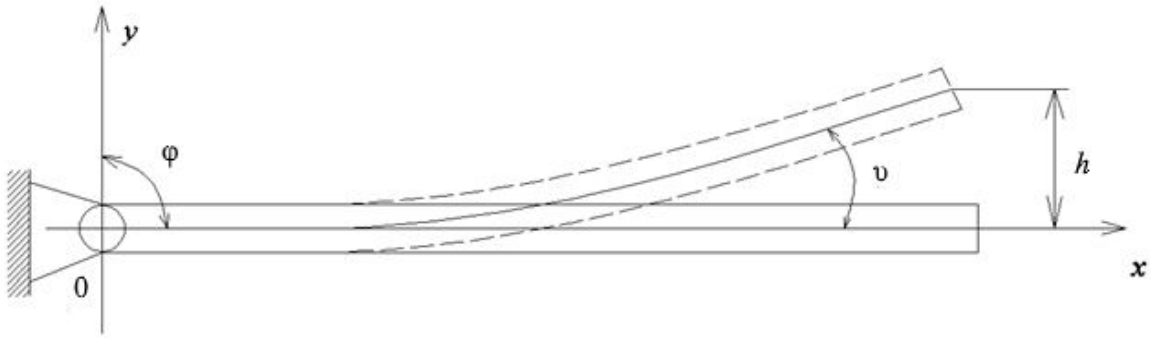


Рисунок 2.4 – Изгиб спицы

Для получения уравнений вращательного движения воспользуемся обобщённым уравнением Лагранжа II-го рода с учётом диссипативных сил [64, 118]

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i}\right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} + \frac{\partial D}{\partial \dot{q}_i} = 0, \quad i \in [1, n], \tag{2.1}$$

где q – обобщённые координаты, L – функция Лагранжа, определяемая равенством $L = T - П$, где T – кинетическая энергия системы, $П$ – потенциальная энергия системы. В дальнейшем для удобства будем использовать точку над переменной, понимая под этим производную по времени, а знак «'» над

переменной, как производную по длине. Для вращательного движения в качестве обобщённой координаты q выступает угол раскрытия φ.

Кинетическая энергия для вращательного движения имеет вид

$$T_{\text{В}} = \frac{I\dot{\varphi}^2}{2}.$$

Потенциальная энергия для вращательного движения $\Pi_{\text{В}}$, которым обладает система при совершении поворота на угол φ при действии момента M, равна

$$\Pi_{\text{В}} = M\varphi.$$

Как отмечалось выше, при достижении конечного угла развёртывания на спицу действуют механизмы упора и фиксации. Таким образом, общий момент M будет определяться как

$$M = M_{\text{п}} - M_{\text{тр}} - M_{\text{упор}} - M_{\text{ф}}, \tag{2.2}$$

где $M_{\text{п}}$ – полезный момент, $M_{\text{тр}}$ – момент трения, $M_{\text{упор}}$ – момент, создаваемый упором, $M_{\text{ф}}$ – момент, создаваемый фиксатором.

Для создания полезного момента вращения $M_{\text{п}}$ выбран бесколлекторный (вентильный) ДПТ. Так как он обладают большим сроком службы, обеспечивает высокие моменты, высокую эффективность и низкое тепловыделение, что является важным в космическом пространстве.

Вращающий момент, создаваемый бесколлекторной машиной, равен [21, 127]

$$M_{\text{п}} = \frac{m_{\text{э}} p E_0 U_1}{\omega_1 X_{\text{с}}} \sin\vartheta, \tag{2.3}$$

где $m_{\text{э}}$ – число фаз ротора, p – число пар полюсов магнитного поля, E_0 – действующее значение ЭДС на обмотке статора, U_1 – напряжение питания, $X_{\text{с}}$ – синхронное сопротивление ($X_{\text{с}} = X_{\sigma} + X_a$, где X_{σ} и X_a – индуктивные сопротивления рассеяния и реакции якоря соответственно), ω_1 – угловая скорость вращения ротора двигателя, ϑ – угол рассогласования (между U_1 и E_0, для двигателя находится в пределах [0, π/2]).

Для точного расчета момента трения должны быть учтены четыре разных источника [73]

$$M_{\text{тр}} = \varphi_{ish}\varphi_{rs}M_{rr} + M_{sl} + M_{seal} + M_{drag}, \tag{2.4}$$

где φ_{ish} – коэффициент уменьшения за счёт нагрева смазочного материала, φ_{rs} – коэффициент уменьшения в режиме кинематического голодания, где M_{rr} – момент трения качения, M_{sl} – момент трения скольжения, M_{seal} – момент трения уплотнений, M_{drag} – момент трения за счет сопротивления смазки, взбалтывания, разбрызгивания и прочее.

Для описания механизмов упора и фиксации допустим, что оба этих устройства могут быть представлены в виде упругого $M_{\text{упр}}$ и демпфирующего $M_{\text{демпф}}$ элементов с соответствующими характеристиками [30, 61]. Учитывая, что раскрывающийся элемент задействует упор только при достижении угла φ_f, общую модель упора можно записать следующим образом

$$M_{\text{упор}} = \left(k_{\text{упр}_{\text{упор}}}\Delta\varphi + c_{\text{демпф}_{\text{упор}}}\dot{\varphi}\right)\cdot H_{\text{упор}}(\Delta\varphi), \tag{2.5}$$

где $k_{\text{упр}_{\text{упор(ф)}}}$ – коэффициент жесткости упругой компоненты модели упора (фиксатора), $c_{\text{демпф}_{\text{упор(ф)}}}$ коэффициент демпфирования вязкой компоненты модели упора (фиксатора), $\Delta\varphi = \varphi - \varphi_f$ – относительный угол, соответствующий моменту t_f установки на упор (фиксатор) спицы при достижении конечного угла раскрытия φ_f, где $H_{\text{упор}}(\Delta\varphi)$ – функция, которая принимает значение 1 (при $\Delta\varphi > 0$) или 0 (при $\Delta\varphi < 0$).

Аналогично модели упора (2.5) запишем общую модель фиксатора [30, 61]

$$M_{\text{ф}} = \left(k_{\text{упр}_{\text{ф}}}\Delta\varphi + c_{\text{демпф}_{\text{ф}}}\dot{\varphi}\right)\cdot H_{\text{ф}}(\Delta\varphi), \tag{2.6}$$

где $H_{\text{ф}}(\Delta\varphi)$ – функция, которая принимает значение 1 (при $\Delta\varphi < 0$) или 0 (при $\Delta\varphi > 0$) при условии, что спица уже достигла φ_f, то есть $H_{\text{упор}}(\Delta\varphi)$ был равен 1.

Помимо обобщённых координат, в качестве которых выступает угол поворота φ, при изгибе h (рисунок 2.4) движение совершается не отдельными дискретными точками, а всеми точками непрерывной среды, так как происходит "смещение слоёв" в стержне, за счёт чего собственно и происходит изгиб спицы. Для того чтобы применить к описанию движения таких систем принцип наименьшего действия, необходимо вместо непрерывной системы ввести близкую ей дискретную систему.

Грубой моделью может служить система бесконечного числа точек одинаковой массы, равноудалённых друг от друга и связанных между собой невесомыми упругими пружинами. Предполагается, что эти точки могут двигаться только вдоль прямой, на которой они расположены.

Выражения для кинетической и потенциальной энергии легко получить в приближении малых колебаний [29]

$$T_{\text{п}} = \frac{1}{2}\rho S\int_0^a \dot{h}^2 dl,$$

где ρ – плотность материала, S – площадь поперечного сечения.

Определим зависимость между касательной к изогнутой оси балки и осью $0l$ (рисунок 2.4) как $tg\upsilon = \partial h / \partial l$. Ввиду малости углов перемещений можем считать, что угол прогиба $\upsilon = \partial h / \partial l$.

Потенциальная энергия системы Π будет определяться из потенциальной энергии изгиба [29] и энергии, которой обладает система при совершении изгиба на угол $\partial h / \partial l$ при действии полного момента M при условии, когда $EI_{\text{изг}} = const$

$$\Pi_{\text{изг}} = \frac{EI_{\text{изг}}}{2}\int_0^a \left(\frac{\partial^2 h}{\partial l^2}\right)^2 dl + M\int_0^a \frac{\partial h}{\partial l} dl,$$

где $I_{\text{изг}}$ – изгибающий (поперечный) момент инерции. При изгибе инерция в спице возникает не относительно оси вращения, а относительно поперечных слоёв, которые стремятся сдвинуться.

Отметим, что изгиб h является функцией координаты l и времени t. Изгиб является в данном случае обобщённой координатой. Кроме того, в отличие от

функции (2.1) в функцию Лагранжа непрерывной системы наряду с обобщённой координатой h и её производной по времени $\dot{h}$ входит также производная по координате h'. Таким образом, здесь l и t входят как равноправные параметры функции Лагранжа [14]

$$L = T - \Pi = \int_0^a \frac{1}{2}[\rho S\dot{h}^2 - EI_{\text{изг}}\left(\frac{\partial^2 h}{\partial l^2}\right)^2 - 2M\frac{\partial h}{\partial l}]dl \cdot$$

С учётом вышесказанного уравнение движения (2.1) запишется как [14]

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i}\right) + \frac{d}{dl}[\frac{\partial L}{\partial\left(\frac{\partial q_i}{\partial l}\right)}] - \frac{d^2}{dl^2}[\frac{\partial L}{\partial\left(\frac{\partial^2 q_i}{\partial l^2}\right)}] - \frac{\partial L}{\partial q_i} + \frac{d^2}{dl^2}[\frac{\partial D}{\partial \dot{q}_i}] = 0, \quad i \in [1, n]. \tag{2.7}$$

Рассмотрим диссипативные силы, то есть силы, которые при деформации первоначального тела преобразуют его энергию в тепло постепенно, необратимо поглощая и рассеивая её. К таким силам относятся: 1) силы внутреннего трения; 2) силы внешнего трения. Поскольку разворот спицы предполагается в безвоздушном космическом пространстве, то будем учитывать только первый вид сил.

Эта рассеивающаяся часть энергии системы может быть описана с помощью диссипативной функции (функции рассеивания) D. Понятие о диссипативной функции было введено Рэлеем в его классическом труде «Теория звука» (1878 г.) [107].

Силы, вызывающие затухания, будут зависеть от материала балки и силы неупругого внутреннего сопротивления. Известны схемы сопротивления в виде вязкого и сухого трения [12], а также внутреннего сопротивления по гипотезе Максвелла [12]. Наиболее распространённой является гипотеза Фойгта, согласно которой материал балки рассматривается как упруго-вязкое тело, в котором напряжение зависит не только от деформации, но и от скорости изменения деформации во времени [12].

Гипотеза Фойгта не всегда соответствует опытным данным, но её можно взять за основу простейшего учёта внутренних сил сопротивления. При этом возможны два случая сопротивления [68]. 1) Система может иметь слабое

демпфирование. Откуда следует, что колебания происходят с уменьшающейся амплитудой и с частотой собственных колебаний. При этом начальное значение амплитуды и начальную фазу колебаний находят из начальных условий. 2) Система может иметь сильное демпфирование, при этом движение не является периодическим.

Примем, что спица имеет слабое демпфирование и собственная частота колебаний с затуханием близка к собственной частоте без затухания. Тогда диссипацию изгиба $D_{\text{изг}}$ можно учесть как [20]

$$D_{\text{изг}} = \frac{1}{2}\gamma EI_{\text{изг}}\left(\frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\partial^2 h}{\partial l^2}\right)\right)^2, \tag{2.8}$$

где γ – коэффициент затухания.

Уравнение (2.7) с учётом проделанных вычислений примет вид

$$\rho S\ddot{h} + EI_{\text{изг}}\frac{\partial^4 h}{\partial l^4} - 2\frac{\partial M}{\partial l} + \gamma EI_{\text{изг}}\frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\partial^4 h}{\partial l^4}\right) = 0. \tag{2.9}$$

Из уравнения (2.9) получим следующую систему обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка относительно времени для определения прогиба спицы h при её повороте на угол φ

$$\begin{aligned}
&\dot{\varphi} = \omega,\\
&\dot{\omega} = \frac{M_{\text{п}} - M_{\text{тр}} - M_{\text{упор}} - M_{\text{ф}}}{I},\\
&\dot{h} = V_{\text{изг}},\\
&\dot{V}_{\text{изг}} = -\frac{EI_{\text{изг}}}{\rho S}\frac{\partial^4 h}{\partial l^4} - \gamma\frac{EI_{\text{изг}}}{\rho S}\frac{\partial^4 V_{\text{изг}}}{\partial l^4} + \frac{2}{\rho S}\frac{\partial M}{\partial l},
\end{aligned} \tag{2.10}$$

где $V_{\text{изг}}$ – линейная скорость изгибы спицы. Для решения данной системы уравнений необходимо выполнить интегрирование системы как по времени, так и по длине.

Для определения $\partial M / \partial l$ примем, что полный момент силы M создаётся на радиусе вала двигателя $R_{\text{ДВ}}$, приводящего систему в движение.

Рассмотрим остальные этапы раскрытия КТР, где встречается вращательное движение. Выделим основные отличия.

Вторым этапом развертывания КТР является доворот рефлектора (рисунок 2.5). В данном случае имеет место, как и на первом этапе, только вращательное движение: вращение зафиксированного на 1 этапе стержня вместе с развёрнутыми спицами на заданный угол.

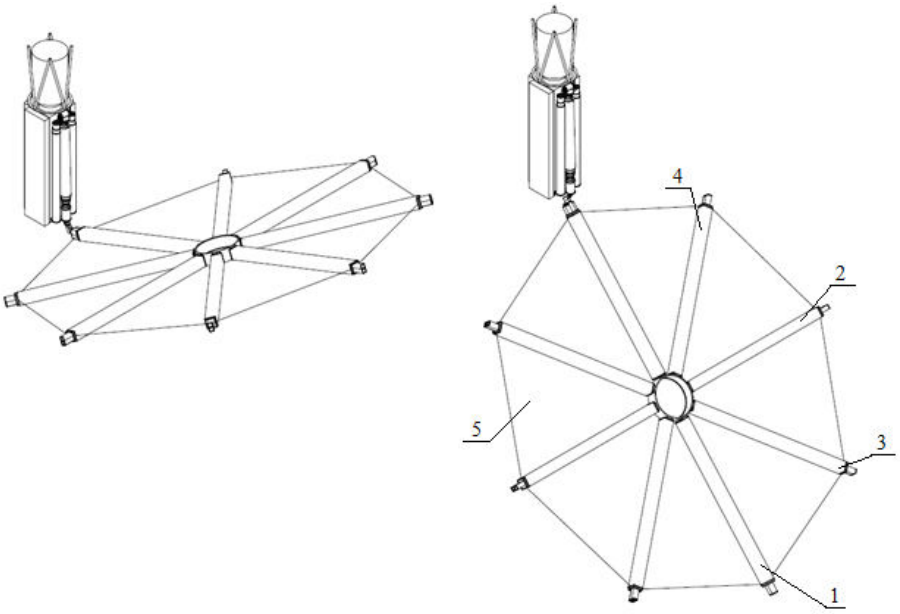


Рисунок 2.5 – Доворот рефлектора

Исходя из этого, система дифференциальных уравнений для второго этапа будут аналогична системе для первого этапа раскрытия КТР (2.10). За исключением того, что будет иметь место различные углы поворота, скорости раскрытия и моменты инерции.

Общий момент инерции I равен сумме всех моментов инерции частей рефлектора. Рефлектор можно разделить на 5 частей (рисунок 2.5): четыре спицы и сетеполотно.

Третьим этапом развертывания КТР является раскрытие штанги (рисунок 2.6). При этом происходит отворот от начальной оси и распрямление двух её частей в линию. В данном случае имеет место, как и на первом этапе, только вращательное движение.

Исходя из этого система дифференциальных уравнений для третьего этапа будет аналогична системе для первого этапа раскрытия КТР (2.10). За исключением того, что штанга состоит из двух звеньев, которые разворачиваются

одновременно под действием двух различных крутящих моментов. При этом разворот двух звеньев штанги должен закончиться одновременно.

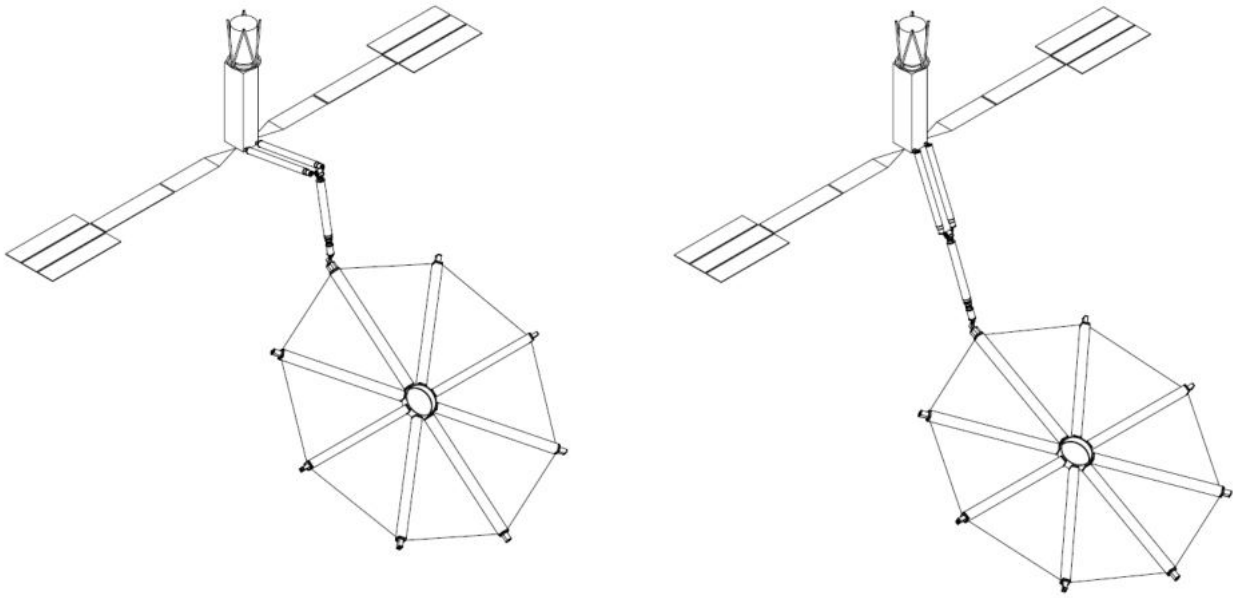


Рисунок 2.6 – Раскрытие штанги

Необходимо найти моменты инерции $I_{3.1}$ и $I_{3.2}$. При этом помимо развертывания самой штанги следует помнить, что вместе с первой штангой поворачивается и сам рефлектор, состоящий из 8 спиц и сетеполотна.

Момент инерции первого звена штанги $I_{3.1}$ складывается из момента инерции доворота рефлектора относительно точки O_1 (рисунок 2.7) и непосредственно момента инерции самого первого звена штанги с учётом момента инерции разворачиваемой части рефлектора.

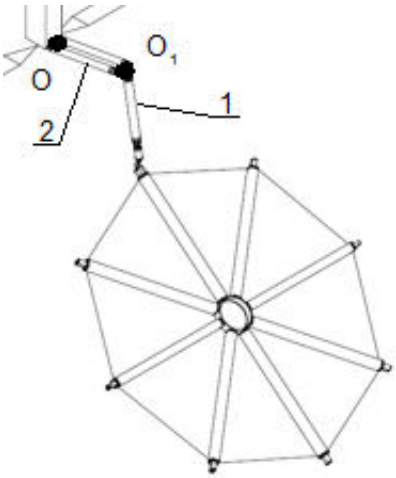


Рисунок 2.7 – Раскрытие штанги

Примем, что вращение первой штанги (рисунок 2.7) осуществляется вокруг точки O_1 и только в продольной плоскости. Вращение второй штанги осуществляется вокруг точки О и также только в продольной плоскости, совпадающей с плоскостью вращения первой штанги.

При одновременном раскрытии первой и второй штанги точка O_1 будет двигаться с угловой скоростью $\omega_{3.2}$, с которой вращается штанга 2 относительно точки О. Тогда из закона сохранения энергии следует, что на штангу 1 совместно с рефлектором будет действовать момент силы $M_{3.1.1}$, направленный на раскрытие первой штанги и равный

$$M_{3.1.1} = I_{3.1} \frac{d\omega_{3.2}}{d\mathrm{t}}. \qquad (2.11)$$

Исходя из этого в момент силы $M_{3.1}$ необходимо добавить момент $M_{3.1.1}$. Таким образом, общий момент, прикладываемый для раскрытия первой штанги, будет являться суммой данного и управляющего моментов.

Вторая штанга при раскрытии вращается вокруг точки О. Момент инерции второго звена штанги складывается из момента инерции 2 звена штанги $I_{3.21}$ и момента инерции первого звена штанги совместно с рефлектором $I_{3.22}$. Примем за центр масс системы – рефлектор плюс первое звено штанги – место их соединения. Тогда при развертывании этот центр масс будет отдаляться от точки вращения О и, следовательно, будет изменяться момент инерции $I_{3.2}$.

Для математического моделирования раскрытия штанги необходимо совместно решить дифференциальные уравнение (2.10) для двух звеньев штанг, учитывая момент вращения $M_{3.1.1}$ (2.11) и изменение со временем момента инерции $I_{3.2}$.

Шестым этапом развертывания КТР является раскрытие концевых звеньев спиц. Этот этап аналогичен раскрытию спиц на первом этапе развертывания КТР. Помимо различных начальных и конечных углов разворота различие заключается в том, что необходимо одновременно развернуть в противоположные стороны два одинаковых звена спицы. Система дифференциальных уравнений будет аналогична уравнению (2.10).

Учитывая, что звенья разворачиваются в разные стороны, управляющий момент $M_{\text{п}}$ будет иметь одинаковые по модулю значения, но противоположные по знаку. Для взаимоисключения противодействующих сил, возникающих при вращении одного тела относительного другого, необходимо одновременно разворачивать концевые звенья каждой спицы.

2.2 Выдвижение спиц рефлектора

Следующим этапом развертывания КТР является выдвижение спицы (рисунок 2.8).

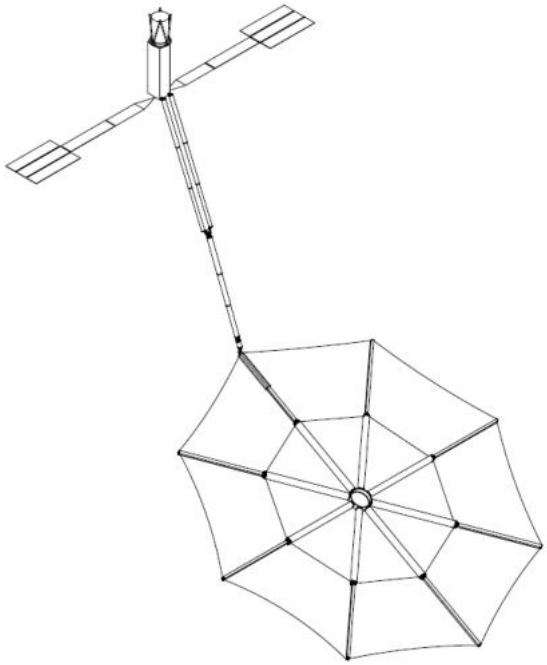


Рисунок 2.8 – Выдвижение звеньев спиц

В данном случае имеет место поступательное движение, направленное в одной плоскости вдоль главной оси штанги. Спица одним концом жестко закреплена за силовой каркас рефлектора (рисунок 2.9).

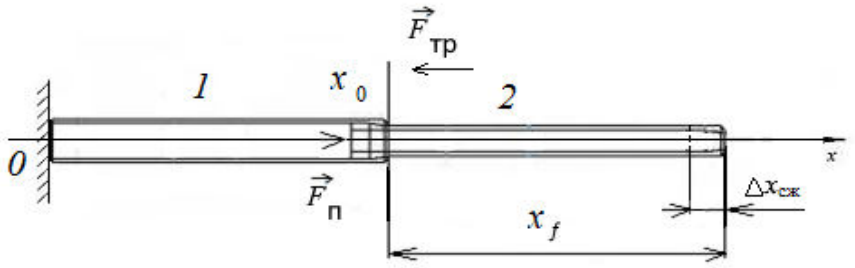


Рисунок 2.9 – Выдвижение спицы

Примем, что один актюатор выдвигает звенья спицы только в одной плоскости. Спица одним концом жестко закреплена за силовой каркас рефлектора. Исходя из вышеизложенного, рассмотрим выдвижение второго звена.

Необходимо выдвинуть спицу рефлектора космического базирования длиной $x_{выдв}$ и массой $m_{выдв}$ из начального транспортировочного положения x_0 в конечное заданное x_f.

Как видно из рисунка 2.9, на спицу действуют следующие силы: сила трения $F_{тр}$, толкающая сила $F_{п}$.

Сила трения $F_{тр}$ будет завесить от конкретного способа выдвижения спицы. Если предположить, что выдвижение штанги осуществляется по направляющим, скользящим по роликам [80 – 82], то необходимо помимо трения качения учитывать трение осей подшипников.

Для получения уравнений поступательного движения спицы также воспользуемся уравнением Лагранжа II-го рода (2.1). Для вывода уравнений диссипативных сил и потенциальной энергии воспользуемся выводами, полученными для вращательного движения. Таким образом, КТР обладает общим нулевым уровнем потенциальной энергии сил всемирного тяготения $П_{тяг} = 0$ [32]. В рассматриваемом случае движение происходит вдоль одной оси. Примем, что полезную толкающую силу $F_{п}$ задает электрический двигатель, аналогичный рассмотренному при вращательном движении.

Вследствие этого для описания $F_{п}$ можно использовать уравнение аналогичное (2.3). Помимо этого для создания $F_{п}$ необходимо учитывать

конструкцию передачи, например, цепную, зубчатую и т.д., что само по себе является отдельной технической задачей. Для полного описания также необходимо учитывать люфты и «мертвые» зоны механизма. Ввиду всего вышесказанного уравнение для $F_{\text{п}}$ будет состоять из уравнения типа (2.3), умноженного на коэффициент k_f, который отвечает за преобразование вращающего момента в толкающую силу

$$F_{\text{п}} = k_f M_{\text{п}}. \tag{2.12}$$

Кинетическая энергия поступательного движения

$$T_{\text{П}} = \frac{m_{\text{выдв}} \dot{x}^2}{2}.$$

Потенциальная энергия поступательного движения $П_{\text{П}}$, которой обладает система при выдвижении на длину x при действии силы F, равняется

$$П_{\text{П}} = Fx.$$

Запишем выражение для функции Лагранжа

$$L = T_{\text{П}} - П_{\text{П}} = \frac{m_{\text{выдв}} \dot{x}^2}{2} - Fx.$$

Как отмечалось выше, при достижении конечной длины раскрытия на спицу действуют механизмы упора и фиксации. Таким образом, общая сила F будет определяться как

$$F = F_{\text{п}} - F_{\text{тр}} - F_{\text{упор}} - F_{\text{ф}}, \tag{2.13}$$

где $F_{\text{п}}$ – полезная сила, $F_{\text{тр}}$ – сила трения, $F_{\text{упор}}$ – сила, создаваемая упором, $F_{\text{ф}}$ – сила, создаваемая фиксатором.

Аналогично (2.5) и (2.6) необходимо учитывать воздействие механизмов фиксации, который при линейных зависимостях упругого и вязкого элементов [30, 61] будет определяться зависимостями для сил $F_{\text{упр}}$ и $F_{\text{демпф}}$.

При сделанных допущениях, а также учитывая, что раскрывающийся элемент задействует упор только при достижении длины x_f, общую модель упора можно записать следующим образом [30, 61]

$$F_{\text{упор}} = \left(k_{\text{упр}_{\text{упор}}} \Delta x + c_{\text{демпф}_{\text{упор}}} \dot{x} \right) \cdot H_{\text{упор}}(\Delta x), \tag{2.14}$$

где $k_{\text{упр}_{\text{упор(ф)}}}$ – коэффициент жесткости упругой компоненты модели упора (фиксатора), $c_{\text{демпф}_{\text{упор(ф)}}}$ – коэффициент демпфирования вязкой компоненты модели упора (фиксатора), $\Delta x = x - x_f$ – относительное перемещение, соответствующее моменту установки на упор (фиксатор) спицы при достижении конечной длины раскрытия $x_{\text{к}}$, $H_{\text{упор}}(\Delta x)$ – функция, которая принимает значение 1 (при $\Delta x > 0$) или 0 (при $\Delta x < 0$).

Аналогично модели упора (2.14) запишем общую модель фиксатора

$$F_{\text{ф}} = \left(k_{\text{упр}_{\text{ф}}} \Delta x + c_{\text{демпф}_{\text{ф}}} \dot{x} \right) \cdot H_{\text{ф}}(\Delta x), \tag{2.15}$$

где $H_{\text{ф}}(\Delta x)$ – функция, которая принимает значение 1 (при $\Delta x < 0$) или 0 (при $\Delta x > 0$) при условии, что спица уже достигла x_f, то есть $H_{\text{упор}}(\Delta x)$ был равен 1.

Помимо обобщённых координат, в качестве которых выступает длина выдвижения x, при выдвижении спицы в ней возникает продольная деформация $\Delta x_{\text{сж}}$ (рисунок 2.9). Предположим, что все точки любого поперечного сечения стержня смещаются в направлении оси спицы на одинаковую величину $\Delta x_{\text{сж}}$. Перемещения точек являются функциями координаты x и времени t: $\Delta x_{\text{сж}} = \Delta x_{\text{сж}}(x,t)$. Это означает, что для определения перемещений точек спицы достаточно определить перемещение точек оси спицы, так как перемещение любой точки спицы совпадает с перемещением точки оси спицы, лежащей в том же сечении.

Для получения уравнений продольных колебаний одномерной системы воспользуемся обобщённым уравнением Лагранжа [64, 118] с учётом диссипативных сил (2.7)

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) + \frac{d}{dx}\left[\frac{\partial L}{\partial \left(\frac{\partial q_i}{\partial x} \right)} \right] - \frac{\partial L}{\partial q_i} + \frac{d}{dx}\left[\frac{\partial D}{\partial \dot{q}_i} \right] = 0, \quad i \in [1, n]. \tag{2.16}$$

Выражения для кинетической и потенциальной энергии легко получить в приближении малых колебаний [29]

$$T_{\text{прод}} = \frac{1}{2}\rho S \int_0^{x_{\text{выдв}}} \left(\Delta \dot{x}_{\text{сж}}\right)^2 dx,$$

где ρ – плотность материала, S – площадь поперечного сечения.

Потенциальная энергия системы $П_{\text{прод}}$ будет определяться из потенциальной энергии сжатия [29] и энергии, которой обладает система при совершении сжатия на длину $\frac{\partial \Delta x_{\text{сж}}}{\partial x}$ при действии полной силы F при условии, когда относительное удлинение или деформация растяжения-сжатия $\varepsilon = \frac{d\Delta x_{\text{сж}}}{dx} = const$ и $ES = const$

$$П_{\text{прод}} = \frac{ES}{2} \int_0^{x_{\text{выдв}}} \left(\frac{\partial \Delta x_{\text{сж}}}{\partial x}\right)^2 dx + \frac{\sigma\varepsilon}{2},$$

где $\sigma = \frac{F}{S}$ – механическое напряжение, $\varepsilon = \frac{\Delta x_{\text{сж}}}{x_{\text{выдв}}}$ – относительное удлинение.

Отметим, что сжатие $\Delta x_{\text{сж}}$ является функцией координаты x и времени t.

Запишем функцию Лагранжа [14] данной системы

$$L = T_{\text{прод}} - П_{\text{прод}} = \int_0^{x_{\text{выдв}}} \frac{1}{2}[\rho S\left(\Delta \dot{x}_{\text{сж}}\right)^2 - ES\left(\frac{\partial \Delta x_{\text{сж}}}{\partial x}\right)^2 - \sigma \frac{\partial \Delta x_{\text{сж}}}{\partial x}]dx. \qquad (2.17)$$

Рассмотрим диссипативные силы аналогично вращательному движению. Спица имеет слабое демпфирование и собственная частота колебаний с затуханием близка к собственной частоте без затухания. Тогда продольную диссипацию внутренних сил можно учесть как [20] (диссипация внешних сил равна нулю, так как выдвижение звеньев спицы происходит в безвоздушном пространстве)

$$D_{\text{прод}} = \frac{1}{2}\gamma ES\left(\frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\partial \Delta x_{\text{сж}}}{\partial l}\right)\right)^2. \qquad (2.18)$$

Запишем уравнение (2.17) с учётом проделанных вычислений

$$\rho S\Delta\ddot{x}_{сж} + ES\frac{\partial^2\Delta x_{сж}}{\partial x^2} + \gamma ES\frac{\partial^2\Delta x_{сж}}{\partial t\partial x} + \frac{\partial\sigma}{\partial x} = 0. \qquad (2.19)$$

Из уравнения (2.19) и того, что $\frac{\partial\sigma}{\partial x} = F$, получим следующую систему обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка относительно времени для определения продольной деформации спицы $\Delta x_{сж}$ при её выдвижении на длину x

$$\begin{aligned}
&\dot{x} = V,\\
&\dot{V} = \frac{F_{п} - F_{тр} - F_{упор} - F_{ф}}{m_{выдв}},\\
&\Delta\dot{x}_{сж} = V_{сж},\\
&\dot{V}_{сж} = -\frac{E}{\rho}\frac{\partial^2\Delta x_{сж}}{\partial x^2} - \gamma\frac{E}{\rho}\frac{\partial V_{сж}}{\partial x} - \frac{F}{\rho S},
\end{aligned} \qquad (2.20)$$

где $V_{сж}$ – линейная скорость сжатия спицы.

Рассмотрим остальные этапы раскрытия КТР, где встречается поступательное движение. Выделим основные отличия.

Четвертым этапом развертывания КТР является выдвижение штанги (рисунок 2.10). В данном случае имеет место поступательное движение, направленное в одной плоскости вдоль главной оси штанги.

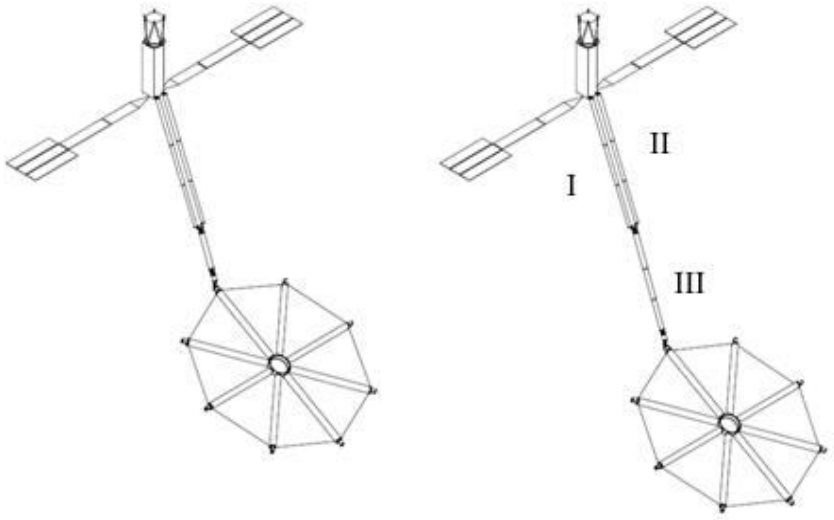


Рисунок 2.10 – Выдвижение штанги (общий вид)

На рисунке 2.10 видно, что выдвижение штанги происходит в два этапа. Сначала выдвигается сдвоенное второе звено штанги – корневое звено, затем выдвигается первое звено штанги – концевое звено.

Рассмотрим выдвижение штанги I в виде телескопической трубки согласно рисунку 2.11. Выдвижение происходит в два этапа. Под действием силы первая часть штанги массой $m_{4.I.1}$ выдвигается на расстояние $x_{f4.I.1}$. После выдвижения первой части, выдвигается вторая часть массой $m_{4.I.2}$ на расстояние $x_{f4.I.2}$. При этом сила трения также будет изменяться при изменении массы выдвигающейся части штанги.

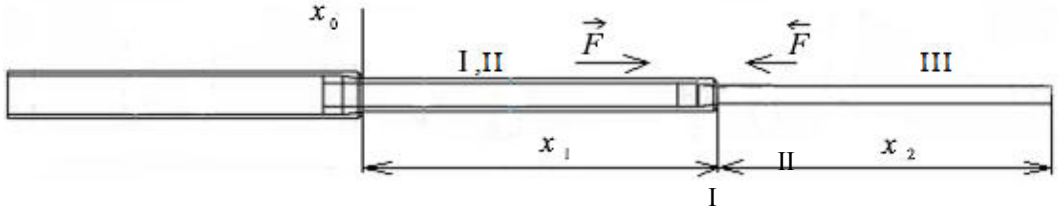


Рисунок 2.11 – Выдвижение штанги (вид сбоку)

Система дифференциальных уравнений с учётом вышесказанных замечаний будет иметь вид (2.20) при следующих условиях

$$m = \begin{bmatrix} m_{4.I.1}, & x \in [x_{04.I}, x_{f4.I.1}] \\ m_{4.I.2} & x \in [x_{f4.I.1}, x_{f4.I.2}] \end{bmatrix}, \quad F_{тр} = \begin{bmatrix} F_{тр4.I.1}, & x \in [x_{0I}, x_{f4.I.1}] \\ F_{тр4.I.2} & x \in [x_{f4.I.1}, x_{f4.I.2}] \end{bmatrix} \tag{2.21}$$

Для описания динамики выдвижения штанги III аналогичным образом получаем систему дифференциальных уравнений (2.20) при следующих условиях

$$m = \begin{bmatrix} m_{4.III.1}, & x \in [x_{04.III}, x_{f4.III.1}] \\ m_{4.III.2} & x \in [x_{f4.III.1}, x_{f4.III.2}] \end{bmatrix}, \quad F_{тр} = \begin{bmatrix} F_{тр4.III.1}, & x \in [x_{04.III}, x_{f4.III.1}] \\ F_{тр4.III.2} & x \in [x_{f4.III.1}, x_{f4.III.2}] \end{bmatrix} \tag{2.22}$$

Здесь $m_{4.III.1}$, $m_{4.III.2}$ – массы первого и второго звена III штанги; $x_{04.I}$, $x_{0\,4.III}$ – начальные положения I и III звена; $x_{f4.III.1}$, $x_{f4.III.2}$ – конечные положения после выдвижения первого звена I и III штанги, $x_{f4.III.2}$ – конечное положение после выдвижения второго звена III штанги; $F_{тр4.I.1}$, $F_{тр4.I.2}$, $F_{тр4.III.1}$, $F_{тр4.III.2}$ – силы трения при выдвижении соответствующих звеньев соответствующих штанг.

Таким образом, уравнения (2.20), (2.21), (2.22) описывают динамику выдвижения штанги, состоящей из 3 секций.

Примем, что выдвижение штанги происходит в безгравитационном пространстве. Поскольку значения масс КА и рефлектора со штангой соизмеримы, то, учитывая третий закон Ньютона, получим

$$F_{1\to 2} = F_{2\to 1}, \tag{2.23}$$

$$m_1 a_1 = -m_2 a_2, \tag{2.24}$$

где $F_{1\to 2}$ – сила, с которой первое тело действует на второе тело, $F_{2\to 1}$ – сила, с которой второе тело действует на первое тело, m_1, m_2 – масса первого и второго тела (КА и рефлектора), a_1, a_2 – ускорение первого и второго тела соответственно.

Можно вычислить ускорение системы КА, штанга, рефлектор относительно неподвижной системы координат как

$$\dot{a} = \dot{a_1} + \dot{a_2}.$$

Решение данной задачи необходимо при учёте пространственного положения КТР, так как для сохранения заданной орбиты, при a≠0, требуется применить корректирующее управление. В рассматриваемой задаче необходимо управлять системой развертывания и поддержания формы КТР без учёта его пространственного положения.

2.3 Настройка формы радиоотражающего сетеполотна

Рассмотрим настройку радиоотражающего сетеполотна крупногабаритной трансформируемой космической конструкции. Внешний вид антенны представлен на рисунке 1.3. Конструктивно антенна состоит из силового каркаса, формообразующей структуры и радиоотражающего сетеполотна.

Формообразующая структура предназначена для формирования формы радиоотражающей поверхности рефлектора и поддержания её в процессе всего срока эксплуатации спутника. Она состоит из фронтальной и тыловой сетей, связанных между собой системой вант.

Для образования и поддержания формы рефлектора, фронтальная и тыловая сети соединены вантовыми подкреплениями (оттяжками). Ванты соединяют противолежащие узлы сетей. Наземная настройка заключается в подстройке начальных длин оттяжек с учетом влияния сил гравитации и системы обезвешивания.

Вантовая система является основой для построения системы поднастройки. Миниатюрные мехатронные модули могут быть расположены на каждом из подстраиваемых вант. В основе мехатронного узла лежит миниатюрный линейный привод.

Для управления формой радиоотражающего сетеполотна необходимо задействовать мехатронные модули, актюаторы, встроенные в ванты. Ввиду того, что сетеполотно имеет не жёсткую структуру, то при активной настройке возможны колебания сети. Их форма и характер зависит, как от количества актюаторов, так и от возможности одновременным управлением их определённым количеством.

2.3.1 Настройка сетеполотна в одной плоскости

Рассмотрим плоскую модель управления формой сетеполотна. На рисунке 2.12 приведена одна спица, два главных радиальных шнура тыльной и фронтальной сетей и ванты, идущие между ними.

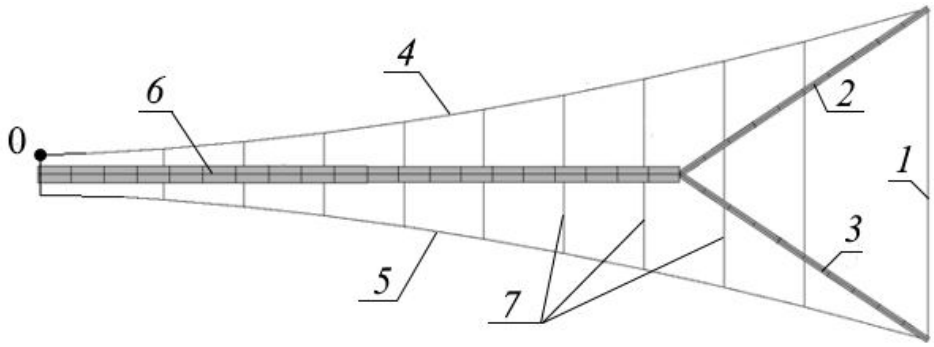


Рисунок 2.12 – Ванты, спица и главные радиальные шнуры (вид сбоку)

Здесь 1 – шнур, соединяющий концы звеньев 2 и 3 (позволяющие задать параболическую форму сетеполотна), 2 и 3 – концевые звенья спицы, 4 – главный радиальный шнур фронтальной сети, 5 – главный радиальный шнур тыльной сети, 6 – корневое звено спицы, 7 – ванты, соединяющие главные радиальные шнуры с узлами фронтальной и тыльной сетей.

Для определения необходимой формы зададим желаемую форму параболической поверхности и начало координат рисунок 2.13.

В качестве начала координат выберем точку крепления главного радиального шнура фронтальной сети к основе силового каркаса (точка 0 на рисунке 2.12).

Уравнение желаемой параболы определяется из условия разности высоты края и центра фигуры на величину равную 6.25 м при радиусе рефлектора в 50 м. В итоге получим уравнение $y = 0.0025x^2$.

Ввиду симметрии левой и правой ветвей параболы, а также принимая во внимание тот факт, что центральная точка в основании корневого звена спицы и концевые точки жестко закреплены, исследуется управление только правой части. На данном участке находится 10 вант, в каждой ванте находится по 1 актюатору. Настройка формы происходит путём изменения длины ванты в каждой точке крепления ванты к фронтальной сети.

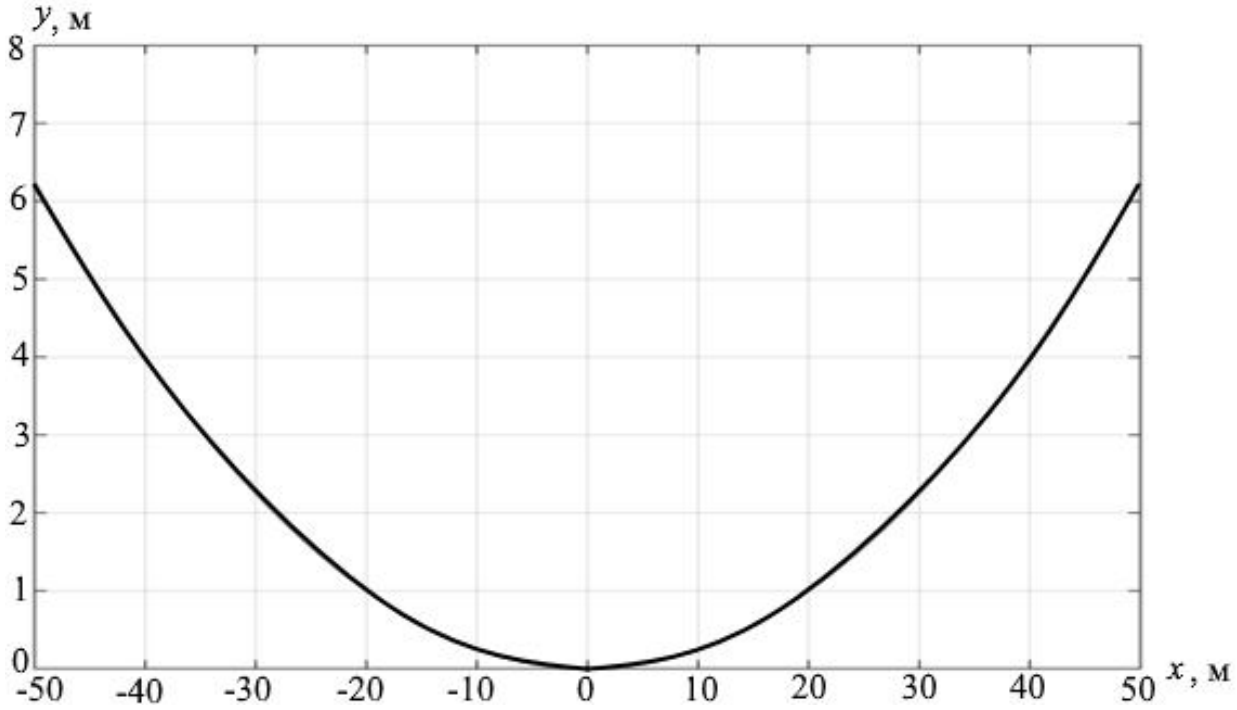


Рисунок 2.13 – Желаемая форма параболы

В наземных условиях задана форма радиоотражающей поверхности с минимально возможным СКО от желаемой формы. Максимальное допустимое СКО определяется из формулы $\sigma = \sum_{n=1}^{10} \sqrt{\frac{(\sqrt{(x_n - \tilde{x})^2 - (y_n - \tilde{y})^2})^2}{n}}$, где n – количество вант, x_n – измеренная координата точки по x, y_n – измеренная координата точки по y, $\tilde{x}$ и $\tilde{y}$ – желаемые значения координаты x и y. Максимальное СКО равно 1 мм.

Расстояние равное диапазону изменению координаты y в каждой точке равно 10 мм. От начального заданного положения имеется возможность изменять положение точки по оси $0y$ на расстояние равное ±5 мм. Учёт координаты по оси $0x$ необходим вследствие того, что при натяжении первой ванты по оси $0y$, ввиду некоторой упругости материала сетеполотна, происходит сдвиг соседней точки по двум осям, чем дальше находится точка от места приложения силы, тем меньше наблюдается сдвиг (рисунок 2.14).

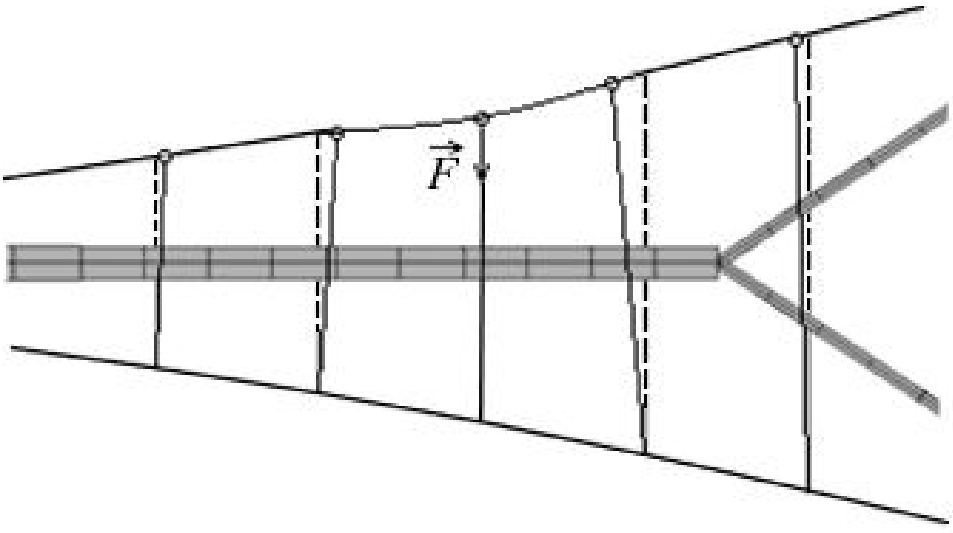


Рисунок 2.14 – Уход соседних точек по двум осям

Исходя из вышесказанного, предполагается управление натяжением вант производить поточечно, пропуская одну точку или две. Так как в этом случае пропускаемая точка должна вернуться в своё истинное положение по оси $0x$. Например, 1 точка, 3 точка, 2 точка, 4 точка, 3 точка, 5 точка и так далее.

В случае возможности управлением сразу несколькими точками алгоритм сохраняется такой же, но пропускается большее количество точек. В противном случае необходимо управлять сразу всеми точками.

Учитывая, что отражающие сетеполотно имеет форму параболы и кривизна кривой растёт с удалением от начала координат, для сохранения заданной диаграммы направленности необходимо располагать актюаторы не равномерно по всей длине, а увеличивая их число ближе к краям. Так как предполагается, что фронтальная сеть между двумя соседними точками принимает вид прямой.

Выведем уравнения, описывающие зависимость формы сетеполотна от силы натяжения в определённых точках этого полотна. Для этого определим форму, которую имеет фронтальная сеть. Рассмотрим случай настройки формы отражающей поверхности в космическом пространстве путём натяжения формы только в одной плоскости.

Рассмотрим часть сетеполотна с двумя фиксированными точками (*A* и *B*) и приложенной силой между ними (рисунок 2.15). Запишем уравнение равновесия для такой системы, при условии, что стрела провисания нити мала по сравнению с горизонтальным пролётом между этими фиксированными точками [97].

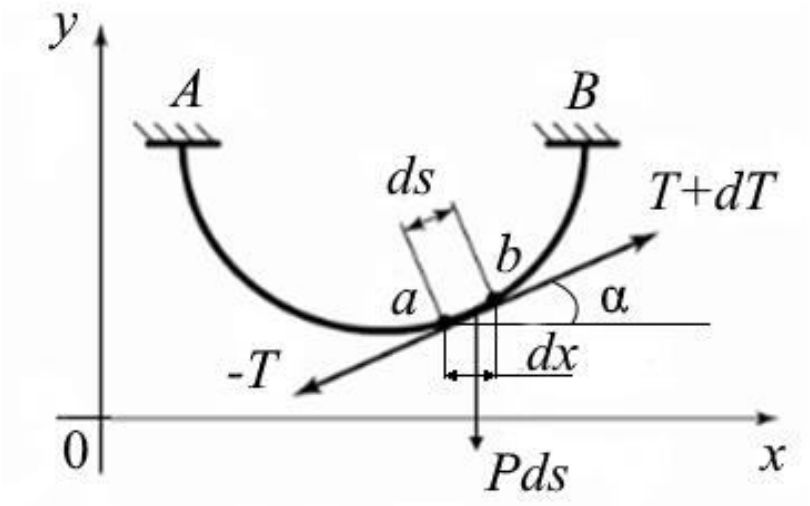


Рисунок 2.15 – Силы в сетеполотне при заданном натяжении

Примем, что сила натяжения нити T равна константе и приложение силы P происходит достаточно медленно, и можно считать данный режим статическим. Рассмотрим равновесие элемента нити $ab = ds$. В точке a на нить действует

натяжение нити T, тогда в точке b будет действовать сила $T + dT$. Помимо этого на элемент ds действует сила Pds.

Тогда, использовав графический метод [74], то есть записав проекции действующих сил на оси координат, можно получить

$$0x:\ (T + dT)\frac{dx}{ds} - T\frac{dx}{ds} = 0,$$

$$0y:\ (T + dT)\frac{dy}{ds} - T\frac{dy}{ds} - Pds = 0.$$

Раскрыв скобки и проделав необходимые математические преобразования, получим $dT\frac{dx}{ds} = 0$ и $\frac{d}{ds}(T\frac{dy}{ds}) - P = 0$. Из первого выражения следует, что $T\frac{dx}{ds} = C_1 = const$, то есть проекция натяжения на ось x есть величина постоянная.

Сила натяжения T направлена по касательной к кривой фронтальной сети. Тогда можно записать, что $\cos\alpha = \frac{dx}{ds}$ и $C_1 = T \cdot \cos\alpha$, где α – угол между касательной к кривой сетеполотна и осью $0x$. Силу воздействия на сеть запишем как $P = q(x)\frac{dx}{ds}$, где $q(x)$ – распределённая по длине нагрузка (в случае наличия n точек натяжки можно записать $\frac{1}{n}\sum P_i$, где i – i-ая точка приложения силы).

Нить сетеполотна, находящаяся в равновесии под действием вертикальной нагрузки, имеет форму параболы [74].

Определим форму радиоотражающего сетеполотна по трём точкам в зависимости от приложенной силы P (рисунок 2.16). Точки 0 и B будем считать жёстко закреплёнными и не перемещающимися. Примем, что отрезки $0C$ и CB являются параболами с пересечением в точке C. Тогда для этих парабол, приняв, что подстрочные индексы 1 и 2 обозначают принадлежность к первой и второй параболе соответственно, запишем

$$0C:\ y_1 = \frac{q}{C_{11}}(\frac{x^2}{2} - \delta_1 x) + E_1,$$

$$CB:\ y_2 = \frac{q}{C_{12}}(\frac{x^2}{2} - \delta_2 x) + E_2 .$$

Запишем проекции действующих сил в точке C на оси

$$0x:\ -T_1 \cos\alpha_1 + T_2 \cos\alpha_2 = 0, \tag{2.25}$$

$$0y:\ -T_1 \sin\alpha_1 + T_2 \sin\alpha_2 - P = 0. \tag{2.26}$$

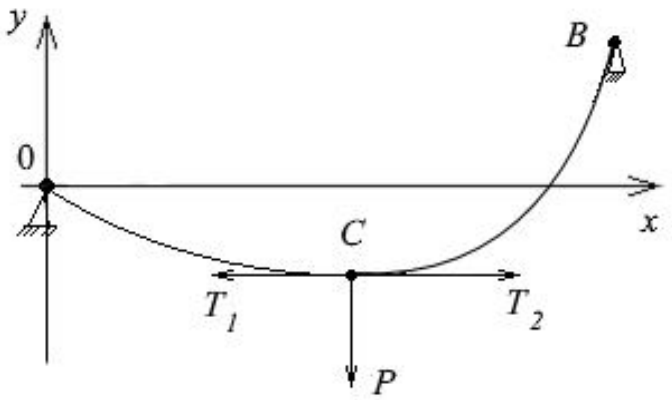


Рисунок 2.16 – Форма сетеполотна при приложении силы P

Из (2.25) получаем $C_1 = C_2 = C$. Далее, подставив $T_1 = T_2 = \frac{C}{\cos\alpha_1} = \frac{C}{\cos\alpha_2}$ в (2.26), получаем

$$-Ctg\alpha_1 + Ctg\alpha_2 - P = 0.$$

Для общей точки C из условия $y_1 = y_2$ находим

$$\frac{q}{C_{11}}(\frac{x^2}{2} - \delta_1 x) = \frac{q}{C_{12}}(\frac{x^2}{2} - \delta_2 x) + E_2 .$$

Для настройки формы радиоотражающей поверхности необходимо выбрать точку настройки, отрегулировать её положение и сравнить получившуюся кривую с желаемой кривой. Увеличение числа точек регулирования ведёт к увеличению числа уравнений, связывающих каждую точку с другой.

2.3.2 Настройка сетеполотна в пространстве

Для определения формы радиоотражающего сетеполотна в пространстве удобно представить её в виде мембраны. Тогда дифференциальное уравнение мембраны можно описать уравнением Лапласа [94]

$$\frac{\partial^2 z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 z}{\partial y^2} = -\frac{q}{S}, \tag{2.27}$$

где *x, y, z* – оси координат, *q* – распределённая нагрузка, *S* – площадь поверхности.

При решении задачи определения формы радиоотражающего сетеполотна удобно перейти к полярным координатам, так как рефлектор имеет форму параболоида. В этом случае, в силу симметрии, уравнение описывающее прогиб мембраны, сводится к следующему:

$$\frac{\partial^2 w}{\partial \rho^2} + \frac{1}{\rho}\frac{\partial w}{\partial \rho} = -\frac{p}{S}. \tag{2.28}$$

При задании произвольного вида фронтальной сети механика гибких нитей позволяет определять необходимые усилия и длины вант. Чем сложнее форма поверхности, тем больше необходимо делать сечений плоскостей, соответственно, увеличивая количество уравнений в общей системе. Применив уравнения Лапласа для случая симметричного тела вращения, например, параболоида, можно значительно уменьшить вычислительные трудности, однако для сложной формы принятие сетеполотна за мембрану ведёт к проигрышу по сравнению с механикой гибких нитей.

2.3.3 Математические модели актюаторов

В качестве актюаторов рассматривались пьезопривод и ДПТ.

2.3.3.1 Пьезопривод

Рассмотрим применение пьезоактюатора [50]. Отметим, что применение пьезоэлектрических элементов общеизвестно, например, для регистрации деформации деталей конструкции, когда пьезоэлементы устанавливаются на деталях и перемещаются по мере деформирования детали. С другой стороны, пьезоэлементы оказывают целенаправленное воздействие на деталь, в частности, деформируют ее. В авиации пьезоэлементы применяются для аэродинамических профилей, сонаров, гидрофонов, гироскопов, а также для больших вогнутых зеркал, например в телескопах, и во многих других случаях [79, 117].

Пьезоэлектрические материалы и элементы на их основе высоконадежны, устойчивы к воздействию различных агрессивных сред, имеют малые массогабаритные показатели, высокую радиационную стойкость и термостойкость, диэлектрическую природу [13]. Данные свойства особенно важны при проектировании аппаратуры, предназначенной для работы в космосе. В связи с этим в ряде работ рассматривается использование данного типа актюаторов в космической отрасли [122].

Для решения задачи управления пьезоактюатором следует определиться с его конструктивными особенностями и на основании этого ввести ряд условий и допущений.

Будем считать, что пьезоактюатор, закрепленный на тыльной сети рефлектора КА, неподвижен, имеет известные первоначальные размеры: l_0, S – начальная длина и поперечное сечение актюатора. Первоначальный размер изменяется под действием электрического поля, перемещая приведенную массу m_0. Таким образом, суммарная масса m_Σ состоит из массы самого пьезоактюатора m_a и перемещаемой массы.

При дальнейшем решении задачи принимаются также следующие допущения:

- изменение размера актюатора на один-два порядка меньше его изначального размера;

- актюатор допустимо рассматривать как один монолитный элемент;

- актюатор перемещается только вдоль одной оси.

С учетом принятых допущений и условий воспользуемся математической моделью Никольского [77] для монолитного пьезоэлемента, который рассматривается как объект с сосредоточенными параметрами.

Система дифференциальных уравнений, описывающих пьезоэлемент с исполнительным органом, имеет вид [77]

$$\begin{aligned} \Delta\dot{l} &= V, \\ \dot{V} &= \frac{K_0 U + F_{\text{с}} - K_{\text{у}}\Delta l - K_{\text{д}} V}{m_{\Sigma}}, \\ \dot{U} &= \frac{e_n}{C_0 R_{\text{вт}} K_{\text{д}}} - \frac{U}{C_0 R_{\text{вт}} K_{\text{д}}} - \frac{K_n V}{C_0 K_{\text{д}}}, \end{aligned} \tag{2.29}$$

где Δl – изменение длины (ход) актюатора, V – скорость выдвижения актюатора, K_0 – коэффициент обратного пьезоэффекта, U – напряжение, приложенное к электродам актюатора, $F_{\text{с}}$ – статическое усилие, $K_{\text{у}}$ – коэффициент упругости, $K_{\text{д}}$ – коэффициент внутреннего демпфирования, e_n – напряжение от источника электродвижущей силы, C_0 – ёмкость, $R_{\text{вт}}$ – внутреннее сопротивление, K_n – коэффициент прямого пьезоэффекта.

В этой линейной динамической модели пьезоактюатора (2.29) не учтено влияние потерь на внутреннее трение (механические потери) и дипольную релаксацию (диэлектрические потери). Дипольная релаксация и внутреннее трение – это сложные и многообразные процессы, действующие на молекулярном и даже на электронном уровне. Эта модель актюатора может рассматриваться в качестве первого приближения.

2.3.3.2 Двигатель постоянного тока

Электродвигатели являются одним из самых массовых изделий электротехники. Ввиду своего предназначения (перевод электрической энергии в механическую) данный тип двигателя нашёл своё применение во многих областях техники [21, 127]. Это объясняется широким диапазоном и плавностью регулирования скорости вращения электродвигателя.

Несмотря на то, что электрическая машина хорошо известна и имеются подробные математические модели, описывающие процессы, проходящие при её работе, управление, в частности электрическим двигателем постоянным током, является актуальной задачей [25, 129, 132]. Дело в том, что в зависимости от конкретно поставленной задачи будут различаться и алгоритмы управления.

Система уравнений, описывающая ДПТ с учётом угла поворота вала, имеет вид [21, 127]:

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_{\text{М}} &= \omega_{\text{ДЕ}}, \\ \dot{\omega}_{\text{ДЕ}} &= \frac{k_m I_{\text{я}} - M_{\text{ВН}}}{J_{\text{я}}}, \\ \dot{I}_{\text{я}} &= \frac{U_a - R_{\text{я}} I_{\text{я}} - k_e \omega_{\text{ДЕ}}}{L_{\text{я}}}, \end{aligned} \tag{2.30}$$

где $\varphi_{\text{М}}$ – угол поворота вала двигателя, $\omega_{\text{ДЕ}}$ – угловая скорость вращения вала двигателя, k_m – коэффициент пропорциональности (постоянная момента двигателя), $I_{\text{я}}$ – ток якоря, $M_{\text{ВН}}$ – момент внешних сил, $J_{\text{я}}$ – момент инерции ротора двигателя, U_a – внешнее напряжение, $R_{\text{я}}$ – активное сопротивление обмотки якоря, k_e – коэффициент пропорциональности (постоянная ЭДС двигателя). $L_{\text{я}}$ – индуктивность якорной обмотки, Δl – изменение длины ванты. В качестве редуктора рассматривается диск радиуса $R_{\text{р}}$, который одевается непосредственно на вал двигателя и обеспечивает изменение длины ванты на длину $\Delta l = \varphi_{\text{М}} R_{\text{р}} \pi / 180^{\circ}$.

2.4 Совместное раскрытие элементов

В ходе исследования было предложено осуществлять одновременное раскрытие нескольких звеньев КТР космического базирования для уменьшения времени выведения аппарата в рабочее положение.

Рассмотрим задачу раскрытия корневого звена 1 и одновременное выдвижение промежуточного звена 2 концевых звеньев силового каркаса, представленных на рисунке 2.17.

Необходимо за определённое время развернуть корневое звено спицы и одновременно выдвинуть промежуточное звено. На основе работ [59, 76] рассмотрим математические модели угловой и поступательной компоненты движения элементов конструкции.

При вращательном движении тела происходят следующие процессы:

- растяжение материала, причём абсолютное растяжение Δl зависит от угловой скорости вращения и влияет на момент инерции тела I;
- изгиб тела относительно его средней линии.

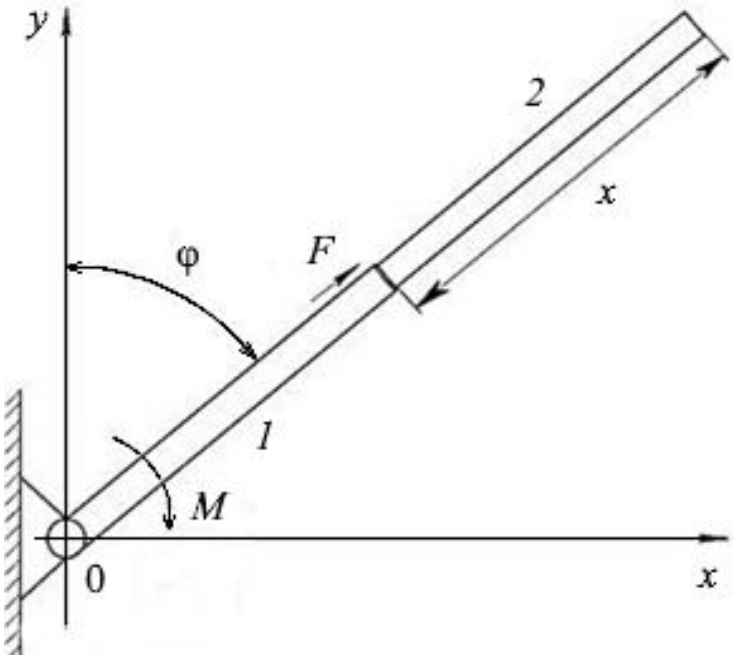


Рисунок 2.17 – Схема одновременного раскрытия звеньев спицы

Выражение для прогиба h [92] (отклонение спицы от луча с углом φ) в первом приближении имеет вид

$$h = \frac{Ml^2}{2EI_{\text{изг}}}. \tag{2.31}$$

Продольную деформацию штанги $\Delta x_{\text{сж}}$ [26], возникающую при её выдвижении, можно записать в виде

$$\Delta x_{\text{сж}} = \frac{Fx}{ES}. \tag{2.32}$$

Система, описывающая совместное раскрытие элементов КТР, имеет вид

$$\begin{aligned}
&\dot{\varphi} = \omega,\\
&\dot{\omega} = \frac{M_{\text{п}} - M_{\text{тр}} - M_{\text{упор}} - M_{\text{ф}}}{I},\\
&\dot{h} = \frac{Ml^2}{2EI_{\text{изг}}},\\
&\dot{x} = V,\\
&\dot{V} = \frac{F_{\text{п}} - F_{\text{тр}} - F_{\text{упор}} - F_{\text{ф}}}{m},\\
&\Delta\dot{x}_{\text{сж}} = \frac{Fx}{ES}.
\end{aligned} \tag{2.33}$$

Отметим, что в данном случае неприменимо использование уравнений (2.10) и (2.20), так как при совместном раскрытии элементов будет изменяться момент инерции. Вследствие чего необходимо использовать упрощённые выражения для продольных и поперечных деформаций. Это не позволит получить собственные частоты колебаний, но даст возможность оценить характер переходных процессов. А для предполагаемых деформаций получить среднее значение.

Выводы по главе

В результате разработки математической модели раскрытия подвижных частей трансформируемых космических конструкций были получены модели вращательного и поступательного движения.

Системы дифференциальных уравнений, описывающие раскрытие КТР, возможно применять для конструкций с различными параметрами, от изменения материала, массы, габаритов до выбора управляющего органа. Таким образом, она является универсальной и может применяться при решении широкого круга задач.

Данные модели позволяют рассматривать сколь угодно много собственных частот колебаний спицы, а также находить изгиб h и сжатие $\Delta x_{сж}$ в любой точке спицы за счёт разделения этих переменных в зависимости от длины и времени.

Для выбранного типа рефлектора допустимо применять механику гибких нитей для определения формы и настройки радиоотражающего сетеполотна. Рассматривая задачу в одной плоскости с настройкой формы по трем точкам, можно определить усилия, необходимые для оттяжки нити и задания необходимой формы.

Полученные уравнения позволяют рассчитывать усилие оттяжки для нитей из разных материалов и при разных начальных условиях натяжения.

Данный подход можно расширить на *n*-ное количество точек как в одной плоскости, так и в трехмерном пространстве, что приведёт к увеличению числа уравнений, которое будет зависеть от степени точности. Также можно рассматривать зависимость соседних или же нескольких точек.

В качестве актюаторов для настройки формы радиоотражающей поверхности рассмотрены пьезопривод, ДПТ. Это позволяет в зависимости от задачи выбрать наиболее выгодный вариант исполнительного устройства.

Получена математическая модель, позволяющая осуществлять одновременное раскрытие нескольких звеньев КТР космического базирования для уменьшения времени выведения аппарата в рабочее положение.

3 ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ РАСКРЫТИЯ И СОЗДАНИЯ ФОРМЫ

Оптимизация процесса создания и поддержания формы КТР космического базирования является сложной задачей. Построение устойчивых алгоритмов поиска оптимальной траектории в реальном масштабе времени затруднено, а зачастую невозможно ввиду трудности обеспечения сходимости решения возникающих из принципа максимума [34, 36, 38, 40, 69, 70, 106] двухточечных краевых задач. Поэтому требуется разработать методику и алгоритмы, которые позволят получать надежное решение задачи оптимизации траектории в реальном времени.

Одним из возможных подходов к решению задачи синтеза оптимального управления является разработка алгоритма оптимизации движения с коррекцией параметров структуры управления [34, 38]. При этом управление может вычисляться в реальном времени в процессе движения как функция текущих значений фазовых координат. В этом случае из применения принципа максимума определяется структура управления, параметры которой оптимизируются во вспомогательной задаче.

В зависимости от того, какую информацию предполагается использовать при реализации искомого управления, можно сформулировать два типа задач управления [70]: 1) задача синтеза управления; 2) задача программирования управления.

В задаче программирования управления никакая текущая информация (кроме начальных условий) об объекте не используется. Программа заранее закладывается в блок управления развертыванием КТР. Вследствие этого отпадает необходимость в датчиках, что уменьшает общий вес КА и увеличивает допустимую массу полезной нагрузки.

При необходимости в режиме реального времени менять стратегию управления, для выполнения поставленной задачи при наличии возмущений и

шумов измерений следует применять синтез управления стохастической системой. При данном подходе возможно использование теоремы разделения [37, 69, 106], когда решение задачи стохастического оптимального управления разделяется на задачу управления при полной информации о векторе переменных состояния и задачу оптимальной фильтрации.

Рассмотрим задачу разворота, выдвижения спицы и настройки сетеполотна при наличии наблюдений по полным данным и при отсутствии шумов в этих наблюдениях.

3.1 Раскрытие спицы рефлектора

Система дифференциальных уравнений, описывающая поведение системы при вращательном раскрытии спицы, имеет вид (2.10).

Начальное и конечное значения угла поворота φ определяются заданием угла поворота спицы. Ввиду того что спица разворачивается из начального транспортировочного положения, примем начальное значение угла поворота $\varphi_0 = 0$. Спица фиксируется при достижении угла поворота $\varphi_f = \pi/2$. Поскольку спица в начальном положении находится в состоянии покоя, то соответственно угловая скорость $\omega_0 = 0$, прогиб $h_0 = 0$, скорость изгиба $V_{\text{изг}_0} = 0$ и $\frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\partial^4 h}{\partial l^4}\right) = 0$.

Характеристики исполнительного двигателя: число фаз ротора $m_э = 1$, число пар полюсов магнитного поля $p = 1$, действующее значение ЭДС на обмотке статора $E_0 = 5$ В, синхронное сопротивление $X_c = 22 \cdot 10^{-3}$ Ом, угол рассогласования между полем ротора и статора $\vartheta = \pi / 10$ при любой нагрузке.

Момент трения *(2.4)* рассчитывается динамически в процессе моделирования системы.

Для задания моментов упора $M_{\text{упор}}$ *(2.5)* и фиксатора $M_{\text{ф}}$ *(2.6)* необходимо определить коэффициенты $k_{\text{упр}_{\text{упор(ф)}}}$ и $c_{\text{демпф}_{\text{упор(ф)}}}$. Исходя из экспериментальных данных, примем $k_{\text{упр}_{\text{упор}}} = k_{\text{упр}_{\text{ф}}} = 100$, $c_{\text{демпф}_{\text{упор}}} = 30$, $c_{\text{демпф}_{\text{ф}}} = 25$.

Для вычисления момента инерции I спицы необходимо знать её массогабаритные параметры. Были выбраны следующие параметры спицы при моделировании: материал АБС пластик QHF - 0140: плотность материала $\rho = 1600$ кг·м^3, модуль упругости (Юнга) $E = 1.2 \cdot 10^{11}$ Па, длина спицы $a = 9.75$ м, коэффициент Пуассона $\upsilon = 0.3$, масса спицы (всех вложенных звеньев) $m = 32$ кг. Рассматривается круглое сечение спицы R=0.26 м. Момент инерции I будет равняться $I = \frac{1}{2}mR^2 + \frac{1}{3}ma^2 \approx 1150.8$ кг м^2.

Вычислим изгибной момент инерции $I_{\text{изг}}$. Для этого примем, что спица является тонкостенным кольцом в плоскости изгиба. При этом будем вычислять суммарный момент инерции всех звеньев, так как было принято допущение, что в сложенном состоянии звенья жестко закреплены и никаких дополнительных перемещений звеньев относительного друг друга не происходит. В результате $I_{\text{изг}} = \pi R^3 S \approx 7.35 \cdot 10^{-4}$, где S - площадь спицы в поперечном сечении.

Значение коэффициента затухания γ выберем, исходя из таблиц [89, 109]: $\gamma = 0.04$.

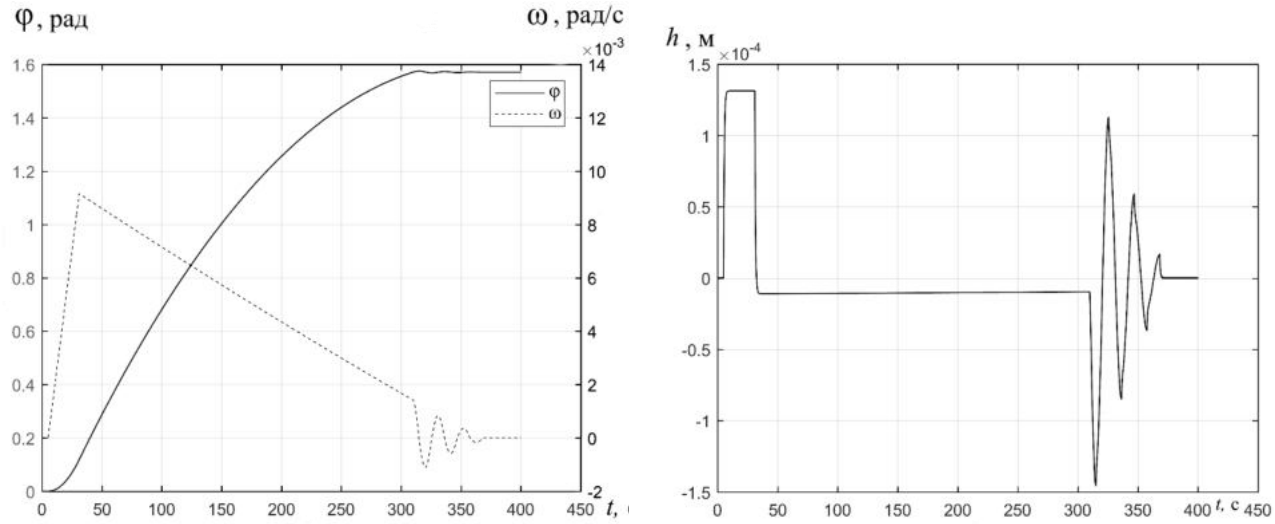
При моделировании будем считать первую форму колебаний на самом конце спицы, так как первая форма вносит самый большой вклад в амплитуду колебаний, а на конце спицы они максимальны. Поэтому предварительно вычислим первую собственную частоту колебаний для случая заделанного левого и свободного правого концов [62] $\omega_{c_{\text{изг1}}} = (1{,}875)^2 / l^2 \sqrt{(EI_{\text{изг}}) / (\rho S)} = 14.465$ Гц.

С учётом функций Крылова [62] определим значения $\partial^4 h / \partial l^4$, исходя из граничных условий при $l = 0$ и $l = a$

$$\frac{\partial^4 h}{\partial l^4} = \frac{\rho S \omega_{\text{с}_{\text{изг1}}}^2}{EI_{\text{изг}}} \sin(\omega_{\text{с}_{\text{изг}_1}} t) = 0.00014 \sin(\omega_{\text{с}_{\text{изг}_1}} t).$$

Моделирование системы дифференциальных уравнений *(2.10)* с оговорёнными выше параметрами осуществлялось методом Эйлера с шагом интегрирования равным 0.001. Наибольший интерес вызывает случай, когда спица достигает конечного положения и задействует упор и фиксатор (рисунок 3.1). В таком случае становятся задействованными все члены, входящие в систему.

На рисунке 3.1а представлена динамика $\varphi(t)$ и $\omega(t)$ при повороте сложенной спицы при подаче напряжения $U_1 = 12$ В длительностью 26 с, начиная с 5 с. Поскольку раскрытие происходит в космическом пространстве, то единственным моментом, тормозящим систему, является момент трения $M_{\text{тр}}$. Этим объясняется длительное торможение спицы, начиная с 31 до 310 с, пока спица не ударяется об упор и не зажимается фиксатором. В следствие чего, начиная с 310 с, наблюдается затухающие колебания $\varphi(t)$, $\omega(t)$ (рисунок 3.1а) и изгиба $h(t)$ (рисунок 3.1б). Максимальный изгиб спицы $h = 0.13$ мм. Затухания объясняются учётом диссипативных сил $D_{\text{изг}}$ (2.8).



а) б)

Рисунок 3.1 – Характер динамики раскрытия спицы: а) график $\varphi(t)$ и $\omega(t)$; б) график $h(t)$

Уменьшения изгиба можно добиться путём изменения характеристик упора и фиксатора для данного вида этих устройств. Более подробно данная проблема разобрана в работах [30, 61]. Данные результаты позволяют сделать выводы о корректности предполагаемой математической модели раскрытия спиц КТР космического базирования.

Примем, что в процессе раскрытия на систему не оказывается никаких возмущающих воздействий и управление осуществляется по полным данным. Процесс получения информации с датчиков (без ошибок) происходит непрерывно.

В качестве регулятора было рассмотрено применение различной структуры ПИД-регулятора, в том числе с ограничениями на управление.

Измерениям доступен полностью вектор переменных состояния $\mathbf{X}_{\text{р}}$. Тогда измерению и вычислению доступны отклонение данного вектора от заданного значения $\Delta\mathbf{X}_{\text{р}} = \mathbf{X}_{\text{р}\,f} - \mathbf{X}_{\text{р}}(t)$, интеграл $\int_0^t \Delta\mathbf{X}_{\text{р}} dt$ и производная $\Delta\dot{\mathbf{X}}_{\text{р}}$. ПИД-регулятор формирует управление в виде [106]:

$$u = k_{\text{п}}\Delta\mathbf{X}_{\text{р}} + k_{\text{и}}\int_0^t \Delta\mathbf{X}_{\text{р}} dt + k_{\text{д}}\Delta\dot{\mathbf{X}}_{\text{р}}, \qquad (3.1)$$

$k_{\text{п}}$, $k_{\text{и}}$, $k_{\text{д}}$ - коэффициенты усиления пропорциональной, интегрирующей и дифференцирующей составляющих.

Проанализировав работу различной структуры ПИД-регулятора, выберем в качестве наилучшего ПИ-регулятор, так как его использование обеспечило удовлетворительное качество переходного процесса по характеристикам, не уступающее структурам П- и ПИД-регулятора. Для перевода системы из начального состояния $\mathbf{X}_{\text{р}}(0) = (0\,0\,0\,0)^T$ в конечное $\mathbf{X}_{\text{р}}(t_f) = (\pi/2\,0\,0\,0)^T$ с отсутсвием перерегулирования по углу разворота φ потребовалось $t_f = 462.2$ с, что больше заданного времени развёртывания равного 130 с. Максимальное значение величины прогиба h составило $h_{\max} = 1.35\cdot10^{-5}$ м.

Можно настроить ПИ-регулятор таким образом, чтобы система достигала конечного значения $\mathbf{X}_{\text{р}}(t_f) = (\pi/2\ 0\ 0\ 0)^T$ за $t_f = 130$ с, но из-за наличия в системе упора и фиксатора колебания спицы продолжаются больше заданного времени (340 с) при максимальной величине прогиба $h_{\max} = 0.0018$ м.

Ввиду неудовлетворительных результатов при использовании ПИД-регулятора, рассмотрим применение оптимального регулятора.

При раскрытии спицы ставится задача отсутствия в ней изменений, вызванных динамическими нагрузками. Также важной остается задача плавного и надежного раскрытия. Исходя из этого, необходимо минимизировать динамические нагрузки. При этом на всём времени развёртывания встаёт задача минимизации прогиба *h*, так как он является эффективным показателем нагрузок, оказываемых на спицу.

Важной харектиристикой является время раскрытия. При этом за время раскрытия принимается не только время, требуемое на перевод спицы из начального положения в конечное, но и время, необходимое для затухания колебаний спицы после установки её на упор и фиксации.

Система дифференциальных уравнений первого порядка для определения прогиба спицы h при её повороте на угол φ имеет вид (2.10), или в общем виде

$$\dot{\mathbf{X}}_{\text{р}} = f(\mathbf{X}_{\text{р}}, u, t), \tag{3.2}$$

где $\mathbf{X}_{\text{р}}$ - вектор состояния, u - вектор управления, t - время.

За управление принимается U_1, $|U_1| \le U_{1\max}$. Вектор состояния системы (3.2) $\mathbf{X}_{\text{р}} = (\varphi\ \omega\ h\ V_{\text{изг}})^T$.

Сформулируем задачу управления. Требуется найти такое управление U_1^*, которое переведет систему (3.2) из начального состояния $\mathbf{X}_{\text{р}}(0) = (0\ \ 0\ \ 0\ \ 0)^T$ в конечное $\mathbf{X}_{\text{р}}(t_f) = (\pi/2\ \ 0\ \ 0\ \ 0)^T$ при минимизации прогиба спицы h при ограничении на управление U_1 за конечное время t_f.

Используем принцип максимума для поиска оптимального управления с учётом постановки задачи минимизации прогиба h на всём времени развёртывания. В качестве целевого рассмотрим интегро-терминальный функционал:

$$J = V_f(\mathbf{X}_\text{р}, t_f) + \int_{t_0}^{t_f} f_0(\mathbf{X}_\text{р}, u, t)dt\,, \tag{3.3}$$

где $V_f = 0.5\left[\mathbf{X}_\text{р}(t_f) - \mathbf{X}_{\text{р}\,f}\right]^T \boldsymbol{\rho}\left[\mathbf{X}_\text{р}(t_f) - \mathbf{X}_{\text{р}\,f}\right]$; $f_0 = \frac{1}{2}\frac{h^2}{k_\text{р}^2}$; $\boldsymbol{\rho} = diag(\rho_1, \rho_2, \rho_3, \rho_4)$, $k_\text{р}$ – коэффициенты; $\mathbf{X}_{\text{р}\,f} = (\varphi_f\ \omega_f\ h_f\ V_{\text{изг}\,f})^T$ - заданные конечные значения соответствующих переменных; $k_\text{р}$ - коэффициент. В системе уравнений (2.10) прогиб h зависит и от времени, и от длины, поэтому для упрощения вычислений в первом приближении прогиб можно принять равным [92] $h = Ml^2 / (2EI_\text{изг})$, где M – общий момент, действующий на спицу. Данное упрощение является допустимым, поскольку мы принимаем, что максимальный прогиб достигается на конце спицы. Спица в каждый момент времени жёстко закреплена одним концом, а второй конец является свободным. На спицу действует момент, приложенный к концу спицы.

Поскольку в терминальную часть функционала (3.3) входят требования не только к конечным значениям угла φ и прогиба h, но и к их производным, то механизмы упора и фиксатора при оптимальном управлении будут нести в себе только функции собственно фиксации спиц при достижении упора, и не приводить к колебаниям в этих механизмах.

С учётом сделанных допущений гамильтониан системы (2.10) примет вид $H = P^T f + f_0$, где $P = [P_\varphi\ P_\omega\ P_h\ P_{V_\text{изг}}]^T$ - вектор сопряжённых переменных, или

$$H = P_\varphi \omega + P_\omega \frac{M_\text{п} - M_\text{тр}}{I} + P_h V_\text{изг} + P_{V_\text{изг}}\left(-\frac{EI_\text{изг}}{\rho S}\frac{\partial^4 h}{\partial l^4} - \gamma\frac{EI_\text{изг}}{\rho S}\frac{\partial^4 V_\text{изг}}{\partial l^4} + \frac{2}{\rho S}\frac{M_\text{п} - M_\text{тр}}{R_\text{дв}}\right) +$$

$$+\frac{1}{8}\frac{l^4}{E^2 I_\text{изг}^2 k_\text{р}^2}(M_\text{п}^2 - 2M_\text{п}M_\text{тр} + M_\text{тр}^2).$$

Найдём сопряженные переменные

$$\dot{P}_{\varphi} = -\frac{\partial H}{\partial \varphi} = 0,\ \dot{P}_{\omega} = -\frac{\partial H}{\partial \omega} = -P_{\varphi},\ \dot{P}_{h} = -\frac{\partial H}{\partial h} = 0,\ \dot{P}_{V_{\text{изг}}} = -\frac{\partial H}{\partial V_{\text{изг}}} = -P_{h};$$

$$P_{\varphi}(t_f) = \rho_1[\varphi(t_f) - \varphi_f],\ P_{\omega}(t_f) = \rho_2[\omega(t_f) - \omega_f],\ P_{h}(t_f) = \rho_3[h(t_f) - h_f], \tag{3.4}$$

$$P_{V_{\text{изг}}}(t_f) = \rho_4[V_{\text{изг}}(t_f) - V_{\text{изг}\,f}].$$

Поскольку на управление наложено ограничение $|U_1| \le U_{1\max}$, то оно определяется из условия [69, 106]:

$$U_1 = \begin{cases} U_1, & |U_1| < U_{1\max}, \\ U_{1\max} sign U_1, & |U_1| \ge U_{1\max}. \end{cases}$$

$\arg\min_{U_1} H$ определяется из условия $\partial H / \partial U_1 = 0$:

$$U_1(t) = \frac{M_{\text{тр}}(t)}{A} - P_{\omega}(t)\frac{4E^2 I_{\text{изг}}^2 k_{\text{р}}^2}{IA} - P_{V_{\text{изг}}}(t)\frac{8E^2 I_{\text{изг}}^2 k_{\text{р}}^2}{A\rho S R_{\text{дв}}}, \tag{3.5}$$

где $A = \dfrac{m_{\text{э}} p E_0}{\omega_1 X_{\text{с}}} \sin\vartheta$.

3.2 Выдвижение спицы рефлектора

Аналогично этапу раскрытия спицы рассмотрим этап выдвижения. Система дифференциальных уравнений, описывающая поведение системы при поступательном раскрытии спицы имеет вид (2.20).

Согласно (2.12) уравнение для $F_{\text{п}}$ будет состоять из уравнения типа (2.3), умноженного на коэффициент k_f, который отвечает за преобразование вращающего момента в толкающую силу. Коэффициент k_f примем для рассматриваемого случая равным 1. Силу трения $F_{\text{тр}}$ примем равной константе.

Для задания сил упора $F_{\text{упор}}$ (2.14) и фиксатора $F_{\text{ф}}$ (2.15) необходимо определить коэффициенты $k_{\text{упр}_{\text{упор(ф)}}}$ и $c_{\text{демпф}_{\text{упор(ф)}}}$. Исходя из экспериментальных данных, примем $k_{\text{упр}_{\text{упор}}} = k_{\text{упр}_{\text{ф}}} = 100$, $c_{\text{демпф}_{\text{упор}}} = 50$, $c_{\text{демпф}_{\text{ф}}} = 15$.

Параметры спицы были определены в предыдущем разделе. Примем, что необходимо выдвинуть второе звено, совместно с вложенными в него третьим и четвёртым звеньями, из первого звена.

При моделировании будем считать первую форму колебаний на самом конце спицы, так как первая форма вносит самый большой вклад в амплитуду колебаний, а на конце спицы они максимальны. Поэтому предварительно вычислим первую собственную частоту колебаний для случая заделанного левого и свободного правого концов [62] $\omega_{\text{с}_{\text{прод}\,1}} = \pi / (2x)\sqrt{E / \rho} = 4157$ Гц.

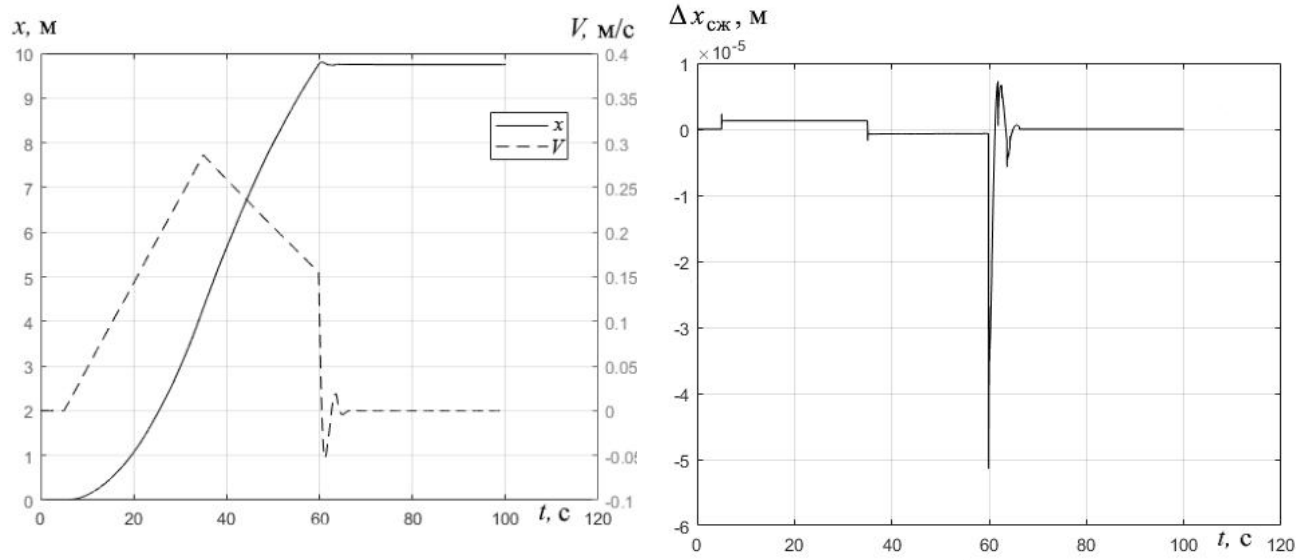
Значение коэффициента затухания γ выберем, исходя из таблиц [89, 109]: $\gamma = 0.04$.

С учётом функций Крылова [62] определим значения $\partial^2 \Delta x_{\text{сж}} / \partial x^2$, исходя из граничных условий при $x = 0$ и $x = x_{\text{выдв}}$

$$\frac{\partial^2 \Delta x_{\text{сж}}}{\partial x^2} = 5.543 \cdot 10^{-5} \sin(\omega_{\text{с}_{\text{прод}1}} t).$$

Моделирование системы дифференциальных уравнений (2.20) с оговорёнными выше параметрами осуществлялось методом Эйлера с шагом интегрирования равным 0.001. Наибольший интерес вызывает случай, когда спица достигает конечного положения и задействует упор и фиксатор (рисунок 4.15). В таком случае становятся задействованными все члены, входящие в систему.

На рисунке 3.2а представлена динамика $x(t)$ и $V(t)$ при подаче напряжения $U_1 = 12$ В длительностью 30 с, начиная с 5 с. Поскольку раскрытие происходит в космическом пространстве, то единственной силой тормозящей систему является сила трения $F_{\text{тр}}$.



а) б)

Рисунок 3.2 – Характер динамики раскрытия спицы: а) график $x(t)$ и $V(t)$; б) график $\Delta x_{\text{сж}}(t)$

Ввиду того, что помимо сил трения в двигателе при выдвижении спицы присутствует сила трения, зависящая от принципа вложения спиц, телескопическое раскрытие происходит быстрее, чем вращательное развёртывание. Спица достигает упора и фиксируется на 60-й с. Вследствие чего, начиная с 60 с, наблюдается затухающие колебания $x(t)$, $V(t)$ (рисунок 3.2а) и сжатия $\Delta x_{\text{сж}}(t)$ (рисунок 3.2б). Максимальное сжатие спицы составило $\Delta x_{\text{сж}} = 5.14 \cdot 10^{-5}$ м или $\Delta x_{\text{сж}} = 0.0514$ мм. Затухания объясняются учётом диссипативных сил $D_{\text{прод}}$ (2.18).

При рассмотрении $\Delta x_{\text{сж}}$ на интервале $t \in [5;5.5]$ (рисунок 3.3) видно, что при начале движения спицы возникают высокочастотные затухающие колебания. Аналогичная картина наблюдается и в момент, когда выключается двигатель.

Уменьшения сжатия можно добиться путём изменения характеристик упора и фиксатора для данного вида этих устройств. Более подробно данная проблема разобрана в работах [30, 44, 61, 130].

Промоделируем систему с другими параметрами. Поскольку собственная частота колебаний спицы $\omega_{c_{\text{прод}_k}}$ и $\frac{\partial^2 \Delta x_{\text{сж}}}{\partial x^2}$ зависят больше от материала спицы, то

интерес представляет моделирование выдвижения спицы из другого материала. Результаты же динамики раскрытия 3 и 4 звена оказываются аналогичными представленным на рисунках 3.2 и 3.3.

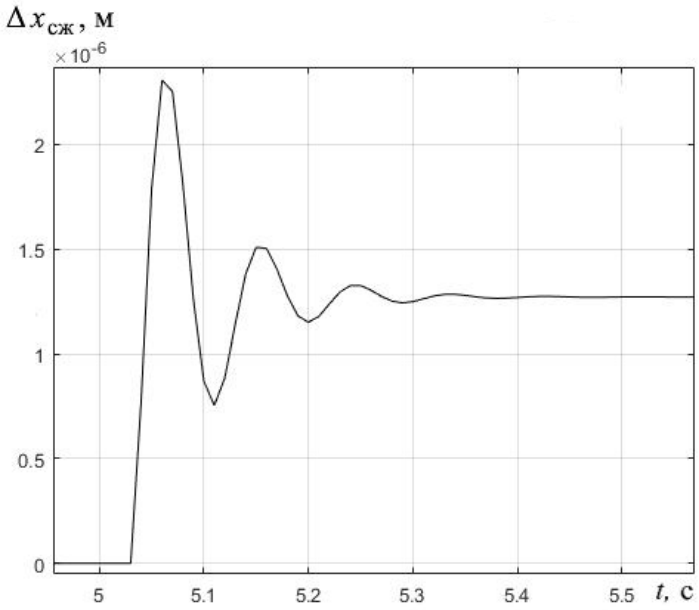
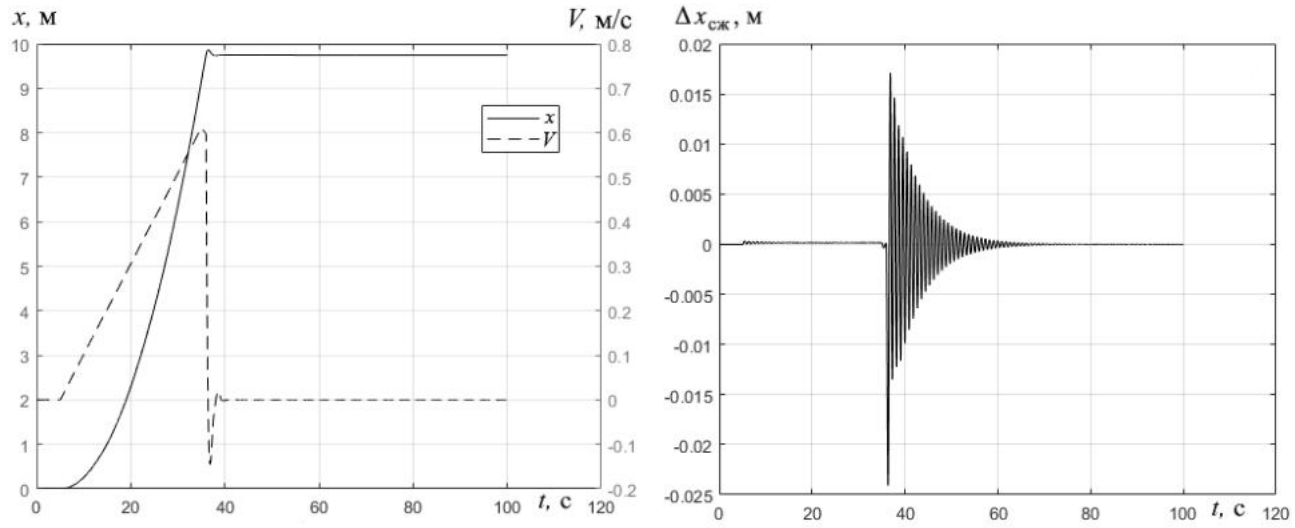


Рисунок 3.3 – График $\Delta x_{сж}(t)$

Для примера и верификации полученной математической модели рассмотрим резиновую спицу с габаритными параметрами аналогичными спице из АБС пластик QHF – 0140 и плотностью материала $\rho = 1000$ кг·м^3, модулем упругости (Юнга) $E = 0.9 \cdot 10^9$ Па, массой спицы (выдвигаемых звеньев) $m_{выдв} = 15$ кг.

При поставленной задаче собственная частота спицы $\omega_{с_{прод1}} = 104.97$ Гц. На двигатель также подаётся напряжение питания $U_1 = 12$ В длительностью 30 с, начиная с 5 с.

При изменении параметров раскрываемой конструкции характер динамики раскрытия значительно изменяется (рисунок 3.4). Ввиду уменьшения массы $m_{выдв}$ спица достигает упора и фиксируется быстрее (рисунок 3.4а) за 36 с. Максимально значение сжатия спицы достигает значения $\Delta x_{сж} = 25$ мм, при этом наблюдается затухающие колебания. Время затухания колебаний при снятии напряжения питания с двигателя составляет порядка 50 с.



а) б)

Рисунок 3.4 – Характер динамики раскрытия спицы: а) график $x(t)$ и $V(t)$; б) график $\Delta x_{\text{сж}}(t)$

Данные результаты позволяют сделать выводы о корректности предполагаемой математической модели раскрытия спиц КТР космического базирования.

В дальнейшем будем рассматривать первоначальные параметры спицы. Измерениям доступен полностью вектор переменных состояния $\mathbf{X}_{\text{в}}$. Тогда измерению и вычислению доступны отклонение данного вектора от заданного значения $\Delta\mathbf{X}_{\text{в}} = \mathbf{X}_{\text{в}\,f} - \mathbf{X}_{\text{в}}(t)$, интеграл $\int_0^t \Delta\mathbf{X}_{\text{в}} dt$ и производная $\Delta\dot{\mathbf{X}}_{\text{в}}$. ПИД-регулятор формирует управление в виде (3.1).

Проанализировав работу различной структуры ПИД-регулятора в качестве наилучшего был выбран ПИ-регулятор, так его использование обеспечило удовлетворительное качество переходного процесса по характеристикам не уступающим структурам П- и ПИД-регулятора. Для перевода системы из начального состояния $\mathbf{X}_{\text{в}}(0) = (0\,0\,0\,0)^T$ в конечное $\mathbf{X}_{\text{в}}(t_f) = (9.5\,0\,0\,0)^T$ с отсутсвием перерегулирования по длине выдвижения x потребовалось $t_f = 113$ с, что больше заданного времени развёртывания. Максимальное значение величины сжатия спицы $\Delta x_{\text{сж}}$ составило $\Delta x_{\text{сж max}} = 0.5 \cdot 10^{-6}$ м.

Можно настроить ПИ-регулятор таким образом, чтобы система достигала конечного значения $\mathbf{X}_{\text{в}}(t_f) = (9.5\,0\,0\,0)^T$ за $t_f = 100$ с, но из-за наличия в системе упора и фиксатора колебания спицы продолжаются больше заданного времени (105 с) при максимальной величине сжатия спицы $\Delta x_{\text{сж}} = 1.42 \cdot 10^{-5}$ м. Особенностью продольных колебаний в отличие от поперечных, возникающих при развороте спицы, является их высокая частота и быстрое время затухания.

Так как не удалось выполнить поставленной задачи при применении ПИД-регулятора, рассмотрим применение оптимального регулятора.

Система дифференциальных уравнений, описывающих динамику выдвижения спицы, имеет вид (2.20), или в общем виде

$$\dot{\mathbf{X}}_{\text{в}} = f(\mathbf{X}_{\text{в}}, u, t), \tag{3.6}$$

где $\mathbf{X}_{\text{в}}$ – вектор состояния.

Начальное и конечное значения длины выдвижения спицы *x* определяются длиною выдвигаемого участка спицы. Выбор критериев успешной выполненой работы и ограничений, накладываемых при выдвижении штанги, осуществим аналогично вращательнему движению при раскрытии спицы.

Параметры спицы были определены в предыдущем разделе. Примем, что необходимо выдвинуть второе звено из первого звена.

За время раскрытия принимается не только время, требуемое на перевод спицы из начального положения в конечное, но и время, необходимое для затухания колебаний спицы после установки её на упор и фиксации.

Соединение между 1 и 2 звеньями также можно считать без наличия люфтов, поскольку двигатель толкает спицу вперед, а при достижении конечного положения жестко фиксирует её и поджимает.

Управление выдвижением происходит за счёт изменения напряжения питания электродвигателя $u = U_1$, $|U_1| \le U_{1\max}$. Вектор состояния системы (2.20) $\mathbf{X}_{\text{в}} = (x \;\; V \;\; \Delta x_{\text{сж}} \;\; V_{\text{сж}})^T$.

Требуется найти такое управление U_1^*, которое переведет систему (3.6) из начального состояния $\mathbf{X}_{\text{в}}(0)=(0\ 0\ 0\ 0)^T$ в конечное $\mathbf{X}_{\text{в}}(t_f)=(9.5\ 0\ 0\ 0)^T$ при минимизации сжатия спицы $\Delta x_{\text{сж}}$ и ограничении на управление U_1 за конечное время t_f.

Исходя из постановки задачи, целевой критерий примем в виде

$$J=0.5\left[\mathbf{X}_{\text{в}}(t_f)-\mathbf{X}_{\text{в}\,f}\right]^T\boldsymbol{\rho}\left[\mathbf{X}_{\text{в}}(t_f)-\mathbf{X}_{\text{в}\,f}\right]+\frac{1}{2}\int_{t_0}^{t_f}\frac{\Delta x_{\text{сж}}{}^2}{k_{\text{в}}{}^2}dt, \tag{3.7}$$

где $\mathbf{X}_{\text{р}\,f}=(x_f\ V_f\ \Delta x_{\text{сж}\,f}\ V_{\text{сж}\,f})^T$ – заданные конечные значения соответствующих переменных; $\boldsymbol{\rho}=diag(\rho_1,\rho_2,\rho_3,\rho_4)$, $k_{\text{в}}$ – заданные коэффициенты.

В первом приближении сжатие $\Delta x_{\text{сж}}$ можно принять равным [92] $\Delta x_{\text{сж}}=Fl/(ES)$, где F – общая сила, действующая на спицу. Для оптимального управления по критерию (3.7) при наличии в системе упора и фиксатора аналогично случаю раскрытия спицы гамильтониан системы (2.20) примет вид $H=P^Tf+f_0$, где $P=[P_x\ P_V\ P_{\Delta x_{\text{сж}}}\ P_{V_{\text{сж}}}]^T$ – вектор сопряжённых переменных или

$$H=P_xV+P_V\frac{F_{\text{п}}-F_{\text{тр}}}{m_{\text{выдв}}}+P_{\Delta x_{\text{сж}}}V_{\text{сж}}+P_{V_{\text{сж}}}\left(-\frac{E}{\rho}\frac{\partial^2\Delta x_{\text{сж}}}{\partial x^2}-\gamma\frac{E}{\rho}\frac{\partial V_{\text{сж}}}{\partial x}-\frac{F_{\text{п}}-F_{\text{тр}}}{\rho S}\right)+$$

$$+\frac{1}{2}\frac{l^2}{E^2S^2k_{\text{в}}^2}(F_{\text{п}}^2-2F_{\text{п}}F_{\text{тр}}+F_{\text{тр}}^2).$$

Найдём сопряженные переменные

$$\dot P_x=-\frac{\partial H}{\partial x}=0,\ \dot P_V=-\frac{\partial H}{\partial V}=-P_x,\ \dot P_{\Delta x_{\text{сж}}}=-\frac{\partial H}{\partial \Delta x_{\text{сж}}}=0,\ \dot P_{V_{\text{сж}}}=-\frac{\partial H}{\partial V_{\text{сж}}}=-P_{\Delta x_{\text{сж}}};$$

$$P_x(t_f)=\rho_1[x(t_f)-x_f],\ P_V(t_f)=\rho_2[V(t_f)-V_f], \tag{3.8}$$

$$P_{\Delta x_{\text{сж}}}(t_f)=\rho_3[\Delta x_{\text{сж}}(t_f)-\Delta x_{\text{сж}\,f}],\ P_{V_{\text{сж}}}(t_f)=\rho_4[V_{\text{сж}}(t_f)-V_{\text{сж}\,f}]$$

и управление с учётом ограничения $|U_1|\le U_{1\max}$ из условия $\partial H/\partial U_1=0$

$$U_1=\begin{cases}U_1, & |U_1|<U_{1\max},\\ U_{1\max}signU_1, & |U_1|\ge U_{1\max}.\end{cases}$$

$$U_1(t) = \frac{F_{\text{тр}}(t)}{B} + P_{V_{\text{сж}}}(t)\frac{E^2 S^2 k_{\text{в}}^2}{\rho S l^2 B} - P_V(t)\frac{E^2 S^2 k_{\text{в}}^2}{m_{\text{выдв}} l^2 B}, \tag{3.9}$$

где $B = k_f \dfrac{m_{\text{э}} p E_0}{\omega_1 X_{\text{с}}} \sin\vartheta$.

3.3 Настройка формы радиоотражающего сетеполотна

Примем, что необходимо перенастроить форму радиоотражающего сетеполотна. Для этого по формуле (2.27) определяется текущее состояние фронтальной сети, вычисляются необходимые длины вант для задания желаемой формы и с помощью актюаторов в каждой точке происходит изменение длины ванты до достижения желаемой формы радиоотражающего сетеполотна.

Для пьезоакюотора и ДПТ динамика систем описывается уравнениями (2.29) и (2.30)

$$\dot{\mathbf{X}}_{\text{п}} = f(\mathbf{X}_{\text{п}}, u, t), \tag{3.10}$$

$$\dot{\mathbf{X}}_{\text{д}} = f(\mathbf{X}_{\text{д}}, u, t), \tag{3.11}$$

где $\mathbf{X}_{\text{п}} = [\Delta l \; V \; U]^T$, $\mathbf{X}_{\text{д}} = [I_{\text{я}} \; \omega_{\text{ДЕ}} \; \varphi_{\text{М}}]^T$ – вектора состояния.

Рассмотрим в качестве исполнительного органа пьезоактюатор. Задача управления состоит в приведении пьезоактюатора из начального положения $\mathbf{X}_{\text{п}}(0) = (0 \;\; 0 \;\; 0)^T$ в заданное конечное состояние $\mathbf{X}_{\text{п}}(t_f) = (1 \cdot 10^{-7} \;\; 0 \;\; 0)^T$ при ограничении на управление, за которое принято напряжение от источника электродвижущей силы e_n, $|e_n| \le e_{n\max}$.

При моделировании системы (2.29) с использованием различных структур ПИД – регулятора удалось добиться необходимых параметров регулирования системы при применении ПИ – регулятора (рисунок 3.5). При этом измерениям

было доступно линейное перемещение Δl. Время переходного процесса составило $t \approx 2$ с.

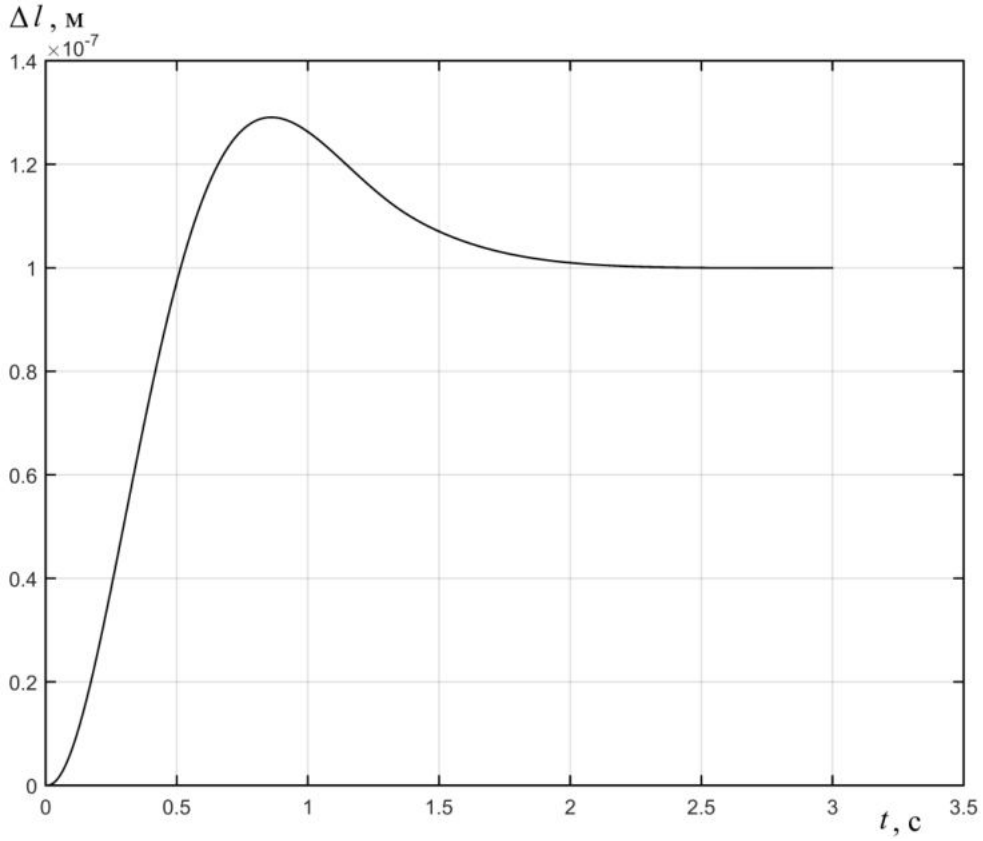


Рисунок 3.5 – Линейное перемещение при использовании ПИ–регулятора

При оптимизации перевода системы из одного положения в другое с фиксированным начальным и конечным состоянием выберем критерий $J = t_f$.

Гамильтониан системы (2.29) примет вид $H = P^T f$, где $P = [P_{\Delta l}\ P_V\ P_U]^T$ – вектор сопряжённых переменных, или

$$H = P_{\Delta l} V + P_V \left(\frac{K_0 U + F_{\text{с}} - K_{\text{у}} \Delta l - K_{\text{д}} V}{m_\Sigma} \right) - P_U \left(\frac{e_n - U}{R_{\text{вт}} C_0 K_{\text{д}}} - \frac{K_n V}{R_{\text{вт}} C_0 K_{\text{д}}} \right).$$

Найдём сопряженные переменные $\dot{P}_{\Delta l} = -\dfrac{\partial H}{\partial \Delta l} = P_V \dfrac{K_{\text{у}}}{m_\Sigma}$,

$$\dot{P}_V = -\frac{\partial H}{\partial V} = -P_{\Delta l} + P_V \frac{K_{\text{д}}}{m_\Sigma} - P_U \frac{K_n}{C_0 K_{\text{д}}}, \qquad \dot{P}_U = -\frac{\partial H}{\partial U} = -P_V \frac{K_0}{m_\Sigma} - P_U \frac{1}{C_0 R_{\text{вт}} K_{\text{д}}},$$

$$P_{\Delta l}(t_f) = \rho_1 [\Delta l(t_f) - \Delta l_f],\ P_V(t_f) = \rho_2 [V(t_f) - V_f],\ P_U(t_f) = \rho_3 [U(t_f) - U_f].$$

При решении задачи оптимальности по быстродействию системы дифференциальных уравнений (2.29) структура управления согласно принципу

максимума Понтрягина при наличии ограничения на управление $|e_n| \le e_{n\max}$ примет вид

$$e_n(t) = e_{n\max} sign P_U(t). \tag{3.12}$$

Согласно теореме А.А. Фельдбаума [115] число предельных переключений управления e_n для системы уравнений (2.29) не должно превышать двух.

При выборе в качестве актюатора ДПТ задача управления состоит в приведении ДПТ из начального положения $\mathbf{X}_{\text{д}}(0) = (0\ \ 0\ \ 0)^T$ в заданное конечное состояние $\mathbf{X}_{\text{д}}(t_f) = (0\ \ 0\ \ 180)^T$ при ограничении на управление, за которое принято внешние напряжение питания U_a, $|U_a| \le U_{a\max}$.

При моделировании системы (2.30) с использованием различных структур ПИД–регулятора удалось добиться необходимых параметров регулирования системы при применении ПИД–регулятора. Время переходного процесса составило $t \approx 0.75$ с.

Для оптимизации переходного процесса запишем гамильтониан системы (2.30) $H = P^T f$, где $P = [P_{I_{\text{я}}}\ P_{\omega_{\text{ДЕ}}}\ P_{\varphi_{\text{М}}}]^T$ – вектор сопряжённых переменных, или

$$H = P_{\varphi_{\text{М}}}\omega_{\text{ДЕ}} + P_{\omega_{\text{ДЕ}}}\frac{k_m}{J_{\text{я}}}I_{\text{я}} - P_{\omega_{\text{ДЕ}}}\frac{M_{\text{вн}}}{J_{\text{я}}} + P_{I_{\text{я}}}\left(\frac{U_a}{L_{\text{я}}} - \frac{k_e\omega_{\text{ДЕ}}}{L_{\text{я}}} - \frac{R_{\text{я}}I_{\text{я}}}{L_{\text{я}}}\right). \tag{3.13}$$

Найдём сопряженные переменные $\dot{P}_{\varphi_{\text{М}}} = -\dfrac{\partial H}{\partial \varphi_{\text{М}}} = 0$,

$\dot{P}_{\omega_{\text{ДЕ}}} = -\dfrac{\partial H}{\partial \omega_{\text{ДЕ}}} = -P_{\varphi_{\text{м}}} - P_{I_{\text{я}}}\dfrac{k_e}{L_{\text{я}}}$, $\dot{P}_{I_{\text{я}}} = -\dfrac{\partial H}{\partial I_{\text{я}}} = -P_{\omega_{\text{ДЕ}}}\dfrac{k_m}{J_{\text{я}}} + P_{I_{\text{я}}}\dfrac{R_{\text{я}}}{L_{\text{я}}}$,

$\dot{P}_{I_{\text{я}}} = -\dfrac{\partial H}{\partial I_{\text{я}}} = -P_{\omega_{\text{ДЕ}}}\dfrac{k_m}{J_{\text{я}}} + P_{I_{\text{я}}}\dfrac{R_{\text{я}}}{L_{\text{я}}}$, $P_{\varphi_{\text{М}}}(t_f) = \rho_1[\varphi_{\text{М}}(t_f) - \varphi_{\text{М}f}]$,

$P_{\omega_{ДЕ}}(t_f) = \rho_2[\omega_{ДЕ}(t_f) - \omega_{ДЕf}]$, $P_{I_{\text{я}}}(t_f) = \rho_3[I_{\text{я}}(t_f) - I_{\text{я}f}]$.

При решении задачи оптимальности по быстродействию системы дифференциальных уравнений (2.30) структура управления при наличии ограничения на управление $|U_a| \le U_{a\max}$ примет вид

$$U_a(t) = U_{a\max} sign P_{J_я}(t). \qquad (3.14)$$

3.4 Совместное раскрытие элементов

Для совместного раскрытия элементов возможно два варианта управления: использование двигателя на каждую из компонент движения или использование центробежной силы для выдвижения промежуточного звена спицы.

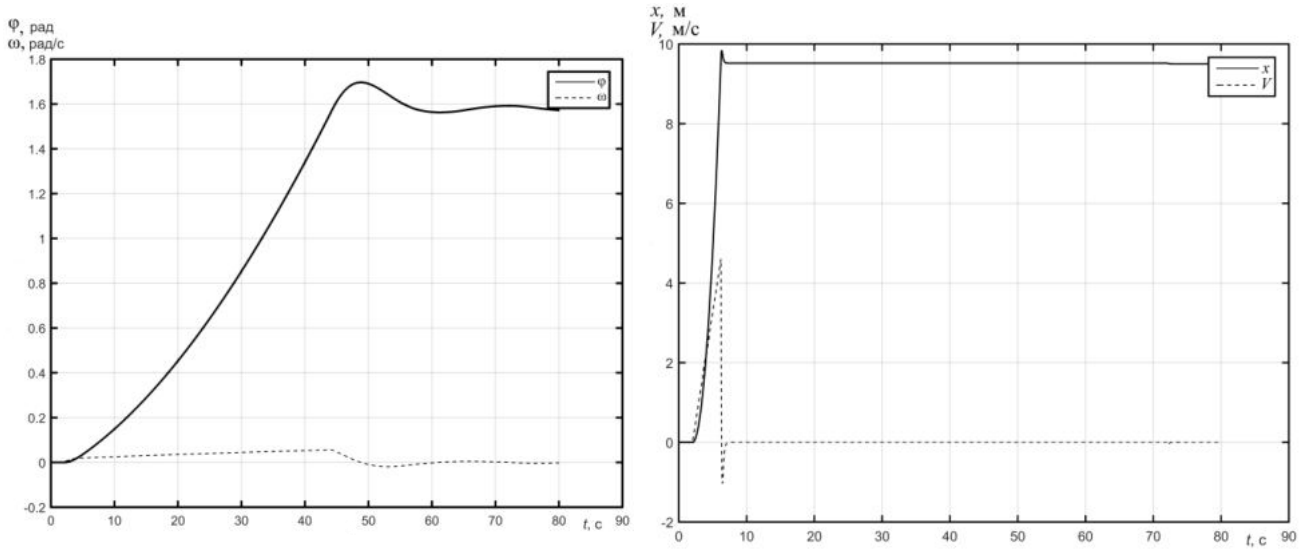
Первый способ совместного раскрытия элементов КТР космического базирования – использование двигателя на каждую из компонент движения. При моделировании динамики совместного раскрытия спицы исполнительные устройства на оба вида движений имели одинаковые параметры и включались одновременно.

Для уравнения вращательного движения задача состоит в приведении разворачиваемого элемента с начальными условиями $\varphi_0 = 0$, $\omega_0 = 0$, $h_0 = 0$ и для поступательной компоненты $x_0 = 0$, $V_0 = 0$, $\Delta x_{сж0} = 0$ в заданное конечное состояние $\varphi_f = \pi/2$, $x_f = 9.5$, $h_f = 0$, $\omega_f = 0$, $V_f = 0$, $\Delta x_{сжf} = 0$ при ограничении на управление $|U_1| \le U_{1\max}$, $U_{1\max}$=12 В. Поведение системы представлено на рисунке 3.6.

Исходя из рисунка 3.6, можно сделать вывод, что использование нескольких исполнительных устройств позволяет реализовывать различные программы раскрытия элементов конструкции, позволяющие корректировать управляющие воздействие. К недостаткам можно отнести тот факт, что с ростом количества исполнительных машин будет расти и масса всей конструкции, инерционность звеньев конструкции.

Напряжение питания U_1 действует со второй по 45 с, этим объясняется наличие небольшого колебания после выключения электродвигателя. U_1 становиться равным нулю, момент или сила (в зависимости от вида движения)

упора возвращает спицу к заданному конечному значению при этом срабатывает фиксатор (функция $H_{\text{ф}}(\Delta\varphi)$) и спица зажимается в заданном положении.



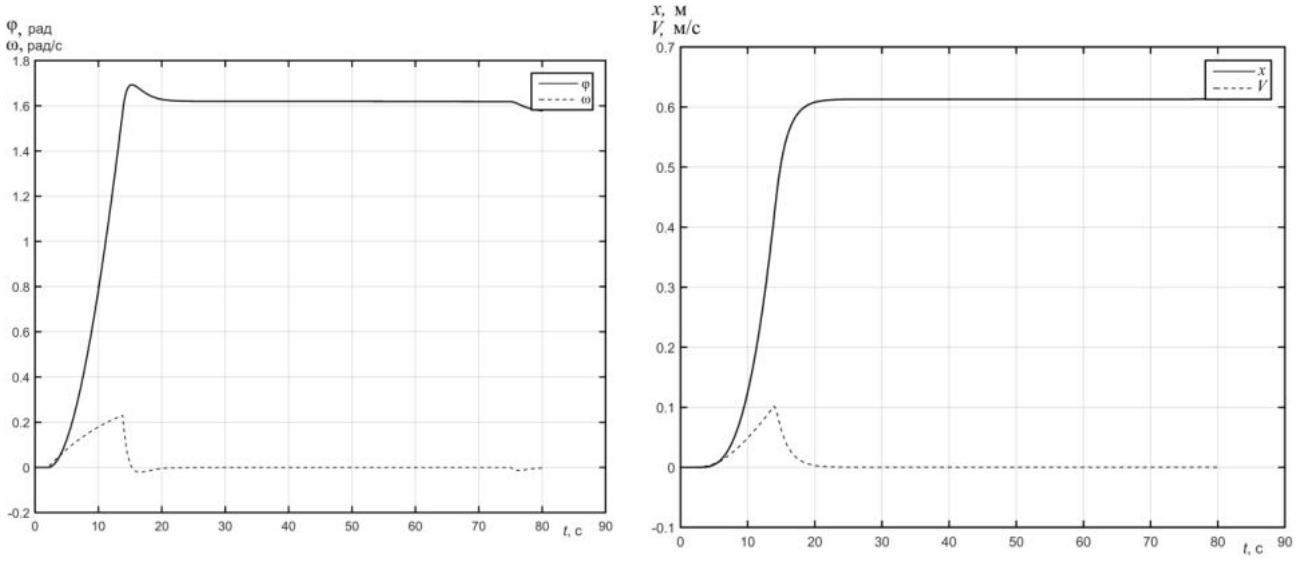
а) б)

Рисунок 3.6 – Характер динамики совместного раскрытия спицы:
а) график $\varphi(t)$ и $\omega(t)$; б) график $x(t)$ и $V(t)$

Второй способ – использование центробежной силы для выдвижения промежуточного звена спицы. В данном способе полезная сила $F_{\text{п}}$ создаётся центробежной силой. Система, описывающая совместное раскрытие элементов конструкции имеет, такой же вид, что и системы (2.33), за исключением того, что

$$F_{\text{п}} = 0.5m\omega^2(x + 0.5l). \tag{3.15}$$

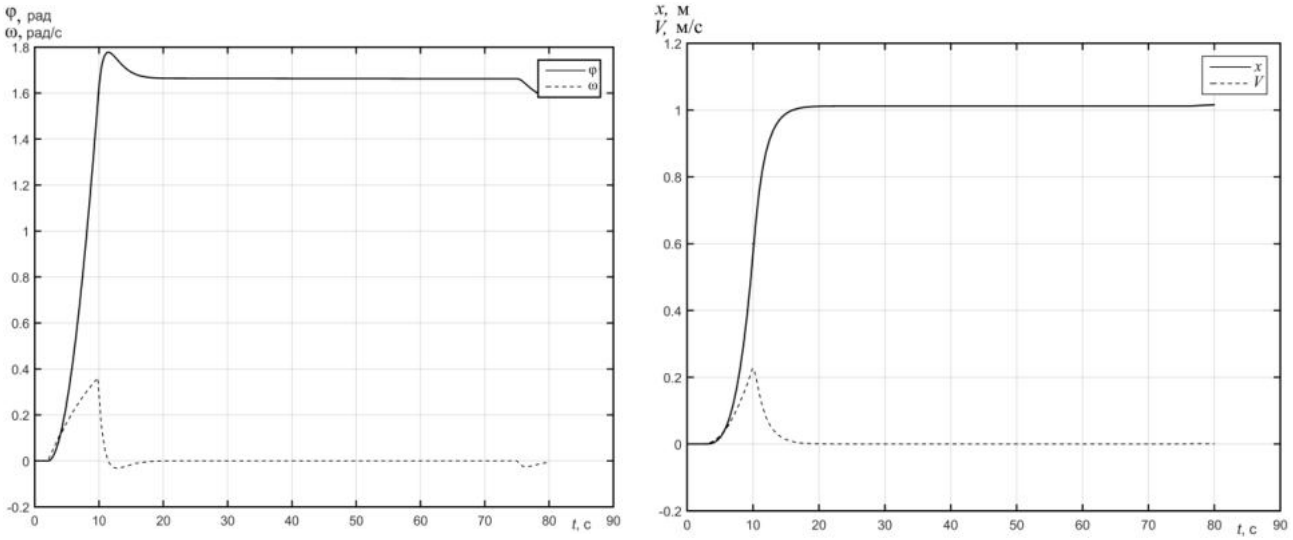
В ходе моделирования были использованы те же параметры системы, что и для первого способа. Из рисунка 3.7 видно, что исполнительное устройство углового движения создаёт недостаточную центробежную силу для полного выдвижения промежуточного звена при исходных параметрах. Исходя из этого, управляющий сигнал U_1 был увеличен с 12 В до 24 В. Из-за увеличения управляющего сигнала увеличился и крутящий момент. На рисунке 3.8 показан процесс раскрытия и выдвижения при $U_1 = 24$ В. Из полученной характеристики, можно сделать вывод о том, что центробежной силы не достаточно для постановки обоих элементов спицы на упор.



а) б)

Рисунок 3.7 – Характер динамики совместного раскрытия спицы при $U_1 = 12$ В: а) график $\varphi(t)$ и $\omega(t)$; б) график $x(t)$ и $V(t)$

Данный вариант реализации лишён недостатка первого способа в виде дополнительного веса исполнительных устройств. Задача управления напряжением усложняется, поскольку возникает необходимость варьировать U_1 исполнительного устройства исходя из желаемых характеристик не только для углового движения, но и для поступательного.



а) б)

Рисунок 3.8 – Характер динамики совместного раскрытия спицы при $U_1 = 24$ В: а) график $\varphi(t)$ и $\omega(t)$; б) график $x(t)$ и $V(t)$

При оптимизации перевода системы из одного положения в другое процесс динамики, описываемый системой (2.33), можно в общем виде записать следующим образом

$$\dot{\mathbf{X}}_{\text{с}} = f(\mathbf{X}_{\text{с}}, u, t), \tag{3.16}$$

где $\mathbf{X}_{\text{с}} = (\varphi \;\; \omega \;\; h \;\; x \;\; V \;\; \Delta x_{\text{сж}})^T$ – вектор состояния. На управление накладывается ограничение $u(t) \in \tilde{U}$. Решается задача перевода системы из начального положения $\mathbf{X}_{\text{с}}(t_0) = (0 \;\; 0 \;\; 0 \;\; 0 \;\; 0 \;\; 0)^T$ в конечное $\mathbf{X}_{\text{с}}(t_f) = (\pi/2 \;\; 0 \;\; 0 \;\; 9.5 \;\; 0 \;\; 0)^T$, при минимуме функционала

$$J = \int_{t_0}^{t_f} dt\,. \tag{3.17}$$

Гамильтониан системы (2.33) $H = P^T f$, где $P = [P_\varphi \; P_\omega \; P_h \; P_x \; P_V \; P_{\Delta x_{\text{сж}}}]^T$ – вектор сопряжённых переменных, или

$$\begin{aligned} H = {} & P_\varphi \omega + P_\omega \frac{M_{\text{п}} - M_{\text{тр}} - M_{\text{упор}} - M_{\text{ф}}}{I} + P_h \cdot \frac{Ml^2}{2EI} + \\ & + P_x V + P_V \cdot \frac{F_{\text{п}} - F_{\text{тр}} - F_{\text{упор}} - F_{\text{ф}}}{m} + P_{\Delta x_{\text{сж}}} \frac{Fx}{ES} + \frac{M^2}{k_{\text{с}}^2}. \end{aligned} \tag{3.18}$$

Найдём сопряженные переменные:

$$\begin{aligned} & \dot{P}_\varphi = -\frac{\partial H}{\partial \varphi} = 0, \quad \dot{P}_\omega = -\frac{\partial H}{\partial \omega} = -P_\varphi, \quad \dot{P}_h = -\frac{\partial H}{\partial h} = 0, \\ & \dot{P}_x = -\frac{\partial H}{\partial x} = 0, \quad \dot{P}_V = -\frac{\partial H}{\partial V} = -P_x, \quad \dot{P}_{\Delta x_{\text{сж}}} = -\frac{\partial H}{\partial \Delta x_{\text{сж}}} = 0. \end{aligned} \tag{3.19}$$

Система (3.19) решается при граничных условиях

$$\begin{aligned} & P_\varphi(t_f) = \rho_1[\varphi(t_f) - \varphi_f], \quad P_\omega(t_f) = \rho_2[\omega(t_f) - \omega_f], \\ & P_h(t_f) = \rho_3[h(t_f) - h_f], \quad P_x(t_f) = \rho_4[x(t_f) - x_f], \\ & P_V(t_f) = \rho_5[V(t_f) - V_f], \quad P_{\Delta x_{\text{сж}}} = \rho_6[\Delta x_{\text{сж}}(t_f) - \Delta x_{\text{сж}f}]. \end{aligned} \tag{3.20}$$

Здесь $\rho_1, \rho_2, \rho_3, \rho_4, \rho_5, \rho_6$, $k_{\text{с}}$ – заданные коэффициенты.

3.5 Алгоритм с коррекцией параметров структуры управления

Одним из возможных подходов к решению задачи синтеза оптимального управления является разработка алгоритма оптимизации движения с коррекцией параметров структуры управления [34, 38, 70, 106]. В этом случае из принципа максимума определяется структура управления, параметры которой оптимизируются во вспомогательной задаче.

Решение задачи с использованием принципа максимума позволяет выявить структуру оптимального управления. Используя момент времени τ_i переключения структуры управления в качестве параметров, представим структуру управления в виде:

$$u(t) = u_1(t) + \Delta u_i^T(t) l(t, \tau_i) \tag{3.21}$$

где $i = \overline{1,r}$, i – номер участка структуры управления, r – количество переключений управления в структуре, $l^T(t,\tau_i) = [l(t,\tau_1)\, l(t,\tau_2) \ldots l(t,\tau_r)]$, $\Delta u_i = -u_i + u_{i+1}$, $u_i(t) = u_1(t)$ при $t < \tau_1$. Здесь u_i и u_{i+1} – управления на предыдущем и последующем участках этой структуры относительно τ_1 соответственно, а $l(t,\tau_i)$ – единичные функции.

К исходным системам (3.2), (3.6), (3.10), (3.11), (3.16) добавляются уравнения $\dot{\boldsymbol{\tau}} = \mathbf{w}$, где $\boldsymbol{\tau} = (\tau_1\ \tau_2\ \ldots\ \tau_r)^T$; $\mathbf{w} = (w_1\ w_2\ \ldots\ w_r)^T$ – вектор новых переменных, принимаемых за управления.

Вспомогательную задачу можно решать с минимизацией критерия

$$J_1 = J + \frac{1}{2}\int_{t_0}^{t_f} \mathbf{w}^T \mathbf{k}^{-2} \mathbf{w}\, dt \tag{3.22}$$

или

$$J_2 = J_1 + \frac{1}{2}\int_{t_0}^{t_f} \mathbf{w}_0^T \mathbf{k}^{-2} \mathbf{w}_0\, dt, \tag{3.23}$$

где $\mathbf{k} = diag(k_1, k_2, k_3, k_4)$.

В первом случае (3.22) решение краевой задачи облегчается по сравнению с минимизацией исходного критерия за счёт того, что в итерационной процедуре используется готовая структура управления. Во втором случае (3.23) вычисления упрощаются, так как вместо двухточечной краевой задачи решаются две задачи Коши [38, 70, 106].

Тогда уравнения для обобщенного вектора состояния запишутся

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}} &= f(\mathbf{X}, u, t), \\ \dot{\boldsymbol{\tau}} &= \mathbf{w}. \end{aligned} \tag{3.24}$$

Если конечное время окончания t_f не задано, то его тоже можно выбрать в качестве корректируемого параметра $\tau = (\tau_1\ \tau_2 \ldots \tau_r\ t_f)^T$. Введением нового вектора управления **w** исходная задача оптимизации по определению *u* решается косвенно – через нахождение вектора **w**.

Для обеспечения развертывания крупногабаритного рефлектора космического базирования с мягким выходом к упорам можно также использовать алгоритм последовательной оптимизации по иерархии целевых функционалов [36, 45, 46].

Выводы по главе

В данной главе представлены различные стратегии управления раскрытием КТР. Рассмотрено применение алгоритмов для первого и пятого этапа развёртывания рефлектора, как наиболее часто встречающихся видов движений в них: вращательного и поступательного.

Для решения задачи управления рассмотрено применение различной структуры ПИД-регулятора (П, ПИ, ПИД), в том числе с ограничениями на управление, так как данный вид регуляторов является наиболее распространённым.

Для всех этапов использование ПИ-регулятора является недостаточным для обеспечения необходимой точности и качества регулирования системы. Поэтому предложено использование принципов оптимального управления.

В настоящее время принцип максимума распространен на все типы оптимальных задач программного управления, однако при практической реализации по-прежнему необходимо решать двухточечную краевую задачу для системы дифференциальных уравнений для векторов состояния и сопряженных переменных.

4 МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ РАСКРЫТИЯ И НАСТРОЙКИ

Для решения задачи управления необходимо наличие различных датчиков, с помощью которых реализуется принцип обратной связи. Датчики могут различаться в зависимости от этапов раскрытия. Поэтому необходимо рассмотреть отдельно задачи для раскрытия, выдвижения спиц и настройки сетеполотна.

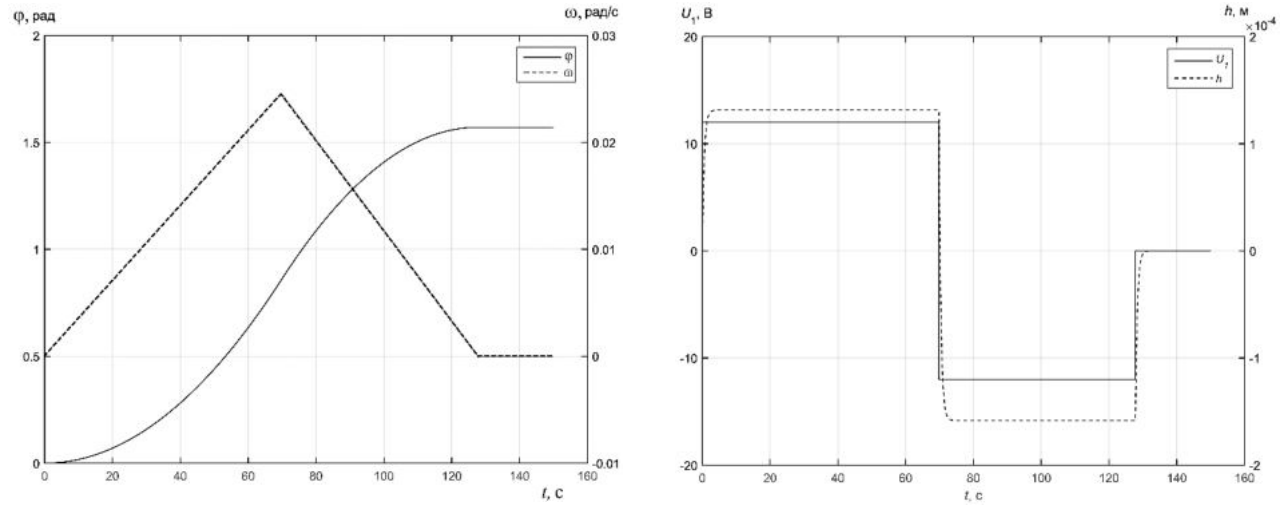
4.1 Раскрытие спиц рефлектора

При оптимальном управлении краевая задача (2.10), (3.4), (3.5) решалась методом Ньютона [106, 114] с использованием вектора невязок: $Z_{\text{Н}}(t,t_f)=[\varphi(t_f)-\varphi_f,\ \omega(t_f)-\omega_f,\ h(t_f)-h_f, V_{\text{изг}}(t_f)-V_{\text{изг}\,f}]^T$.

Интегрирование проводилось методом Эйлера. Расчёт проводился при $k_{\text{р}}=1\cdot10^{-7}$ шаг $\Delta t=0.01$ с, начальные условия для компонент вектора сопряжённых переменных $P(t_0)$: $P_\varphi(t_0)=0$, $P_\omega(t_0)=-20$, $P_h(t_0)=-0.1$, $P_{V_{\text{изг}}}(t_0)=-1$ и приращениях для сопряжённых переменных: $\Delta P|_\varphi = 0.1$, $\Delta P|_\omega = 1$, $\Delta P|_h = 0.01$, $\Delta P|_{V\text{изг}} = 0.1$ в процедуре численного определения частных производных от вектора невязок. Итерационная процедура выполнялась с точностью $\left\|\mathbf{Z}_{\text{Н}}(t,t_f)\right\|\le 0.001$. При заданных начальных условиях за 13 итераций были получены оптимальные начальные значения сопряжённых переменных $P_\varphi(t_0)^{\text{ОПТ}}=0.1$, $P_\omega(t_0)^{\text{ОПТ}}=-10$, $P_h(t_0)^{\text{ОПТ}}=-0.01$, $P_{V_{\text{изг}}}(t_0)^{\text{ОПТ}}=-1.909$.

На рисунках 4.1 а) и б) для данного варианта представлены оптимальные характеристики. Как видно из графиков, удалось добиться перевода системы из заданного начального положения в заданное конечное за $t_f=133$ с, причём

данное время является минимально возможным для поставленных условий задачи. Максимальное значение величины прогиба h составило $h_{\max} = 1.583 \cdot 10^{-4}$ м, что на порядок меньше сравнению с ПИ-регулятором при одинаковых условиях.



а) б)

Рисунок 4.1 – Характер динамики раскрытия спицы: а) график $\varphi(t)$ и $\omega(t)$; б) график $U_1(t)$ и $h(t)$

Значение величины невязки $\left\| Z_{\text{H}}(t, t_f) \right\|$ необходимо выбирать не более 0.001, так как в системе присутствуют упор и фиксатор, то даже небольшое расхождение по углу раскрытия спицы φ и угловой скоростью ω приводит к колебательному процессу или же спица не доходит до своего конечного значения. При выбранных оптимальных начальных значениях сопряженных переменных значение невязки составило не более 10^{-5}.

Исходя из большой вероятности расхождения метода Ньютона, было рассмотрено применение метода И. А. Крылова – Ф. Л. Черноусько [63]. Результаты моделирования оказались аналогичны представленному выше, но ввиду ограничений на управление применение этого метода значительно усложняется. Применим алгоритм коррекции параметров структуры управления [34, 38, 70], описанный в пункте 3.5.

Представим сигнал управления U_1 в виде, когда возможно два переключения (из решения задачи методом Ньютона следует одно переключение):

$$U_1 = -U_{1\max} sign(P_{\omega 0}) + \Delta U_{1_1} l(t,\tau_1) + \Delta U_{1_2} l(t,\tau_2) \tag{4.1}$$

где $P_{\omega 0} = P_\omega(0)$, $\Delta U_{1_1} = 2U_{1\,\max} sign(P_{\omega 0})$, $\Delta U_{1_2} = -U_{1\,\max} sign(P_{\omega 0})$, а $l(t,\tau_1)$, $l(t,\tau_2)$ – функции вида [65]

$$l(t,\tau_i) = 0{,}5(1 + \text{th}(c(t-\tau_i))) = \frac{1}{1+e^{-2c(t-\tau_i)}} \tag{4.2}$$

Здесь c – коэффициент, при неограниченном возрастании которого функция $l(t,\tau_i)$ приближается к единичной функции Хэвисайда.

Поскольку к определённому моменту времени $\dot\tau_1 = 0$ и $\dot\tau_2 = 0$, то слагаемые $\frac{1}{2}\int_0^{t_f} \mathbf{w}^T \mathbf{k}^{-2} \mathbf{w} dt$ и $\frac{1}{2}\int_0^{t_f} \mathbf{w}_0^T \mathbf{k}^{-2} \mathbf{w}_0 dt$ в критерии (3.23) не меняют требований задачи.

Запишем гамильтониан вспомогательной задачи оптимизации с учётом (3.23) и (3.24):

$$H = P_\varphi \omega + P_\omega \frac{M_\text{п} - M_\text{тр}}{I} + P_h V_\text{изг} + P_{V_\text{изг}} \left(-\frac{EI_\text{изг}}{\rho S}\frac{\partial^4 h}{\partial l^4} - \gamma \frac{EI_\text{изг}}{\rho S}\frac{\partial^4 V_\text{изг}}{\partial l^4} + \frac{2}{\rho S}\frac{M_\text{п} - M_\text{тр}}{R_\text{дв}}\right) +$$

$$+ P_{\tau_1} w_1 + P_{\tau_2} w_2 + \frac{1}{2}\mathbf{w}^T \mathbf{k}^{-2} \mathbf{w} + \frac{1}{2}\mathbf{w}_0^T \mathbf{k}^{-2} \mathbf{w}_0$$

Система канонических уравнений имеет вид

$$\dot\varphi = \omega,\ \dot\omega = \left(M_\text{п} - M_\text{тр} - M_\text{упор} - M_\text{ф}\right)/I,\ \dot h = V_\text{изг},$$

$$\dot V_\text{изг} = -\frac{EI_\text{изг}}{\rho S}\frac{\partial^4 h}{\partial l^4} - \gamma \frac{EI_\text{изг}}{\rho S}\frac{\partial^4 V_\text{изг}}{\partial l^4} + \frac{2}{\rho S}\frac{\partial M}{\partial l},$$

$$\dot\tau_1 = 0,\ \dot\tau_2 = 0,\ \dot P_\varphi = 0,\ \dot P_\omega = -P_\varphi,\ \dot P_h = 0,\ \dot P_{V_\text{изг}} = -P_h,$$

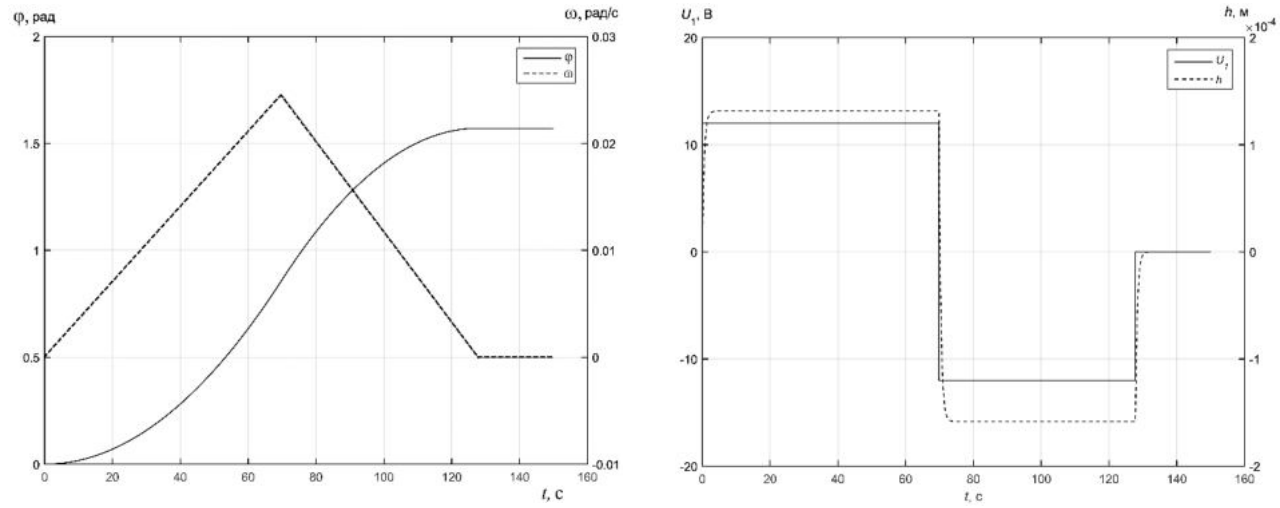
$$\dot P_{\tau_1} = -P_\omega A \Delta U_{1_1} \delta(t,\tau_1) - P_{V_\text{изг}} \frac{2A}{\rho S R_\text{дв}} \Delta U_{1_1} \delta(t,\tau_1),$$

$$\dot P_{\tau_1} = -P_\omega A \Delta U_{1_2} \delta(t,\tau_2) - P_{V_\text{изг}} \frac{2A}{\rho S R_\text{дв}} \Delta U_{1_2} \delta(t,\tau_2).$$

где $\delta(t,\tau_1)$, $\delta(t,\tau_2)$ – функции вида $\delta(t,\tau_i) = \frac{\partial l(t,\tau_i)}{\partial \tau_i} = -\frac{2ce^{-2c(t-\tau_i)}}{(1+e^{-2c(t-\tau_i)})^2}$

Составляющие вектора управления $w_1(t) = -k_1^2 P_{\tau_1}(\tau_1)$, $w_2(t) = -k_2^2 P_{\tau_2}(\tau_2)$.

На рисунке 4.2 представлены зависимости $\varphi(t)$, $\omega(t)$, $h(t)$. Из графиков видно, что удалось добиться перевода спицы из начального состояния в конечное при ограничении на управление. При этом характер зависимостей соответствуют графикам на рис. 4.1.



а) б)

Рисунок 4.2 – Характер динамики раскрытия спицы: а) график $\varphi(t)$ и $\omega(t)$; б) график $U_1(t)$ и $h(t)$

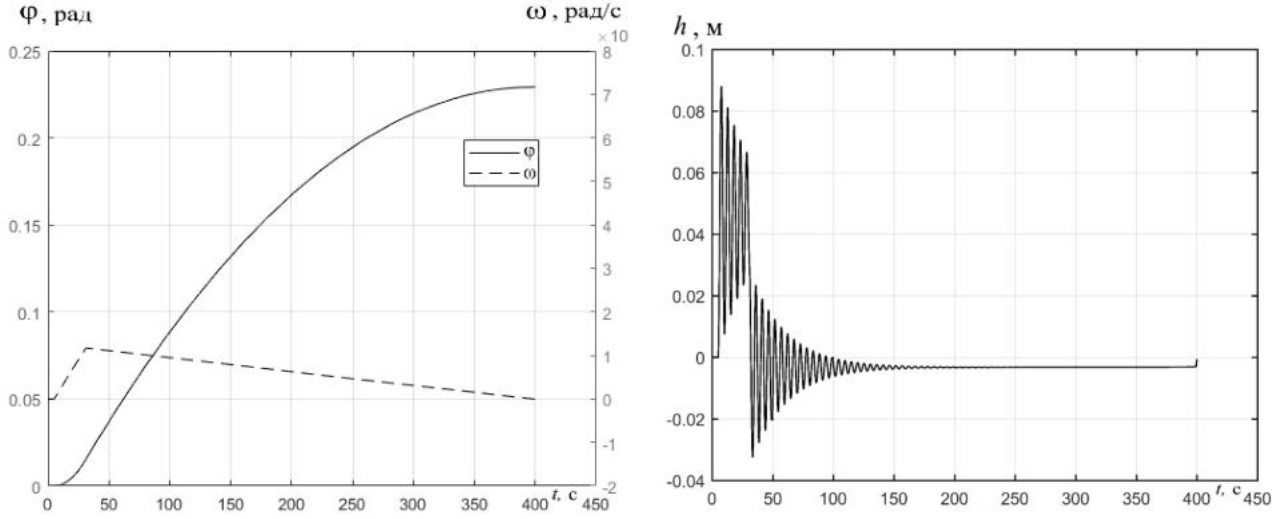
Алгоритм оптимизации с коррекцией параметров структуры управления позволяет обеспечить успешное выполнение поставленной задачи без затруднений в сходимости. При этом τ_1 стремится к оптимальному времени смены предельных значений управления U_1, полученного из метода Ньютона (рис. 4.1б), а τ_2 стремится к конечному времени, при котором система достигает заданных значений [70].

Отметим, что в данной задаче прогибы конструкции незначительны и не превышают величины $h_{\max} = 0.002$ м. При этом при использовании оптимального регулятора время затухания колебаний составляет 5 с. Это объясняется достаточной жёсткостью конструкции.

Наибольший интерес представляет задача минимизации прогиба и колебаний при полностью раскрытой спице. Так как в данном случае спица более склонна к переходному процессу с длительными затухающими колебаниями. Промоделируем систему с другими параметрами. Примем, что необходимо

повернуть полностью раскрытую спицу, то есть не только первое звено с вложенными частями.

При поставленной задаче изменится длина, момент инерции, собственная частота спицы: $a = 29.01$ м, $I \approx 8978$ кг·м^2, $\omega_{\text{с}_{\text{изг}_1}} = 1.432$ Гц. На двигатель также подаётся напряжение питания $U_1 = 12$ В длительностью 26 с, начиная с 5 с. В этом случае ввиду значительного возрастания момента инерции спицы I не удаётся поставить спицу на упор и зафиксировать её, так как $\varphi(t_f) = 0.23$ рад вместо требуемого значения $\varphi(t_f) = \pi/2$ рад (рис. 4.3а). Максимально значение изгиба спицы достигает значения $h = 88$ мм (рис. 4.3б), при этом наблюдается затухающие колебания изгиба. Время затухания колебаний при снятии напряжения питания с двигателя составляет порядка 120 с.

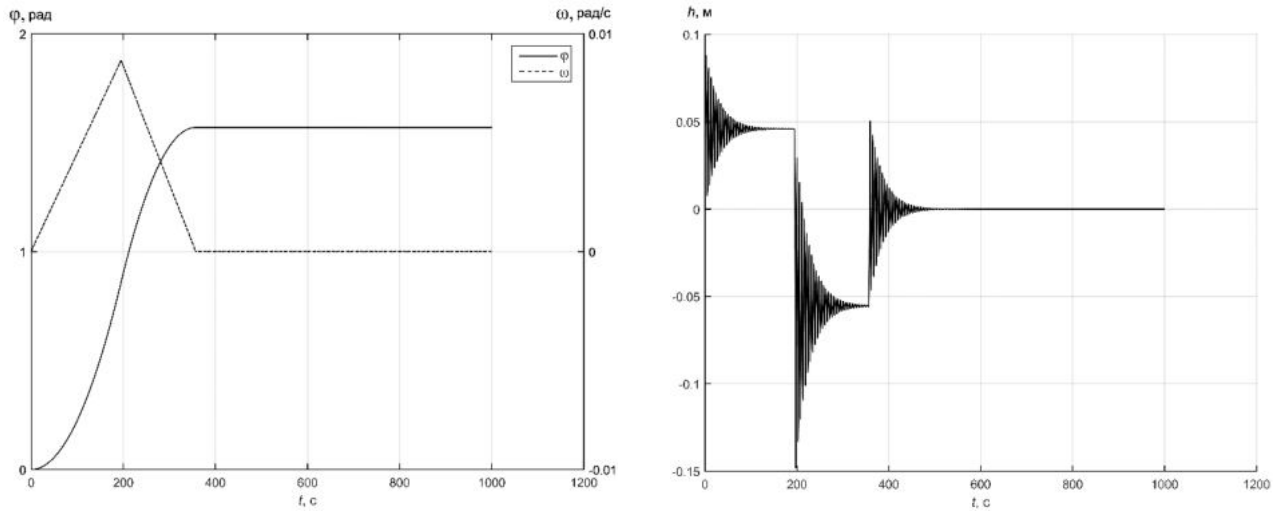


а) б)

Рисунок 4.3 - Характер динамики раскрытия спицы: а) график $\varphi(t)$ и $\omega(t)$; б) график $h(t)$

Увеличение момента инерции почти в 9 раз делает систему "более" инерционной, вследствие чего увеличивается время раскрытия. Поэтому необходимо корректно выбрать конечное время. Проанализируем время раскрытия спицы от минимально до максимально возможного. Для этого была решена задача максимального быстродействия, время перевода системы (2.10) из начального состояния $\mathbf{X}_{\text{р}}(0) = (0\,0\,0\,0)^T$ в конечное $\mathbf{X}_{\text{р}}(t_f) = (\pi/2\,0\,0\,0)^T$

составило $t_f = 900$ с, при этом конечное значение по углу разворота φ и угловой скорости разворота ω было достигнуто за 356 с (Рисунок 4.4). Затухающие колебания свободного конца спицы составили 544 с. Максимальное значение величины прогиба *h* составило $h_{\max} = 0.148$ м.



а) б)

Рисунок 4.4 – Характер динамики раскрытия спицы: а) график $\varphi(t)$ и $\omega(t)$; б) график $h(t)$

Для оценки времени раскрытия был рассмотрен вариант раскрытия спицы при использовании ПИД-регулятора при переходном процессе без перерегулирования. Время перевода системы (2.10) из начального состояния в конечное составило $t_f = 1590$ с, при этом конечное значение по углу разворота φ и угловой скорости разворота ω было достигнуто за 1369 с. Затухающие колебания свободного конца спицы длились 221 с. Максимальное значение величины прогиба *h* составило $h_{\max} = 0.008$ м.

Поскольку прогиб спицы прямо пропорционален приложенному моменту, то для получения минимальной величины прогиба необходимо так управлять спицей, чтобы момент был минимален. Напряжение питания, необходимое для преодоления момента трения, $U_1 = 1.12$ В. При данном напряжении разворот спицы из начального состояния $\mathbf{X}_{\text{р}}(0) = (0\,0\,0\,0)^T$ в конечное $\mathbf{X}_{\text{р}}(t_f) = (\pi/2\,0\,0\,0)^T$ произойдёт за $t_f = 28042$ с, при этом конечное значение по углу разворота φ и

угловой скорости разворота ω будет достигнуто за 27830 с. Затухающие колебания свободного конца спицы будут длиться 212 с. Максимальное значение величины прогиба *h* составило $h_{\max} = 0.006$ м.

Для удобства обозначим: $t_f = T_f + t_{\text{затух}}$, T_f – время раскрытия по углу разворота φ и угловой скорости разворота ω, $t_{\text{затух}}$ – время затухания колебаний спицы после постановки её на упор и фиксатор. Исходя из полученных данных, необходимо выбирать время разворота спицы по углу разворота φ и угловой скорости разворота ω в пределах от 356 до 1369 с.

При этом с увеличением T_f вид оптимального управления будет изменяться, например, от релейного переключения до управления с линейным участком убывания (рисунок 4.5). Кривая 1 – $T_f = 356$ с, $t_f = 936$ с; кривая 2 – $T_f = 360$ с, $t_f = 940$ с; кривая 3 – $T_f = 368$ с, $t_f = 948$ с; кривая 4 – $T_f = 380$ с, $t_f = 960$ с; кривая 5 – $T_f = 506$ с, $t_f = 1200$ с.

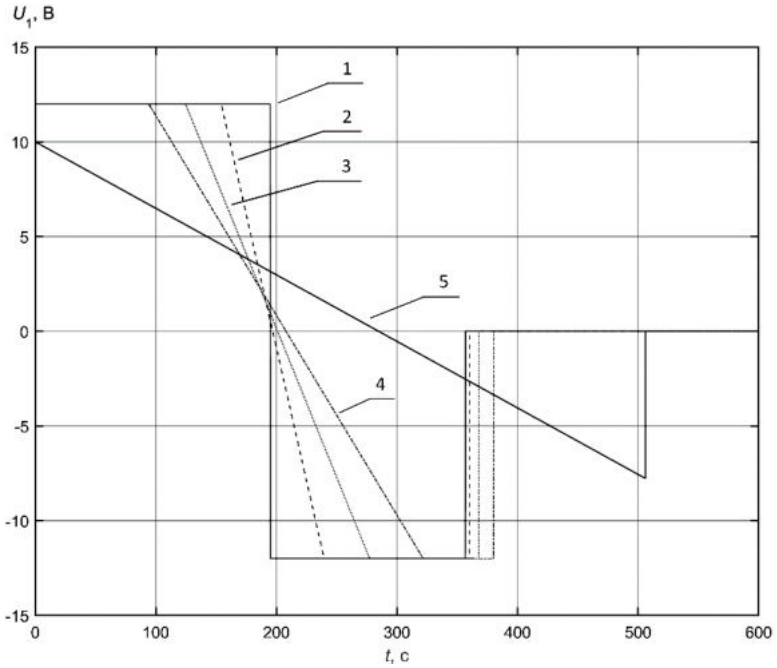


Рисунок 4.5 – Набор кривых $U_1(t)$

При этом в случаях, где управление достигает максимального значения ±12 В величина прогиба $h_{\max}$ одинакова, чем меньше напряжение питания (кривая 5), тем меньше прогиб и быстрее затухающий процесс. Так для случая $T_f = 506$ с

значение $h_{\max} = 0.07$ м. При достаточно большом выборе t_f можно получить переходную характеристику аналогичную минимально возможному прогибу ($t_f = 28042$ с).

Расчёты показали, что управление раскрытием с максимальным быстродействием приводит к заметному увеличению времени затухания $t_{\text{затух}}$ колебаний. Поэтому целесообразно применять алгоритм коррекции структуры управления, в которой переход между предельными значениями управлений разных знаков осуществляется по плавно изменяющейся кривой. Происходит плавный переход от одного предельного управления к другому с противоположным знаком.

Для применения алгоритма с коррекцией параметров структуры управления примем, что $T_f = 368$ с. За управление выберем функцию вида (4.2) путём домножения её на 24 и прибавления к ней 12 с коэффициентом c=0.017.

На рисунке 4.6 представлены структуры управления, полученная с помощью данной функции, и полученная из принципа максимума. На рисунке 4.7 представлены графики зависимости управления моментами переключений τ_1 и τ_2 Структура с двумя переключениями выбрана с избытком, аналогично задаче из работы [70]. Расчёты показали, что выбором c определяется характер перехода от одного предельного значения к другому, а оптимизация момента τ определяет сдвиг этой кривой по оси времени.

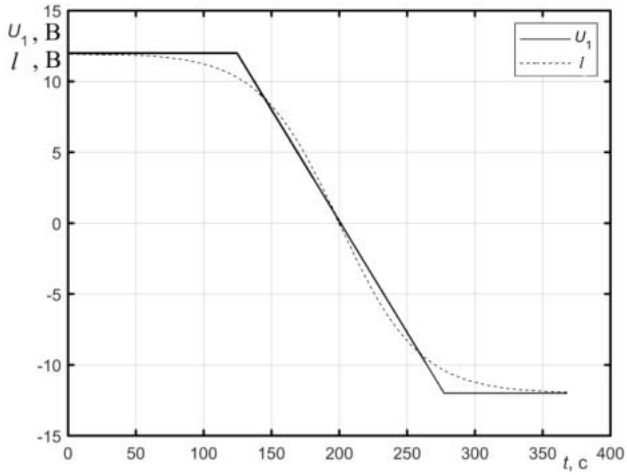
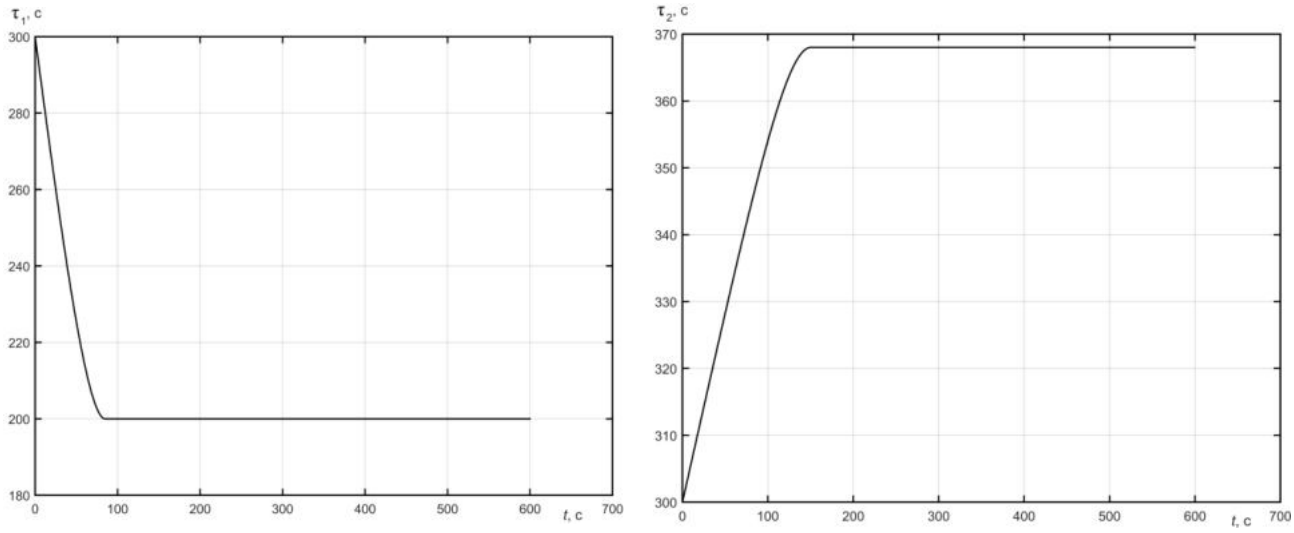


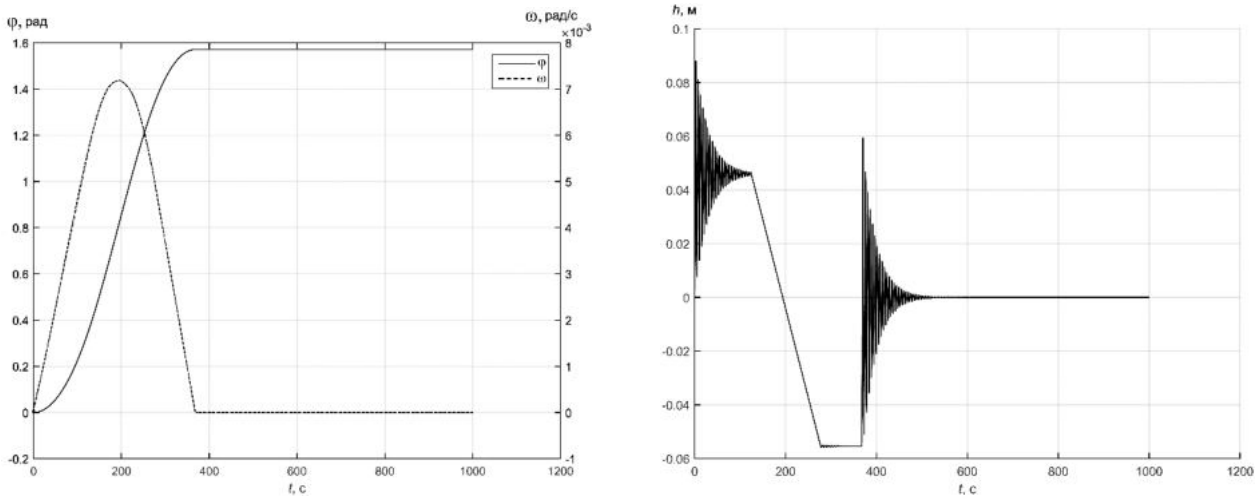
Рисунок 4.6 – Управления $U_1(t)$ и $l(t,\tau_1)$



а) б)

Рисунок 4.7 – График а) τ_1 и б) τ_2

На рисунке 4.8 представлены характеристики динамики развёртывания полностью раскрытой спицы при применении алгоритма коррекции параметров структуры управления для рассмотренного случая T_f=368 с (кривая 3 на рисунке 4.5) с выходом в конечное положение $\mathbf{X}_{\text{р}}(t_f)$ за $t_f = 948$ с.



а) б)

Рисунок 4.8 – Характер динамики раскрытия спицы: а) график $\varphi(t)$ и $\omega(t)$; б) график $h(t)$

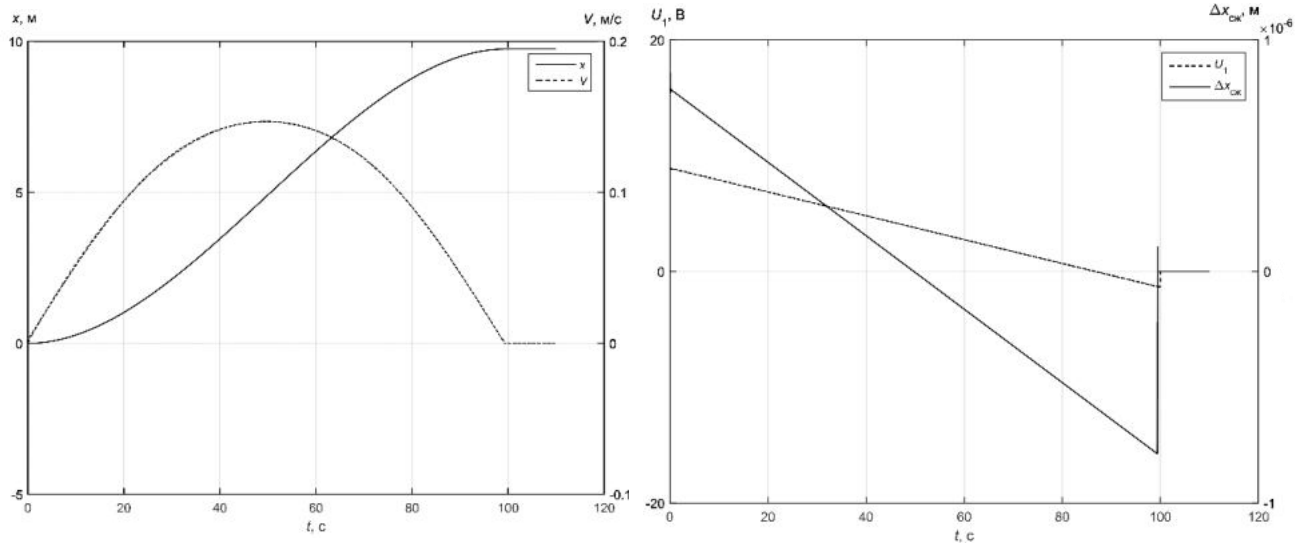
4.2 Выдвижение спицы рефлектора

При оптимальном управлении краевая задача (2.20), (3.7), (3.8) решалась методом Ньютона с использованием вектора невязок $Z_{\text{Н}}(t,t_f)=[x(t_f)-x_f,\ V(t_f)-V_f,\ \Delta x_{\text{сж}}(t_f)-\Delta x_{\text{сж }f},V_{\text{сж}}(t_f)-V_{\text{сж }f}]^T$.

Расчёт проводился при $k_{\text{в}}=1\cdot10^{-10}$ шаг $\Delta t=0.0001$ с, начальные условия для компонент вектора сопряжённых переменных $P(t_0)$: $P_x(t_0)=-0.01$, $P_V(t_0)=100$, $P_{\Delta x_{\text{сж}}}(t_0)=-0.0001$, $P_{V_{\text{сж}}}(t_0)=300$ и приращениях для сопряжённых переменных: $\Delta P|_x$ = 0.1, $\Delta P|_V$ = 10, $\Delta P|_{\Delta x_{\text{сж}}}=0.0001$, $\Delta P|_{V\text{сж}}$ = 1 в процедуре численного определения частных производных от вектора невязок в методе Ньютона. Итерационная процедура метода Ньютона выполнялась с точностью $\left\|\mathbf{Z}_{\text{Н}}(t,t_{\text{к}})\right\|\le0.001$. При заданных начальных условиях за 25 итераций были получены оптимальные начальные значения сопряжённых переменных $P_x(t_0)^{\text{ОПТ}}=-0.05$, $P_V(t_0)^{\text{ОПТ}}=400$, $P_{\Delta x_{\text{сж}}}(t_0)^{\text{ОПТ}}=-0.0001$, $P_{V_{\text{сж}}}(t_0)^{\text{ОПТ}}=306.62$.

На рисунках 4.9 а) и б) для данного варианта представлены оптимальные характеристики. Как видно из графиков, удалось добиться перевода системы из заданного начального положения в заданное конечное за $t_f=100$ с. Максимальное значение величины сжатия спицы $\Delta x_{\text{сж}}=8\cdot10^{-7}$ м, что на два порядка меньше по сравнению с ПИ-регулятором при одинаковых условиях. Время затухания колебаний спицы составило 3 с.

В соответствии с рисунком 4.9б можно структуру сигнала управления U_1 представить линейной функцией $U_1=a\cdot t+b$, где a и b коэффициенты. Тогда в качестве оптимизируемых параметров можно выбрать не моменты переключения τ_1 и τ_2 а коэффициенты a и b.



а) б)

Рисунок 4.9 – Характер динамики раскрытия спицы: а) график $x(t)$ и $V(t)$; б) график $\Delta x_{\text{сж}}(t)$ и $U_1(t)$

Запишем гамильтониан вспомогательной задачи оптимизации с учётом (3.23) и (3.24):

$$H = P_x V + P_V \frac{F_{\text{п}} - F_{\text{тр}}}{m_{\text{выдв}}} + P_{\Delta x_{\text{сж}}} V_{\text{сж}} + P_{V_{\text{сж}}} \left(-\frac{E}{\rho}\frac{\partial^2 \Delta x_{\text{сж}}}{\partial x^2} - \gamma \frac{E}{\rho}\frac{\partial V_{\text{сж}}}{\partial x} - \frac{F_{\text{п}} - F_{\text{тр}}}{\rho S}\right) +$$

$$+ P_a w_1 + P_b w_2 + \frac{1}{2}\mathbf{w}^T \mathbf{k}^{-2} \mathbf{w} + \frac{1}{2}\mathbf{w}_0^T \mathbf{k}^{-2} \mathbf{w}_0$$

Система канонических уравнений имеет вид

$$\dot{x} = V,\ \dot{V} = \left(F_{\text{п}} - F_{\text{тр}} - F_{\text{упор}} - F_{\text{ф}}\right) / m_{\text{выдв}},\ \Delta\dot{x}_{\text{сж}} = V_{\text{сж}},$$

$$\dot{V}_{\text{сж}} = -\frac{E}{\rho}\frac{\partial^2 \Delta x_{\text{сж}}}{\partial x^2} - \gamma \frac{E}{\rho}\frac{\partial V_{\text{сж}}}{\partial x} - \frac{F}{\rho S},\ \dot{a} = 0,\ \dot{b} = 0,$$

$$\dot{P}_x = 0,\ \dot{P}_V = -P_x,\ \dot{P}_{\Delta x_{\text{сж}}} = 0,\ \dot{P}_{V_{\text{сж}}} = -P_{\Delta x_{\text{сж}}},$$

$$\dot{P}_a = -P_V \frac{Bt}{m_{\text{выдв}}} + P_{V_{\text{сж}}} \frac{Bt}{m_{\text{выдв}} \rho S},$$

$$\dot{P}_b = -P_V \frac{B}{m_{\text{выдв}}} + P_{V_{\text{сж}}} \frac{B}{m_{\text{выдв}} \rho S}.$$

Составляющие вектора управления $w_1(t) = -k_1^2 P_a,\ w_2(t) = -k_2^2 P_b$.

При использовании данного алгоритма удаётся добиться перевода выдвигающегося элемента из начального состояния в конечное при ограничении на управление. Графики переходных процессов аналогичны рисунку 4.9.

Отметим, что в данной задаче сжатие конструкции незначительно и не превышает величины $\Delta x_{\text{сж max}} = 8 \cdot 10^{-7}$ м. При этом с использованием оптимального регулятора время затухания колебаний составляет 3 с.

Можно сделать вывод, что с использованием оптимального регулятора удаётся снизить значение сжатия на порядок. Тем не менее, ни при каких рассматриваемых условиях задачи $\Delta x_{\text{сж}}$ не превышает установленное граничное значение в 1 мм как при использовании ПИ-регулятора, так и при использовании оптимального регулятора. При этом конструкция спицы обеспечивает значительно более быстрое затухание продольных колебаний (единицы секунд) в отличие от поперечных колебаний.

Как для этапа раскрытия, так и для этапа выдвижения спицы применение принципа максимума с рассмотренными численными методами позволяют добиться необходимой точности и качества регулирования системы. Алгоритм коррекции параметров структуры управления обеспечивает высокую сходимость решения задачи, но в отличие от коррекции моментов времени переключения структуры τ_1 и τ_2 параметры *a* и *b* необходимо выбирать в небольшом диапазоне от оптимальных значений.

В рассматриваемой задаче оптимальные значения $a = -0.102$ и $b = 8.8846$. Для сходимости алгоритма с коррекцией параметров структуры управления необходимо выбирать начальные значения *a* и *b* в пределах ±5 от оптимальных значений.

4.3 Настройка формы радиоотражающего сетеполотна

4.3.1 Определение силы натяжения вант

Для проведения моделирования рассмотрим частную задачу натяжения вант водной плоскости. Нить сетеполотна натянута между двумя фиксированными точками с координатами $0=[0;0]$ и $B=[10;2]$ и имеет форму параболы, описываемую уравнением $y=0.02x^2$. Координаты точки C при заданной форме примем $C=[5;0.5]$. Нить находится в натянутом состоянии, силы натяжения нити T уравновешены силой оттяжки P.

Необходимо перенастроить форму антенны в виде параболы в заданную форму, определяемую уравнением $y=0.025x^2-0.05x$ при фиксированных граничных точках. Точка C при этом будет иметь координаты $C=[5;0.375]$. Задача состоит в определении силы P.

Сделаем следующие допущения, необходимые для решения поставленной задачи. Нить сетеполотна находится в космическом пространстве, и на неё не действуют силы тяжести. Минимальная длина нити $L_{\min}$ определяется по прямой, соединяющей точки 0 и C.

Определим длину нити в свободном состоянии при закреплённых конечных точках (кривая 1 на рисунке 4.10) $L_{\min}=\sqrt{l^2+h^2}=10.198$.

Исходя из закона Гука, можно записать

$$\Delta T=\frac{\Delta l}{L}ES, \tag{4.3}$$

где $\Delta T=T_2-T_1$ – разность сил натяжения нити в точке C (рисунок 4.10); $\Delta l=l_2-l_1$ – разность длин нити на участке CB и $0C$; E – модуль упругости; S – площадь сечения нити.

Из уравнения (2.26) выразим силу натяжения нити P

$$P = -T_1 \sin\alpha_1 + T_2 \sin\alpha_2 .$$

В точке C: $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha$. Поэтому можно переписать

$$P = (T_2 - T_1)\sin\alpha = \Delta T \sin\alpha . \qquad (4.4)$$

Так как $y' = tg\alpha$, то можно вычислить значение угла α.

Определим значение силы оттяжки P при ненатянутом состоянии (кривая 1 на рисунке 4.10). Так как $\Delta l = 0$, то, соответственно, из (4.4) $P = 0$. Нить находится в свободном состоянии.

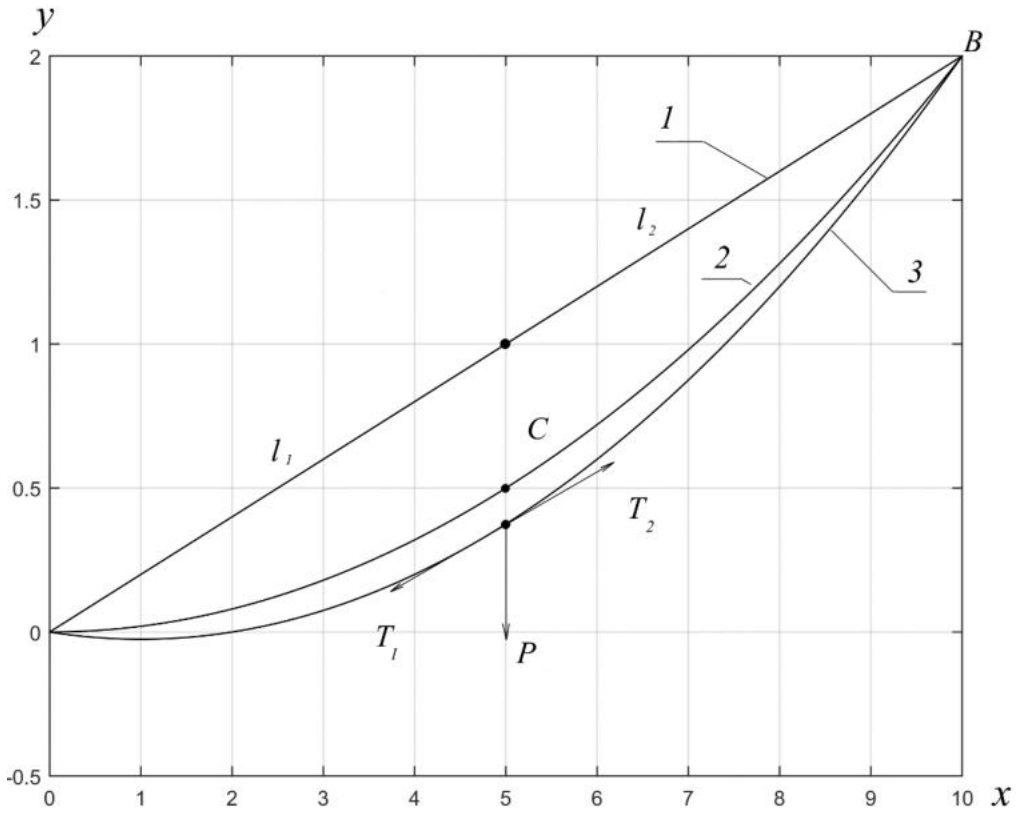


Рисунок 4.10 – Определение приложенной силы P

При форме параболы, описываемой уравнением $y = 0.02x^2$ (кривая 2 на рисунке 4.10), находим длину нити $l_1 = 5.06$ и $l_2 = 5.26$. По формуле (4.3) находим ΔT. Принимаем, что нить состоит из вольфрама $E = 350 \cdot 10^9$ Па, диаметр нити равен 3 мм. Тогда $\Delta T = 1.9 \cdot 10^6$. Из (4.4) вычисляем силу, потребную для поддержания исходной формы, $P = 6632$ Н.

Проделаем аналогичные вычисления для желаемой параболы, описываемой уравнением $y = 0.025x^2 - 0.05x$ (кривая 3 на рисунке 4.22): $P = 44137$ Н.

Рассмотрим пример определения формы сетеполотна на одной фасете (рисунок 4.11).

Полагая q=0 в уравнении (2.27), то есть, считая, что на мембрану не действует поперечная нагрузка, приходим к уравнению

$$\frac{\partial^2 z}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 z}{\partial y^2}=0. \qquad (4.5)$$

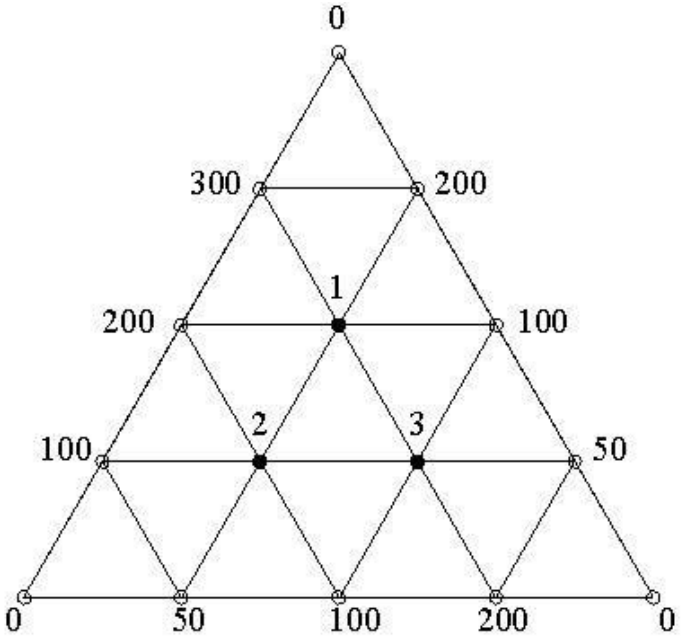


Рисунок 4.11 – Фасета радиоотражающего сетеполотна

Для определения узловых значений функции прогиба z составим систему линейных уравнений, удовлетворяющую уравнению Лапласа:

в точке (1): $300+200+100+200+z_2+z_3-6z_1=0$;

в точке (2): $100+200+100+50+z_1+z_3-6z_2=0$;

в точке (3): $100+100+200+50+z_1+z_2-6z_3=0$.

Решение этой системы есть

$$z_1=175,\ z_2=125,\ z_3=125.$$

Это и есть значение прогиба в данных точках. По значениям функции z можно аппроксимировать, например, методом меньших квадратов, параболоид. Если мембрана испытывает какое-либо давление, то в правых частях уравнений появятся соответствующие слагаемые вместо нуля.

Как результат, исходя из заданной формы сетеполотна, можно вычислить значение усилий, необходимых для натяжения и настройки формы, а также посчитать разницу в прогибах при нынешней форме и при желаемой.

Настройка формы радиоотражающей поверхности производится за счёт управления актюаторов поодиночно или совместно некоторой группой в зависимости от поставленной задачи.

4.3.2 Пьезопривод

Система уравнений (2.29) решалась с учетом неподвижности и жесткого закрепления ответной части рефлектора.

Задача управления состоит в приведении пьезоактюатора из начального положения (Δl_0 = 0 м; V_0= 0 м/с; U_0= 0 В) в заданное конечное состояние ($\Delta l_f = 1\cdot10^{-7}$ м; V_f = 0 м/с; U_f = 0 В) при ограничении на управление, за которое принято напряжение от источника электродвижущей силы $e_n = \pm 10\,\text{В}$. Коэффициент обратного пьезоэффекта $K_0 = 38\cdot10^{-9}$, статическое усилие $F_\text{с} = 10^{-8}$ Н, коэффициент упругости $K_\text{у} = 4.4$, коэффициент внутреннего демпфирования $K_\text{д} = 1$, ёмкость $C_0 = 1.17\cdot10^{-6}$ Ф, внутреннее сопротивление $R_\text{вт} = 102.5$ Ом, коэффициент прямого пьезоэффекта $K_n = K_0$, суммарная масса $m_\Sigma = 0.25$ кг.

Краевая задача, возникающая из принципа максимума, решалась методом наискорейшего спуска [114]. Данный метод позволил найти начальные значения сопряженных переменных $P_{\Delta l}(0) = -617$, $P_V(0) = -400$, $P_U(0) = 1\cdot10^{-5}$, при которых удается перевести систему в заданное конечное состояние.

При найденном управлении достигаются конечные заданные значения по линейному перемещению, скорости и напряжению. Стоит отметить, что линейное

перемещение происходит без возникновения колебательного процесса, а время достижения конечного состояния существенно меньше, чем у модели с использованием ПИД-регулятора, и составляет $t \approx 0{,}6$ с (рисунок 4.12).

Данная задача также была решена методом Ньютона [69]. При подстановке начальных значений сопряженных переменных из метода наискорейшего спуска удалось добиться решения задачи за один шаг.

Применение алгоритма с коррекцией параметров структуры управления даёт аналогичные результаты. Использование оптимального регулятора позволяет сократить время переходного процесса по сравнению с ПИ–регулятором. Таким образом, использование алгоритма оптимального регулятора для настройки формы радиоотражающего сетеполотна за счёт регулирования пьезоактюатора позволят значительно ускорить этот процесс и, как следствие, поддерживать заданную форму сетеполотна с необходимой точностью.

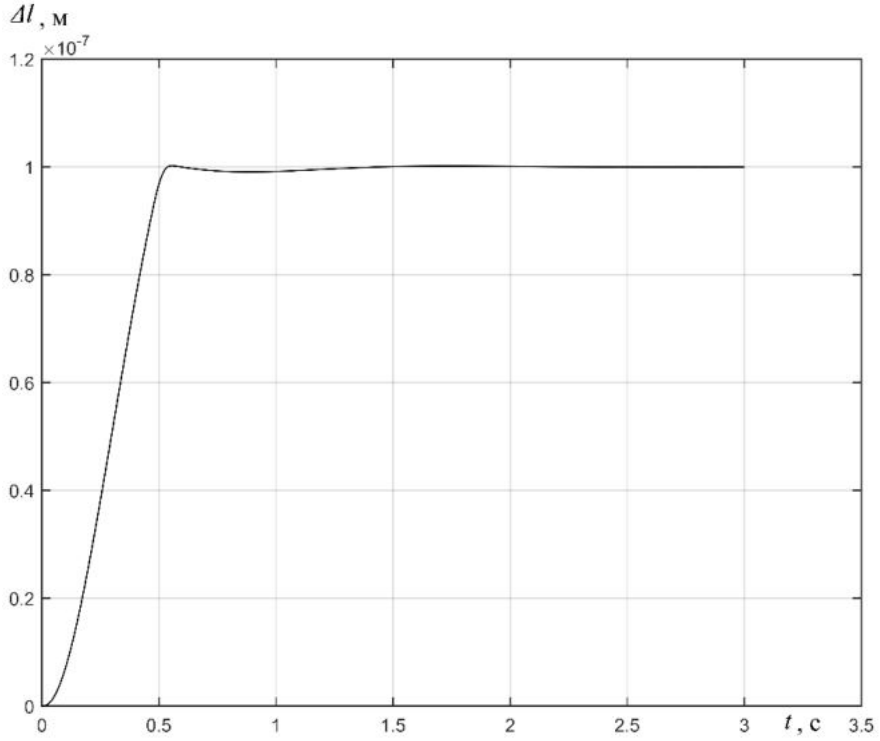
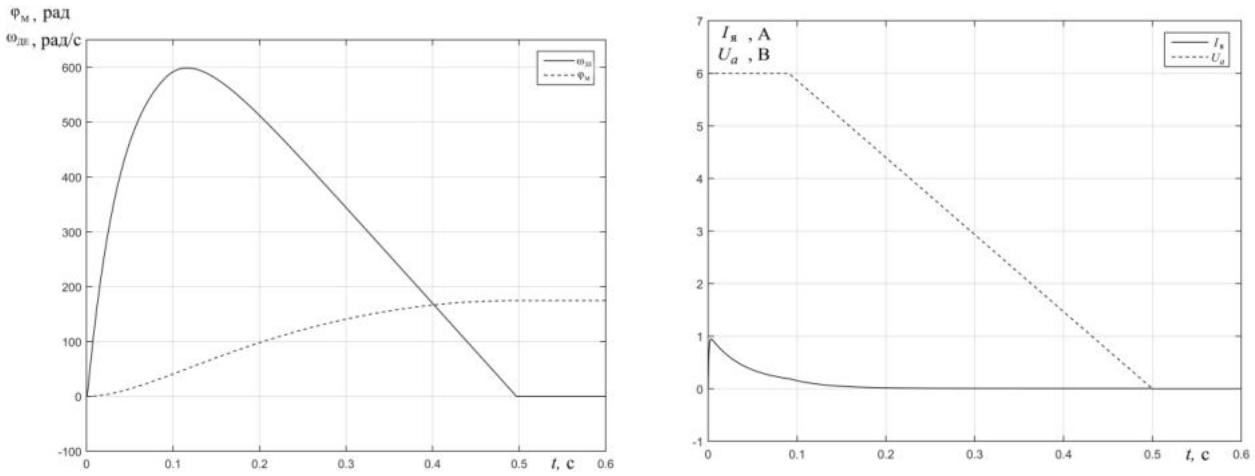


Рисунок 4.12 – Длина выдвижения активной части пьезоактюатора

4.3.3 Двигатель постоянного тока

Задача управления состоит в приведении вала ДПТ из начального положения $\varphi_{M_0} = 0$ град, $\omega_{ДЕ_0} = 0$ град/с, $I_{я_0} = 0$ А в заданное конечное состояние $\varphi_{M_f} = 180$ град, $\omega_{ДЕ_f} = 0$ град/с, $I_{я_f} = 0$ А при ограничении на управление, за которое принято внешние напряжение питания, $U_a = \pm 6$ В. Данный угол поворота φ_M будет обеспечивать изменение длины ванта.

Для решения данной задачи по принципу максимума необходимо найти начальные приближения сопряжённых переменных $P_{\varphi_M}(0)$, $P_{\omega_{ДЕ}}(0)$, $P_{I_z}(0)$. Возникшая краевая задача решалась методом наискорейшего спуска [69]. Были найдены начальные значения сопряженных переменных $P_{\varphi_M}(0) = -0.0019$, $P_{\omega_{ДЕ}}(0) = 0.01$, $P_{I_я}(0) = 0.1$ при которых удается перевести систему в заданное конечное состояние. Результаты моделирования представлены на рисунке 4.13.



а) б)

Рисунок 4.13 – Переходные процессы при оптимальном управлении: а) $\varphi_M(t)$ и $\omega_{ДЕ}(t)$; б) $I_я(t)$ и $U_a(t)$

Из полученных характеристик видно, что найденное управление позволяет достичь конечных значений по углу, угловой скорости, а также току ДПТ. Колебательного процесса в системе не наблюдалось. Время переходного процесса

составило $t \approx 0.5$ с. При этом удалось снизить энергетические затраты для заданной задачи управления.

Данная задача также была решена методом Ньютона [69]. При подстановке начальных значений сопряженных переменных из метода наискорейшего спуска удалось добиться решения задачи за один шаг. Применение алгоритма коррекции параметров структуры управления для решения задачи управления ДПТ позволяет добиться аналогичных результатов.

Сравнение результатов моделирования при различных начальных и конечных значениях для ПИД-регулятора и оптимального регулятора показало преимущество использование алгоритма оптимального управления.

Для настройки формы радиоотражающего сетеполотна в рамках выполнения ПНИЭР по теме «Создание высокоэффективной системы беспроводной узконаправленной передачи энергии и информации для управления состоянием объектов космического базирования на основе лазерных и волоконнооптических технологий» и ПНИ по теме: «Разработка беспроводной системы управления формой крупногабаритных трансформируемых наземных и космических конструкций с применением прецизионных приводов» НИЛ РИУС и студенческим КБ БГТУ «ВОЕНМЕХ» были изготовлены макетные образцы уменьшенной копии КТР (рисунок 4.14) и фасета КТР (рисунок 4.15).

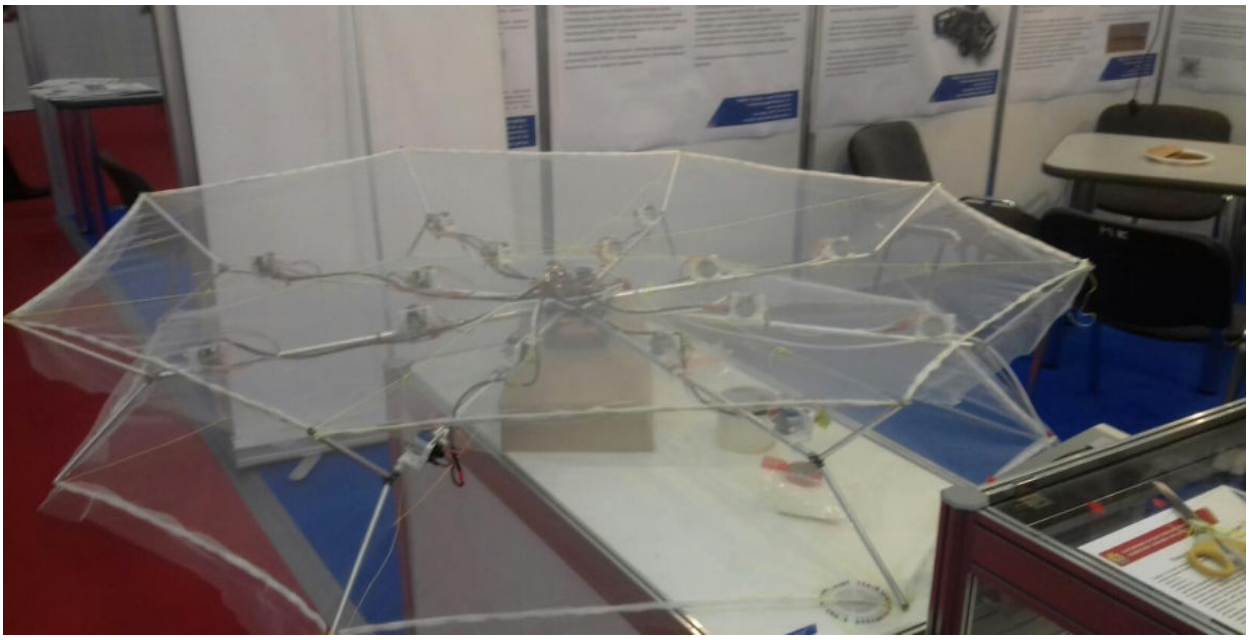


Рисунок 4.14 – Макет КТР

На уменьшенной копии КТР (рисунок 4.14) было установлено 16 ДПТ, которые задавали необходимую форму. Настройка каждого актюатора происходила поочерёдно. Используя методику гибких нитей, были определены необходимые усилия и длины в вантах для создания желаемой радиоотражающей поверхности.

Применение алгоритма коррекции параметров структуры управления позволило более чем в два раза сократить время настройки по сравнению с ПИД-регулятором, а также прийти в заданное значение без перерегулирования, что соответствует результатам моделирования. Ввиду плавного подхода к конечному значению удалось повысить энергоэффективность использования ДПТ. Выигрыш в затратах мощности при управлении одним актюатором составил ≈15% (0.495 Вт против 0.583 Вт).

Данные эксперимента позволяют сделать вывод о возможности уменьшения ёмкости источников питания за счёт уменьшения потребления мощности актюаторов. Это позволит уменьшить массогабаритные размеры энергонакопительных элементов и освободить место для полезной нагрузки.

Рисунок 4.15 – Макет фасеты КТР

При проведении эксперимента на макете фасеты КТР (рисунок 4.15) в качестве актюаторов применялся ДПТ, аналогичный рассмотренному выше. Для определения усилий и длин оттяжки вант использовалась методика на основе уравнения Лапласа для мембраны (п. 2.3.2). Результаты применения алгоритмов управления ДПТ оказались схожими с результатами результатам для уменьшенного макета КТР.

4.4 Совместное раскрытие элементов

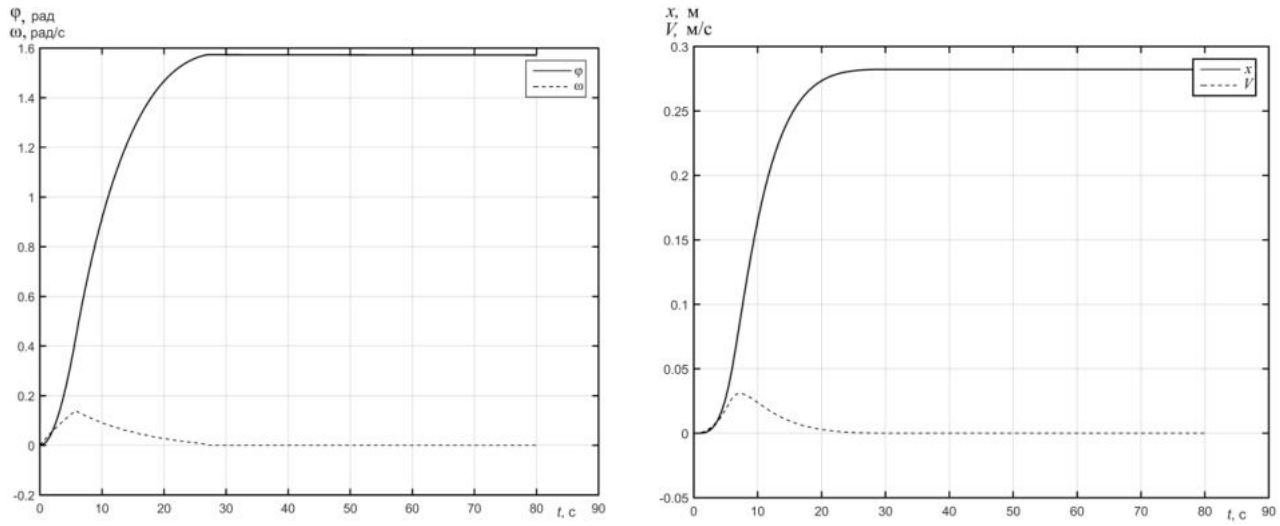
Для максимального использования возможностей электродвигателя и практических требований к развёртыванию КТР, а также учитывая ограничения на мгновенные переключения выберем релейную структуру управления с одним переключением для перевода системы из заданного начального положения в конечное.

Было выполнено решение задачи с использованием принципа максимума. Численное решение возникающей задачи осуществлялось методом Ньютона [38], результаты вычислений показали, что затруднительно выбрать начальные значения сопряженных переменных, обеспечивающих сходимость метода.

При использовании алгоритма с коррекцией параметров структуры для случая использования двигателя на каждую из компонент движения удалось решить поставленную задачу. При этом отличие в управлении от отдельно рассмотренных этапов незначительны, изменение момента инерции приводит к увеличению времени работы двигателя на верхнем предельном ограничении на вращательную составляющую движения.

Для случая использования центробежной силы для выдвижения промежуточного звена спицы выяснилось, что при заданных ограничениях на вектор управления $|U_1| \le U_{1\max}$, $U_{1\max}$=12 В, не удастся решить поставленную задачу. При увеличении максимального управления не удаётся выдвинуть спицу более чем на 5 м, при этом по углу разворота φ спица бьётся об упор и возникает

длительный колебательный процесс. Исследования показали, что при заданных ограничениях плавная постановка на упор как для вращательного, так и для поступательного вида движения возможна при конечных значения $\varphi_f = \pi/2$ рад и $x_f = 0.28$ м (рисунок 4.16). Для решения поставленной задачи необходимо либо изменять конструкцию КТР, либо применять более мощные исполнительные устройства.



а) б)

Рисунок 4.16 – Характеристики раскрытия и выдвижения элементов конструкции: а) $\varphi(t)$ и $\omega(t)$, б) $x(t)$ и $V(t)$

Выводы по главе

Для развёртывания, выдвижения спиц, а также управления актюаторами для настройки сетеполотна показано преимущество использования алгоритма с коррекцией параметров структуры управления. При этом решение задачи с использованием принципа максимума позволяет выявить структуру оптимального управления, которая корректируется в режиме реального времени.

Для всех этапов применение разработанных алгоритмов позволяет добиться необходимой точности и качества регулирования системы. Алгоритм коррекции

параметров структуры управления обеспечивает высокую сходимость решения задачи. Важным достоинством алгоритма является высокая сходимость метода при произвольном выборе значений τ_i из интервала оптимизации при различных конечных условиях. В отличие от коррекции моментов времени переключения структуры τ_i параметры a и b необходимо выбирать в небольшом диапазоне от оптимальных значений.

Использование алгоритма оптимального управления для настройки формы радиоотражающего сетеполотна за счет регулирования пьезоактюатора и ДПТ позволяет значительно ускорить этот процесс и, как следствие, поддерживать заданную форму сетеполотна с необходимой точностью.

Два рассмотренных варианта позволяют управлять процессом одновременного раскрытия элементов КТР. При этом для реализации первого варианта требуется дополнительное исполнительное устройство, второй вариант лишен этого недостатка и является предпочтительным. При применении обоих методов стоит учитывать ограничения на максимальные нагрузки и моменты конструкции, поскольку создаваемые системой раскрытия усилия могут превысить критические.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе на основании выполненных исследований решена актуальная научно-техническая задача управления системой создания и поддержания формы крупногабаритной трансформируемой конструкции космического базирования.

Основные результаты исследования заключаются в следующем:

1. Предложен комплексный подход к анализу динамики развёртывания и настройки КТР на основе совокупности разработанных математических моделей. Он позволяет на основе уравнений Лагранжа II-го рода упорядочить построение математических моделей для различных типов КА.

2. Разработаны уточнённые математические модели процессов раскрытия подвижных частей КТР космического базирования. Системы дифференциальных уравнений, описывающие раскрытие КТР, возможно применять для конструкций с различными параметрами, от изменения материала, массы, габаритов до выбора управляющего органа. Она является универсальной и может применяться при решении широкого круга задач. Данные модели позволяют рассматривать n-ное число собственных частот колебаний спицы, а также находить изгиб h и сжатие $\Delta x_{\text{сж}}$ в любой точке спицы за счёт разделения этих переменных в зависимости от длины и времени.

3. Разработаны алгоритмы настройки формы радиоотражающего сетеполотна. Для выбранного типа рефлектора применена методика на основе механики гибких нитей и методика, основанная на уравнении Лапласа для мембраны. В зависимости от вида рабочей поверхности и требуемой точности выбирается один из рассмотренных подходов. Полученные уравнения позволяют рассчитывать усилие оттяжки для нитей из разных материалов и при разных начальных условиях натяжения.

4. Предложено два способа совместного раскрытия элементов КТР для уменьшения времени выведения аппарата из транспортировочного в рабочее положение. Первый способ – использование двигателей на каждую из компонент движения. Второй способ – применение двигателя для вращательной

составляющей и возникающей при этом центробежной силы для выдвижения промежуточных звеньев. Получены результаты, позволяющие в зависимости от конструкции выбирать наиболее оптимальный вариант.

5. Разработаны алгоритмы оптимального управления созданием и поддержанием формы КТР. Для всех этапов применение разработанных алгоритмов позволяет добиться необходимой точности и качества регулирования системы. Алгоритм коррекции параметров структуры управления обеспечивает высокую сходимость решения задачи. Для отдельных этапов разработанные алгоритмы на порядок превосходят показатели ПИД-регуляторов. Полученные результаты показывают, что удаётся плавно подойти к механизму упора и фиксации. Вследствие этого, они не влияют на переходные процессы в системе, что позволяет минимизировать продольные и поперечные колебания.

6. Полученные результаты использованы при проведении научно-исследовательских работ в АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева».

Для дальнейших работ поставлена задача учёта в математической модели всех видов колебаний (продольных, поперечных, крутильных). При эксплуатации реальных объектов присутствуют различные люфты и зоны нечувствительности в соединениях звеньев. Учёт этих параметров позволит более точно моделировать поведение системы.

Для этапа настройки сетеполотна сформулирована задача управления несколькими актюаторами одновременно. Это позволит минимизировать уход соседних точек, возникающий при поточечной регулировке.

Дальнейшего исследования требует задача совместного раскрытия элементов, позволяющая выполнять развёртывания конструкции за меньшее время. Так как при этом возникает проблема оценки заданных ограничений и выбора массогабаритных параметров всей системы.

Ввиду наличия различных возмущений в реальных условиях необходимо апробировать разработанные алгоритмы управления при их наличии. Учитывая вышесказанное, определены задачи фильтрации данных и минимизации энергетических затрат на измерения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Азин А.В., Белов С.В., Кузнецов С.А., Марицкий Н.Н. Регулирование формы отражающей поверхности вантово-оболочечных конструкций космических антенных рефлекторов. В сборнике: Перспективы развития фундаментальных наук Сборник научных трудов XV Международной конференции студентов, аспирантов и молодых ученых. В 7-ми томах. Под редакцией И.А. Курзиной, Г.А. Вороновой. 2018. С. 31-33.

2. Акуленко Л.Д., Болотник Н.Н., Борисов А.Е., Гавриков А.А., Емельянов Г.А. Квазиоптимальное управление поворотом твердого тела вокруг неподвижной оси с учетом трения // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2015. №3. С. 3-20.

3. Акуленко Л.Д., Крылов С.С., Марков Ю.Г., Тун Тун Вин, Филиппова А.С. Динамика космического аппарата с упругими и диссипативными элементами в режиме ориентации // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2014. №5. С. 106-115.

4. Акуленко Л.Д., Лещенко Д.Д., Щетинина Ю.С. Квазиоптимальное торможение вращений твердого тела с подвижной массой в среде с сопротивлением. Изв. РАН. Теория и системы управления. 2017. № 2. С. 16-21.

5. Александров В.М. Особенности движения динамических систем с возмущениями в окрестности многообразий переключений // Автоматика и телемеханика. 2009. № 4. С. 58– 77.

6. Анулова С.В. Неединственность решения уравнения Гамильтона-Якоби-Беллмана для управления с осреднением по времени. Автоматика и телемеханика. 2017. № 8. С. 91-99.

7. Афанасьев В.Н. Задача вывода и сопровождения нелинейного объекта по заданной траектории // Автоматика и телемеханика. 2015. №1. С. 3-20.

8. Бакулин Д.В., Борзых С.В., Ильясова И.Р. Математическое моделирование процесса раскрытия многозвенных солнечных батарей // Вестник МАИ. 2011. Т. 18(3). С. 88-9.

9. Беллман Р.Э. Динамическое программирование. М.: Иностранная литература. 1960. 400 с.

10. Белов С.В., Бельков А.В., Евдокимов А.С., Жуков А.П., Павлов М.С.,

Пономарев С.В., Пономарев В.С., Солоненко В.А., Ящук А.А. Численное моделирование трансформируемых космических рефлекторных антенн. Изв. вузов. Физика. 2012. Т. 55. № 9-3. С. 13-18.

11. Бердышев Ю.И. Оптимальное по быстродействию управление в одной нелинейной задаче последовательного сближения. Изв. РАН. Теория и системы управления. 2019. № 1. С. 98-108.

12. Биргер И.А., Мавлютов Р. Р. Сопротивление материалов: Учебное пособие. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит. 1986. 560 с.

13. Бобцов А.А. и др. Исполнительные устройства и системы для микроперемещений. СПб: СПбГУ ИТМО. 2011. 131 с.

14. Богуш А.А., Мороз Л.Г. Введение в теорию классических полей. М.: Едиториал УРСС. 2004. 384 с. 2-е изд.

15. Бородовский В.Н. Синтез управления конечным состоянием космических аппаратов. Космические исследования. 1970. Т. 8. № 3. С. 350-360.

16. Бортаковский А.С. Синтез оптимальных переключающих систем. Изв. РАН. Теория и системы управления. 2015. № 5. С. 48.

17. Брайсон А., Хо Ю-Ши. Прикладная теория оптимального управления. М.: Мир. 1972. 544 с.

18. Брискин Е.С., Калинин Я.В., Малолетов А.В., Шурыгин В.А. Об оценке эффективности шагающих роботов на основе многокритериальной оптимизации их параметров и алгоритмов движения. Изв. РАН. Теория и системы управления. 2017. № 2. С. 168-176.

19. Буков В.Н. Адаптивные прогнозирующие системы управления полётом. М.: Наука. 1987. 232 с.

20. Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти т. / Ред. совет: В.Н. Челомей (пред.). М.: Машиностроение. 1981. Т. 6. Защита от вибрации и ударов / Под ред. К.В. Фролова. 1981, - 456 с.

21. Вольдек А.И. Электрические машины. Учебник для студентов высш. техн. заведений. 3-е изд. перераб. Л.: Энергия. 1978. 832 с.

22. Вондрухов А.С., Голубев Ю.Ф. Оптимальные траектории в задаче о брахистохроне с сухим трением. Изв. РАН. Теория и системы управления. 2016. № 3. С. 11.

23. Голдобин Н.Н. Анализ температурных деформаций космического крупногабаритного рефлектора диаметром до 48 метров. Решетневские чтения.

2015. Т. 1. № 19. С. 97-99.

24. Гриневич Д.В. Исследование динамики раскрывающихся протяженных конструкций // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2013. Т.134. С. 37-42.

25. Гуляев И.В., Волков А.В., Попов А.А., Ионова Е.И., Бобров М.А. Сравнительный обзор синхронного двигателя с постоянными магнитами и бесколлекторного двигателя постоянного тока при непосредственном управлении моментом // Научно-технический вестник Поволжья. 2015. № 6. С. 123-128.

26. Дарков А.В., Шапиро Г.С. Сопротивление материалов. М.: Высшая школа. 1975. 654 с.

27. Дыхта В.А. Слабо монотонные решения неравенства Гамильтона-Якоби и условия оптимальности с позиционными управлениями. Автоматика и телемеханика. 2014. № 5. С. 31-49.

28. Евдокимов А.С., Шендалев Д.О. Повышение достоверности конечно-элементной модели сетчатого рефлектора по результатам макетирования. Наукоемкие технологии. 2016. Т. 17. № 8. С. 21-24.

29. Заславский Б.В. Краткий курс сопротивления материалов. Учебник для авиационных специальностей вузов. М.: Машиностроение. 1986. 328 с.

30. Зимин В.Н. Механика трансформируемых структурных космических конструкций // Вестник Самарского госуниверситета. Естественнонаучная серия. Механика. 2007. № 4(54). С. 105-114.

31. Зимин В.Н. Особенности расчета раскрывающейся ферменной космической конструкции// Проблемы машиностроения и надежности машин. 2005. № 1. С. 20–25.

32. Зубов В.Г. Механика. М.: Наука, 1978. 352 с.

33. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н. Стабилизация орбитальной ориентации космического аппарата с одновременной разгрузкой кинетического момента инерционных исполнительных органов// Изв. РАН. Теория и системы управления. 2015. №4. С. 124-131.

34. Кабанов Д.С. Оптимизация пространственного манёвра автоматического подводного аппарата с коррекцией параметров структуры управления // Мехатроника, автоматизация, управление. 2012. №9. С.57-61.

35. Кабанов С.А., Зимин Б.А., Митин Ф.В., Леканов А.В. Применение механики гибких нитей для настройки и определения формы радиоотражающего

сетеполотна в одной плоскости // Радиопромышленность. 2018. Т. 28. № 3. С. 23–30.

36. Кабанов С.А. Алгоритм последовательной оптимизации управления нелинейной системой по критерию обобщённой работы // Автоматика и телемеханика. 1989. № 8. С.41-49.

37. Кабанов С.А. Оптимизация динамики систем при действии возмущений. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. 200 с.

38. Кабанов С.А. Оптимизация динамики систем с коррекцией параметров структуры управления // Вест. С.-Петерб. ун-та. Сер.1. Математика. Механика. Астрономия. Т.1. 2014. Вып.2. С.254-260.

39. Кабанов С.А. Совмещенный синтез оптимального управления как иерархическая дифференциальная игра// Докл. РАН. 2000. Т.372. №3. С.317-318.

40. Кабанов С.А. Управление системами на прогнозирующих моделях. СПб: СПбГУ. 1997. 200 с.

41. Кабанов С.А., Емельянов В.Ю., Митин Ф.В. Оптимизация динамики системы создания формы крупногабаритных трансформируемых антенн космического базирования// Вопросы радиоэлектроники. 2016. Серия ОТ. Вып.8. С.54-58.

42. Кабанов С.А., Кабанов Д.С. Задачи управления с оптимизацией параметров прогнозирующих моделей. СПб. Балт. гос. техн. ун-т.,2017. 110 с.

43. Кабанов С.А., Кабанов Д.С., Митин Ф.В. Расчёт аэрогидродинамических характеристик и траекторий подвижных объектов: учебное пособие. СПб., Балт. гос. техн. ун-т. 2019. 159 с.

44. Кабанов С.А., Кривушов А.И., Митин Ф.В. Моделирование совместного раскрытия элементов крупногабаритного трансформируемого рефлектора космического базирования // Труды СПИИРАН. 2017. Вып. 5(54). С. 130-151.

45. Кабанов С.А., Меньков Л.Ю. Оптимизация траекторий полета КА у поверхности Луны с использованием алгоритма последовательной оптимизации // Космические исследования. 1998. Т.36. №4. С. 417-422.

46. Кабанов С.А., Меньков Л.Ю., Шалыгин А.С. Оптимизация динамических систем по различным критериям // Изв. АН СССР. Техн. Кибернетика. 1991. № 6. С.60-66.

47. Кабанов С.А., Митин Ф.В. Алгоритмы оптимального управления

крупногабаритным трансформируемым рефлектором космического базирования. Системный анализ, управление и навигация: Тезисы докладов. М.: Изд-во МАИ. 2017. С. 147-149.

48. Кабанов С.А., Митин Ф.В. Управление системой развёртывания и настройки крупногабаритного трансформируемого рефлектора космического базирования // Восьмые Уткинские чтения: труды общерос. науч.-техн. конф. / Балт. гос. техн. ун-т. СПб.; 2019. С. 222-227.

49. Кабанов С.А., Митин Ф.В., Кривушов А.И. Математическая модель раскрытия крупногабаритного трансформируемого рефлектора космического базирования. Системный анализ, управление и навигация: Тезисы докладов. М.: Изд-во МАИ. 2017. С. 149-151.

50. Кабанов С.А., Митин Ф.В., Кривушов А.И., Улыбушев Е.А. Управление пьезоактюатором для настройки отражающей поверхности рефлектора космического базирования // Изв. вузов. Авиационная техника. 2018. № 4. С. 111-116.

51. Кабдулин Г.В., Комков В.А., Мельников В.М. Харлов Б.Н. Динамика управляемого раскрытия центробежными силами космических конструкций с компенсацией кинетического момента // Журнал «Космонавтика и ракетостроение». №1(54). 2009. С. 189-198.

52. Калабегашвили Г.И., Бикеев Е.В., Матыленко М.Г. Выбор устройства регулировки положения рефлектора для орбитальной юстировки КТА. Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2018. Т. 1. № 14. С. 257-259.

53. Калман Р. Об общей теории систем управления // Труды I конгресса ИФАК по автоматическому регулированию. Т. 2. Изд-во АН СССР. 1961. С. 521–547.

54. Ким Д.П. К синтезу оптимальной линейной системы управления по критерию обобщенной работы // Мехатроника, автоматизация, управление. № 4. 2009. С. 7–10.

55. Котельников А.А. CAD/CAM/CAE системы: учеб. пособие. Курск: Юго-Зап. гос. ун-т. 2014. 336 с.

56. Кочеткова С.С., Чичурин В.Е., Лайзан В.В., Болгов В.В., Тайгин В.Б. Силовая рама как элемент конструкции крупногабаритного рефлектора. Решетневские чтения. 2018. Т. 1. № 22. С. 131-132.

57. Красовский А.А., Буков В.Н., Шендрик В.С. Универсальные

алгоритмы оптимального управления непрерывными системами // М.: Наука. 1977. 272 с.

58. Красовский А.А. Системы автоматического управления полётом и их аналитическое конструирование. М.: Наука. 1973. 588 с.

59. Кривушов А.И. Создание и исследование математической модели вращательного движения спицы крупногабаритного рефлектора космического базирования // Вопросы радиоэлектроники. 2017. Вып. 7. С. 126-130.

60. Кротов В.Ф., Гурман В.И. Методы и задачи оптимального управления. М.: Наука. 1973. 446 с.

61. Крылов А. В., Чурилин С. А. Моделирование раскрытия солнечных батарей различных конфигураций // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2011. № 1. С. 106–112.

62. Крылов А. Н. О расчете балок, лежащих на упругом основании. М.: Академия наук СССР. 1931. 80 с.

63. Крылов И.А., Черноусько Ф.Л. Алгоритм метода последовательных приближений для решения задач оптимального управления // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1972. Т. 12. № 1. С. 14-34.

64. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика. В 10-ти т. Т. V. Статистическая физика: Учеб. пособие. 4-е изд. испр. и доп. М. Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит. 1987. 575 с.

65. Лебедев Н.Н. Специальные функции и их применение. СПб.: Лань. 2010. 149 с.

66. Лопатин А.В., Рутковская М.А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (часть 1) // Вестник СибГАУ. №2. 2007. С. 51–57.

67. Лопатин А.В., Рутковская М.А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (часть 2) // Вестник СибГАУ. №3. 2007. С. 78–81.

68. Магнус К. Колебания: Введение в исследование колебательных систем. Пер. с нем. М.: Мир. 1982. 304 с.

69. Малышев В.В. Методы оптимизации в задачах системного анализа и управления. М.: МАИ-Принт. 2010. 440 с.

70. Малышев В.В., Кабанов Д.С. Алгоритм коррекции структуры управления автоматическим подводным аппаратом для построения области

достижимости // Изв. Вузов. Приборостроение. 2012. Т.55. №7. С.21-27.

71. Малышев В.В., Кабанов Д.С. Оптимальное выведение на глубину автоматического подводного аппарата с коррекцией параметров структуры управления // Вестник МАИ. 2012. № 4. С. 88-96.

72. Малышев В.В., Красильщиков М.Н., Бобронников В.Т., Нестеренко О.П., Федоров А.В. Спутниковые системы мониторинга. Под редакцией В.В. Малышева. М.: Изд-во МАИ. 200. 568 с.

73. Маркеев А.П. Динамика тела, соприкасающегося с твердой поверхностью. М.: Наука. 1992. 337 с.

74. Меркин Д.Р. Введение в механику гибкой нити. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы. 1980. 240 с.

75. Митин Ф.В., Кривушов А.И. Построение математической модели рефлектора космического базирования для настройки его орбитального положения // Инновации в науке и практике / Сборник статей по материалам IV международной научно-практической конференции (19 декабря 2017 г., г. Барнаул). В4 ч. Ч.1. Уфа: Изд. Дендра. 2017. С. 42-51.

76. Митин Ф.В. Разработка и анализ математической модели поступательного движения трансформируемых космических конструкций // Вопросы радиоэлектроники. 2017. Вып. 7. С. 121-125.

77. Никольский А.А. Точные двухканальные следящие электроприводы с пьезокомпенсаторами. М.: Энергоатомиздат, 1988. 160 с.

78. Паламарчук Е.С. Оптимизация суперустойчивой линейной стохастической системы в приложении к модели со сверхнетерпеливыми агентами. Автоматика и телемеханика. 2018. № 3. С. 61-75.

79. Панкратов В.М., Барулина М.А., Крысько А.В. Влияние расстройки парциальных частот чувствительных элементов на амплитудно-частотные характеристики микромеханических гироскопов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 2. С. 99–105.

80. Патент РФ № 2005131232/11, 11.10.2005. Терешин В.Н. Устройство для выдвижения полезной нагрузки из космического аппарата // Патент России № 2302981. 2007. Бюл. № 20.

81. Патент РФ № 2009109598/11, 18.02.2009. Толмаче С.М., Туголуков А.В., Соин В.И. Устройство выдвижения и отделения полезной нагрузки // Патент России № 2387586. 2010.

82. Патент РФ №.2007122219/11, 13.06.2007. Тестоедов Н.А., Халиманович В. И., Шипилов Г.В., Романенко А.В., Шальков В.В., Величко А.И., Акчурин В.П. Развертываемый крупногабаритный рефлектор космического аппарата // Патент России № 2350519. 2009.

83. Петров Б.Н., Портнов-Соколов Ю.П., Андриенко А.Я., Иванов В.П. Бортовые терминальные системы управления: Принципы построения и элементы теории. М.: Машиностроение. 1983. 200 с.

84. Петров Ю.П. Оптимальное управление электроприводом с учетом ограничений по нагреву. Л.: Энергия, 1971. 144 с.

85. Пономарев В.С., Пономарев С.В., Халиманович В.И. Термомеханический анализ крупногабаритного сетчатого рефлектора космического назначения. Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17. № 2. С. 343-358.

86. Пономарев С.В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов // Вестн. Том. гос. ун-та. Математика и механика. 2011. №4. С. 110-119.

87. Пономарев С.В. Моделирование напряженно–деформированного состояния строительных стержневых вантово–оболочечных систем / С.В. Пономарев, А.П. Жуков, А.В. Бельков, В.С. Пономарев, С.В. Белов, М.С. Павлов // Материалы Международной научной конференции молодых ученых «Перспективные материалы в науке и технике» (ПМСТ–2014). 15–17 октября 2014 г. г. Томск. Россия. Томск. Изд–во ТГАСУ. 2014. С. 407–414.

88. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Гос. изд. физ-мат. лит. 1961. 392 с.

89. Постнов В.А., Калинин В. С., Ростовцев Д.М. Вибрация корабля. Л.: Судостроение. 1983. 248 с.

90. Разработка беспроводной системы управления формой крупногабаритных трансформируемых наземных и космических конструкций с применением прецизионных приводов [Текст]: отчёт о ПНИ (промежуточ.): БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова; рук. Матвеев С.А.; исполн.: Яковенко Н.Г. [и др.] СПб. 2017. 439 с. Библиогр.: с. 404-434. № АААА-А17-117121950088-5. Инв. № Н-32.М-И8-7509.1.2017.

91. Разработка беспроводной системы управления формой крупногабаритных трансформируемых наземных и космических конструкций с применением прецизионных приводов [Текст]: отчёт о ПНИ (промежуточ.):

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова; рук. Матвеев С.А.; исполн.: Рудыка С.А. [и др.] СПб. 2018. 484 с. Библиогр.: с. 360-365. № АААА-А17-117121950088-5. Инв. № Н-89.М-И8-7509.2.2018.

92. Работонов Ю.Н. Сопротивление материалов. М. Физматгиз. 1962. 456 с.

93. Рентюк В. Управление двигателем постоянного тока // Компоненты и технологии. 2014. № 10 (159). С. 110-114.

94. Сальвадори М.Д. Численные методы в технике. М.: ИЛ. 1955. 247 с.

95. Сарамуд М.В., Ковалёв И.В., Лосев В.В., Посконин М.В., Калинин А.О. К вопросу классификации автономных беспилотных объектов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. Том 2, №13. 2017. С. 64-66.

96. Саяпин С.Н. Кокушкин В.В. Способ подавления помех от колебаний упругой конструкции космической трансформируемой антенны в процессе эксплуатации и устройство для его осуществления. Пат. №2 323 136 С2. Российская Федерация, заявитель и патентообладатель ОАО «Ракетнокосмическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». № 2005131079/11. заявл. 20.04.2007. опубл. 27.04.2008. 17 с.

97. Светлицкий В.А. Механика гибких стержней и нитей. М.: Машиностроение. 1978. 222 с.

98. Сейдж Э.П., Уайт Ч.С. III. Оптимальное управление системами. М: Радио и связь. 1982. 392 с.

99. Секулович М. Метод конечных элементов // М.: Стройиздат. 1993. 664 с.

100. Скоков Д.В., Халиманович В.И., Верхогляд А.Г., Накрохин И.А., Чугуй Ю.В. Механизм телескопического выдвижения звеньев спицы рефлектора и штанг. Наукоемкие технологии. 2016. Т. 17. № 7. С. 13-18.

101. Создание высокоэффективной системы беспроводной узконаправленной передачи энергии и информации для управления состоянием объектов космического базирования на основе лазерных и волоконнооптических технологий [Текст]: отчёт о ПНИ (промежуточ.): БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова; рук. Страхов С.Ю.; исполн.: Баленко А.С. [и др.] СПб. 2015. 790 с. Библиогр.: с. 655-700. № АААА-Б16-216062070015-0.

102. Создание высокоэффективной системы беспроводной узконаправленной передачи энергии и информации для управления состоянием

объектов космического базирования на основе лазерных и волоконнооптических технологий [Текст]: отчёт о ПНИиЭР (промежуточ.): БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова; рук. Матвеев С.А.; исполн.: Васиьев А.Н. [и др.] СПб. 2016. 1383 с. Библиогр.: с. 578-587. № АААА-Б17-217091320002-1. Инв. №2/2016.5508-1.

103. Создание высокоэффективной системы беспроводной узконаправленной передачи энергии и информации для управления состоянием объектов космического базирования на основе лазерных и волоконнооптических технологий [Текст]: отчёт о ПНИиЭР (заключ.): БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова; рук. Матвеев С.А.; исполн.: Васиьев А.Н. [и др.] СПб. 2017. 1523 с. Библиогр.: с. 444-447. № АААА-А16-116021850014-9. Инв. № Н-34.М-И4-5508.1.2017.

104. Соколов В.Ф. Задачи адаптивного оптимального управления дискретными системами с ограниченным возмущением и линейными показателями качества. Автоматика и телемеханика. 2018. № 6. С. 155-171.

105. Сорокин С.П. Позиционные необходимые условия оптимальности и нестандартная двойственность в задачах оптимизации дискретных систем. Автоматика и телемеханика. 2014. № 9. С. 21-30.

106. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А. Красовского. М.: Наука. 1987. 712 с.

107. Стретт Дж.В. Теория звука. Том 1. (The Theory of Sound, 1926) Перевод с третьего английского издания П.Н. Успенского и С.А. Каменецкого. Под общей редакцией С.М. Рытова и К.Ф. Теодорчика. (Москва - Ленинград: Гостехиздат. 1940).

108. Суханов В.М., Силаев А.В., Глумов В.М. Уравнения движения свободнолетающего космического робота для задачи управления на основе обратных связей // Автоматика и телемеханика. 2015. №8. С. 153-164.

109. Тарануха Н.А., Журбин О.В., Журбина И.Н. Математическое и экспериментальное моделирование колебаний стержневых судовых конструкций с учетом сопротивления внешней среды различной плотности. // Ученые записки КнАГТУ. 2010. № IV–1(4). С. 81–91.

110. Теймуров Р.А. О задаче оптимального управления подвижными источниками для параболического управления. Изв. РАН. Теория и системы управления. 2016. № 2. С. 19.

111. Тестоедов Н.А., Халиманович В.И., Величко А.И., Шипилов Г.В., Романенко А.В., Усманов Д.Б., Евдокимов А.С., Бельков А.В., Жуков А.П., Пономарев С.В., Пономарев В.С. Анализ основных концепций крупногабаритных трансформируемых космических рефлекторов. Решетневские чтения. 2012. Т. 1. № 16. С. 92-93.

112. Толпегин О.А. Численные методы решения задач оптимального программного управления. Л.: Изд-во Лен. Мех. Института. 1987. 87 с.

113. Усюкин В.И. Строительная механика конструкций космической техники. М.: Машиностроение. 1988. 392 с.

114. Федоренко Р.П. Приближенное решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978. 488 с.

115. Фельдбаум А.А. Оптимальные процессы в системах автоматического регулирования // Автоматика и телемеханика. 1953. Т. 14. Вып. 6. С. 712–728.

116. Халина А.С., Хрусталев М.М. Оптимизация облика и стабилизация управляемых квазилинейных стохастических систем, функционирующих на неограниченном интервале времени. Изв. РАН. Теория и системы управления. 2017. № 1. С. 65-88.

117. Храмцов А.М. Напряженно-деформированное состояние взаимодействующих элементов пьезоактюатора: Автореф. дис. … канд. физ.-мат. наук. Томск: Томский государственный университет. 2017. 24 с.

118. Шмутцер Э. Основные принципы классической механики и классической теории поля. М.: Мир. 1976. 155 с.

119. Balaban, D., Fischer, A., Biswas, J. A Real- Time Solver for Time-Optimal Control of Omnidirectional Robots with Bounded Acceleration IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems 8594306, 2018 c. 8027-8032

120. Bravetti, A., Padilla, P. Thermodynamics and evolutionary biology through optimal control, Automatica 106, 2019. С. 201-206

121. Datashvili L., Lang M., Baier H., Sixt T. Membranes for Large and Precision Deployable Reflectors // European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing 2005 (ESA SP–581). 10–12 May 2005. Noordwijk. The Netherlands.

122. Gajbhiye S.C., Upadhyay S.H., Harsha S.P. Nonlinear Vibration Analysis of Piezo-Actuated Flat Thin Membrane // Journal of Vibration and Control. 2015. Vol. 21. Iss. 6. P. 1162–1170.

123. Hedgepeth J. M. Accuracy potentials for large space antenna reflectors with passive structure // Journal of Spacecraft and Rockets. 1982. Vol. 19. № 3. Pp. 211–217.

124. Hedgepeth J.M., Thomson M.W., and Chae D. Design of large lightweight precise mesh reflector structures. Astro Aerospace Corporation Technical Document. AAC–TN–1164. 8 November 1991.

125. Hernandez-Martinez E.G., Fernandez-Anaya G., Ferreira E.D., Flores-Godoy J.J., Lopez-Gonzalez A. Trajectory Tracking of a Quadcopter UAV with Optimal Translational Control, IFAC-PapersOnLine 48(19). 2015. P. 226-231.

126. Ju Won Jeong, Young Ik Yoo, Dong Kil Shin, Jae Hyuk Lim, Kyung Won Kim and Jung Ju Lee. A novel tape spring hinge mechanism for quasi-static deployment of asatellite deployable using shape memory alloy // REVIEW OF SCIENTIFIC INSTRUMENTS 85. 025001 (2014).

127. Kundur P. Power system stability and control. Mc. Graw-Holl, Inc, 1994. 1176 p.

128. Lai C.–Y. Analysis and design of a deployable membrane reflector. PhD thesis. University of Cambridge. 2001.

129. Mitin F., Krivushov A. Application of Optimal Control Algorithm for DC Motor, Proceedings of the 29th DAAAM International Symposium, B. Katalinic (Ed.), Published by DAAAM International, Vienna, Austria. Pp. 0762-0766.

130. Mitin F., Krivushov A. Control deployment of mobile units of large-sized spacecraft, Proceedings of the 28th DAAAM International Symposium, B. Katalinic (Ed.), Published by DAAAM International, Vienna, Austria. Pp. 0773-0779.

131. Mizuno N., Kita T., Ishikawa T. A new solving method for non-linear optimal control problem and its application to automatic berthing problem, Proceedings: IECON 2018 - 44th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society. 8592735. Pp. 2183-2188.

132. Pongfai J., Assawinchaichote W. Optimal PID parametric auto-Adjustment for BLDC motor control systems based on artificial intelligence // 2017 International Electrical Engineering Congress, iEECON 2017. 8075892.

133. Sawulski J., Ławryńczuk M. Optimization of control strategy for a low fuel consumption vehicle engine Information Sciences 493. 2019. Pp. 192-216.

134. Senthil S.A., Sundaramoorthy S. Optimal control policy for tracking optimal progression of temperature in a batch reactor – Some insights into the choice of

objective function, IFAC-PapersOnLine 51(1). 2018. Pp. 112-11.

135. Shtessel Y., Edvards C., Fridman L., Levant A. Sliding mode Control and Observation. New York, Heidelberg, Dordrecht: Springer. 2010. 369 p.

136. Space Mechanisms Lessons Learned Study // [Офиц. сайт] URL: http://www.grc.nasa.gov/WWW/spacemech/vol1.html. Дата обращения: 27.11.2018.

137. The economist [электронный ресурс]. Personal Space https://www.economist.com/babbage/2012/09/19/personal-space (Дата обращения: 30.10.2018).

138. Tibert A.G. Optimal design of tension truss antennas / AIAA–2003–1629 // [Электронный ресурс]: 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (7–10 April, 2003). Norfolk, 2003. Режим доступа: http://www2.mech.kth.se/~gunnart/AIAA–2003–1629.pdf.

139. Utkin V., Jurgen G., Jingxin S. Sliding mode Control in Electro-Mechanical Systems. Second edition. Boca Ration, London, New York : Taylor & Francis Group. 2009. 504 p.

140. Wang X., Zhan H., Shen W., (...), Yan H., Gao D. Analytic Modeling Optimal Control - A New Method to Control Accelerator Magnet Power Supply, Proceedings - 2018 IEEE International Power Electronics and Application Conference and Exposition, PEAC 2018 8590625.

141. Williams G., Drews P., Goldfain B., Rehg J.M., Theodorou I.A. Information-Theoretic Model Predictive Control: Theory and Applications to Autonomous Driving IEEE Transactions on Robotics 34(6), 8558663. 2018. Pp. 1603-1609.

ПРОИЛОЖЕНИЕ А

Акты внедрения

МИНОБРНАУКИ РОССИИ
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования
«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»
(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова)

Санкт-Петербург, 190005, 1-я Красноармейская ул., д. 1
Тел.: (812) 316-2394, Факс: (812) 490-0591
E-mail: komdep@bstu.spb.su. www.voenmeh.ru
ИНН 7809003047

16.09.2019 № 3/471

На № _____ от _____

УТВЕРЖДАЮ
Ректор БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова
_____ К.М. Иванов

АКТ

внедрения научных и практических результатов, полученных в диссертационной работе «Управление системой создания и поддержания формы крупногабаритной трансформируемой конструкции космического базирования» Митиным Ф.В.

Мы, нижеподписавшиеся представители научно-исследовательской части (НИЧ) при БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, настоящим актом подтверждаем, что основные результаты диссертационной работы Митина Федора Васильевича были использованы при проведении исследований на макетных образцах.

Материалы кандидатской диссертации, а именно алгоритмы точечной настройки радиоотражающего сетеполотна на основе механики гибких нитей и с использованием уравнений Лапласа для мембраны были использованы при проведении испытаний на макетах уменьшенной копии КТР и фасеты КТР в рамках ПНИЭР по теме «Создание высокоэффективной системы беспроводной узконаправленной передачи энергии и информации для управления состоянием объектов космического базирования на основе лазерных и волоконнооптических технологий», идентификационный номер проекта RFMEFI57715X0201, и ПНИ по теме: «Разработка беспроводной системы управления формой крупногабаритных трансформируемых наземных и космических конструкций с применением прецизионных приводов», идентификационный номер проекта RFMEFI57417X0165.

Врио проректора по научной работе и инновационно-коммуникационным технологиям, руководитель работ, г.н.с., к. т. н. _____ С.А. Матвеев

Начальник НИЧ _____ С.А. Рудыка

Научный руководитель, г.н.с., к.т.н. _____ Н.Г. Яковенко

МИНОБРНАУКИ РОССИИ
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования
«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»
(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова)

Санкт-Петербург, 190005, 1-я Красноармейская ул., д. 1
Тел.: (812) 316-2394, Факс: (812) 490-0591
E-mail: komdep@bstu.spb.su. www.voenmeh.ru
ИНН 7809003047

19.09.2019 № 09/38

На № _____ от _____

УТВЕРЖДАЮ
Первой проректор – проректор по образовательной деятельности
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

_____ В.А. Бородавкин

АКТ

о внедрении результатов диссертации Митина Ф.В., представленной на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 05.13.01 – "Системный анализ, управление и обработка информации"

Мы, нижеподписавшиеся представители кафедры И9 "Систем управления и компьютерных технологий", настоящим актом подтверждаем, что основные результаты диссертационной работы Митина Фёдора Васильевича внедрены в учебный процесс кафедры И9 "Систем управления и компьютерных технологий".

Материалы диссертации вошли в учебное пособие (Кабанов С.А., Кабанов Д.С., Митин Ф.В. Расчёт аэрогидродинамических характеристик и траекторий подвижных объектов: учебное пособие. – СПб., Балт. гос. техн. ун-т. 2019. – 159 с.) и использованы при подготовке монографии (Кабанов С.А., Кабанов Д.С. Задачи управления с оптимизацией параметров прогнозирующих моделей. – СПб., Балт. гос. техн. ун-т., 2017. – 110 с.). Данные издания используются при выполнении домашних заданий при изучении дисциплин «Оптимальное управление», «Оптимальное проектирование», «Прикладные задачи оптимального управления».

Методики и рекомендации, полученные Митиным Ф.В., используются в лекционных курсах и на практических занятиях по дисциплинам «Системы управления летательными аппаратами», «Проектирование систем управления летательными аппаратами», при курсовом и дипломном проектировании.

Врио проректора по научной работе и инновационно-коммуникационным технологиям,
заведующий кафедрой И9, к. т. н. С.А. Матвеев

Доцент каф. И9, к.т.н. В.Ю. Емельянов

Доцент каф. И9, к.т.н. В.А. Керножицкий

Акционерное общество
«ИНФОРМАЦИОННЫЕ СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ»
имени академика М.Ф. Решетнёва»

РЕШЕТНЕВ
АО «ИСС»

ул. Ленина, д. 52, г. Железногорск, ЗАТО Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация, 662972
Тел. (3919) 76-40-02, 72-24-39, Факс (3919) 72-26-35, 75-61-46, e-mail: office@iss-reshetnev.ru, http: //www.iss-reshetnev.ru
ОГРН 1082452000290, ИНН 2452034898

От _____ исх. № 307-6/810

На № _____ от _____

УТВЕРЖДАЮ
Генеральный директор
АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева, член-корреспондент РАН, доктор технических наук, профессор

_____ Н.А. Тестоедов

АКТ

о внедрении научных результатов,
полученных Митиным Фёдором Васильевичем в ходе выполнения диссертационной работы

Комиссия в составе:

– Охоткина Кирилла Германовича, доктора физико-математических наук, заместителя генерального директора по науке АО «ИСС»;

– Леканова Анатолия Васильевича, кандидата технических наук, заместителя директора отраслевого центра крупногабаритных трансформируемых механических систем АО «ИСС»

составила настоящий акт о том, что научные результаты, полученные Митиным Фёдором Васильевичем, а именно:

1) математические модели различных этапов раскрытия КТР;
2) алгоритм коррекции параметров структуры управления для формирования оптимального раскрытия КТР с учётом минимизации колебаний конструкции и высокоточного выполнения терминальных условий;
3) два способа совместного раскрытия элементов: использование двигателей на каждую из компонент движения; применение двигателя для вращательной составляющей и возникающей при этом центробежной силы для выдвижения промежуточных звеньев;
4) алгоритмы точечной настройки радиоотражающего сетеполотна на основе механики гибких нитей и с использованием уравнений Лапласа для мембраны

использованы:

1) при выполнении ПНИЭР по теме «Создание высокоэффективной системы беспроводной узконаправленной передачи энергии и информации для управления состоянием объектов космического базирования на основе лазерных и волоконнооптических технологий», 01.11.2015 – 31.12.2017, в части создания новых технических решений в области конструкции и системы создания и поддержания формы антенны для СБП-ЛВ, отличающиеся от известных более высокими техническими и эксплуатационными характеристиками за счет применения лазерных и волоконнооптических технологий. Идентификационный номер проекта RFMEFI57715X0201.
2) При выполнении ПНИ по теме: «Разработка беспроводной системы управления формой крупногабаритных трансформируемых наземных и космических конструкций с применением прецизионных приводов» (шифр заявки «2017-14-576-0053-170»). Идентификационный номер проекта RFMEFI57417X0165. Соглашение о предоставлении субсидии № 4.574.21.0165 от 26 сентября 2017 г.
3) при создании реальных изделий в АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева».

Заместитель генерального директора
по науке АО «ИСС», д. ф.-м. н. К.Г. Охоткин

Заместитель директора отраслевого
центра крупногабаритных трансформируемых
механических систем АО «ИСС», к.т.н. А.В. Леканов