

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

На правах рукописи

Пикалов Руслан Сергеевич

**ДИНАМИКА СБЛИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА
С КРУПНОГАБАРИТНЫМИ ОБЪЕКТАМИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА**

1.1.7. Теоретическая механика, динамика машин

**Диссертация на соискание учёной степени
кандидата технических наук**

Научный руководитель:
Асланов Владимир Степанович,
доктор технических наук, профессор

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
ГЛАВА 1. СОСТОЯНИЕ ПРОБЛЕМЫ УВОДА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ	13
1.1 Современное состояние проблемы	13
1.2 Синдром Кесслера	14
1.3 Классификация космического мусора	14
1.4 Предупреждение образования космического мусора	17
1.5 Способы увода космического мусора	18
1.6 Активные методы	23
1.7 Концепция создания жесткой связки космический буксир - космический мусор с использованием троса	31
1.8 Задача управления длиной троса при уводе космического мусора	33
1.9 Постановка задачи	39
1.10 Выводы по 1 главе	40
ГЛАВА 2. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И УПРАВЛЕНИЕ СБЛИЖЕНИЕМ ДВУХ ОБЪЕКТОВ С ПОМОЩЬЮ ТРОСА В ОДНОМЕРНОМ СЛУЧАЕ	41
2.1 Требования к манёвру сближения	41
2.2 Формулирование закона управления тросом	42
2.3 Управление для случая с вязкоупругим тросом	44
2.4 Анализ и формирование закона управления длиной троса	45
2.5 Численное моделирование управляемого движения связки буксир-космический мусор в процессе сближения	50
2.6 Выводы по 2 главе	51
ГЛАВА 3. УРАВНЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОГО ДВИЖЕНИЯ СВЯЗКИ БУКСИР-КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР В ОРБИТАЛЬНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ	52
3.1 Уравнения движения связки буксир–космический мусор для плоской круговой орбиты	52

3.2 Анализ уравнений движения	55
3.3 Исследование влияния параметров троса на динамику связки буксир-космический мусор	56
3.4 Уравнения движения системы буксир-космический мусор с демпфером	62
3.5 Численное моделирование	63
3.6 Выводы по третьей главе	69
ГЛАВА 4. УПРАВЛЕНИЕ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ СВЯЗКИ. ВЫРАВНИВАНИЕ ОРБИТАЛЬНЫХ СКОРОСТЕЙ БУКСИРА И КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА	70
4.1 Управление угловым движением	70
4.2 Численный эксперимент	74
4.3 Использование закона управления тросом для выравнивания скоростей буксира и космического мусора	80
4.4 Модель движения тросовой системы	81
4.4.1 Этап развёртывания троса после захвата	81
4.4.2 Этап сближения	84
4.5 Результаты моделирования	85
4.6 Вывод по 4 главе	93
ГЛАВА 5 НЕЛИНЕЙНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВТЯГИВАНИЕМ ТРОСА НА ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ	94
5.1 Уравнения движения	94
5.2 Закон управления	95
5.3 Исследование устойчивости управляемого движения	97
5.4 Результаты численного моделирования	100
5.5 Выводы по 5 главе	111
6. ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ СВЁРТЫВАНИЯ ТРОСА	112
6.1 Космический буксир	112
6.2 Космический мусор	114

6.3 Трос	116
6.4 Лебёдка	116
Выводы по 6 главе	120
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	121
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	123
ПРИЛОЖЕНИЯ	140
Приложение 1 – Акт о возможности использования результатов диссертационных исследований	141
Приложение 2 – Акт о внедрении (использовании) результатов научно-исследовательской работы в учебный процесс	143

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы. В настоящее время проблема загрязнённости околоземного космического пространства является одной из самых важных проблем современной космонавтики. Из года в год наблюдается устойчивый рост объектов космического мусора. В своём предельном состоянии он способен привести к так называемому синдрому Кesslera – неконтролируемому росту числа объектов мусора на орбите, способному в конечном итоге сделать околоземное космическое пространство полностью непригодным для практического использования.

Одним из вариантов решения этой проблемы может стать использование космических буксиров, оснащенных системами захвата крупногабаритного космического мусора на основе тросовых систем. Важным этапом миссии по уводу космического мусора является осуществление сближения космического буксира с космическим мусором посредством свёртывания троса. В связи с чем поиск и разработка законов управления свёртыванием троса, обеспечивающих сближение с космическим мусором, является актуальной научной задачей, требующей решения. Важным условием для реализации управления является обеспечение безударного сближения, так как соударение в космосе может привести к разрушению сближаемых объектов и образованию новых элементов космического мусора.

Исследуемая в диссертационной работе проблема заключается в поиске и разработке законов управления свёртыванием троса, позволяющих осуществить требуемый манёвр сближения. В дополнение необходимо изучить динамику системы «космический буксир – космический мусор» в процессе свёртывания для понимания возможных возникающих в этом процессе ситуаций. Рассмотрены задачи управления угловым движением связки и выравнивания орбитальных скоростей буксира и космического мусора до начала этапа сближения. Дополнительно была поставлена задача рассмотрения возможности разработки закона управления свёртыванием троса в случае движения связки по эллиптическим орбитам. Актуальность данной задачи заключается в том, что большая часть объектов космического мусора движется по эллиптическим орбитам.

В качестве целевого объекта увода рассмотрены орбитальные ступени «Космос-3М», которых на 2026 год на орбите находится порядка 300 единиц. Предлагаемые методы применимы к похожим по массово-инерционным характеристикам верхним ступеням ракет-носителей (РН) семейства «Ариан». В качестве космического буксира

рассмотрен разгонный блок «Волга», выполнивший основную миссию и сохранивший на борту запас топлива. Рассматривается плоское движение системы, состоящей из активного и пассивного аппаратов и троса, соединяющего их в единую связку. Способы и реализация закрепления троса, как и задача последующей утилизации захваченного объекта, остаются за рамками диссертации.

Степень разработанности темы. Анализ научно-технической литературы показал, что в настоящее время выполнено значительное количество исследований, посвящённых моделированию динамики космических тросовых систем в задачах увода космического мусора. Большой вклад в этой области внесли отечественные и зарубежные ученые: Трушляков В.И., Заболотнов Ю.М., Купреев С.А., Филатьев А.С., Асланов В.С., Ледков А.С., Юдинцев В.В., Williams P., Shaub H., Zhang X., Huang Y., Chen X., Shan M.

Следует упомянуть работы таких исследователей, как Черноусько Ф.Л., Калашников Л.М., Zhong R., Chen Y., Huang P., рассмотревших различные задачи по свёртыванию и управлению длиной троса. Несмотря на то, что вопрос разработки законов управления свёртыванием и развёртыванием космической тросовой системой довольно хорошо проработан, слабоизученным остается вопрос применения данного подхода в задачах по уводу крупногабаритного космического мусора и, в частности, осуществления свёртывания на эллиптических орбитах.

Вместе с тем необходимо отметить, что полученные к настоящему времени результаты предшественников не включали конкретных технических систем управления длиной и натяжением троса посредством механизма лебёдки и не касались вопросов возможности реализации этих законов с учётом достижимости технических требований к данному механизму. Следовательно, в настоящей диссертации решаются технические задачи по поиску новых законов управления длиной троса и синтезу технических требований к механизму лебёдки.

Цель диссертационной работы: разработка математической модели, синтез законов управления и выработка технических требований и рекомендаций для системы захвата и безударного сближения с крупногабаритными объектами космического мусора на базе космического буксира с механизмом лебёдки.

Для её выполнения поставлены следующие **задачи:**

1. Разработать математические модели, описывающие движение системы буксир-космический мусор на этапе сближения.
2. Сформировать закон управления длиной троса, обеспечивающий безударное сближение буксира и объекта космического мусора.
3. Исследовать динамику системы «буксир-космический» мусор при выполнении манёвра сближения.
4. Провести анализ результатов численного моделирования динамики рассматриваемой системы во время сближения.
5. Разработать схему механизма управления длиной троса и определить для неё технические требования и рекомендации.

Объект исследования: процесс сближения космического буксира с неуправляемым объектом космического мусора.

Предмет исследования: модель процесса свёртывания троса.

В работе приняты следующие допущения: рассматривается этап сближения буксира с объектом крупногабаритного космического мусора после закрепления троса на буксируемом объекте. Способы и реализация процесса закрепления троса, задача последующей утилизации захваченного объекта остаются за рамками диссертационного исследования. В работе решена задача близкого сближения буксира и объекта космического мусора путем управления процессом свёртывания троса (третий этап миссий аппарата уборщика, рисунок).

Сделано допущение, что если не оговорено иное, то рассматривается диапазон орбит высотой 800 километров. В качестве целевого объекта увода предлагается рассмотреть орбитальные ступени «Космос – 3М», которых на 2026 год на орбите насчитывается порядка 300 единиц, в области орбит ~ 800 километров. В дополнение, предлагаемые в работе методы применимы к захвату похожего на ступень «Космос-3М» объекта - верхних ступеней ракет-носителей «Ариан». На 2026 год, на орбите насчитывается порядка 100 ступеней данной ракеты-носителя, на орбитах схожих по параметрам с орбитами ступеней «Космос – 3М».

В работе сделано предположение, что буксир базируется на разгонном блоке «Волга», в котором остался запас топлива после выполнения основной миссии, в связи с чем мы имеем ограничения на запас топлива и ограничения на массово-инерционные

характеристики буксира. Предполагается, что для реализации всех требуемых для рассматриваемого этапа маневров используются двигатели малой тяги, соответственно использованы средние значения характеристик существующих на рынке таких типов двигателей.

В работе рассматривается плоское движение механической системы, состоящей из активного аппарата – космического буксира, пассивного аппарата – космического мусора и троса, соединяющего их в единую связку.

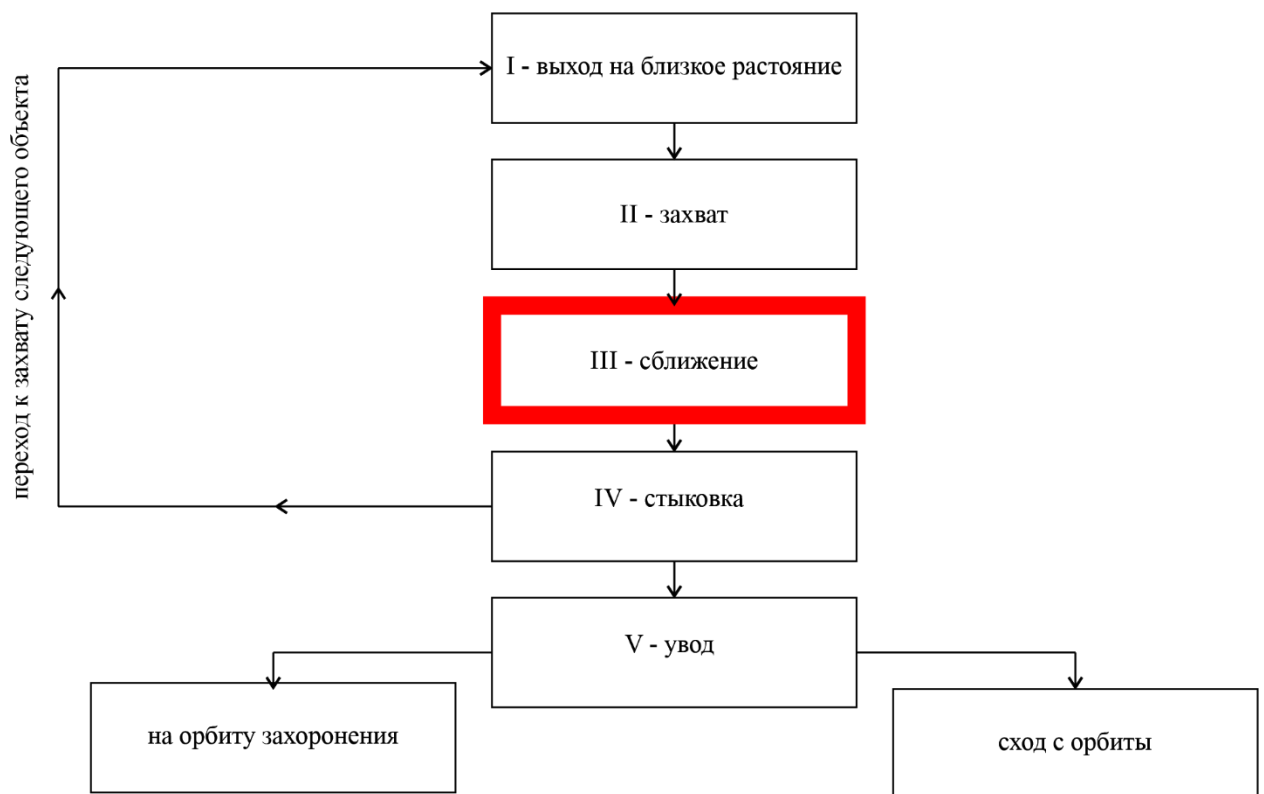


Рисунок – Схема миссий аппарата уборщика

Задача диссертационного исследования – осуществить сближение буксира с неуправляемым объектом крупногабаритного космического мусора, между которыми предварительно была установлена тросовая связь. Сближение реализуется путем управления свёртыванием троса.

Положения, выносимые на защиту:

1. Нелинейный закон управления длиной троса, позволяющий осуществлять безударное сближение космического буксира с объектом космического мусора.

2. Закон управления длиной троса, решающий задачу выравнивания орбитальных параметров космического буксира и космического мусора до начала сближения.
3. Закон управления длиной троса, обеспечивающий сближение буксира с космическим мусором на эллиптических орбитах с выключенными двигателями буксира.
4. Функциональная зависимость для параметров системы «буксир-космический мусор», обеспечивающая отсутствие углового движения связки вокруг собственного центра масс в процессе выполнения транспортной операции.
5. Предложены схема и состав устройства управления длиной троса – лебёдки, обеспечивающей свёртывание троса по полученным законам управления. Определены технические требования и рекомендации к механизму лебёдки.

Методы исследования: в диссертационной работе применялись следующие классические методы теоретической механики: основные теоремы динамики, уравнения Лагранжа, теорема об изменении кинетического момента, принцип Даламбера, теорема Ляпунова об устойчивости по первому приближению и численные методы решения дифференциальных уравнений

Научная новизна: в диссертационной работе получены следующие новые результаты:

1. Предложен нелинейный закон управления длиной троса, обеспечивающий управляемый процесс безударного сближения космического буксира с объектом космического мусора на круговых орбитах.
2. Получен закон управления длиной троса, обеспечивающий выравнивание орбитальных параметров космического буксира и космического мусора до начала сближения.
3. Разработан закон управления, обеспечивающий процесс свёртывания троса на эллиптических орбитах в отсутствии тяги двигателей буксира.
4. Получена функциональная зависимость для параметров системы «буксир-космический мусор», обеспечивающая отсутствие углового движения связки вокруг собственного центра масс в процессе выполнения транспортной операции.
5. Предложены схемы и состав лебёдки, обеспечивающей процесс свёртывания троса. Определены технические требования и рекомендации к данному механизму: состав,

массово-габаритные параметры и мощность сервопривода, позволяющие реализовать полученные в работе законы управления.

Научная и практическая значимость. Полученные в диссертационной работе результаты могут быть использованы при подготовке миссий по активной уборке космического мусора с использованием тросовых систем и выполнении операций по свёртыванию троса.

Достоверность результатов обеспечивается корректностью физической и математической постановки задач исследования, применением апробированных аналитических и численных методов моделирования и анализа.

Личный вклад: Все результаты, представленные в диссертации, получены автором самостоятельно или при его непосредственном участии.

Апробация работы: полученные выводы подтверждаются публикациями результатов работы в ведущих научных изданиях, входящих в перечни: ВАК, Web of Science, Scopus.

Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на следующих научных конференциях и научных семинарах:

1. Международная молодёжная конференция «XIV Королёвские чтения», посвященные 110-летию со дня рождения академика С.П. Королёва, 75-летию КуАИ-СГАУ-Самарского университета и 60-летию со дня запуска первого искусственного спутника Земли, октябрь **2017** г.
2. 3rd IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems (DyCoSS), май-июнь **2017** г., Москва.
3. XX Всероссийский семинар по управлению движением и навигации летательных аппаратов, июнь **2017** г., Самара.
4. II International scientific conference «Mechanical Science and Technology Update», Февраль **2018** г., Omsk.
5. IV International Conference on Information Technology and Nanotechnology (ITNT-2018), апрель **2018** г., Самара.

6. XXVI Международная конференция студентов, аспирантов и молодых учёных «Ломоносов», апрель **2019** г., Москва.
7. V International Conference on Information Technology and Nanotechnology (ITNT-2019), май **2019** г., Самара.
8. XXII Всероссийский семинар по управлению движением и навигации летательных аппаратов, июнь **2019** г., Самара.
9. 51 Школа-конференция «Актуальные проблемы механики», июнь **2024** г., Нижний Новгород.
10. XLIX Академические чтения по космонавтике «Королёвские чтения», январь **2025** г., Москва.

Публикации: основные результаты по теме изложены в 18 печатных и электронных изданиях, среди которых 9 статей опубликованы в журналах, индексируемых базами Web of Science/Scopus, 2 – в журналах, рекомендованных ВАК РФ для представления результатов диссертационного исследования на соискание ученых степеней кандидата наук, 6 – в сборниках трудов, тезисах докладов конференций.

Получен акт о возможности использования результатов диссертационных исследований в деятельности АО «РКЦ «Прогресс»» от 21.04.2026 года. Результаты диссертационного исследования включены в курс «Физико-механический практикум» направления подготовки 01.03.03 «Механика и математическое моделирование (Анализ и компьютерное моделирование аэрокосмических систем)» (акт о внедрении в учебный процесс от 21 марта 2024 года).

Область исследования соответствует направлениям исследований паспорта научной специальности 1.1.7 - «Теоретическая механика, динамика машин» в части пунктов:

- п.1. Классическая механика и аналитическая динамика.
- п.2. Теория устойчивости движения. Прикладные проблемы устойчивости равновесия и движения механических систем.
- п.5. Управление движением, наблюдаемость и идентификация механических систем
- п.10. Динамика летательных аппаратов и космических конструкций.

Объём диссертационной работы составляет 143 страницы. Включает в себя 85 рисунков и 12 таблиц. Список литературы содержит 145 наименований. Диссертационная работа имеет следующую **структуру**: введение, шесть глав, заключение и список используемой литературы.

ГЛАВА 1. СОСТОЯНИЕ ПРОБЛЕМЫ УВОДА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Сегодня все чаще в научной литературе встречается понятие «космический мусор», но что же оно означает? Космическим мусором принято называть любые объекты искусственного происхождения на околоземных орбитах, не выполняющие какой-либо задачи [1-4]. К подобным объектам относятся: нефункционирующие спутники, разгонные блоки, различные фрагменты ракетно-космической техники, частицы краски и топлива (рисунок 1.1).

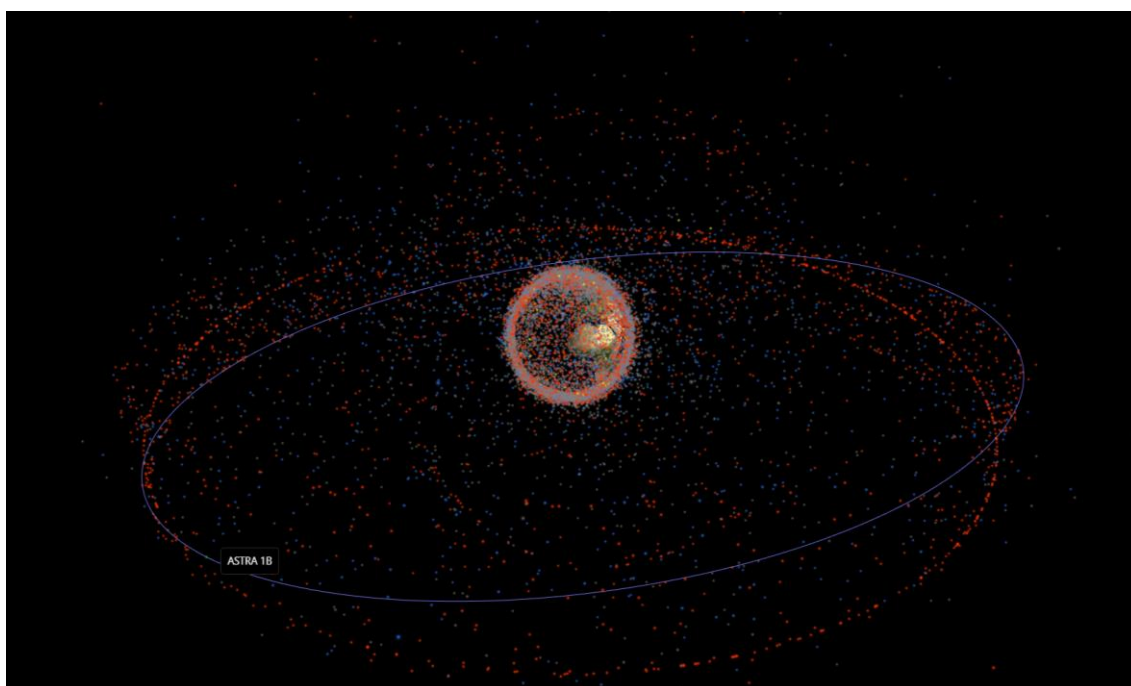


Рисунок 1.1 – Моделирование распределения космического мусора на околоземных орбитах (полученно с помощью ресурса <https://stuffin.space>)

1.1 Современное состояние проблемы

Освоение космического пространства человечеством стартовало в 1957 году, произошло событие, положившее начало новой эры – запуск первого искусственного спутника Земли. Бурная космическая активность, вместе с очевидными благами, принесла и одну из самых серьёзных проблем для земной цивилизации – засорённость околоземного пространства космическим мусором. Опасность заключается в том, что срок жизни таких объектов, зависящий от начальной высоты орбиты выведения, оценивается периодом от пары лет до сотен и тысяч лет. И в околоземном пространстве неизбежно произойдёт проблема пресыщения, или так называемый синдром Кesslera [5].

1.2 Синдром Кesslera

В 1978 году консультантом НАСА (американское космическое агентство), астрофизиком и учёным Дональдом Кеслером был опубликован научный труд – «*1978 Collision frequency of artificial satellites: the creation of a debris belt*» [5]. В нем описывалось гипотетическое развитие событий - рост числа искусственных объектов на околоземной орбите, выходящий из-под контроля и приводящий к полной непригодности околоземного пространства для какой-либо деятельности. Прогноз: дальнейшее игнорирование проблемы неизбежно приближает данное событие.

Космический мусор сейчас представляет большую проблему для всей космической деятельности цивилизации. Как мы знаем, первая космическая скорость равна 7.91 км/с. Кинетическая энергия удара огромна, а с учетом возможной массы (к примеру, ~ 450 тонн – масса международной космической станции (МКС)), можно сделать вывод, что ни один космический аппарат не способен сдержать такой удар. Конечно, говоря об объектах массой несколько грамм, столкновение не так «болезненно». Имеются и пассивные методы защиты. Но как защититься от крупных объектов, ведь тут возможности земных материалов весьма ограничены.

1.3 Классификация космического мусора

Рассмотрим общепринятую международную классификацию объектов космического мусора и примерное возможное последствие встречи с ними на орбите.

Исследования по распределению космического мусора в околоземном пространстве показывают, что наибольшее его количество находится на орбитах высотой от 600 до 1000 километров [6] (рисунок 1.2). Наиболее опасные объекты находятся на орбитах с наклоном от 82,83 до 82,99 градусов [6-7]. Здесь пребывает большое количество орбитальных ступеней ракет и один из самых крупных объектов – уже нефункционирующий спутник Envisat, который часто рассматривают в качестве кандидата на увод с орбиты в рамках первых миссий по очистке околоземного пространства.

К 2025 году на околоземных орбитах насчитывалось порядка 30 тысяч объектов искусственного происхождения, размер которых превышает 10 сантиметров. Из них только пять тысяч объектов представляют собой функционирующие космические аппараты [2]. Согласно общепринятой классификации [8], космический мусор делится на три категории: малый, средний и крупный (таблица 1.1).

Наиболее опасным является крупный космический мусор, чей размер превышает 10 сантиметров. Попадание такого объекта в космический аппарат приведёт к его полному разрушению с образованием множества обломков разной величины.

Первое известное столкновение двух крупных искусственных объектов произошло 10 февраля 2009 года над территорией России на высоте около 800 километров [9]. Его участниками стали нефункционирующий российский космический аппарат «Космос 2251», выведенный на орбиту в 1993 году, и американский спутник «Иридиум 33», запущенный на орбиту в 1997 году, исправно функционирующий на момент столкновения. Масса каждого аппарата была более 500 килограммов. Результатом столкновения стало полное разрушение объектов с образованием около 600 фрагментов [9]. На рисунке 1.3 представлены результаты моделирования распределения фрагментов в околоземном пространстве через 20 и 50 минут после столкновения.

Фрагменты, образовавшиеся в результате столкновения, не причинили вреда МКС (из-за предварительного маневрирования) и не привели к нарушению работы других космических аппаратов (КА), однако большое количество фрагментов ещё остаётся на орбите и угроза существующим КА, включая МКС, остаётся.

Столкновение КА и космического мусора с характерным размером от 1 до 10 сантиметров неизбежно приведёт к разрушению КА, при этом отследить движение такого объекта и предупредить столкновение очень сложно.

Объекты малого космического мусора, с точки зрения воздействия на космическую технику менее опасны, столкновение с ним аппарат может пережить, сохранив свою функциональность при «удачной» области попадания. Их источником зачастую становятся более крупные объекты в силу разрушения или потери различных фрагментов. Индивидуальное отслеживание малого космического мусора практически невозможно, однако существуют и применяются методы пассивной защиты КА [10]. На КА устанавливают специальные защитные экраны и размещают бортовую аппаратуру таким образом, чтобы повысить устойчивость КА в условиях возможного воздействия мелкого космического мусора.

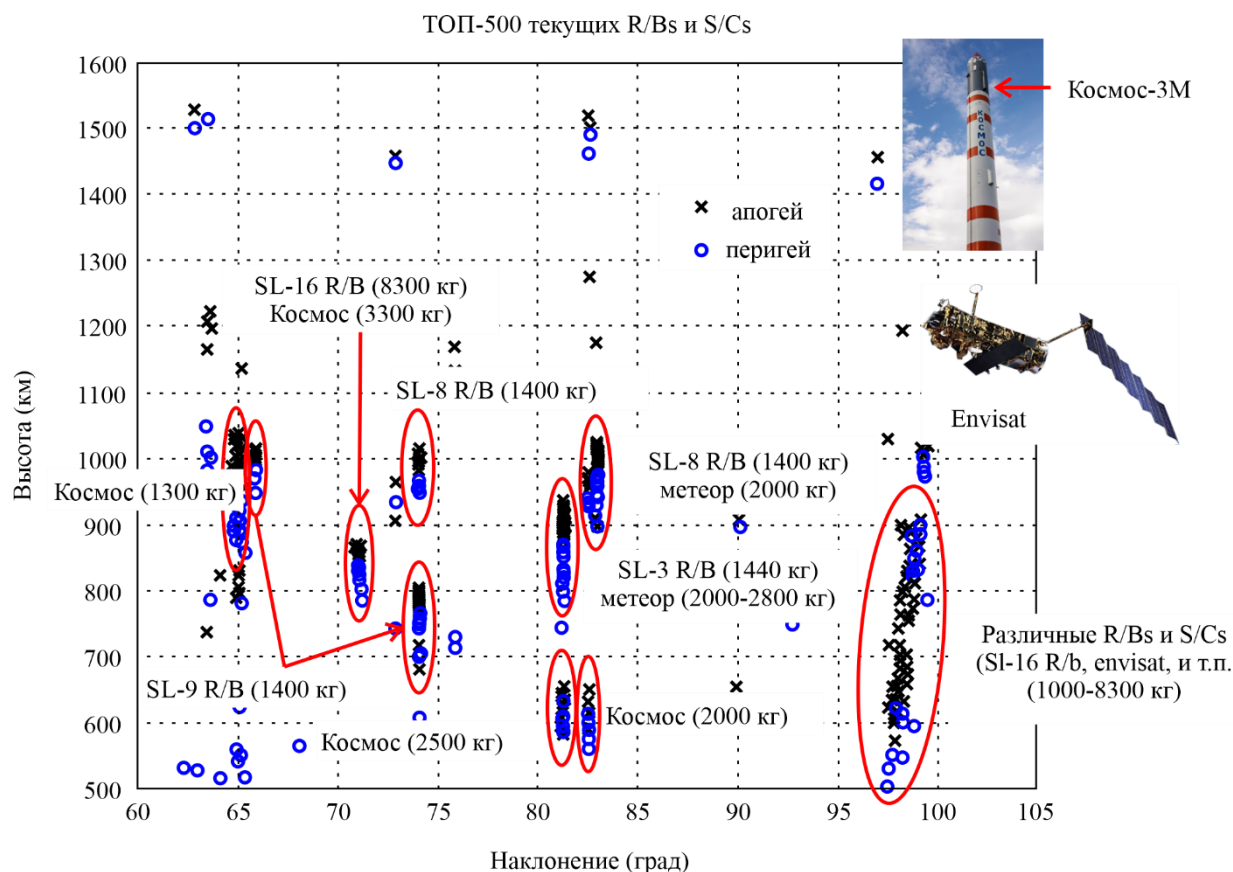


Рисунок 1.2 - Распределение крупногабаритных объектов космического мусора [6]

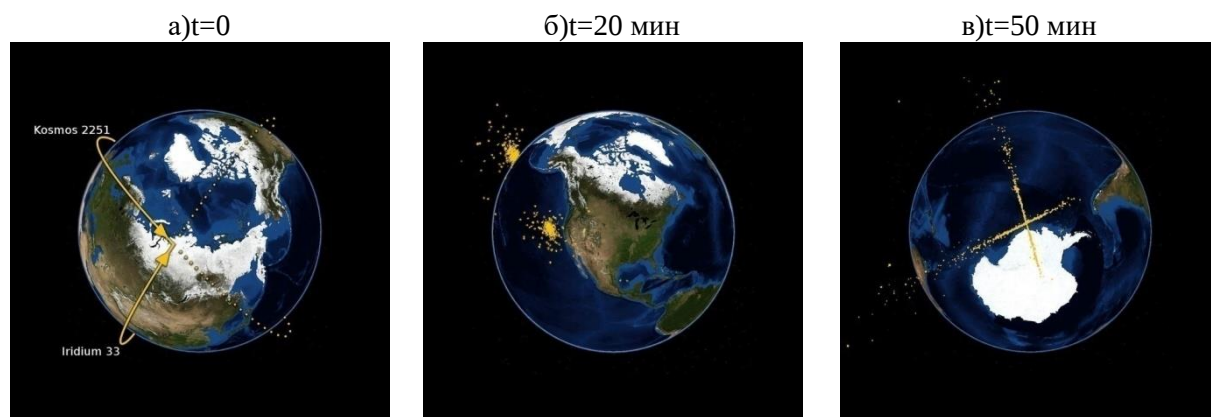


Рисунок 1.3 - Схема столкновения спутников «Космос 2251» и «Иридиум 33» - (а), разброс обломков через 20 минут после столкновения - (б), разброс обломков через 50 минут после столкновения - (в) [9]

Учитывая, что основным источником мелкого и среднего космического мусора могут стать крупные нефункционирующие объекты: ступени ракет, КА, наиболее эффективным способом снижения риска неуправляемого роста космического мусора является удаление с орбит больших объектов. Исследования показывают, что для

стабилизации уровня космического мусора необходимо ежегодно удалять с орбиты около пяти крупных объектов.

Таблица 1.1 - Классификация космического мусора [8]

	Категория		
	Малый	Средний	Крупный
Наибольший диаметр, м	<0.01	0.01-0.1	>0.1
Возможные последствия при столкновении	Возможны повреждения	Частичное/полное разрушение	Полное разрушение
Возможность защиты	Возможна	Невозможна	Невозможна
Наблюдаемость	Невозможно отследить, оценивается по прогнозам, полученным с помощью статистических моделей	Частично отслеживается	Отслеживается
Примерная численность	> 100 миллионов	Около 500 000	> 21 000
Доля массы от общей массы всего мусора	Не установлено	5%	95%

1.4 Предупреждение образования космического мусора

Для того, чтобы стабилизировать количество космического мусора, необходимо в первую очередь не увеличивать это количество в результате новых пусков. Это, конечно, не означает отказа от освоения околоземного пространства. Необходим более ответственный подход к проектированию новых миссий.

Статья VI договора о космосе (Договор о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела) говорит о том, что государства - участники несут ответственность за национальную деятельность в космосе. В статье VII говорится, что сторона, запускающая аппарат, несёт ответственность за ущерб, причинённый этим аппаратом [11].

В 2002 году комитетом ООН по использованию космического пространства в мирных целях и предупреждению образования космического мусора рекомендовано международным организациям и государствам-членам ООН ограничить образование космического мусора при штатных операциях (выведении КА на орбиту), свести к минимуму риск разрушения КА и ступеней ракет как при выведении, так и в конце срока активного существования. В частности, необходимо проектировать программу полёта так, чтобы избегать случайного и тем более намеренного столкновения, а также ограничивать срок существования КА и орбитальных ступеней на низкой околоземной орбите после окончания срока активного существования, а геостационарные КА переводить на более высокие орбиты – орбиты захоронения. Большинство национальных космических агентств руководствуются этими рекомендациями и предусматривают в программах выведения этап затопления или увода разгонных блоков на орбиты захоронения после завершения задачи выведения полезной нагрузки.

1.5 Способы увода космического мусора

Большие объекты космического мусора, находящиеся на орбите, являются потенциальными источниками более мелкого, но не менее опасного космического мусора. Их удаление с орбиты позволит снизить риск неконтролируемого роста числа объектов космического мусора.

Для решения этой задачи необходимо разработать безопасные и эффективные способы сближения с космическим мусором, его захвата и орбитальной транспортировки [6]. В отличие от уже решённой задачи стыковки двух объектов на орбите, задача захвата космического мусора не предполагает его «сотрудничества» с активным КА – буксиром, как это происходит, например, при стыковке кораблей типа «Прогресс» или «Союз» с МКС, поэтому задача орбитальной транспортировки космического мусора после его захвата является новой задачей космонавтики, решение которой потребует построения новых моделей и алгоритмов управления движением связки буксира и космического мусора.

Операция по уводу космического мусора включает в себя следующие этапы [2]:

- старт и выведение на орбиту космического буксира в рамках отдельной или попутной миссии;
- дальнейшее сближение с объектом космического мусора;

- ближнее движение;
- координированный полет цели и буксира;
- захват цели и образование связки буксира и цели
- стабилизация связки;
- спуск с орбиты или перевод связки на орбиту захоронения.

Задачи динамики и управления, возникающие на первых четырёх этапах, решены и отработаны, поскольку эти же задачи решаются в процессе стыковки пилотируемых и транспортных кораблей с МКС. Наиболее сложными являются последние три этапа. Этап захвата или стыковки с объектом космического мусора осложняется тем, что точной информации о его движении нет, поэтому анализ углового движения мусора может проводиться только на основе наблюдений с использованием различных датчиков и видеокамер космического буксира. После успешной стыковки с космическим мусором необходима стабилизация всей связки, для выполнения которой система управления буксиром должна адаптироваться к изменившимся инерционно-массовым и центровочным характеристикам связки. Эти три этапа являются ключевыми в миссии по уводу объекта космического мусора, от их выполнения зависит успех миссии.

Существующие методы увода космического мусора можно разделить на две группы (рисунок 1.4): пассивные и активные. Рассмотрим каждую группу подробнее.

Пассивные методы предполагают использование существующих физических полей или внешней среды для торможения космического мусора и свода его с орбиты.

На орбитах высотой до 600 км на движение искусственных спутников существенное влияние оказывает атмосфера. В обычных условиях из-за малой площади поперечного сечения объекта это действие незначительно и снижение объекта до плотных слоёв атмосферы может занимать десятки лет [12]. Для увеличения характерной площади космического мусора и более эффективного его торможения можно использовать надувные баллоны или разворачиваемые мембраны-паруса, закрепляемые на объекте космического мусора [1, 2, 13]. К недостаткам этого способа можно отнести необходимость разворачивания на объекте космического мусора сложной конструкции, установленной на нём заранее или прикрепляемой КА-уборщиком космического мусора.

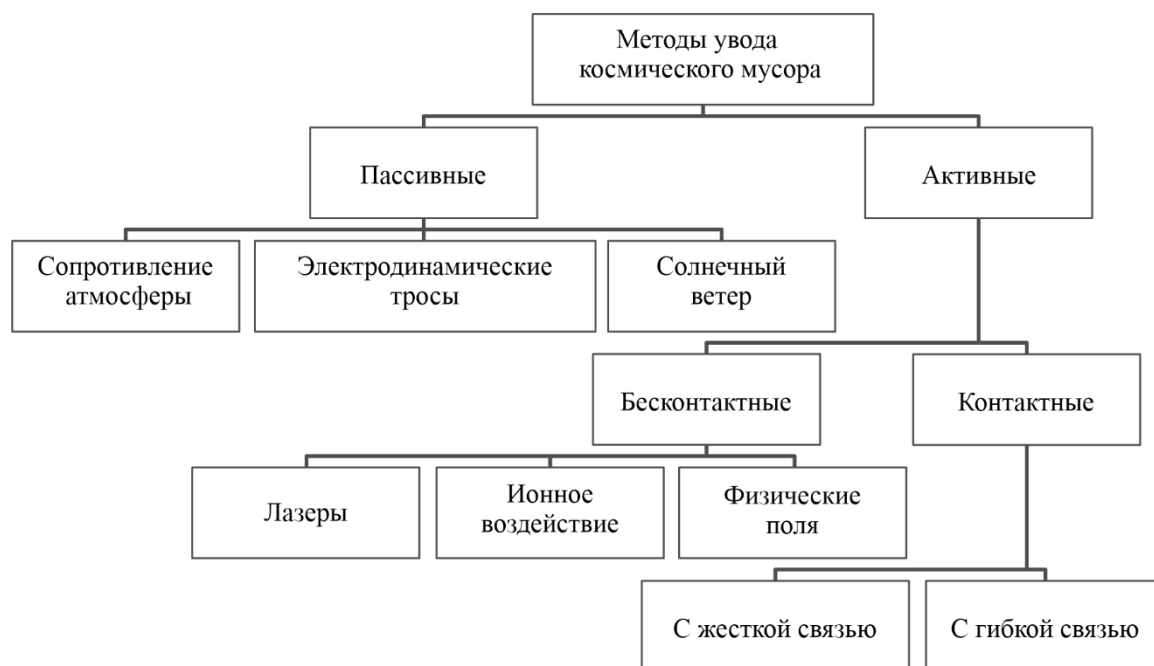


Рисунок 1.4 - Методы увода космического мусора

Другой более простой и надёжный подход к увеличению характерной площади предполагает использование специальной пены, способной расширяться в тысячу раз. Эта пена может устанавливаться на КА в малогабаритном контейнере или закрепляться на нём при пролёте КА-уборщика мусора [13-15]. В работе [14] рассмотрены некоторые материалы, из которых может быть изготовлена пена, изменяющая объем в тысячу раз. Преимуществом этого способа пассивного увода космического мусора является отсутствие необходимости непосредственного контакта КА-уборщика мусора с самим мусором, что повышает вероятность успешного завершения миссии. Более того, эта схема позволяет одному уборщику мусора выполнить облёт нескольких целей, прикрепляя к каждой расширяемую пену и используя для маневрирования и движения от цели к цели экономичные электрореактивные двигатели.

По оценкам, представленным в работе [12], объект космического мусора с площадью Миделя порядка 30 м^2 может быть сведён с орбиты высотой 500 км менее, чем за 1 год. С ростом высоты эффективность торможения атмосферы падает: для высоты орбиты 800 км время увода увеличивается до 16 лет, для 900 км – до 39 лет, поэтому использовать атмосферное торможение для объектов, находящихся выше 800 километров, нецелесообразно [10, 12].

На орбитах высотой более 700 км сила сопротивления атмосферы становится меньше силы давления солнечного света, поэтому на таких орбитах для создания силы

торможения можно использовать солнечный парус [16, 17]. В научной литературе неоднократно предлагалось использовать солнечный парус для межпланетных перелётов [18], поскольку для движения нет необходимости в расходе рабочего тела. В процессе снижения объекта космического мусора солнечный парус может также выполнять функцию устройства атмосферного торможения [17].

Недостатком этого способа увода является необходимость развёртывания на орбите крупногабаритной конструкции и управления ей в процессе спуска космического мусора с орбиты, что является сложной задачей. К настоящему времени на орбите было проведено только три успешных эксперимента по развёртыванию солнечного паруса.

Магнитное поле Земли также может быть использовано для создания силы торможения для увода объекта с некоторых орбит. Эта сила может создаваться при помощи длинного токопроводящего троса [19, 20]. Течение тока по тросу, движущемуся в магнитном поле Земли, будет приводить к возникновению силы Лоренца (рисунок 5). В таблице 1.2 приведена сравнительная оценка эффективности использования электродинамического троса в зависимости от начальной высоты орбиты [12].

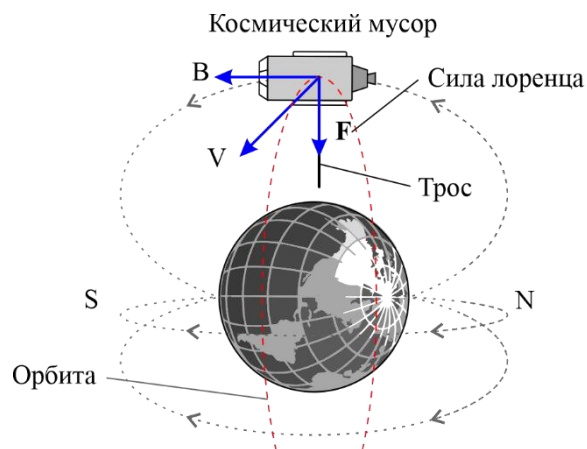


Рисунок 1.5 - Принцип действия электродинамической тросовой системы при уборке космического мусора

Трос с автономным механизмом его развёртывания может устанавливаться на запускаемых КА. Развёртывание троса выполняется после окончания функционирования космического аппарата [21, 22]. Результаты проведённого моделирования показывают [17], что электродинамическая тросовая система с массой около 1% от массы КА, позволит свести его с орбиты за время от пяти-шести месяцев (для орбиты с наклонением 0 градусов) до одного года (для орбиты с наклонением в 50 градусов). Для орбит с

наклонением от 75 градусов и выше, электродинамическая тросовая система не эффективна [17].

Таблица 1.2 - Время увода объекта космического мусора при помощи электродинамической тросовой системы и при использовании атмосферы в зависимости от начальной высоты [12]

Высоты, км	Время увода		
	Естественный сход с орбиты, лет	Использование атмосферы для площади Миделя 30 м ² , лет	Электродинамическая тросовая система, лет
500	14	1	1/6
600	41	2	1/6
700	110	6	1/4
800	260	16	1/3
900	660	39	5/12
1000	1537	91	1/2
1100	3537	210	7/12
1200	8143	484	2/3
1300	18964	1	3/4
1400	68470	2666	5/6
1500	106866	6356	11/12

Очевидным общим недостатком рассмотренных пассивных способов увода является длительное время увода космического мусора. Кроме этого, большинство рассмотренных способов требуют стабилизации углового движения космического мусора как при развёртывании устройства торможения (паруса или троса), так и в процессе увода. Увод таких объектов, а также объектов, давно выведенных из эксплуатации, возможен только при использовании активных методов, не требующих предварительной стабилизации уводимых объектов.

1.6 Активные методы

Активные методы увода предполагают создание искусственного воздействия на объект космического мусора. По типу воздействия активные методы можно разделить на две группы:

- бесконтактные способы увода – это способы, предполагающие дистанционное силовое воздействие на космический мусор без формирования непосредственной механической связи;
- контактные способы увода – предполагают механический контакт КА-буксира или его отдельной части с космическим мусором.

Преимуществом первой группы методов является отсутствие механического контакта между буксиром и мусором, делающего процесс буксировки наиболее безопасным для космического аппарата - уборщика. С другой стороны, дистанционное воздействие осуществляется небольшими по величине силами, и процесс увода может быть продолжительным в сравнении со способами, предполагающими непосредственное механическое взаимодействие между буксиром и мусором.

Небольшие объекты космического мусора с характерным размером до 0,2 м могут быть сведены с орбиты с использованием лазеров. Воздействие лазерного излучения на материал космического мусора приводит к явлению абляции – уносу вещества с поверхности твёрдого тела под воздействием лазерного излучения (рисунок 1.6). В результате этого явления формируется импульс, передаваемый объекту космического мусора, который может быть использован для снижения его скорости. Источник лазерного излучения может устанавливаться на борту КА [23-27] или на Земле [28, 29]. Эффективность этого способа зависит от углового движения цели: вращение космического мусора при воздействии на него импульсов лазерного излучения приведёт к тому, что направления тормозящих импульсов будут меняться, что может привести к снижению эффективности торможения. Исследованию этой проблемы посвящена работа [30].

Перспективным способом активного торможения космического мусора является воздействие на него потока частиц, создаваемого, например, ионным двигателем [31-33]. Эта схема позволяет воздействовать на объект с безопасных расстояний (рисунок 1.7). Максимальное расстояние, определяющее эффективность этого способа буксировки,

зависит от угла расхождения потока частиц, который зависит от конструкции используемого двигателя. Минимальным достигнутым значениям этого угла от 2 до 5 градусов соответствует максимальное расстояние эффективного воздействия около 30 метров [31]. Сила, действующая на космический мусор, имеет порядок десятков миллиньютонов.

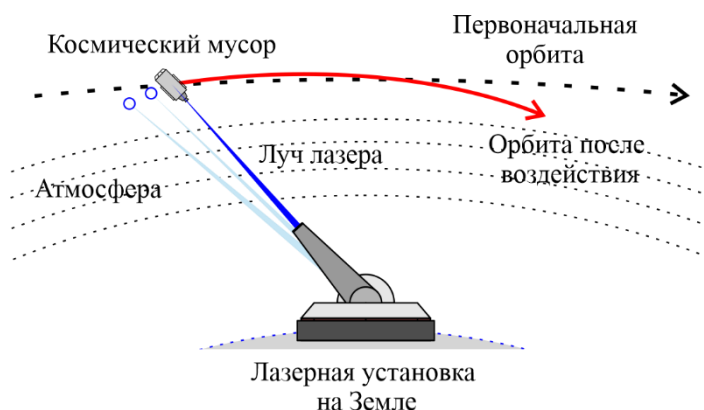


Рисунок 1.6 - Увод космического мусора при помощи лазерной установки

Воздействие ионного потока на космический мусор сложной формы может привести к возникновению нежелательного её вращения, что может снизить эффективность воздействия и усложнит управление относительным движением буксира.

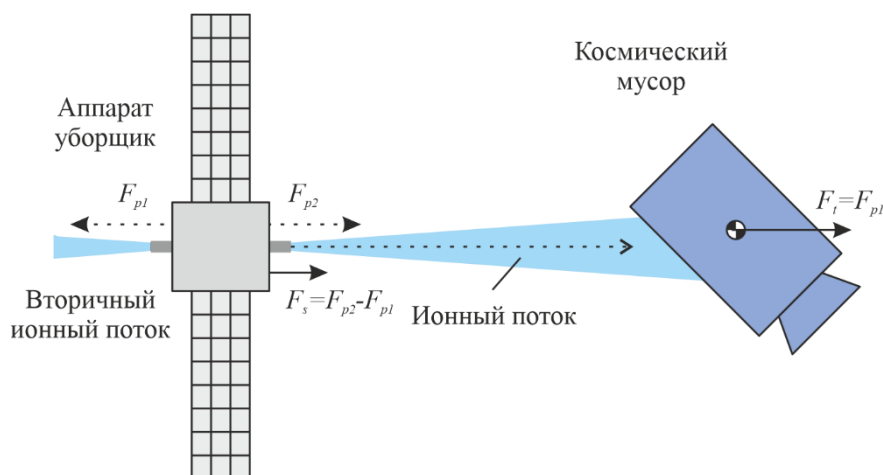


Рисунок 1.7 - Схема воздействия потоком ионов на объект [31]

Для воздействия на объект космического мусора могут быть использованы физические поля, например, электростатическое поле (рисунок 1.8). Здесь возможны две схемы буксировки: «тяги» или «толкай». В первом случае буксир и космический мусор заряжаются разными по знаку зарядами, поэтому между ними возникает сила

Кулоновского притяжения. Буксир, используя эту силу и поддерживая при помощи своих двигателей постоянное расстояние до космического мусора, может увести его на орбиту захоронения. Во втором случае буксир толкает космический мусор, также воздействуя на него силой Кулона, создаваемой одинаковыми знаками заряда буксира и мусора [34]. Учитывая небольшое расстояние между объектами, при управлении относительным движением буксира следует учитывать распределение заряда по поверхности объекта космического мусора и самого буксира для оценки действующих на него сил и возмущающих моментов [34]. Рассмотренный способ может быть использован для увода объектов космического мусора с геостационарных орбит на орбиты захоронения, находящиеся на 200 км выше.

Магнитное поле, генерируемое космическим буксиром, может быть использовано для демпфирования углового движения космического мусора. В работе [35] рассматривается простейший случай плоского движения буксира и объекта космического мусора, на примере орбитальной ступени Ariane-4 и Ariane-5 (рисунок 1.9). Работа представляет результаты исследований по проекту Agora [36].

Контактные методы предполагают захват и увод объекта космического мусора с непосредственным механическим взаимодействием при помощи стыковочного устройства, манипулятора, сети, гарпуна. Общая схема увода космического мусора предполагает этапы дальнего и ближнего наведения, этап захвата космического мусора – формирование механической связи, этап стабилизации связки и следующего за этим увода всей связки с орбиты. Наиболее сложным этапом является этап захвата космического мусора. Космический мусор в общем случае не имеет специальных стыковочных устройств и может вращаться с большой угловой скоростью, поэтому технология захвата такого объекта принципиально отличается от отработанной технологии стыковки двух объектов на орбите.

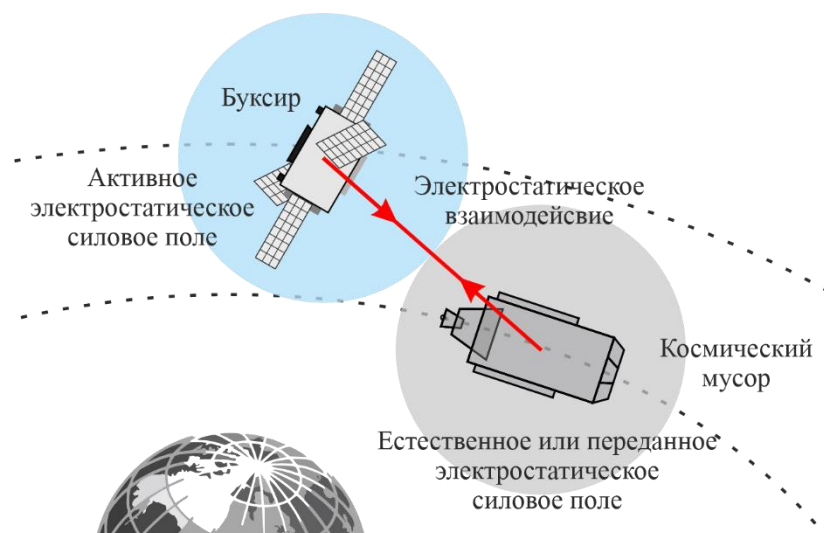


Рисунок 1.8 - Увод объекта космического мусора с геостационарной орбиты с использованием электростатического поля [37]

На сегодняшний день предложено несколько способов захвата объекта космического мусора [1-2]. Эти способы можно разделить на две группы:

- способы, использующие жёсткую связь;
- способы, использующие гибкую связь.

К первой группе относятся способы, использующие различные механические манипуляторы или специализированные устройства захвата [2]. Роботы-манипуляторы давно используются в космической технике [39-42]. На МКС используется робот-манипулятор Canadarm 2, Европейский манипулятор (ERA), JEM RMS, установленный на японском модуле Kibo. Манипуляторы, благодаря своей универсальности, могут быть использованы для захвата сложных объектов в составе многоразовых систем увода космического мусора (рисунок 1.9). Но несмотря на то, что манипуляторы давно используются в космической технике, захват неуправляемого объекта является сложной задачей [43-45], особенно если этот объект совершает неуправляемое угловое движение [46-49].



Рисунок 1.9 – Захват орбитальной ступени двумя манипуляторами

Ещё одним способом захвата космического мусора с использованием жёсткой связи является схема типа «штырь-конус», применяемая в настоящее время для стыковки пилотируемых и грузовых кораблей с МКС. На космическом буксире устанавливается штырь, а в качестве стыковочного порта (конуса) используется сопло двигателя космического мусора, например, орбитальной ступени. Сопло двигателя является одним из наиболее прочных элементов конструкции, воспринимающим значительные тепловые и механические нагрузки, поэтому оно может быть использовано для стыковки даже в случае значительных относительных скоростей космического буксира и цели. Основная проблема при разработке такой схемы захвата – построение эффективной математической модели, которая бы учитывала взаимодействие цели и буксира при различных сценариях сближения [50-51]. Экспериментальные исследования такого способа захвата цели проводились в наземных условиях [52], (рисунок 1.10). Одним из недостатков подобной схемы является то, что она подходит только для захвата орбитальных ступеней и объектов, имеющих сопла.

У всех методов, предполагающих формирование жесткой связи, имеется один общий недостаток – сложность захвата вращающихся объектов. Вращение объекта космического мусора в процессе формирования жёсткой связи может приводить к возникновению больших ударных нагрузок на элементы устройства захвата, поэтому для

захвата вращающихся объектов использование гибкой связи более предпочтительно [1,2, 53-55]. К устройствам захвата с гибкой связью относятся: сети [56, 57], гарпуны [58, 59] и специализированные стыковочные модули на гибкой связи [60].

Использование сети, развертываемой буксиром-перехватчиком, для захвата объектов космического мусора рассмотрено в работах [53, 54, 61]. На рисунке 1.11 показана операция захвата сетью. Такая схема позволит уменьшить воздействие космического мусора на буксир и выполнить захват объектов, вращающихся с большой угловой скоростью. Кроме этого, сеть позволяет выполнять захват без снижения относительной скорости между буксиром и целью, что приведет к снижению затрат топлива на этапе перехвата.

Ещё одним перспективным устройством захвата может стать гарпун, позволяющий без большого риска для космического буксира установить тросовую связь между ним и объектом космического мусора [62]. Гарпун должен пробить обшивку (рисунок 1.12) захватываемого объекта и надёжно зафиксироваться для того, чтобы буксир смог, используя свои двигатели, увести объект на орбиту захоронения или снизить орбиту до входа в плотные слои атмосферы. Для надёжной фиксации гарпуна необходимо выбрать форму его ударной поверхности и механизм надёжной фиксации. При выборе формы и скорости выстрела гарпуном следует учитывать движение захватываемого объекта, свойства поверхности его обшивки. Кроме этого, целесообразно снизить вероятность возникновения осколков при пробивании обшивки [63] и возможность попадания в ёмкости, находящиеся под давлением.

В работах [4, 66] предлагается модифицированная схема использования лёгкого автономного стыковочного модуля, осуществляющего стыковку по схеме штырь-конус для захвата разгонных блоков типа «Космос 3М». Предполагается, что автономный модуль соединяется с аппаратом – буксиром посредством тросовой связи. Считается, что буксир, используя данную схему, будет производить последовательный захват нескольких объектов космического мусора, после чего осуществлять их совместный увод с орбиты.

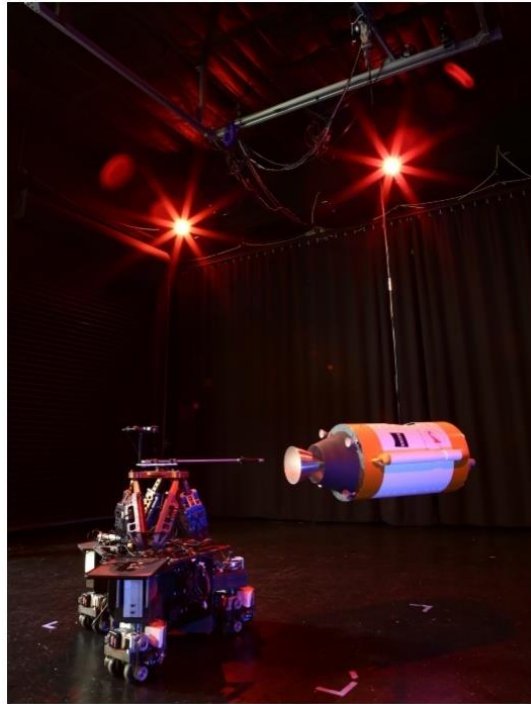


Рисунок 1.10 – Экспериментальная установка для исследования стыковки с использованием механизма типа «штырь-конус» [52]

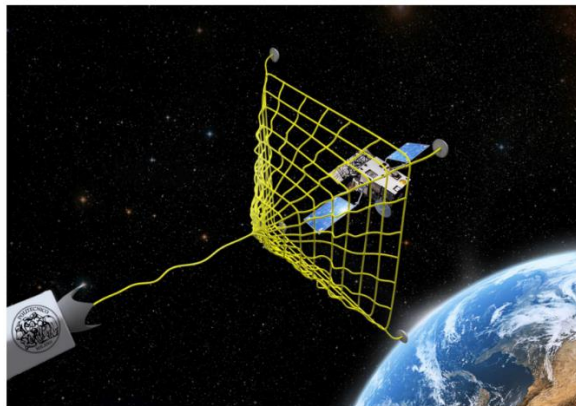


Рисунок 1.11 - Использование сети для захвата объекта космического мусора [54]

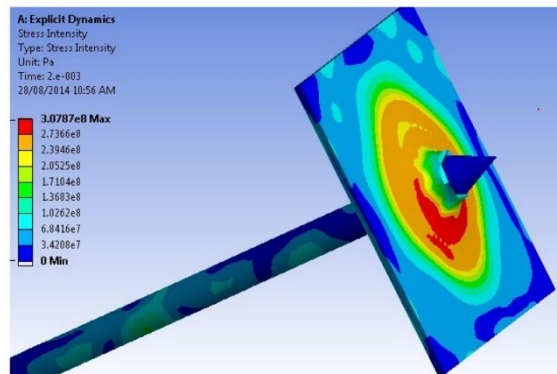


Рисунок 1.12 – Результаты моделирования взаимодействия гарпуна с обшивкой космического мусора [63]

При использовании тросовых систем, после формирования тросовой связи между буксиром и космическим мусором, необходимо обеспечить устойчивое и предсказуемое движение космического мусора после включения двигателя буксира. Космическим тросовым системам, включая тросовые системы для активной уборки космического мусора, посвящено большое число работ [55, 64-68]. Одной из проблем тросовой транспортировки является обеспечение устойчивого движения связки после включения двигателя буксира для транспортировки объекта космического мусора. Включение и работа двигателя могут привести к возникновению продольных колебаний тросовой системы и возбуждению углового движения цели, поскольку точка закрепления троса не будет совпадать с центром масс цели. Это может привести к запутыванию троса. Кроме того, импульсное воздействие на тросовую систему в результате включения двигателя буксира может привести к опасному сближению буксира и цели [69]. Движению цели на этапе задействования тяги двигателя буксира посвящены работы [70, 71], где показано угловое движение космического мусора в процессе орбитальной транспортировки. При использовании буксиром двигателей малой тяги возможно возникновение хаотических режимов [72].

При тросовой транспортировке космических аппаратов с крупногабаритными упругими элементами, такими как солнечные батареи или антенны, продольные колебания троса могут приводить к возникновению колебаний этих хрупких элементов, что вызовет их разрушение [66]. Необходимо построение такого управления тягой буксира F (рисунок 1.13), чтобы амплитуда колебаний упругих конструкций не превышала известных критических значений.

Остатки топлива в баках орбитальных ступеней могут влиять на процесс транспортировки [64]. В работе [73] рассматривается способ стабилизации, использующий управление тягой буксира, упругие свойства троса и способ закрепления троса на объекте несколькими тягами, позволяющими избирательно воздействовать на угловое движение объекта. В работах [69, 74-76] рассматривается задача построения управления буксиром для демпфирования продольных колебаний троса.

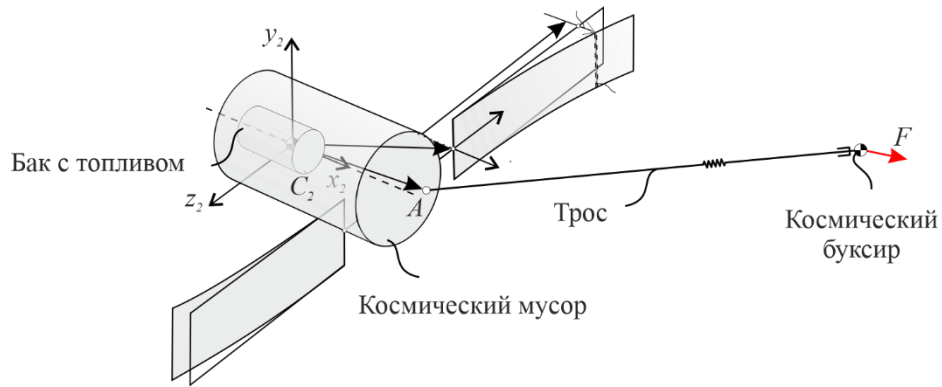


Рисунок 1.13 - Объект космического мусора с упругими элементами и остатками топлива в баках [64, 66,67]

1.7 Концепция создания жесткой связки космический буксир - космический мусор с использованием троса

Перспективной технологией активного удаления космического мусора может стать использование возможностей тросовых систем. Гибкая связь имеет ряд преимуществ перед «жестким захватом»: возможность работы с сильно закрученными и совершающими сложное движение относительно собственного центра масс объектами; возможность аварийного разрыва связи, применение широкого ряда средств захвата (гарпуны, сети, разного рода стыковочные модули на гибкой связи). Важным плюсом таких схем является то, что для захвата не нужно производить близкое сближение с захватываемым объектом. Используя тросовую связь, можно стабилизировать собственное и общее движение связки, а затем приступить к дальнейшим действиям.

На сегодняшний день существуют большое количество работ, посвященных вопросам использования тросовых систем в задачах активного увода космического мусора. В основном исследователи рассматривают вопросы динамики буксира и космического мусора на гибкой связи при осуществлении операций буксировки, схода с орбиты или перевода связки на орбиты захоронения. Большое количество работ посвящено исследованию влияния на процесс буксировки наличия у буксируемого объекта различных сложных элементов конструкции (панелей солнечных батарей и т.п.), и наличия на борту уводимого объекта полостей с остатками топлива или какой-либо массы, которая может менять распределение веса в объекте. В существующих работах не рассматривается задача осуществления близкого сближения с помощью троса. Данный манёвр позволит осуществить жесткую сцепку и избежать ряда проблем при дальнейшей буксировке объекта. Такие проблемы как запутывание, раскачка, продольные и

поперечные колебания троса, собственные движения космического мусора способны вывести систему из равновесия, и в конечном итоге привести к столкновению объектов связки между собой. Это, в свою очередь, приведет к образованию новых обломков и возможному срыву всей миссии и потери буксира. Конечно, на этапе буксировки возможно контролировать расстояние между объектами и в критической ситуации оборвать трос и уйти от столкновения, но это приведет к невыполнению задачи миссии.

Более того существует ряд предложений по захвату одним буксиром нескольких целей. Это повысит экономическую выгоду миссии. К одной из таких идей относится концепция, предложенная Валерием Ивановичем Трушляковым. Она будет описана ниже.

Весомый «вклад» в популяцию космического мусора вносят так называемые орбитальные ступени – разгонные блоки, обеспечивающие выведение спутников на заданные орбиты. И если в случае низких обрит орбитальная жизнь подобных объектов не превышает пары месяцев, то в случае высоких обрит их время жизни серьезно увеличивается. К примеру, подавляющее число разгонных блоков «Космос-3М», используемых с 1967 года по 2010, до сих пор находятся на орбитах от 800 километров. Серьезным успехом можно считать принятие законов, обязывающих убирать все запускаемые разгонные блоки после выполнения их миссии. Но все еще существует проблема увода уже запущенных разгонных блоков.

Важной отличительной чертой объектов типа разгонный блок – орбитальная ступень является наличие сопел.

Разработан транспортно-стыковочный модуль, обеспечивающий закрепление троса на объекте типа орбитальной ступени, имеющем сопло [60, 61]. Для него разработан способ захвата космического мусора. Захват (стыковка стыковочного модуля с орбитальной ступенью) производится по известной схеме – «штырь - конус». Следующим этапом является сближения буксира и захваченного объекта космического мусора посредством сматывания троса. Трос в данном случае обеспечивает механический контакт (связь) между буксиром и автономным стыковочным модулем и выступает средством, с чьей помощью будет произведено сближение объектов для последующей жесткой стыковки.

Разработаны теоретические основы и запатентован способ увода объектов космического мусора с использованием тросовых систем. Слабо проработанным вопросом остается динамика системы во время сближения и способ управления тросом. Актуален

вопрос возможности осуществления сближения буксира с неуправляемым объектом на орбите с помощью тросовой системы.

1.8 Задача управления длиной троса при уводе космического мусора

Как было сказано выше, на сегодняшний день можно выделить две группы активных методов увода крупногабаритного космического мусора: использующие жесткий тип связи (захват с помощью механических рук, щупалец) и использующие гибкий тип связи.

Ряд естественных ограничений снижает область возможного применения методов с жесткой связью. Например, невозможно захватить быстро вращающийся объект или совершающий сложное собственное движение. Кроме того, сильное сближение с подобными объектами несет большие риски в случае неудачи. К тому же необходима совершенная система управления активным аппаратом, позволяющая очень точно позиционировать его относительно захватываемого объекта. Все это серьезно снижает область возможного применения подобных методов.

Вторая группа методов – с гибкой связью – лишена указанных недостатков и соответственно имеет более широкую область применения и меньшие ограничения на характер движения захватываемых объектов. Здесь в качестве инструментов захвата передаточным звеном между активным аппаратом и средством захвата в первую очередь выступает трос. В качестве средств захвата могут быть использованы гарпуны, сети, специализированные модули захвата (стыковки). Основные этапы подобной миссии представлены на рисунке 1.14. Выделяют следующие этапы:

1. дальнейшее сближение – осуществляется выход активного космического аппарата на близкую с захватываемым объектом орбиту, в зону прямой видимости – можно сказать, что выполняется групповой орбитальный полет;
2. закрепление троса – процесс установления механического контакта с объектом космического мусора. Задача этапа - обеспечить надежное закрепление троса на захватываемом объекте. Устройствами захвата могут выступать: гарпуны, сети, специализированные автономные модули или их производные;
3. сближение – целевая задача представленной работы - осуществление близкого подвода, свертки (сматывания) тросовой системы для установления жесткой связи между объектами. Такой подход позволяет реализовать многоходовый аппарат-уборщик, способный за один полет (на сегодня, миссии по уводу космического мусора планируются

как попутные; многоразовая система увода - повышает эффективность такого подхода) забрать более одного объекта космического мусора. При такой постановке технической задачи, управление связкой из нескольких тел на тросовой связи – весьма сложная задача, поэтому промежуточная операция свёртывания троса и жесткого захвата представляется вполне очевидной.

4. жесткий захват или стыковка – продолжение осуществления сближения до зоны действия устройств захвата или фактической стыковки космического аппарата и космического мусора. Главная задача – обеспечить предсказуемое движение захватываемого объекта, что возвращает нас к предыдущему этапу, где важно обеспечить заданные условия на собственное движение космического мусора в момент завершения смотки троса.

5. увод с орбиты – полет всей системы в составе единого аппарата, то есть либо переход к захвату следующего объекта космического мусора (этап 1), либо переход к сведению связки с орбиты или перевода её на орбиты захоронения.

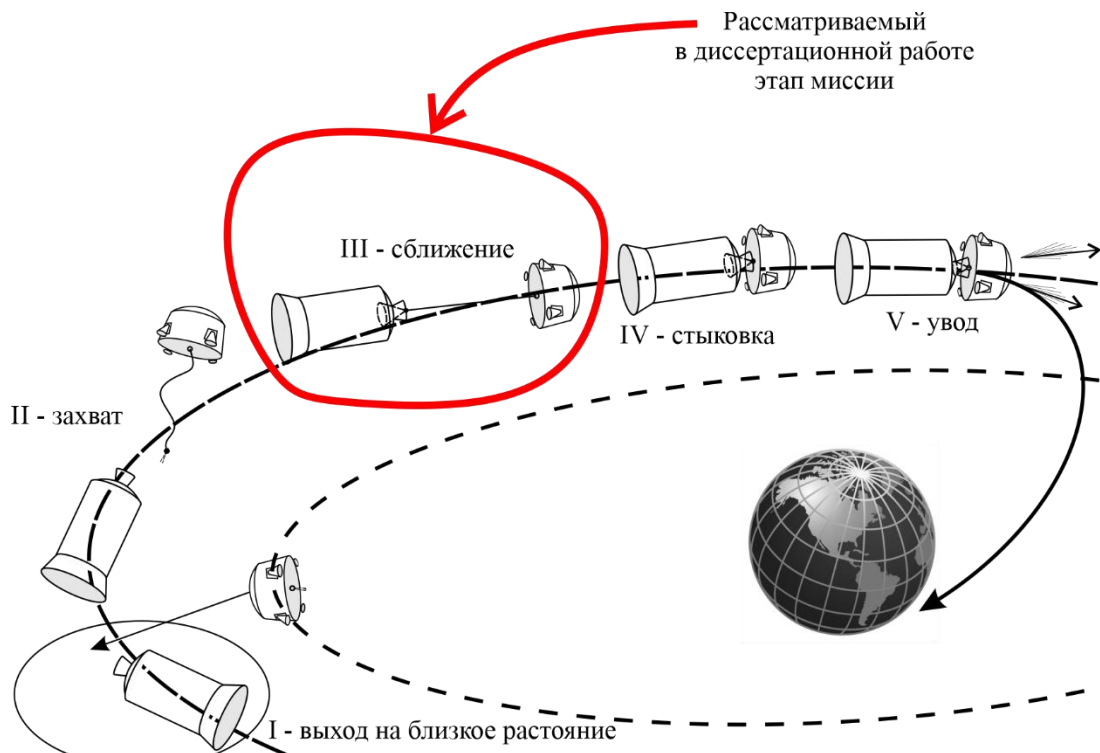


Рисунок 1.14 – Этапы миссии по уводу крупногабаритного космического мусора с помощью тросовой системы

Космические тросовые системы способны решать широкий класс задач современной и будущей космонавтики. Они способны вывести современную космонавтику на новый уровень, решив целый ряд важных практических вопросов: спуск грузов с космических станций, создание искусственной гравитации и управление ею, управление движением связки орбитальных аппаратов, изменение орбиты и осуществление транспортных операций, захват и последующий увод космического мусора, добыча полезных ископаемых и исследование астероидов, планетоидов и спутников. Многие из проектов космических тросовых систем предполагают использование тросов переменной длины. В частности, задача доставки грузов на космическую станцию с помощью троса предполагает, что на орбите находится космическая тросовая система. Груз стыкуется к нижнему концу троса, после чего трос вытягивается в спутник. При этом использование троса позволяет экономить топливо [4].

Одной из главных сложностей, возникающих при свертывании троса, является неустойчивость этого процесса. При вытягивании троса с постоянной скоростью при небольшой его длине происходит намотка троса на спутник, что может привести к поломке спутника, обрыву троса и столкновению спутника с прикрепленным к тросу субспутником, являющимся элементом системы захвата космического мусора. В связи с чем вопрос разработки законов и способов управления свертыванием троса является актуальной задачей науки и техники, требующей детальной проработки и решения. Данной проблеме посвящено большое количество научных работ.

В работе [87] приводится обзор существующих исследований по теме моделирования и анализа динамики космических тросовых систем в режиме развертывания и свертывания, а также различных законов и способов управления космической тросовой системой в этих режимах. Подробный обзор законов управления для тросовых систем дан в [88]. В частности, выделяются управление длиной троса, скоростью выпуска и вытягивания троса, силой натяжения троса и двигательной установкой.

В работе [95] предлагается использовать комбинированную схему управления, основанную на управлении скоростью вытягивания троса и двигателями, установленными на прикрепленном к тросу субспутнике. Подобная схема управления исследована в [96]. Авторы рассматривают сначала длину троса, как управляемый параметр, а затем используют полученные результаты для поиска закона управления двигателями, которые обеспечивают вытягивание троса без управления длиной троса. Авторы используют

«MATLAB-based multicontroller algorithm» для получения зависимости тяги двигателей от истинной аномалии. Используемый при этом критерий качества зависит как от конечного состояния системы, так и от состояния системы в ходе манёвра. В статье [97] рассматривается управление развертыванием и свертыванием короткой тросовой системы, оснащенной двумя двигателями. Двигатели используются для корректировки углового положения тросовой системы и используют управление в скользящем режиме («sliding mode control»).

В исследовании [98] предлагается использовать закон натяжения троса, основанный на вычислении «функции миссии», которая стремится к нулю по мере приближения фазовых координат к требуемому состоянию и является фактически функцией Ляпунова. «The mission-function control algorithm» был также использован в работе [99] для управления развертыванием и втягиванием тросовой системы с учетом упругих колебаний троса. Авторы использовали непрерывную модель в частных производных для моделирования упругого троса. В работе [100] предлагается использовать линейный закон изменения силы натяжения троса. С помощью уравнений первого приближения определены ограничения, накладываемые на коэффициенты управления линейного закона, обеспечивающие асимптотическую устойчивость вертикального положения равновесия системы в плоском случае движения. С помощью численного моделирования показано, что предлагаемый закон работает и для исходной нелинейной системы. Развитием этого исследования можно считать работу [101], где рассмотрен пространственный случай.

В работе [102] рассмотрено семейство законов управления длиной троса, для которых получены аналитические решения для углов отклонения троса от местной вертикали и плоскости орбиты. Для всех рассматриваемых законов наблюдается раскачка троса на конечных этапах свертывания. Результаты исследования развиты в работе [103], где предлагаются две стратегии свертывания троса, основанные на комбинировании предложенных в [102] законов и законов «быстрого» свертывания, обеспечивающих ощутимую силу натяжения на заключительных этапах свертывания троса. Теория управления дробным порядком использована в работе [104] для разработки быстрого и устойчивого закона втягивания троса.

В статье [105] рассмотрен релейный закон втягивания троса, когда механизм свертывания может обеспечивать либо нулевую, либо постоянную скорость свертывания троса. Закон основан на приближенном аналитическом решении уравнения колебаний

тросовой системы на круговой орбите. В статье [106] рассмотрено управляемое свертывание космической тросовой системы с невесомым тросом. Предложен трехпараметрический закон управления силой натяжения троса, обеспечивающий свертывание тросовой системы без перехода во вращение на конечном этапе свертывания. Показано, что в отличие от развертывания, где устойчивое движение может быть обеспечено двухпараметрическим законом управления, например [107, 108], для устойчивого свертывания необходим трехпараметрический закон управления силой натяжения троса. В статье [109] рассматривается использование закона управления силой натяжения троса с обратной связью по длине и скорости втягивания троса при моделировании процессов развертывания и втягивания троса на круговой орбите с помощью гибридной шарнирно-стержневой модели троса, учитывающей влияние атмосферы. Сравниваются результаты моделирования гибридной и многоточечной модели троса. Закон управления фактически является трехпараметрическим. Для случая втягивания параметр, отвечающий за скорость втягивания, выбран как кусочно-заданная функция от длины троса, что позволяет разбить процесс втягивания на этапы. Альтернативный закон для силы натяжения троса предложен в работе [110]. Процесс свертывания разбит на два этапа. Когда длина троса велика, предлагается использовать упрощенный закон управления, зависящий от длины и скорости втягивания троса. Когда длина троса становится относительно маленькой, используется более сложный закон управления, учитывающий угловое положение и угловую скорость прикрепленного к тросу объекта космического мусора. В работе [111] предложена основанная на вычислении энергии тросовой системы оригинальная схема управления, обеспечивающая стабилизацию угловых колебаний троса при свертывании, и доказана асимптотическая устойчивость закона управления с помощью функции Ляпунова и принципа инвариантности ЛаСалля. В работе [112] предложен закон изменения силы натяжения троса, асимптотическая устойчивость доказана с помощью теории Ляпунова. Показано, что в случае круговой орбиты наискорейшее втягивание происходит при угле отклонения троса от местной вертикали в 45 градусов. Альтернативный закон для случая пространственного движения предложен в [113]. В работе [114] предложен закон развертывания и свертывания троса на основе управления его натяжением в скользящем режиме, учитывающий требование, чтобы сила натяжения троса была положительной. Закон управления для развертывания и втягивания троса на основе вычисления энергии системы предложен в [115].

В статье [116] численно построена оптимальная траектория движения субспутника в орбитальной системе координат для развертывания и втягивания троса. В качестве критерия оптимальности использовалась метрика Римана, физический смысл критерия - длина траектории в орбитальной системе координат. В статье [117] с помощью методов нелинейной оптимизации «direct collocation» и нелинейного программирования получены оптимальная траектория свертывания троса, обеспечивающая минимальную интегральную силу натяжения троса в процессе свертывания при заданном конечном времени свертывания. На конечных этапах свертывания наблюдается наматывание троса на спутник. В исследовании [118] получена оптимальная по быстродействию траектория свертывания троса. Для численного решения краевой задачи авторы используют теорию гомотопий, подробно описанную в [119]. Рассмотрено свертывание троса до некоторой ненулевой длины. В работе [120] рассматривается комбинированное управление, которое способно демпфировать колебания троса как в плоскости круговой орбиты, так и вне ее, но требует значительного времени для стабилизации системы.

Нелинейное управление с прогнозирующими моделями было разработано в [121] для случая развертывания и втягивания тросовой системы. Минимизируемый критерий качества содержит экспоненциальную штрафную функцию и учитывает терминальное ограничение, которое достигается асимптотически. В работе предложен модифицированный алгоритм управления с прогнозирующими моделями, который обходит численные трудности, связанные со стремлением к бесконечности штрафной функции.

Все описанные выше результаты были получены для случая движения космической тросовой системы по круговой орбите. Между тем известно, что при движении по эллиптической орбите поведение тросовой системы значительно усложняется. Радиальное положение равновесия перестает быть устойчивым, в его окрестности возникает устойчивый предельный цикл. Кроме того, появляется область хаотического движения. В работе [122] описывается методология построения оптимальных траекторий развертывания и свертывания космической тросовой системы на эллиптической орбите, на которых минимизируется продольные ускорения. Проблема оптимального управления обращается в задачу параметрической оптимизации. При численном моделировании для построения оптимальных профилей используются неупругие и упругие модели троса. В статье [123] исследуется влияние возмущений, вызванных второй зональной гармоникой гравитационного поля Земли, и теплового эффекта, обусловленного нагревом троса

солнечным излучением и инфракрасным излучением Земли, на движение тросовой системы по эллиптической орбите в процессе операций свободного развертывания и равномерного свертывания. Авторы показали, что возмущения вызванные вторым зональным коэффициентом в разложении гравитационного потенциала Земли и нагрев оказывают заметное влияние на силу натяжения троса и требуемое для осуществления развертывания и свертывания время.

1.9 Постановка задачи

Выполненный обзор научно-технической литературы показал, что увод крупногабаритного космического мусора является одной из самых важных проблем современной космонавтики. Одним из методов решения которой может стать использование специализированных космических аппаратов - буксиров, осуществляющих захват космического мусора при помощи тросовых систем. Важным этапом миссии по уводу космического мусора является осуществление сближения буксира с космическим мусором посредством троса. В связи с чем поиск и разработка законов управления длиной троса, позволяющих осуществить корректный манёвр сближения является актуальной научной задачей.

Цель диссертационной работы состоит в разработке комплексной технической системы захвата и безударного процесса увода крупногабаритных объектов космического мусора на базе космического буксира с механизмом лебедки, обеспечивающей реализацию эффективных законов управления длиной троса, а также выработка соответствующих технических требований и рекомендаций.

Для её выполнения поставлены следующие задачи:

1. разработать математические модели, описывающие движение системы «буксир-космический мусор» на этапе сближения;
2. сформировать закон управления длиной троса, обеспечивающий безударное сближение буксира и объекта космического мусора;
3. исследовать динамику системы «буксир-космический мусор» при выполнении манёвра сближения путем численного моделирования;
4. провести анализ результатов численного моделирования динамики рассматриваемой системы во время сближения.
5. разработать схему механизма управления длиной троса и определить для неё технические требования и рекомендации.

В работе рассматривается плоское движение механической системы, состоящей из активного аппарата – космического буксира, пассивного аппарата – космического мусора и троса, соединяющего их в единую связку.

1.10 Выводы по 1 главе

В первой главе рассмотрено современное состояние проблемы увода космического мусора. Приведена международная классификация космического мусора, разделяющая объекты по наибольшему поперечному размеру. Описаны возможные последствия столкновения и уровень опасности каждой из групп. Рассмотрены различные способы решения задачи увода космического мусора с орбиты. Описана концепция увода крупногабаритных объектов мусора типа орбитальная ступень, основанная на создании жесткой связки космический буксир - космический мусор при помощи троса. Результаты исследований, приведённые в первой главе, опубликованы в работе [124].

ГЛАВА 2. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И УПРАВЛЕНИЕ СБЛИЖЕНИЕМ ДВУХ ОБЪЕКТОВ С ПОМОЩЬЮ ТРОСА В ОДНОМЕРНОМ СЛУЧАЕ

Для осуществления сближения буксира и космического мусора в работе предлагается использовать трос путем управления его свёртыванием. Для этого необходимо разработать закон управления длиной троса, обеспечивающий сближение указанных объектов.

Для вывода закона управления рассмотрим одномерную модель системы буксир - космический мусор в бессиловом поле, без учета гравитационных сил и других внешних возмущений. Буксир и космический мусор (рисунок 2.1) представим в виде материальных точек, массой m_1 и m_2 соответственно. Между собой точки соединены невесомым тросом, имеющим в начальный момент времени длину l_0 . Движение буксира и объекта космического мусора задается координатами x_1 и x_2 соответственно. На буксир действует сила тяги его двигателей F и сила натяжения троса T , на космический мусор – только сила натяжения T , посредством которой осуществляется сближение мусора с буксиром.

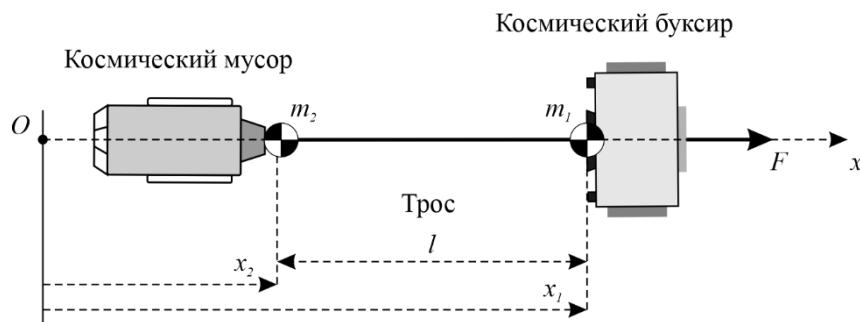


Рисунок 2.1 - Схема системы «буксир - космический мусор»

2.1 Требования к манёвру сближения

Для миссий по уборке космического мусора важно обеспечить безопасное сближение буксира с космическим мусором, чтобы не допустить их столкновения между собой. Такое развитие событий несёт в себе ряд опасностей, а именно выход из строя буксира, разрыв механической связи, образование новых обломков. Чтобы не допустить подобного сценария, сформулируем условия к закону, управляющему процессом сближения:

1. Сближение буксира и мусора должно происходить без соударений, то есть:

$$\forall t < t_k : x_1 \neq x_2. \quad (2.1)$$

2. Манёвр сближения должен обеспечиваться наименее возможной по величине силой тяги буксира F , в силу ограниченного запаса топлива на борту буксира

3. Работа тяги за время манёвра должна быть минимальной, то есть:

$$A = \int_{L_0}^0 T \delta L \rightarrow \min. \quad (2.2)$$

4. Трос на протяжении всего манёвра находится в нагруженном состоянии: $T > 0$, смотка происходит непрерывно.

2.2 Формулирование закона управления тросом

Рассмотрим случай, когда трос, соединяющий буксир с мусором, неупругий. Движение одномерной системы, представленной на рисунке 2.1, описывается следующими уравнениями:

$$\ddot{x}_1 = \frac{1}{m_1}(F - T), \quad \ddot{x}_2 = \frac{1}{m_2}T. \quad (2.3)$$

Вводя величину $l = x_1 - x_2$ – текущую длину троса, перепишем уравнение движения в виде:

$$\ddot{l} = \frac{1}{m_1}(F - T) - \frac{1}{m_2}T. \quad (2.4)$$

Чтобы выполнялись введённые выше требования, величина l должна удовлетворять следующим граничным условиям:

$$\begin{aligned} t = 0: \quad \dot{l} &= 0, \quad l = l_0, \\ t = t_k: \quad \dot{l} &= 0, \quad l = 0. \end{aligned} \quad (2.5)$$

Кроме того, длина троса в процессе свёртывания не должна обращаться в ноль.

$$l \neq 0, \quad \forall t \neq t_k. \quad (2.6)$$

Введённые граничные условия (2.5) обеспечивают равенство нулю относительной скорости.

Граничным условиям (2.5) будет удовлетворять следующий тригонометрический ряд:

$$L = \frac{l_0}{2} \left(1 + \sum_{i=0}^n a_{2i+1} \cos[(2i+1)\omega t] \right), \quad (2.7)$$

где $\omega = \pi / t_k$, t_k - время манёвра сближения. Коэффициенты разложения a_{2n+1} должны удовлетворять условию:

$$\sum_{i=1}^n a_{2i+1} = 1. \quad (2.8)$$

Таким образом предложен нелинейный закон управления длиной троса, обеспечивающий управляемый процесс безударного сближения космического буксира с объектом космического мусора на круговых орбитах. Безударность сближения обеспечивается непрерывностью и гладкостью функции (2.7) и её производных.

В случае $n = 0$, формула (2.7) имеет простой вид и может быть использована для первоначального анализа:

$$L = \frac{l_0}{2}(1 + \cos \omega t). \quad (2.9)$$

На рисунке 2.2 приведено сравнение законов управления для разных n и коэффициентов a_i . Мы можем видеть, что для различных a_{2n+1} и n граничные условия (2.5) выполняются.

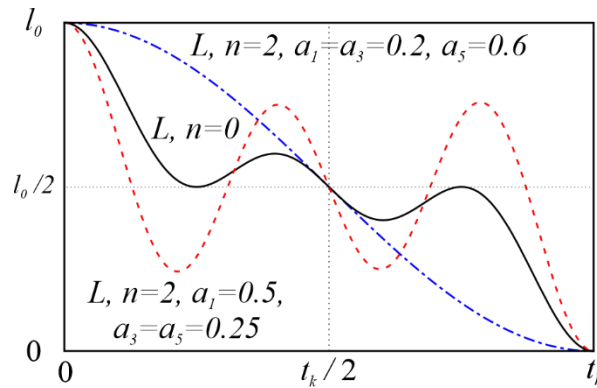


Рисунок 2.2 – Закон изменения длины троса L

С учетом разложения (2.7) уравнение движения примет вид:

$$\ddot{l} = \frac{1}{m_1}(F - T) - \frac{1}{m_2}T = -\frac{l_0\omega^2}{2} \left(\sum_{i=0}^n a_{2i+1} (2i+1)^2 \cos[(2i+1)\omega t] \right). \quad (2.10)$$

Из уравнения (2.10) следует, что сила натяжения, обеспечивающая свёртывание троса, определяется формулой:

$$T = M \left(\frac{l_0\omega^2}{2} \left(\sum_{i=0}^n a_{2i+1} (2i+1)^2 \cos[(2i+1)\omega t] \right) + \frac{F}{m_1} \right), \quad (2.11)$$

где $M = \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2}$ - приведённая масса системы. В случае $n = 0$ сила (2.11) имеет вид:

$$T = M \left(\frac{l_0 \omega^2}{2} \cos \omega t + \frac{F}{m_1} \right). \quad (2.12)$$

Сила T , определяемая формулой (2.11), обеспечивает сближение мусора с буксиром таким образом, что величина длины троса l удовлетворяет введенным граничным условиям (2.5).

Подставляя полученный закон (2.11) в систему (2.3), получим окончательный вид уравнений, описывающих динамику системы буксир – космический мусор при свёртывании троса:

$$\begin{aligned} \ddot{x}_1 &= \frac{F}{m_1 + m_2} - \frac{M_2 l_0 \omega^2}{2} \sum_{i=0}^n a_{2i+1} (2i+1)^2 \cos[(2i+1)\omega t], \\ \ddot{x}_2 &= \frac{F}{m_1 + m_2} + \frac{M_1 l_0 \omega^2}{2} \sum_{i=0}^n a_{2i+1} (2i+1)^2 \cos[(2i+1)\omega t], \end{aligned} \quad (2.13)$$

где $M_1 = \frac{m_1}{m_1 + m_2}$ и $M_2 = \frac{m_2}{m_1 + m_2}$ безразмерные массы буксира и космического мусора соответственно.

2.3 Управление для случая с вязкоупругим тросом

Существенным фактором, влияющим на динамику системы буксир-космический мусор на этапе сближения, являются внутренние силы троса: силы упругости и демпфирования. Исследуем их влияние на динамику системы; для этого построим математическую модель системы буксир-мусор с вязкоупругим тросом (рисунок 2.3). На первом этапе, по аналогии со случаем неупругого троса, рассмотрим одномерную точечную модель.

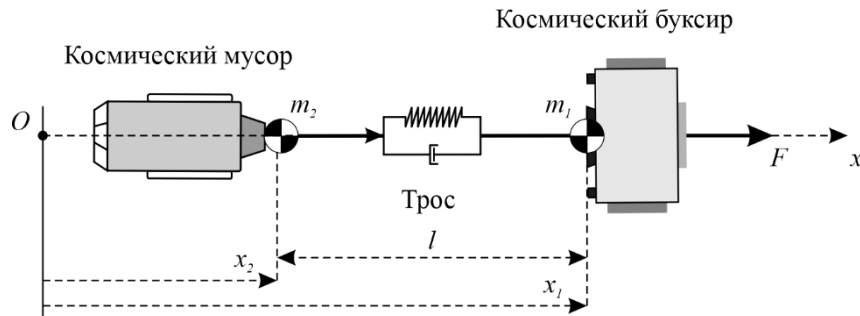


Рисунок 2.3 - Схема системы буксир-космический мусор с вязкоупругим тросом

Уравнения движения системы в случае вязкоупругого троса будут иметь следующий вид:

$$\ddot{x}_1 = \frac{1}{m_1} (F - H_v [F_s + F_d]), \quad \ddot{x}_2 = \frac{1}{m_2} H_v [F_s + F_d], \quad (2.14)$$

где H_v - функция Хевисайда:

$$H_v = \begin{cases} 0, & |l| \leq L, \\ 1, & |l| > L. \end{cases} \quad (2.15)$$

F_s и F_d - сила упругости и демпфирования, определяемые соответственно формулами:

$$F_s = ES\varepsilon, \quad (2.16)$$

$$F_d = c\dot{\varepsilon}, \quad (2.17)$$

здесь E - модуль Юнга, S - площадь поперечного сечения троса, c - коэффициент демпфирования. Величина L - длина недеформированного троса, изменяемая по введённому ранее закону (2.7). ε и $\dot{\varepsilon}$ - относительное удлинение троса и его производная по времени соответственно, определены следующими формулами:

$$\varepsilon = \frac{|l|}{L} - 1, \quad (2.18)$$

$$\dot{\varepsilon} = \frac{\dot{l}L - l\dot{L}}{L^2}. \quad (2.19)$$

2.4 Анализ и формирование закона управления длиной троса

Рассмотрим полученный закон (2.11), и проанализируем влияние основных параметров троса и закона управления на динамику системы. Из формулы (2.11) следует, что чем меньше время выполнения манёвра, тем больше требуемая величина силы натяжения T и наоборот. Для выполнения третьего условия (раздел 2.1), необходимо, чтобы сила F удовлетворяла условию:

$$|F| > \frac{1}{2} \left| m_1 l_0 \omega^2 \left(\sum_{i=0}^n a_{2i+1} (2i+1)^2 \cos[(2i+1)\omega t] \right) \right|. \quad (2.20)$$

Отметим, что значение выражения $\cos[(2i+1)\omega t]$ ограничено интервалом $[0,1]$ для любого числа i . Чтобы оценить минимальную возможную величину тяги двигателей, сделаем предположение: максимальное значение правой части неравенства (2.20)

достигается, когда $\cos[(2i+1)\omega t] = 1, (i = 1, \dots, n)$. Следовательно, без ограничения общности перепишем неравенство (2.20) в следующем виде:

$$F > \frac{m_1 l_0 \omega^2}{2} \sum_{i=0}^n a_{2i+1} (2i+1)^2. \quad (2.21)$$

В случае $n = 0$, формула (2.21) примет следующий вид:

$$F > \frac{m_1 l_0 \omega^2}{2}. \quad (2.22)$$

При выполнении условия (2.22) трос остается в нагруженном натянутом состоянии на протяжении всего манёвра. Стоит отметить, что физически возможно, чтобы $T \leq 0$, в этом случае происходит выпуск (развёртывание) троса. В конечном счете, это приводит к увеличению времени выполнения манёвра, дополнительным затратам энергии и к усложнению конструкции механизма свёртывания троса, которая должна будет обеспечивать два режима работы: смотка и размотка. Формула (2.22) указывает на минимальное значение величины суммарной тяги двигателей буксира, обеспечивающей сохранение натянутого троса на протяжении всего времени манёвра. Из неё следует, что в условиях ограниченной величины тяги двигателей буксира, можно обеспечить состояние натянутого троса на протяжении всего манёвра путем увеличения времени выполнения манёвра. Увеличение времени манёвра позволяет использовать двигатели меньшей тяги и соответственно меньших размеров, что облегчит задачу создания космического буксира на базе верхних ступеней ракет-носителей.

При численном моделировании динамики рассматриваемой системы, если не оговорено иное, будем использовать следующие параметры системы, представленные в таблице 2.1.

Сделаем предположение, что буксир базируется на разгонном блоке типа Волга [4], его массогабаритные характеристики возьмём за характеристики буксира. В качестве объекта космического мусора будем рассматривать вторую ступень ракеты носителя Космос 3М [4].

Исследуем влияние коэффициентов a_{2i+1} в формуле (2.11), на динамику системы. Рассмотрим их влияние на работу силы T . Сделаем замену в интеграле (2.2):

$$A = \int_{l_0}^0 T \delta l = \left[\delta l = \frac{dl}{dt} dt \right] = \int_0^{t_k} T \frac{dl}{dt} dt. \quad (2.23)$$

Подставляя (2.10) и производную в интеграл (2.23) и проводя алгебраические преобразования, получим:

$$A = -\frac{Ml_0\omega}{2} \left\{ \frac{F}{m_1} \int_0^{t_k} \left(\sum_{i=0}^n a_{2i+1} (2i+1) \sin[(2i+1)\omega t] \right) dt + \right. \\ \left. + \frac{l_0\omega^2}{2} \int_0^{t_k} \left(\sum_{i=0}^n a_{2i+1} (2i+1)^2 \cos[(2i+1)\omega t] \right) \left(\sum_{i=0}^n a_{2i+1} (2i+1) \sin[(2i+1)\omega t] \right) dt \right\}. \quad (2.24)$$

Таблица 2.1 – Параметры системы

Параметр	Значение
Начальная длина троса l_0 , м	20
Масса космического буксира m_1 , кг	800
Масса космического мусора m_2 , кг	2000
Время выполнения маневра t_k , с	50
Произведение модуля Юнга на площадь поперечного сечения троса ES , Н	6000
Коэффициент демпфирования троса c , Нс	4000

Первый интеграл в (2.24) можно легко взять и после подстановки пределов получится, что выражение $\int_0^{t_k} \left(\sum_{i=0}^n a_{2i+1} (2i+1) \sin[(2i+1)\omega t] \right) dt = \frac{1}{\omega} \sum_{i=0}^n a_{2i+1} = \frac{1}{\omega}$, ввиду условия (2.8). Подынтегральное выражение второго интеграла (2.24) представляет собой произведение сумм чётных и нечётных функций. Из свойств чётных и нечётных функций известно, что их произведение будет нечётной функцией. А интеграл от нечетной функции по полупериоду (или по симметричному отрезку) равен нулю. С учетом этого (2.24) принимает вид:

$$A = -\frac{M_2 l_0 F}{2}. \quad (2.25)$$

Из формулы (2.25) получим, что величина работы силы T не зависит от выбора коэффициентов a_{2i+1} , а зависит только от физических параметров системы. Таким образом, на условие 3 можно влиять только путем уменьшения массы буксируемого объекта m_2 ,

начальной длины троса l_0 и величины тяги F двигателей буксира. При увеличении массы буксируемого объекта работа увеличивается, вместе с тем, из условия (2.22) следует, что необходимая величина силы тяги зависит только от массы самого буксира и длины троса. Для снижения работы можно уменьшать тягу двигателей, главное не нарушать заданного условия (2.22).

Несмотря на это, коэффициенты a_{2i+1} влияют на силу T , исследуем это влияние. Выберем $n = 1$. Значения a_1 будем варьировать от 1 до 0, с шагом 0.1. В соответствии с формулой (2.8) будем изменять значение коэффициента $a_3 = 1 - a_1$. На рисунке 2.4 представлены графики изменения силы T от времени для разных значений коэффициентов.

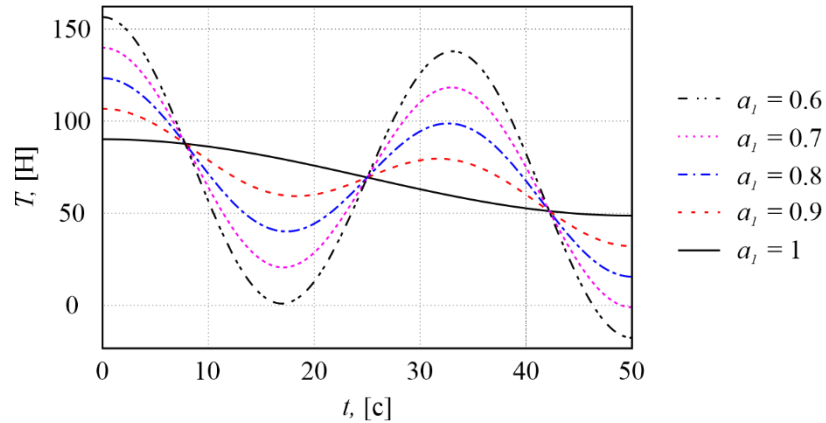
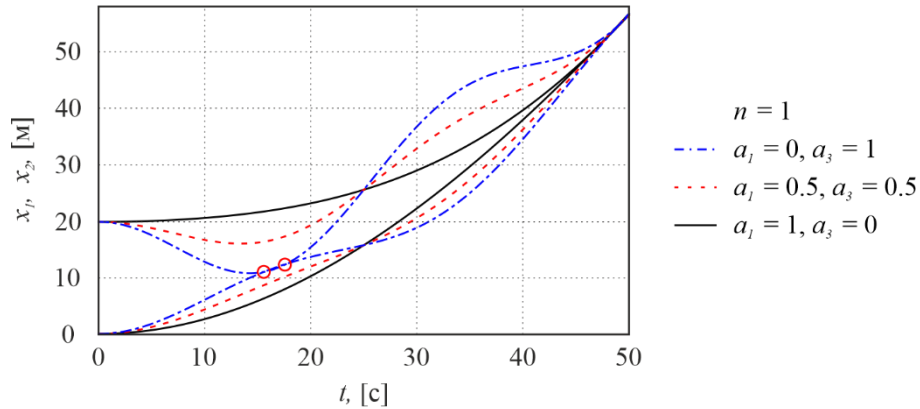
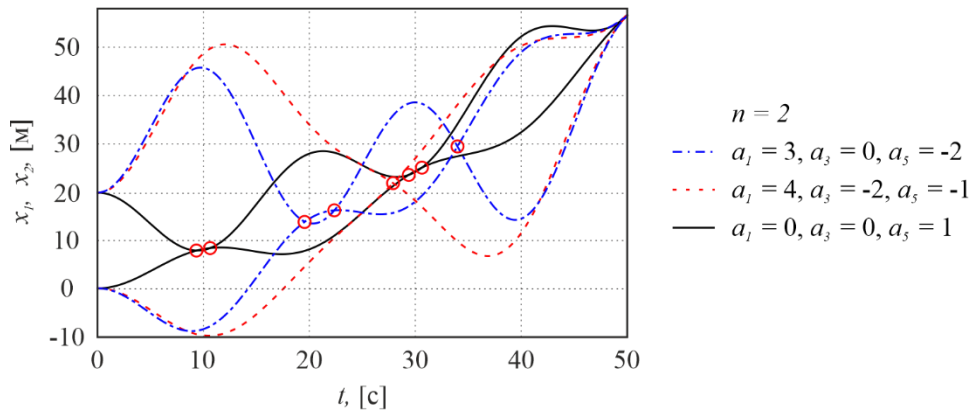


Рисунок 2.4 – Изменение силы T ($a_3 = 1 - a_1$)

Из рисунка 2.4 видно, что с уменьшением значения коэффициента a_1 , а именно со значения $a_1 = 0,7$ ($a_3 = 0,3$), наблюдаются отрицательные значения силы T , что не соответствует требованиям введёнными нами выше. Отсюда следует, что значения коэффициентов a_1, a_3 начиная со значений 0,7 и 0,3 соответственно, непригодны для выполнения поставленной задачи стягивания и последующей стыковки буксира и мусора.

Мы получили, что работа силы T не зависит от коэффициентов a_{2i+1} . А с точки зрения безударного движения и сохранения троса в натянутом состоянии, для поддержания постоянной связи, наиболее желательный случай, когда коэффициент $a_1 = 1$, следовательно, все остальные коэффициенты равны нулю.

На рисунке 2.5-2.6 представлены графики изменения координат x_1 и x_2 . На рисунке 2.5 для случая $n = 1$, для значений коэффициентов $a_1 = 1, a_3 = 0$ - сплошные, $a_1 = 0.5, a_3 = 0.5$ - штрихованные и $a_1 = 0, a_3 = 1$ - пунктирные линии. На рисунке 2.6 для случая, когда $n = 2$ и коэффициентов $a_1 = 0, a_3 = 0, a_5 = 1$ - сплошными, $a_1 = 4, a_3 = -2, a_5 = -1$ - штрихованными и $a_1 = 3, a_3 = 0, a_5 = -2$ пунктирными линиями.

Рисунок 2.5 – Координаты x_1, x_2 Рисунок 2.6 – Координаты x_1, x_2

Из рисунка 2.5 видно, что при значениях $a_1 = 0$ и $a_3 = 1$ дважды происходит соударение буксира и мусора. При таком развитии событий высока вероятность выхода из строя буксира и образование новых обломков. Стоит отметить, что наиболее гладкое и равномерно сближение происходит в случае, когда $a_1 = 1, a_3 = 0$.

Из рисунков 2.5-2.6 можно сделать вывод, что желаемая динамика наблюдается при выборе значений коэффициентов $a_1 = 1, a_3 = 0$. Как было получено из результатов моделирования, брать $n > 0$ лишено практического смысла – в режиме движения появляются лишь дополнительные гармоники, приводящие к дополнительному выпуску и

соответственно смотке троса в процессе сближения. Ряд из одного слагаемого – косинуса – обеспечивает наилучший сценарий подтягивания мусора к космическому буксиру. Далее в работе при анализе и численном моделировании будем использовать данные значения при моделировании движения системы в случае упругого троса, то есть при $n = 0$, формула (2.9).

Отметим следующий факт, при значениях $T = 0$ трос находится в состоянии покоя – свёртывание не происходит. При значениях $T < 0$ может происходить или развёртывание или провисание троса.

Провисание троса является нежелательным явлением в силу того, что в этом случае отсутствует жёсткая механическая связь с буксируемым объектом.

2.5 Численное моделирование управляемого движения связки буксир-космический мусор в процессе сближения

Проведем численное моделирование движения системы на этапе сближения с учетом использования упругого троса. Будем использовать параметры системы, приведённые выше. Смотка троса осуществляется по введённому ранее закону (2.9). Для моделирования на основании результатов, полученных в предыдущем пункте, используем число $n = 0$, соответственно коэффициент $a_1 = 1$.

На рисунке 2.7 представлены результаты численного моделирования движения системы с упругим тросом.

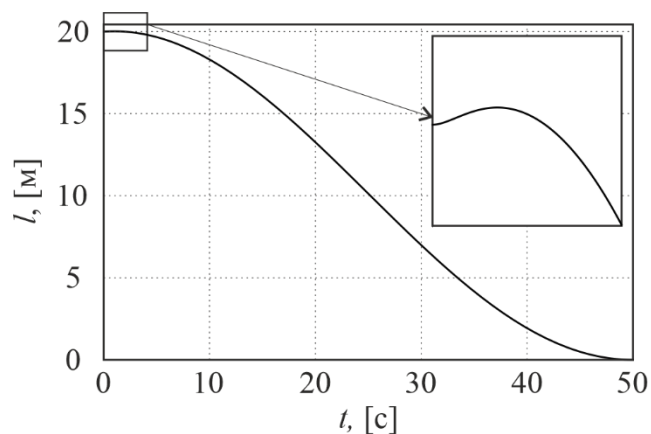


Рисунок 2.7 – Координата l

Видно, что на начальном этапе наблюдается небольшое увеличение длины l , это связано с упругостью троса. Но за счет присутствия сил демпфирования колебания быстро затухают, и система движется подобно случаю с неупругим тросом.

2.6 Выводы по 2 главе

Во второй главе получен:

- нелинейный закон управления длиной троса, позволяющий осуществлять безударное сближение космического буксира с объектом космического мусора.

Результаты исследований, приведённые во второй главе, опубликованы в работах [125-127].

ГЛАВА 3. УРАВНЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОГО ДВИЖЕНИЯ СВЯЗКИ БУКСИР-КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР В ОРБИТАЛЬНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

В главе рассмотрено движение связки буксир–космический мусор на околоземной орбите. Записаны уравнения движения, с их помощью получена формула, определяющая частоту продольных колебаний троса. Для осуществления сближения использован закон управления (2.9). Для снижения влияния продольных колебаний предложена схема системы с демпфером. С целью исследования влияния параметров системы на её динамику во время операции свёртывания троса и подтверждения эффективности использования демпфера для снижения амплитуды колебаний троса, проведена серия численных экспериментов.

3.1 Уравнения движения связки буксир–космический мусор для плоской круговой орбиты

Рассматривается плоское относительное орбитальное движение системы буксир–космический мусор. Центр масс системы – точка C – движется по круговой орбите радиуса r с постоянной угловой скоростью ω_0 (вектор угловой скорости имеет вид $\omega = \{0, 0, \omega_0\}$). Введем систему координат $Oxyz$ (рисунок 3.1), ось Ox направим по касательной к орбите точки C , Oy – к центру Земли, Oz дополняет систему до правой тройки векторов. Буксир и космический мусор моделируются как материальные точки S_1 и S_2 , массами m_1 и m_2 соответственно, соединённые между собой вязкоупругим натянутым тросом длиной l_0 . Положение точек S_1 и S_2 в системе координат $Oxyz$ определяется радиус-векторами $\mathbf{p}_1 = \{x_1, y_1, 0\}^T$ и $\mathbf{p}_2 = \{x_2, y_2, 0\}^T$ соответственно. На точку S_1 действует постоянная сила F – тяга двигателей буксира, направленная вдоль линии S_2S_1 , и сила натяжения вязкоупругого троса T_t . На точку S_2 действует сила натяжения вязкоупругого троса T_t . Система буксир–космический мусор движется в центральном гравитационном поле Земли, влияние других внешних сил (гравитационные возмущения небесных тел и т.п.) не учитывается.

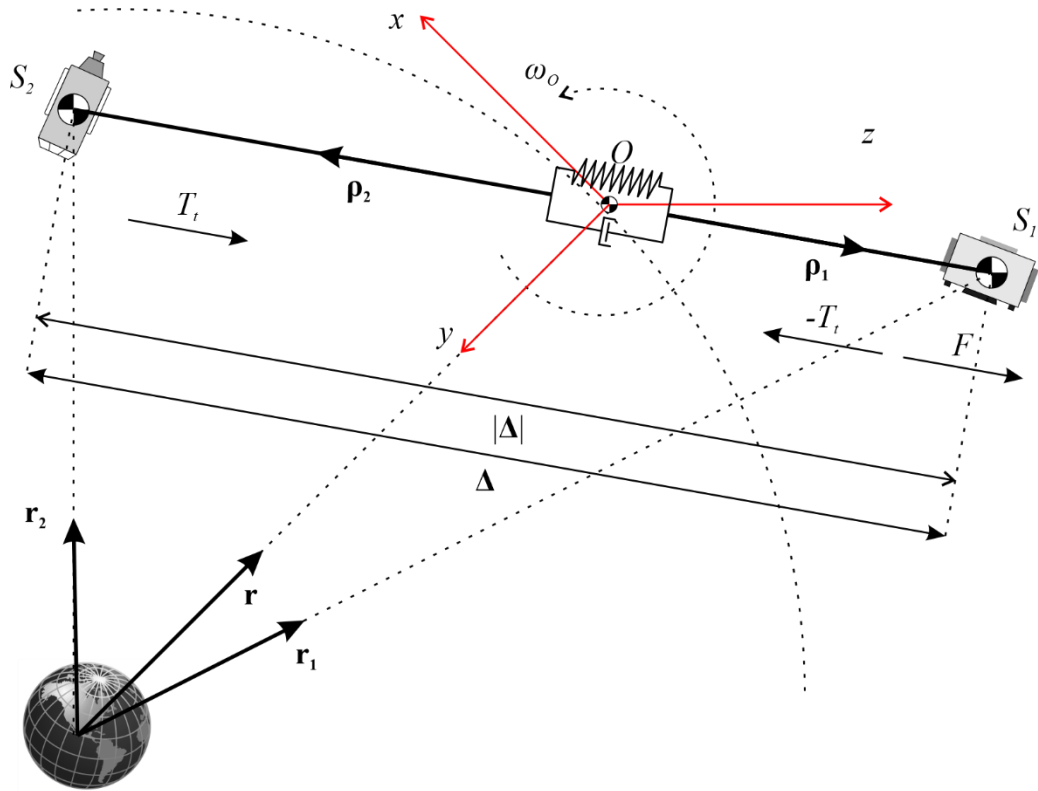


Рисунок 3.1 – Схема системы буксир – космический мусор в случае орбитального движения

Уравнения относительного движения системы запишем в виде:

$$\ddot{\mathbf{p}}_i = \frac{1}{m_i} (\mathbf{F}_i^g + \Phi_i^e + \Phi_i^c + \mathbf{f}_i), \quad i=1, 2, \quad (3.1)$$

где индекс $i=1, 2$ отвечает за буксир и космический мусор соответственно. $\mathbf{F}_i^g$ - сила гравитационного воздействия Земли:

$$\mathbf{F}_i^g = -\mu \frac{m_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \mathbf{r}_i. \quad (3.2)$$

Здесь $\mathbf{r}_i = \mathbf{r} + \mathbf{p}_i$ ($i=1, 2$) – вектора, определяющие расстояние от центра Земли до точек S_1 и S_2 соответственно. Вектор $\mathbf{r} = \{0, -r, 0\}$ определяет расстояние от центра Земли до начала координат подвижной системы $Oxyz$, r - радиус орбиты точки C . Φ_i^e и Φ_i^c – переносная сила инерции и сила инерции Кориолиса соответственно:

$$\Phi_i^e = -m_i \mathbf{a}_i^e, \quad (3.3)$$

$$\Phi_i^c = -m_i \mathbf{a}_i^c = -2m_i (\boldsymbol{\omega}_o \times \dot{\mathbf{p}}_i). \quad (3.4)$$

Здесь a_i^e – переносное ускорение точек системы, определяемое как разность ускорения точки C и центростремительного ускорения движения точек вокруг точки C :

$$\mathbf{a}_i^e = \mathbf{a}_O - \mathbf{h}_i \omega_O^2, \quad (3.5)$$

где $\mathbf{a}_O = -\mathbf{r} \omega_O$ - ускорение точки C , $\mathbf{h}_i = \{x_i, y_i, 0\}$ - вектор, определяющий расстояние от точек S_i до точки C соответственно.

Подставляя формулы (3.2) - (3.5) в (3.1), получим

$$\ddot{\mathbf{p}}_i = -\mu \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} + \mathbf{r} \omega_O^2 + \mathbf{h}_i \omega_O^2 - 2(\boldsymbol{\omega}_O \times \dot{\mathbf{p}}_i) + \frac{\mathbf{f}_i}{m_i}. \quad (3.6)$$

Учитывая тот факт, что точка C движется по круговой орбите и линеаризуя уравнения (3.6) по схеме, предложенной в [25], получим

$$\ddot{\mathbf{p}}_i = -3\omega_O^2 \frac{y_i}{r} \mathbf{r} - \omega_O^2 \mathbf{p}_i + \mathbf{h}_i \omega_O^2 - 2(\boldsymbol{\omega}_O \times \dot{\mathbf{p}}_i) + \frac{\mathbf{f}_i}{m_i}. \quad (3.7)$$

Сделаем замену

$$\boldsymbol{\Delta} = \mathbf{p}_1 - \mathbf{p}_2 = \{x_1 - x_2, y_1 - y_2, 0\}^T = \{\Delta_x, \Delta_y, 0\}^T. \quad (3.8)$$

Здесь вектор $\boldsymbol{\Delta}$ определяет текущее расстояние между точками S_1 и S_2 . После подстановки и преобразований получим

$$\ddot{\boldsymbol{\Delta}} = -3\omega_O^2 \frac{\Delta_y}{r} \mathbf{r} - \omega_O^2 \boldsymbol{\Delta} - 2(\boldsymbol{\omega}_O \times \dot{\boldsymbol{\Delta}}) + \left(\frac{\mathbf{f}_1}{m_1} - \frac{\mathbf{f}_2}{m_2} \right), \quad (3.9)$$

или в координатной форме

$$\ddot{\Delta}_x = 2\omega_O \dot{\Delta}_y + \left(\frac{\mathbf{f}_{x1}}{m_1} - \frac{\mathbf{f}_{x2}}{m_2} \right), \quad \ddot{\Delta}_y = 3\omega_O^2 \Delta_y - 2\omega_O \dot{\Delta}_x + \left(\frac{\mathbf{f}_{y1}}{m_1} - \frac{\mathbf{f}_{y2}}{m_2} \right). \quad (3.10)$$

Силы взаимодействия буксира и космического мусора между собой - $\mathbf{f}_i$ - определим следующими формулами соответственно:

$$\mathbf{f}_1 = (F - T_t) \frac{\boldsymbol{\Delta}}{|\boldsymbol{\Delta}|}, \quad \mathbf{f}_2 = T_t \frac{\boldsymbol{\Delta}}{|\boldsymbol{\Delta}|}. \quad (3.11)$$

Отметим, что направление действия сил F и T_t совпадает с направлением вектора $\boldsymbol{\Delta}$, как показано на рисунке 3.1.

Сила T_t определяется формулой [29]:

$$T_t = \begin{cases} k_t \varepsilon_t + c_t \dot{\varepsilon}_t, & |\Delta| \geq l, \\ 0, & |\Delta| < l, \end{cases} \quad (3.12)$$

первое слагаемое отвечает за силу упругости, второе - за силу демпфирования. k_t и c_t – жёсткость и коэффициент демпфирования троса соответственно, ε_t – относительная деформация троса:

$$\varepsilon_t = \frac{|\Delta|}{l} - 1. \quad (3.13)$$

Скорость деформации троса $\dot{\varepsilon}_t$ определяется как производная (3.13) по времени:

$$\dot{\varepsilon}_t = \frac{\Delta \dot{\Delta}}{|\Delta| l} - \frac{|\Delta| \dot{l}}{l^2}. \quad (3.14)$$

Величина l - длина троса, определяемая законом управления длиной троса. В качестве закона управления используем закон, полученный во 2 главе:

$$l = \frac{l_0}{2} (1 + \cos \omega t), \quad (3.15)$$

здесь $\omega = \pi / t_k$, t_k - время выполнения манёвра.

Полученная система уравнений (3.9) вместе с управлением (3.15) описывает плоское орбитальное движение системы буксир-космический мусор на этапе свёртывания тросовой системы. Используем полученные уравнения для исследования влияния параметров троса и системы на динамику связки буксир – космический мусор.

3.2 Анализ уравнений движения

Проанализируем полученную систему (3.9) с учётом введённого управления (3.15), для этого подставим (3.11) в (3.9) и получим:

$$\ddot{\Delta} = -3\omega_o^2 \frac{\Delta_y}{r} \mathbf{r} - \omega_o^2 \Delta - 2(\boldsymbol{\omega}_o \times \dot{\Delta}) + \frac{F}{m_1} \frac{\Delta}{|\Delta|} - \frac{T_t}{M} \frac{\Delta}{|\Delta|}, \quad (3.16)$$

где $M = m_1 m_2 / (m_1 + m_2)$ – приведённая масса системы. Подставив (3.13) и (3.14) в уравнения (3.16), после преобразований получим:

$$\ddot{\Delta} = -3\omega_o^2 \frac{\Delta_y}{r} \mathbf{r} - \omega_o^2 \Delta + \left[\frac{F}{m_1 |\Delta|} - \frac{1}{M} \left(\frac{k_t}{l} - \frac{k_t}{|\Delta|} - c_t \frac{\dot{l}}{l^2} \right) \right] \Delta - \frac{c_t}{M l} \dot{\Delta} - 2(\boldsymbol{\omega}_o \times \dot{\Delta}), \quad (3.17)$$

или в координатной форме:

$$\begin{aligned}\ddot{\Delta}_x &= 2\omega_o \dot{\Delta}_y - \frac{c_t}{Ml} \dot{\Delta}_x + \Omega \Delta_x, \\ \ddot{\Delta}_y &= -2\omega_o \dot{\Delta}_x - \frac{c_t}{Ml} \dot{\Delta}_y + (\Omega - 3\omega_o^2) \Delta_y,\end{aligned}\quad (3.18)$$

здесь Ω - частота продольных колебаний троса, определяемая формулой:

$$\Omega^2 = \frac{F}{m_1 |\Delta|} - \frac{1}{M} \left(\frac{k_t}{l} - \frac{k_t}{|\Delta|} - c_t \frac{\dot{l}}{l^2} \right) \quad (3.19)$$

Из формулы (3.19) следует, что частота колебаний зависит от l и $|\Delta|$, которые в свою очередь зависят от времени t . С ростом t , величины l и $|\Delta|$ уменьшаются, а частота, наоборот, растёт. Это приводит к возникновению высокочастотных колебаний в конце манёвра сближения, что может привести к запутыванию, обрыву троса или столкновению буксира с космическим мусором.

3.3 Исследование влияния параметров троса на динамику связки буксир-космический мусор

Исследуем динамику системы буксир-космический мусор во время свёртывания троса. Дополнительно изучим влияние параметров троса на динамику системы. Для этого проведём численный эксперимент. Будем использовать параметры системы, представленные в таблице 3.1.

Таблица 3.1 - Параметры системы

Параметр	Значение
Начальная длина троса l_0 , м	1000
Масса буксира m_1 , кг	800
Масса космического мусора m_2 , кг	2000
Время выполнения манёвра t_k , с	2500
Жесткость троса k_t Н	6000
Коэффициент демпфирования троса c_t , Нс/м	4000
Тяга буксира F , Н	100

Движение системы рассматривается на интервале 2500 секунд с действием постоянной по величине силой тяги двигателей буксира. Значение силы тяги двигателей буксира выбрано в соответствии с характеристиками существующих двигателей малой тяги [30]. Будем использовать следующие начальные условия:

$$\begin{aligned}\Delta_x &= l_0, \quad \Delta_y = 0, \\ \dot{\Delta}_x &= 0, \quad \dot{\Delta}_y = 0.\end{aligned}\tag{3.20}$$

Результаты представлены на рисунках 3.2-3.7. Из рисунков 3.2-3.3 видно, что по координатам Δ_x и Δ_y наблюдаются колебания в конце манёвра свёртывания. Частота этих колебаний растёт, что было показано выше, согласно выражению для Ω . Наблюдаемые колебания негативно влияют на движение системы - они могут привести к соударениям буксира и космического мусора, запутыванию троса или закрутки всей связки.

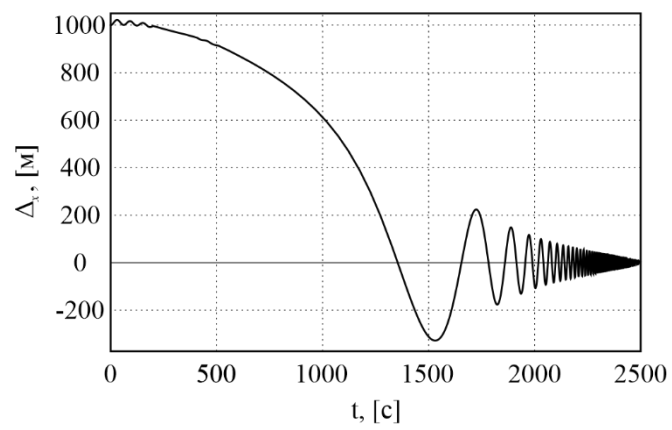
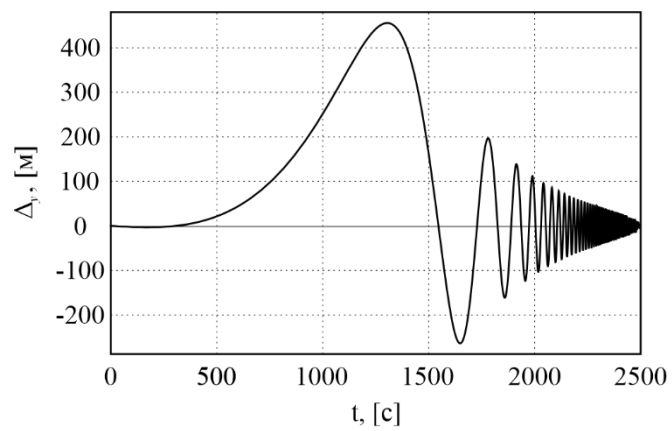
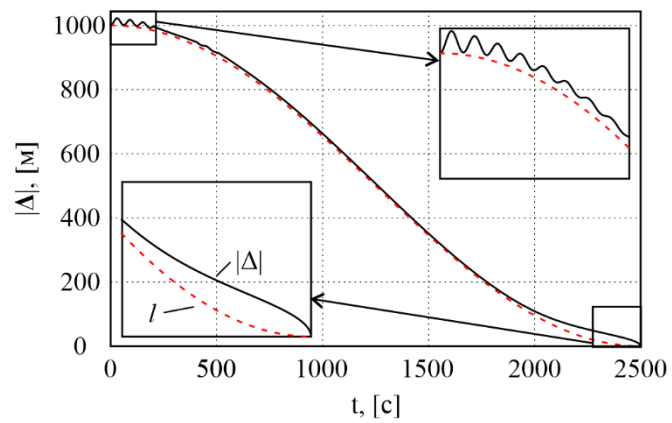
Колебания по координатам Δ_x и Δ_y слабо влияют на изменение величины $|\Delta|$. Согласно рисунку 3.4, отклонение величины $|\Delta|$ от желаемого графика изменения величины l мало – графики на протяжении всего манёвра практически совпадают. Отклонения заметны только на начальном и конечном этапах манёвра сближения. Несмотря на это, колебания, происходящие в плоскости Oxy (по координатам Δ_x и Δ_y , рисунки 3.2-3.3), представляют опасность для буксира и всей связки. Все это может привести к провалу миссии по уборке космического мусора и возникновению новых обломков.

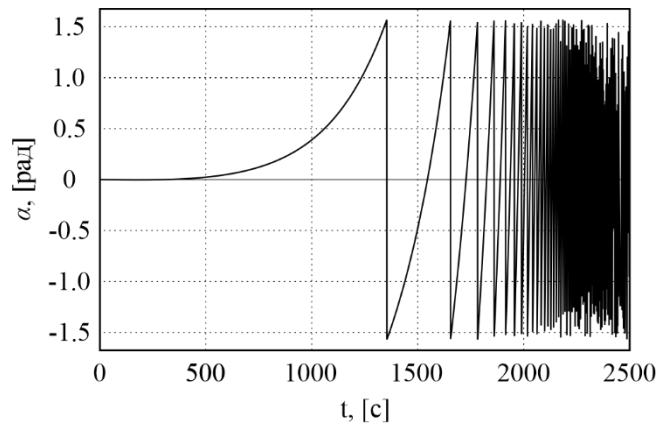
На рисунке 3.5 представлено изменение угла α , вычисляемого по формуле:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{\Delta_y}{\Delta_x}\right).\tag{3.21}$$

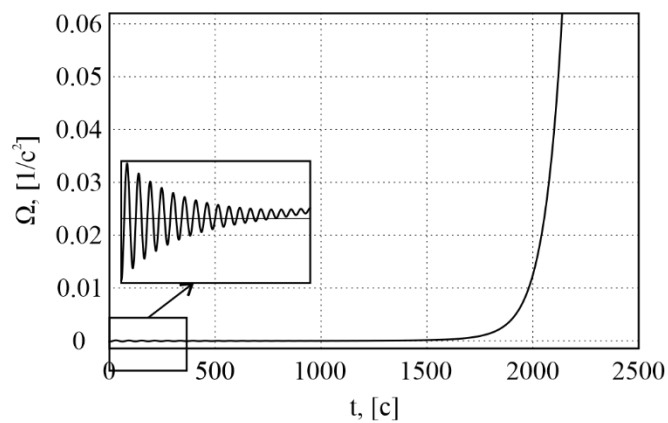
Данный угол позволяет определить поворот связки вокруг собственного центра масс. Как видно из рисунка, по мере свёртывания троса система начинает закручиваться вокруг собственного центра масс, в конце свёртывания система совершает колебания по углу α . Данное явление опасно как закручиванием системы, так и наличием колебаний в собственном вращательном движении.

На рисунке 3.6 показана зависимость частоты колебаний троса Ω , определяемой формулой (3.19), от времени. Как мы видим с ростом t частота Ω растёт, что подтверждается результатами, показанными на рисунках 3.2-3.3.

Рисунок 3.2 - График изменения координаты Δ_x Рисунок 3.3 - График изменения координаты Δ_y Рисисунок 3.4 - График изменения величины $|\Delta|$

Рисунок 3.5 - График изменения угла α

Исследуем влияние коэффициента жесткости и коэффициента демпфирования троса на динамику системы. На рисунке 3.8 представлены результаты моделирования для разных жесткостей троса $k_t = 60, 600$ и 6000 Н для значения коэффициента демпфирования $c_t = 4000$. На рисунке 3.9 изображены результаты моделирования для разных коэффициентов демпфирования троса $c_t = 40, 400$ и 4000 Нс/м для значений жесткости троса: а) $k_t = 6000$, б) $k_t = 600$, в) $k_t = 60$.

Рисунок 3.6 - График изменения частоты колебаний троса Ω

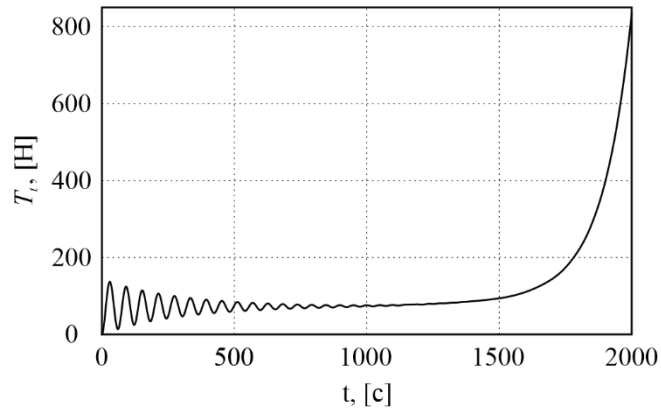
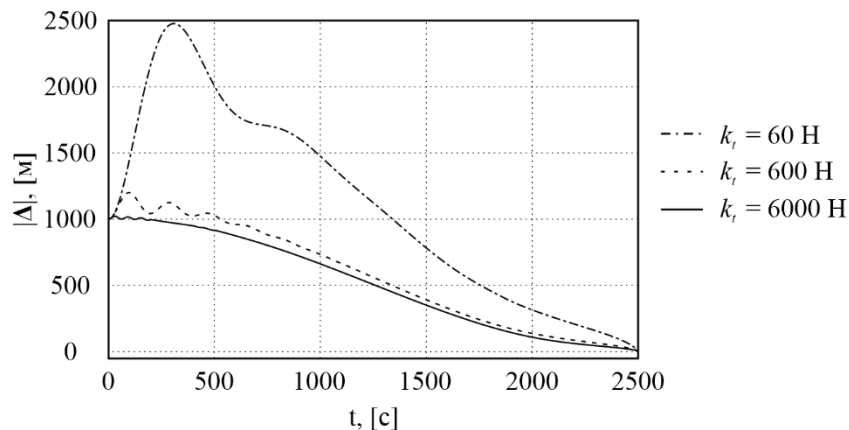
Рисунок 3.7 – График изменения силы T_t 

Рисунок 3.8 - График изменения величины $|\Delta|$ для тросов разной жесткости (сплошная линия для $k_t = 6000$ Н , пунктирная - $k_t = 600$ Н , штрих-пунктирная - $k_t = 60$ Н)

Из рисунка 3.8 можно сделать вывод, что жесткость троса не оказывает серьезного воздействия на динамику системы во время манёвра сближения. Она влияет лишь на величину начального растяжения троса на начальном этапе движения: чем трос жестче, тем его растяжение будет меньше.

Как видно из рисунка 3.9, вязкоупругие свойства троса (жесткость и коэффициент демпфирования), при снижении величины k_t на один порядок, оказывают влияние на динамику системы. Стоит отметить, что при большом значении коэффициента демпфирования $c_t = 4000$ Нс/м, жесткость троса не влияет на характер движения, а влияет только на величину растяжения троса в начале манёвра. При уменьшении c_t , изменение величины k_t начинает сказываться на характере движения системы. С уменьшением жёсткости на один и более порядок, наблюдаются соударения буксира с космическим мусором, рисунок 3.9 (б-в). Это является не допустимым для нашей задачи. Исходя из

этого можно сделать вывод: наиболее благоприятная картина наблюдается при значении $c_t = 4000$ Нс/м.

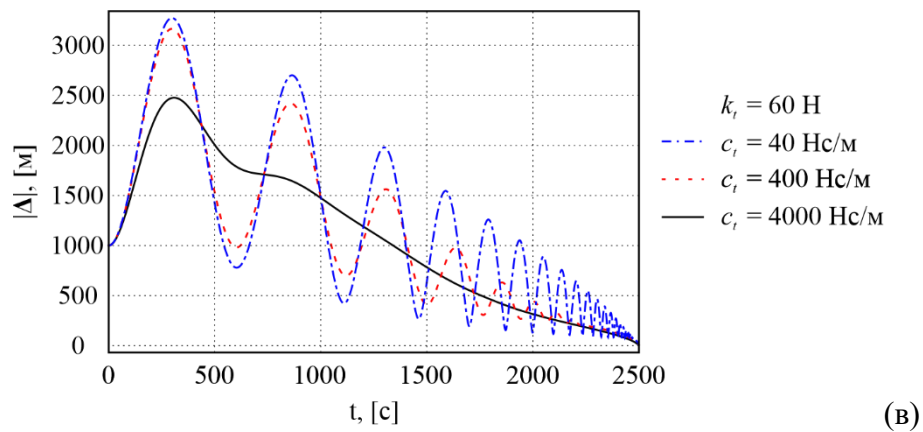
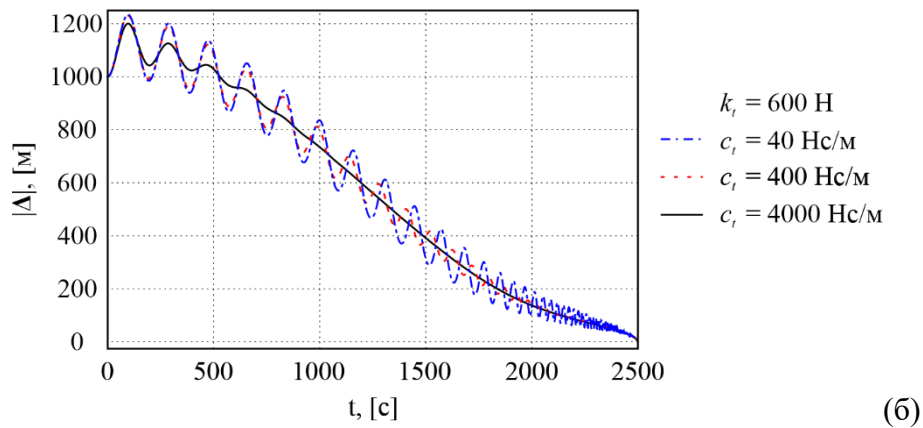
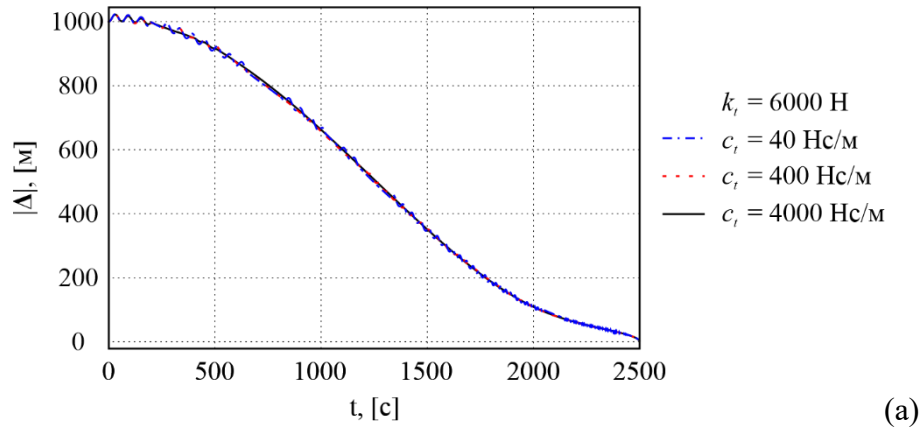


Рисунок 3.9 - График изменения величины $|\Delta|$: (а) - $k_t = 6000$ Н, (б) - $k_t = 600$ Н, (в) - $k_t = 60$ Н

В результате численных экспериментов установлено, что введенный закон управления обеспечивает свёртывание системы. Однако в конце свёртывания наблюдаются продольные колебания самого троса. Кроме того, свёртывание приводит к возникновению собственного колебательного вращения системы. Далее в работе рассмотрим способы исключения собственного вращения системы и способов снижения амплитуды колебаний троса.

3.4 Уравнения движения системы буксир-космический мусор с демпфером

Для снижения и уменьшения продольных колебаний троса в конце манёвра свёртывания, введём в систему дополнительное звено – демпфер. Запишем уравнения движения с учетом демпфера.

В этом случае рассмотрим систему, состоящую из трёх материальных точек: S_1 – космический буксир, S_2 – космический мусор, S_3 – точка закрепления троса к буксиру, рисунок 3.10. S_2 и S_3 соединены между собой вязкоупругим тросом, имеющим начальную длину в недеформированном состоянии l_0 . S_1 и S_3 соединяются между собой демпфирующим устройством, имеющим начальную длину δ_0 . Фактически, мы моделируем буксир как совокупность двух материальных точек, причем масса точки S_1 существенно больше массы точки S_3 ($m_1 > m_3$). Между собой S_1 и S_3 соединены вязкоупругим стержнем, играющим роль демпфера.

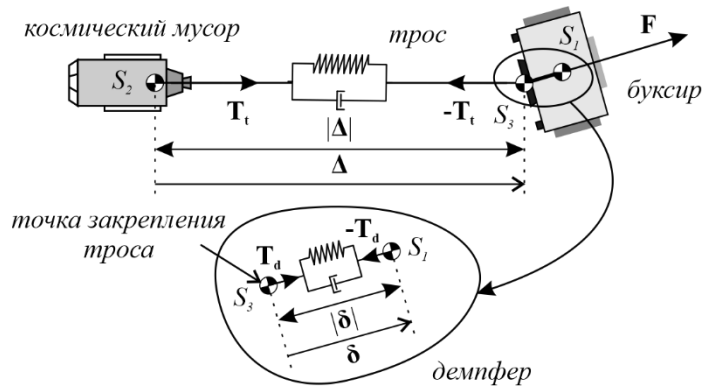


Рисунок 3.10 – Схема системы с демпфером

Используя аналогию с двухточечной системой (3.6), запишем уравнения движения для данного случая:

$$\frac{d^2 \mathbf{p}_n}{dt^2} = -3\omega_o^2 \frac{y_n}{r} \mathbf{r} - \omega_o^2 z_n - 2 \left(\boldsymbol{\omega}_o \times \frac{d\mathbf{p}_n}{dt} \right) + \frac{\mathbf{f}_n}{m_n}, \quad n=1,2,3. \quad (3.22)$$

Введём следующие новые переменные:

$$\begin{aligned} \Delta &= \mathbf{p}_3 - \mathbf{p}_2 = \{x_3 - x_2, y_3 - y_2, 0\}^T = \{\Delta_x, \Delta_y, 0\}^T, \\ \delta &= \mathbf{p}_1 - \mathbf{p}_3 = \{x_1 - x_3, y_1 - y_3, 0\}^T = \{\delta_x, \delta_y, 0\}^T. \end{aligned} \quad (3.23)$$

Перепишем (3.22) с учетом новых переменных (3.23):

$$\begin{aligned}\frac{d^2\Delta}{dt^2} &= -3\omega_o^2 \frac{\Delta_y}{r} \mathbf{r} - \omega_o^2 \Delta_z - 2 \left(\boldsymbol{\omega}_o \times \frac{d\Delta}{dt} \right) + \left(\frac{\mathbf{f}_3}{m_3} - \frac{\mathbf{f}_2}{m_2} \right), \\ \frac{d^2\delta}{dt^2} &= -3\omega_o^2 \frac{\delta_y}{r} \mathbf{r} - \omega_o^2 \delta_z - 2 \left(\boldsymbol{\omega}_o \times \frac{d\delta}{dt} \right) + \left(\frac{\mathbf{f}_1}{m_1} - \frac{\mathbf{f}_3}{m_3} \right).\end{aligned}\quad (3.24)$$

Силы взаимодействия точек между собой будут определяться следующим образом: на точки S_1 и S_2 действует вязкоупругая сила демпфера, на точки S_2 и S_3 – вязкоупругая сила троса.

$$\mathbf{f}_1 = F \cdot \mathbf{i} - T_d \frac{\delta}{|\delta|}, \quad \mathbf{f}_2 = T_t \frac{\Delta}{|\Delta|}, \quad \mathbf{f}_3 = T_d \frac{\delta}{|\delta|} - T_t \frac{\Delta}{|\Delta|}, \quad (3.25)$$

где $\mathbf{i} = \{1, 0, 0\}^T$, T_d - сила упругости демпфера, определяющаяся следующей формулой:

$$T_d = \begin{cases} k_d \varepsilon_d + c_d \dot{\varepsilon}_d, & |\delta| \geq \delta_0 \\ 0, & |\delta| < \delta_0 \end{cases} \quad (3.26)$$

Величины ε_d и $\dot{\varepsilon}_d$ – относительная деформация и скорость относительной деформации демпфера соответственно - определяются формулами:

$$\varepsilon_d = \frac{|\delta|}{\delta_0} - 1, \quad \dot{\varepsilon}_d = \frac{\delta \cdot \dot{\delta}}{\delta_0 |\delta|}. \quad (3.27)$$

Сила T_t определяется формулой (3.12), но для величины Δ , вычисляемой формулой (3.23).

3.5 Численное моделирование

Для иллюстрации работы модели с демпфером, проведём численный эксперимент. Параметры для двухточечной и трехточечной системы представлены в таблице 3.2. Сравним динамику системы с демпфером и без него. Рассмотрим временной интервал 3000 секунд, для высоты орбиты 800 километров и соответствующей орбитальной скорости буксира и мусора (орбитальная скорость, для рассматриваемой круговой орбиты высоты 800 километров, равна 7.47 км/с). Сближение осуществляется в первые 2500 секунд, в течение которых длина троса сокращается до расчётной L . После чего манёвр сближения заканчивается, а система продолжает орбитальное движение. Эксперимент базируется на численном интегрировании уравнения движения системы с демпфером и без него.

Таблица 3.2 - Параметры системы

Параметр	Значение
Начальная длина троса l_0 , м	1000
Конечная длина троса L , м	0.1
Свободная длина демпфера δ_0 , м	0.3
Масса буксира m_1 , кг	800
Масса мусора m_2 , кг	2000
Масса демпфера m_3 , кг	8
Время выполнения манёвра t_k , с	2500
Жёсткость троса k_t , Н	6000
Коэффициент демпфирования троса c_t , Нс	4000
Жёсткость демпфера k_d , Н	10
Коэффициент демпфирования демпфера c_d , Нс	100

В таблице 3.3 показаны начальные условия для уравнений движения системы. На рисунках 3.11-3.17 показаны результаты численных экспериментов для обоих случаев: с демпфером и без него.

На рисунке 3.11 показано изменение угла α , вычисляемого как:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{\Delta_y}{\Delta_x}\right). \quad (3.28)$$

Таблица 3.3 - Начальные условия

Параметр	Значение
$\Delta = \{\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z\}^T, \text{ м}$	$\{1000, 0, 0\}^T$
$\dot{\Delta} = \{\dot{\Delta}_x, \dot{\Delta}_y, \dot{\Delta}_z\}^T, \text{ м/с}$	$\{0, 0, 0\}^T$
$\delta = \{\delta_x, \delta_y, \delta_z\}^T, \text{ м}$	$\{0.3, 0, 0\}^T$
$\dot{\delta} \frac{d}{dt} = \{\dot{\delta}_x, \dot{\delta}_y, \dot{\delta}_z\}^T, \text{ м/с}$	$\{0, 0, 0\}^T$

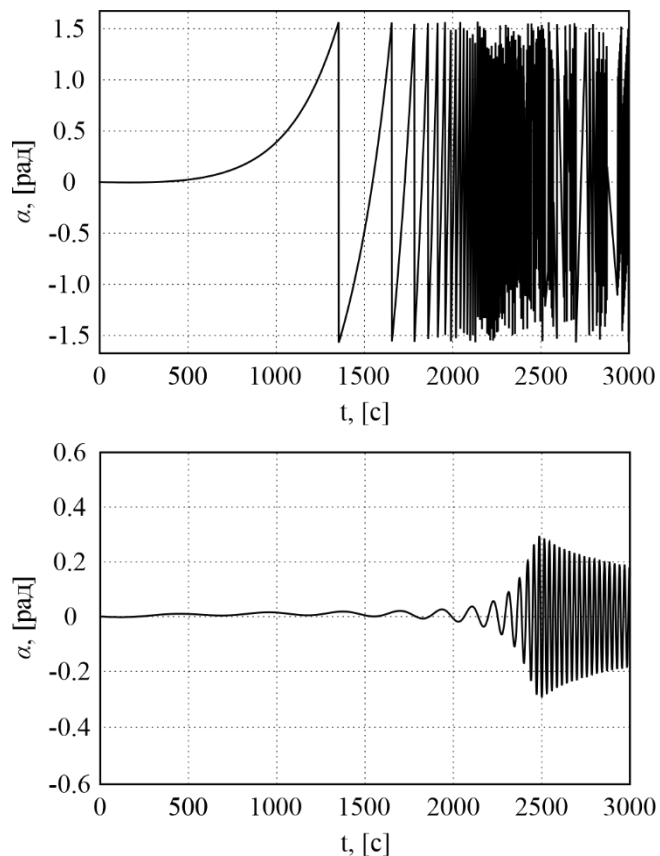
Рисунок 3.11 - Изменение угла α : а – без демпфера; б – с демпфером

Рисунок 3.11а демонстрирует динамику системы без демпфера (первый случай), рисунок 3.11б - с демпфером (второй случай). Рисунок 3.11 показывает, что амплитуда

колебаний угла α во втором случае ниже, чем в первом. В случае отсутствия демпфера, рисунок 3.11а, мы видим, что связка начинает вращаться вокруг собственного центра масс, причем после сближения вращение не прекращается. При использовании демпфера, рисунок 3.11б, под конец манёвра сближения наблюдаются колебания по углу α , амплитуда растёт, но после завершения сближения, мы видим, что значение угла α колеблется около нулевого положения. При этом амплитуда колебаний постепенно уменьшается.

На рисунках 3.12-3.13 представлены графики изменения координат Δ_x и Δ_y . Из рисунков 3.12а и 3.13а видно, что в конце манёвра сближения наблюдаются колебания, вместе с рисунком 3.11 демонстрирующие переход связки во вращение. В случае использования демпфера (рисунки 3.12б и 3.13б), колебания присутствуют, но их амплитуда меньше, переход связки во вращение не происходит, что дополнительно подтверждается рисунком 3.11б.

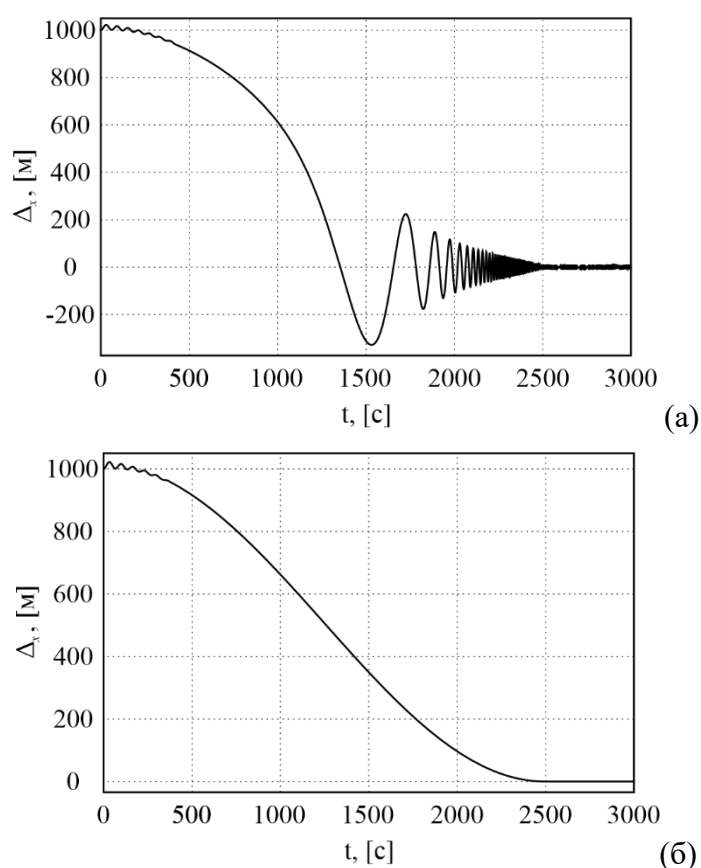


Рисунок 3.12 - Изменение координаты Δ_x : а – без демпфера; б – с демпфером

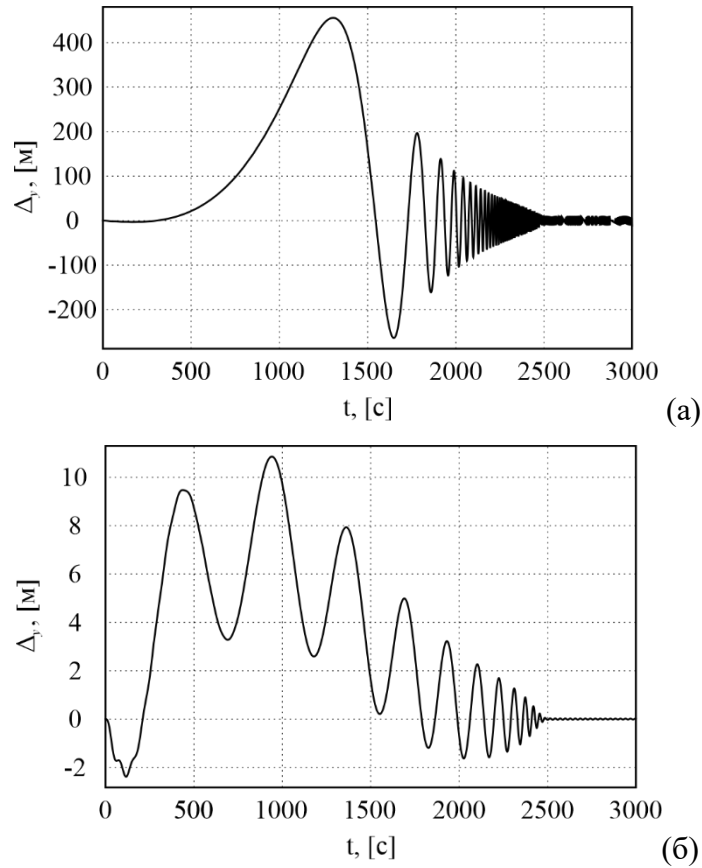


Рисунок 3.13 - Изменение координаты Δ_y : а – без демпфера; б – с демпфером

На рисунках 3.14 показаны графики изменения длины троса $|\Delta|$. Как мы видим, в обоих случаях (без демпфера и с демпфером, рисунки 3.14а и 3.14б соответственно) введенный закон управления (3.15) обеспечивает свёртывание троса и может быть использован для выполнения сближения буксира и объекта космического мусора.

На рисунках 3.15-3.16 показаны графики изменения координат демпфера δ_x и δ_y соответственно. В начале манёвра наблюдается возникновение колебаний демпфера по координате δ_x , которые по мере сближения затухают. После завершения свёртывания троса, наблюдаются плавно затухающие колебания по координатам δ_x и δ_y .

На рисунке 3.17 показан график изменения собственной длины демпфера $|\delta|$. Из рисунка 3.17 видно, что в начале манёвра наблюдаются затухающие по мере свёртывания колебания. После сближения наблюдаются затухающие колебания, подтверждающие общий характер движения системы согласно рисункам 3.11б-3.14б.

Из рисунков 3.11-3.17 видно, что в случае использования демпфирующего устройства в составе механизма свёртывания, амплитуды колебаний меньше. Более того, после выполнения сближения, система не переходит во вращение, а совершает

затухающие колебания около нулевого значения угла α . Полученные результаты говорят о том, что использование механического демпфера позволяет снизить колебания троса, но полностью не решает проблему.

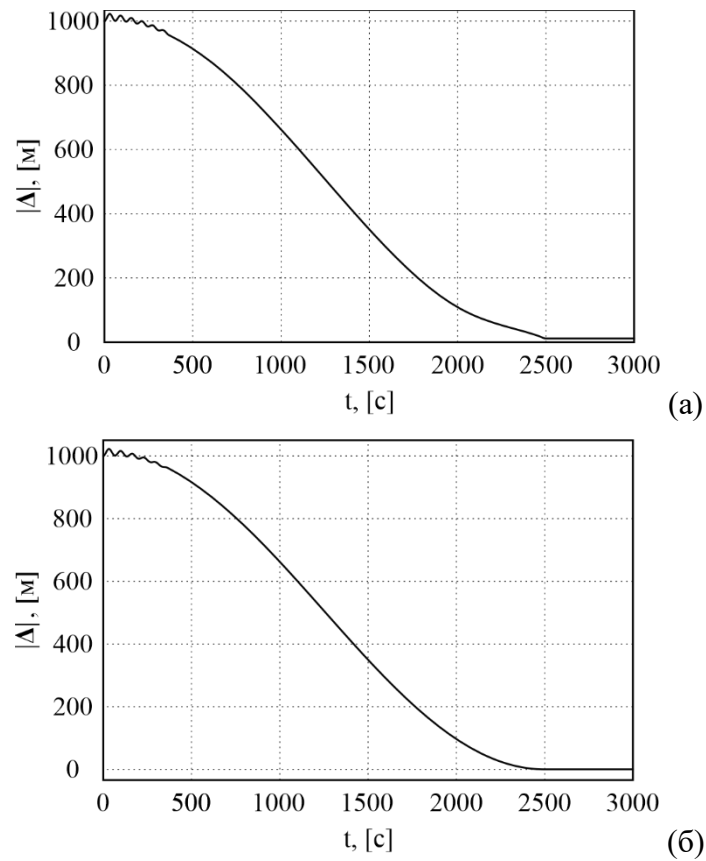


Рисунок 3.14 – Изменение величины $|\Delta|$: а – без демпфера; б – с демпфером

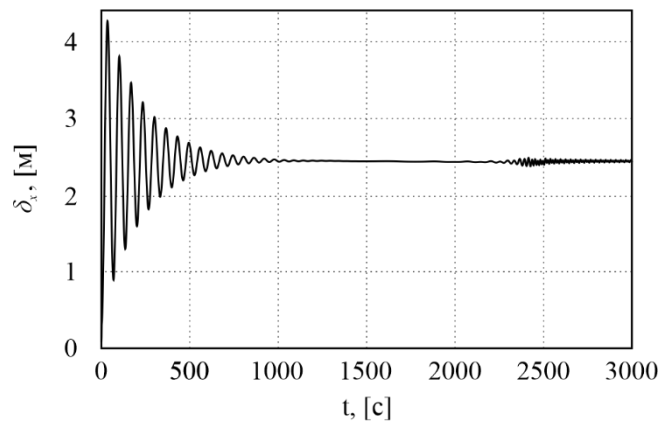


Рисунок 3.15 - Изменение координаты δ_x

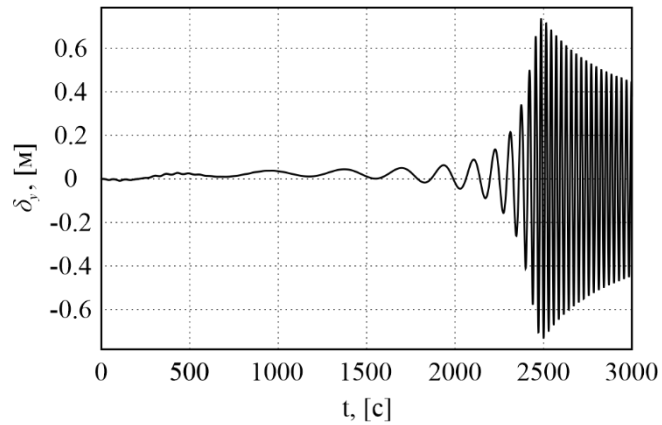


Рисунок 3.16 - Изменение координаты δ_y

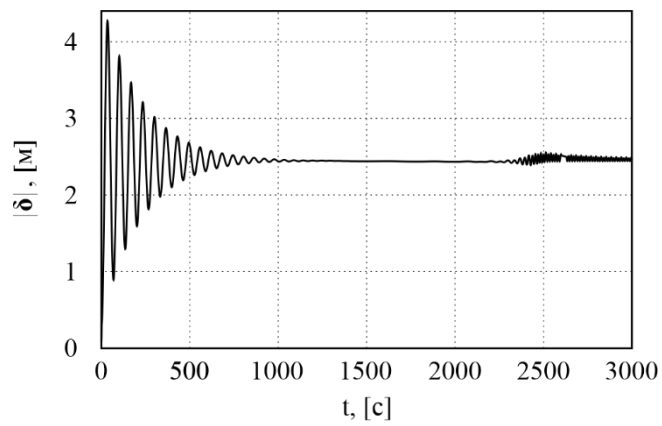


Рисунок 3.17 - Изменение величины $|\delta|$

3.6 Выводы по третьей главе

В третьей главе получены:

- аналитическая зависимость частоты колебаний троса от его длины;
- математическая модель и результаты численного анализа движения тросовой системы с демпфером в составе механизма свёртывания.

Результаты исследований, приведённые в третьей главе, опубликованы в работах [128-134].

ГЛАВА 4. УПРАВЛЕНИЕ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ СВЯЗКИ. ВЫРАВНИВАНИЕ ОРБИТАЛЬНЫХ СКОРОСТЕЙ БУКСИРА И КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

В 4 главе рассмотрена задача управления угловым движением связки буксир – космический мусор при орбитальном движении системы. Для этого предложен закон управления тягой двигателей ориентации буксира. Работоспособность предложенного управления проиллюстрирована результатами численных экспериментов.

Рассмотрена задача выравнивания относительных скоростей буксира и космического мусора до начала манёвра сближения. Для этих целей предложен модифицированный закон управления длиной троса.

4.1 Управление угловым движением

Исследуем возможность управления угловым движением связки буксир–космический мусор на этапе сближения.

Будем рассматривать два этапа:

- остановка углового движения системы перед началом сближения;
- контроль углового движения во время выполнения сближения.

Для этого рассмотрим систему, представленную на рисунке 4.1. Составим уравнения движения используя формализм Лагранжа. Система состоит из космического буксира (m_1), космического мусора (m_2) и вязкоупругого троса.

Космический буксир и космический мусор считаются материальными точками массами m_1 и m_2 соответственно. Мы предполагаем, что тяга маршевых (основных) двигателей буксира всегда будет направлена по вектору, соединяющему точки m_1 и m_2 . Кроме того буксир имеет двигатели управления угловым движением (сила F_α). То есть предполагается, что космический буксир имеет два двигателя: основной – маршевый и дополнительный – для управления угловым движением.

Введём следующую подвижную систему координат Ox_{yz} , вращающуюся относительно неподвижной системы координат $OXYZ$ с постоянной угловой скоростью. Ось Ox направлена по касательной к орбите точки C . Ось Oy направлена к центру Земли. Oz дополняет систему до правой тройки векторов.

В качестве обобщённых координат выберем: l - расстояние между буксиром и космическим мусором (длина троса), и угол α определяющий поворот системы вокруг

собственного центра масс. Точка C определяет положение центра масс системы. В главе рассматривается движение по круговой орбите.

В конце выполнения манёвра сближения необходимо удовлетворить следующие условия:

- длина троса должна равняться 1 метру;
- угловое движение системы должно отсутствовать, т.е. угол α должен быть постоянен (стоит отметить, что мы в данном разделе не рассматриваем метод приведения системы в состояние $\alpha = const$, главная задача, чтобы он был постоянен).

Положение точек в подвижной системе координат определяется векторами:

$$\mathbf{r}_1 = M_\varphi \left(l_1 \begin{pmatrix} \cos \alpha \\ \sin \alpha \\ 0 \end{pmatrix} + r_C \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} \right), \quad (4.1)$$

$$\mathbf{r}_2 = M_\varphi \left(-l_2 \begin{pmatrix} \cos \alpha \\ \sin \alpha \\ 0 \end{pmatrix} + r_C \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} \right), \quad (4.2)$$

где l_1 и l_2 определены формулами:

$$l_1 = l \frac{m_2}{m_1 + m_2}, \quad l_2 = l \frac{m_1}{m_1 + m_2}, \quad (4.3)$$

Величина $r_C = h_C + r_E$ - радиус орбиты точки C , r_E - экваториальный радиус Земли, h_C - высота орбиты точки C , M_φ - матрица, определяющая положение подвижной системы координат относительно неподвижной системы координат:

$$M_\varphi = \begin{pmatrix} \cos \varphi & -\sin \varphi & 0 \\ \sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad (4.4)$$

где $\varphi = \omega_0 t$, ω_0 - угловая скорость вращения подвижной системы Ox_{yz} .

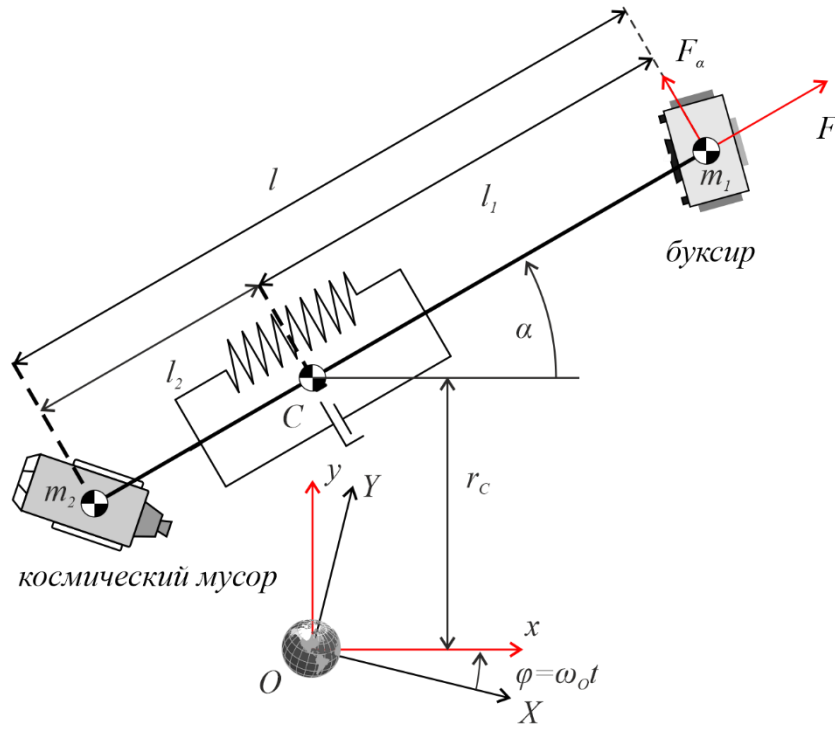


Рисунок 4.1 – Схема системы

Квадраты скоростей буксира и космического мусора будут определяться следующими формулами соответственно:

$$V_1^2 = \frac{1}{m^2} \left(m^2 r_c^2 \omega_o^2 + m_2 \left(\dot{l} \left(-2m r_c \omega_o \cos \alpha + m_2 \dot{l} \right) + 2m r_c \omega_o l \sin \alpha (\omega + \dot{\alpha}) + m_2 l^2 (\omega_o + \dot{\alpha})^2 \right) \right), \quad (4.5)$$

$$V_2^2 = \frac{1}{m^2} \left(m^2 r_c^2 \omega_o^2 + m \left(\dot{l} \left(-2m r_c \omega_o \cos \alpha + m_1 \dot{l} \right) + 2m r_c \omega_o l \sin \alpha (\omega + \dot{\alpha}) + m_1 l^2 (\omega_o + \dot{\alpha})^2 \right) \right), \quad (4.6)$$

где $m = m_1 + m_2$ масса системы.

Определим кинетическую и потенциальную энергию системы:

$$T = \frac{1}{2m} \left(m^2 r_c^2 \omega_o^2 + m_1 m_2 \left(\dot{l} \left(-4r_c \omega_o \cos \alpha + \dot{l} \right) + 4r_c \omega_o l \sin \alpha (\omega_o + \dot{\alpha}) + l^2 (\omega_o + \dot{\alpha})^2 \right) \right), \quad (4.7)$$

$$\Pi = H[l] \frac{c}{2} (l - l_0)^2 - \mu \left(\frac{m_1}{|\mathbf{r}_1|} + \frac{m_2}{|\mathbf{r}_2|} \right), \quad (4.8)$$

где $H[l]$ функция Хэвисайда:

$$H[l] = \begin{cases} 1, & l > l_0, \\ 0, & l \leq l_0, \end{cases} \quad (4.9)$$

здесь $c = \frac{ES}{l_0}$, E - модуль Юнга, S - площадь поперечного сечения троса. В формуле (4.8)

первое слагаемое отвечает за силу упругости троса, второе – за гравитационное воздействие Земли.

Подставляя (4.8) в уравнения Лагранжа второго рода, получим уравнения, описывающие движение системы

$$\begin{cases} \ddot{l} - l(\omega_o + \dot{\alpha})^2 - 2r_c \omega_o^2 \sin \alpha + H[l]c(l - l_0) - \mu \left(m_1 \frac{\partial(1/|\mathbf{r}_1|)}{\partial l} + m_1 \frac{\partial(1/|\mathbf{r}_1|)}{\partial l} \right) = Q_l, \\ l^2 \ddot{\alpha} + 2l(l\dot{\omega}_o + \dot{l}\dot{\alpha} - r_c \omega_o^2 \cos \alpha) - \mu \left(m_1 \frac{\partial(1/|\mathbf{r}_1|)}{\partial \alpha} + m_1 \frac{\partial(1/|\mathbf{r}_1|)}{\partial \alpha} \right) = Q_\alpha. \end{cases} \quad (4.10)$$

Система может быть записана для случая движения в бессиловом поле:

$$\begin{cases} \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2} \ddot{l} - \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2} l \dot{\alpha}^2 + H[l]c(l - l_0) = Q_l, \\ \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2} l^2 \ddot{\alpha} + 2 \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2} \dot{l} \dot{\alpha} = Q_\alpha. \end{cases} \quad (4.11)$$

Определим обобщенные силы в уравнениях (4.10) и (4.11):

$$Q_l = F + H[l]k_d(\dot{l} - \dot{l}_0), \quad (4.12)$$

где первое слагаемое отвечает за тягу маршевых двигателей буксира, второе - за силы демпфирования троса.

Для управления угловым движением введём обобщенную силу следующего вида:

$$Q_\alpha = -k \sin \alpha - k_\alpha \dot{\alpha}, \quad (4.13)$$

где k и k_α - коэффициенты управления. Формула (4.13) представляет собой полученную функциональную зависимость для параметров системы «буксир-космический мусор», обеспечивающую отсутствие углового движения связки вокруг собственного центра масс в процессе выполнения транспортной операции.

В качестве закона управления длиной троса будем использовать введённый ранее закон управления:

$$l_0 = \frac{L_0}{2}(1 + \cos \omega t), \quad (4.14)$$

где $\omega = \pi / t_k$, t_k - время выполнения манёвра.

4.2 Численный эксперимент

Для исследования возможности управления угловым движением проведём численный эксперимент. Параметры системы представлены в таблице 4.1. Начальные условия для системы представлены в таблице 4.2. Для первого этапа (остановки углового движения системы до начала сближения) рассмотрим два расчётных случая:

- движение системы в бессиловом поле, без орбитального движения (4.11);
- орбитальное движение системы в центральном гравитационном поле (4.10).

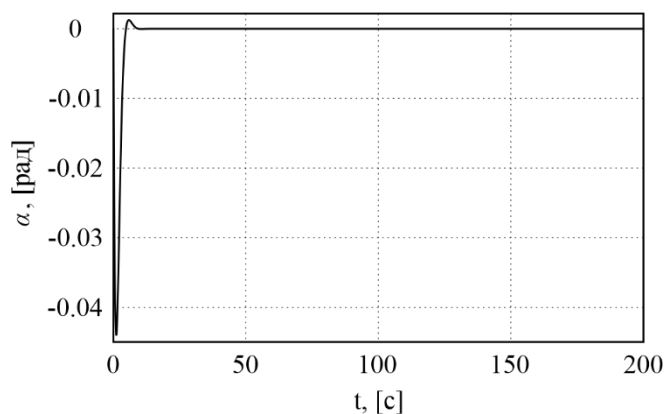
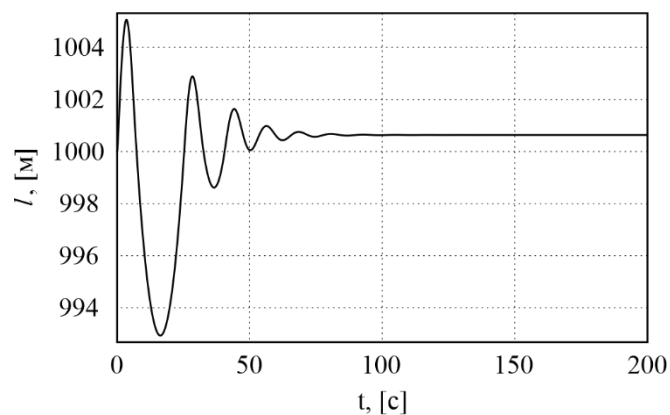
Таблица 4.1 - Параметры системы

Параметр	Значение
Начальная длина троса l_0 , м	1000
Масса буксира m_1 , кг	800
Масса космического мусора m_2 , кг	2000
Модуль Юнга E , ГПа	200
Площадь поперечного сечения троса S , м ²	10^{-3}
Коэффициент демпфирования k_d , Нс	100
Параметр управления k , Н·м	1
Параметр управления k_α , кг·м ²	1.5
Тяга двигателей буксира F , Н	100
h_C , м	1000
ω , рад/с	$2\pi / 3600$
Время выполнения манёвра t_k , с	2500

Таблица 4.2 - Начальные условия

Координата	Значение
$\alpha(0)$, рад	0
$\dot{\alpha}(0)$, рад/с	-0.1
$l(0)$, м	L_0
$\dot{l}(0)$, м/с	0

В обоих случаях рассматривается задача предотвращения начального углового движения тросовой системы. Результаты численного эксперимента представлены на рисунках 4.2-4.7.

Рисунок 4.2 – Изменение координаты α по времени (бессиловой случай)Рисунок 4.3 – Изменение координаты l по времени

Из рисунков 4.2-4.7 видно, что предложенный закон управления угловым движением устраняет начальное вращение. На данном этапе угловое движение влияет только на колебания троса. В первом случае (рисунок 4.3) длина троса изменяется около начального значения в пределах 1%. Во втором случае (рисунок 4.6) длина троса увеличивается на 5%, после чего её значение колеблется около некоторого среднего положения. Амплитуда колебаний не меняется.

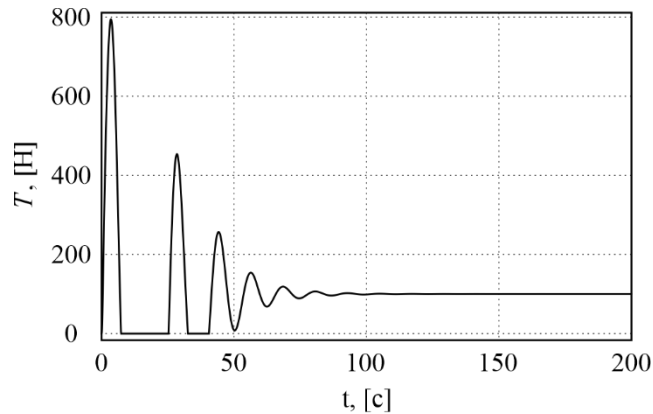


Рисунок 4.4 – Изменение силы натяжения троса (движение в бессилом поле)

На рисунках 4.5-4.7 представлены результаты моделирования для второго случая – орбитального движения системы. Из рисунка 4.5 видно, что предложенное управление позволяет устранить начальное угловое движение системы, начальный угол отклонения приводится к постоянному значению.

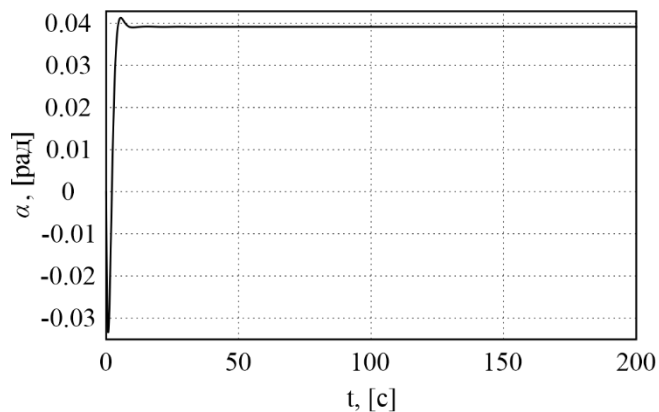


Рисунок 4.5 – Изменение координаты α

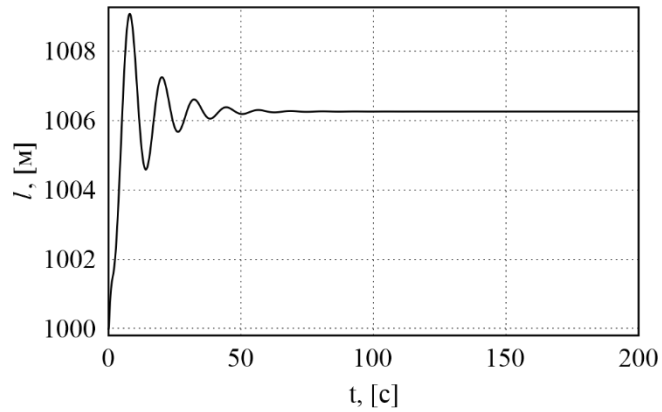
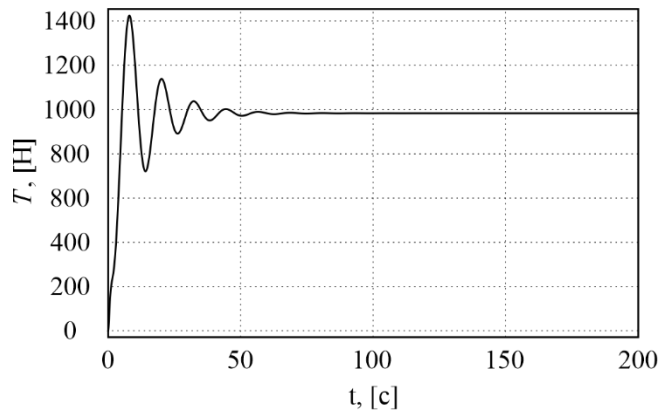
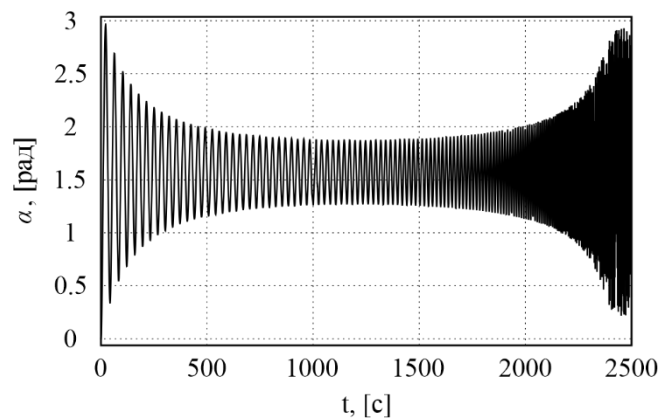
Рисунок 4.6 – Изменение координаты l 

Рисунок 4.7 – Изменение силы натяжения для второго случая (с гравитацией и инерцией)

Для второй стадии (свёртывание троса) рассмотрим два случая движения системы:

- без управления угловым движением;
- с управлением угловым движением.

В обоих случаях смотка троса осуществляется в течении 2500 секунд. Результаты численных экспериментов представлены на рисунках 4.8-4.13.

Рисунок 4.8 – Изменение координаты α для второй стадии

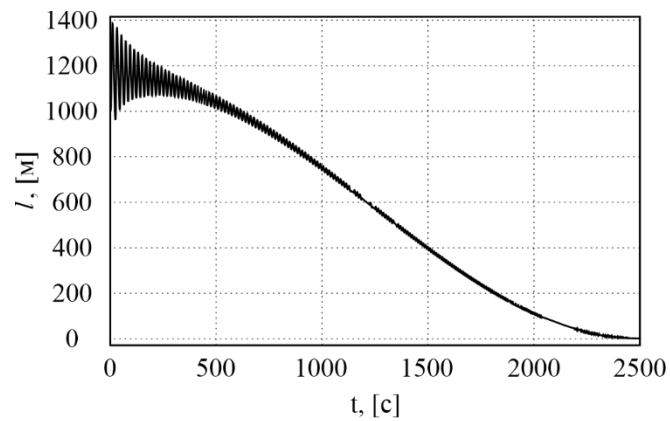
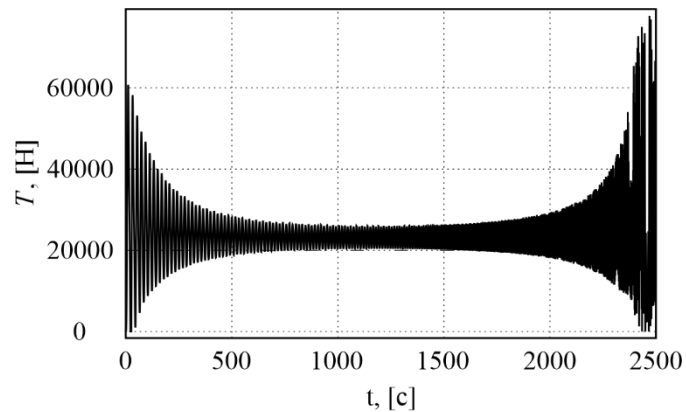
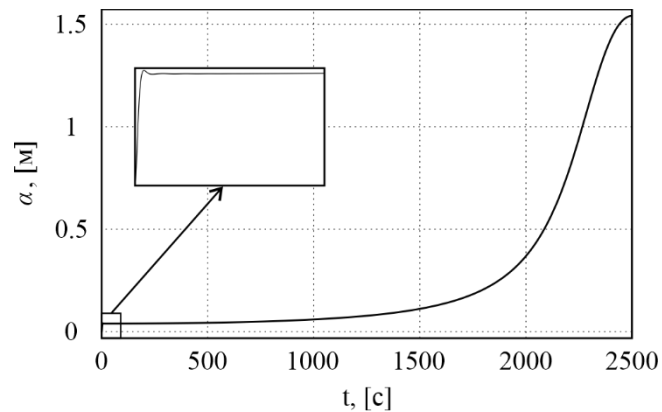
Рисунок 4.9 – Изменение координаты l 

Рисунок 4.10 – Изменение силы натяжения троса

Рисунок 4.11 – Изменение координаты α

Из рисунков 4.8 и 4.9 видно, что в отсутствие управления угловым движением на стадии сближения система начинает вращаться, что в итоге приводит к продольным колебаниям. Колебания троса влияют на процесс последующей стыковки. Кроме того, из рисунка 4.10 видно, что значения силы натяжения достигают 80 КПа. Что в конечном счете приведет к разрыву троса и последующему срыву всей миссии. В данном случае стыковка невозможна.

В случае работы управления угловым движением на этапе сближения, система начинает немного вращаться, но затем останавливается. Закон управления угловым движением срабатывает. Угол α остается постоянным, равным примерно $\pi/2$. Тем самым выполнение миссии возможно.

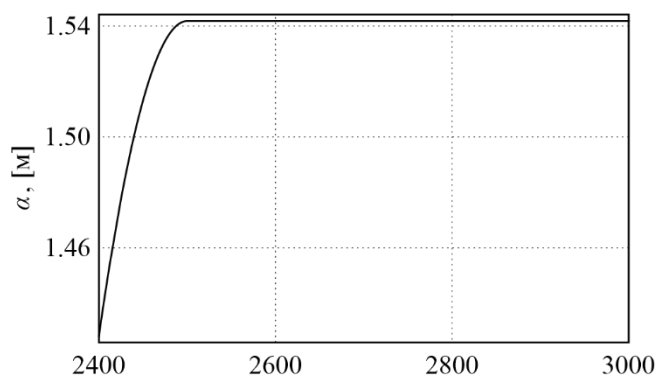


Рисунок 4.12 – Изменение координаты α

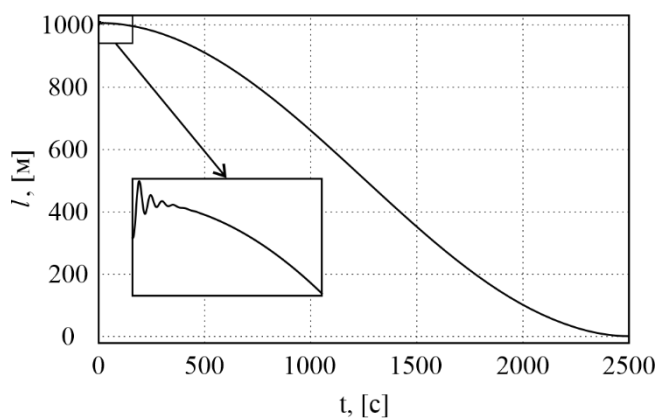


Рисунок 4.13 – Изменение координаты l

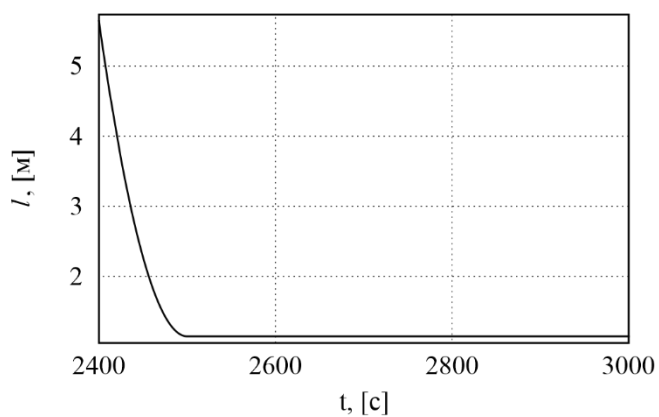


Рисунок 4.14 – Изменение координаты l

4.3 Использование закона управления тросом для выравнивания скоростей буксира и космического мусора

В работе исследуется движение тросовой системы, состоящей из буксира и объекта космического мусора с пристыкованным автономным стыковочным модулем [17, 24] (далее под объектом космического мусора понимается связка объекта космического мусора и автономного модуля). Рассматриваются два этапа движения тросовой системы после формирования связки с начальной относительной скоростью между буксиром и космическим мусором:

- этап развёртывания тросовой системы (увеличение длины троса) с уменьшением относительной скорости между буксиром и космическим мусором;
- этап уменьшения длины троса до момента формирования жёсткой связи между буксиром и космическим мусором.

При использовании автономного стыковочного модуля для захвата объекта космического мусора, к началу первого рассматриваемого этапа трос уже имеет некоторую начальную длину. Она определяется относительным движением автономного стыковочного модуля, буксира и объекта космического мусора с момента отделения автономного модуля от буксира до момента захвата космического мусора и формирования тросовой системы [23, 24].

Рассматриваемая тросовая система изображена на рисунке 4.15. Она состоит из космического буксира C_1 , космического мусора со стыковочным модулем C_2 и упругого троса. На космическом буксире установлен механизм развёртывания троса, который может изменять его длину (рисунок 4.15). При управлении длиной троса необходимо учитывать ограничения на силу натяжения троса, обусловленные прочностью самого троса, механизма, элементов механизма его развёртывания и места крепления троса на объекте космического мусора. Кроме этого, при управлении длиной троса при его развёртывании необходимо учитывать и ограниченность длины.

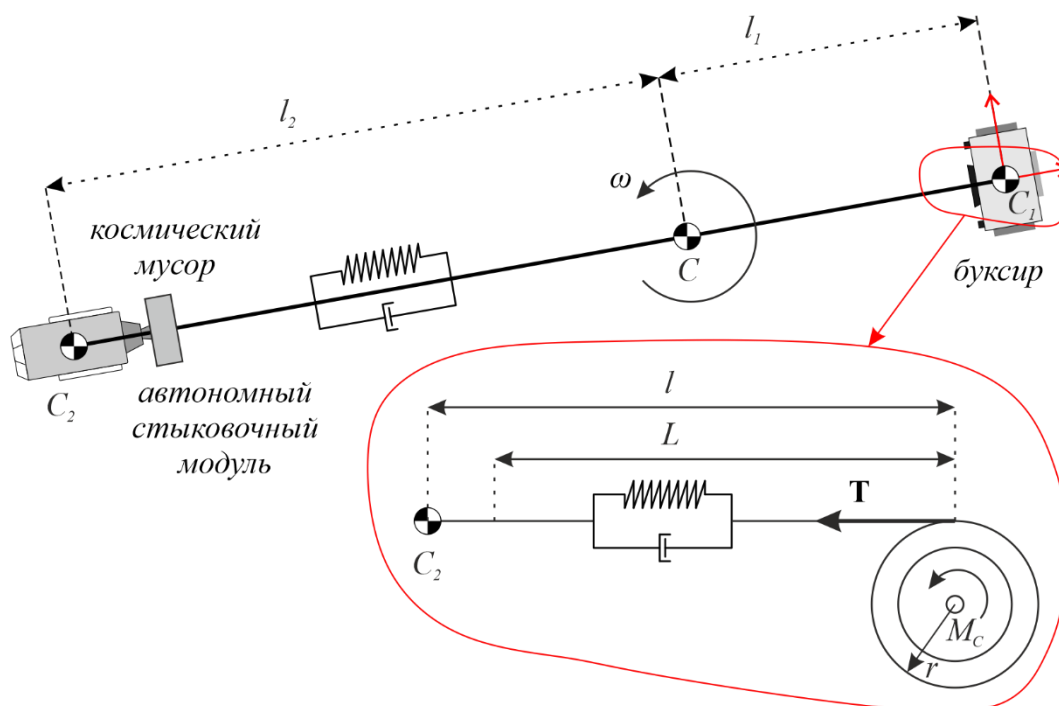


Рисунок 4.15 - Тросовая система

Таким образом, необходимо построить закон управления длиной троса, соединяющего два тела, которые движутся с начальной относительной скоростью. Управление длиной троса должно обеспечить уменьшением относительной скорости тел до нуля с сохранением целостности связки. После обнуления относительной скорости необходимо, управляя длиной троса, обеспечить стыковку двух тел для последующей орбитальной транспортировки всей связки.

4.4 Модель движения тросовой системы

4.4.1 Этап развёртывания троса после захвата

Космический буксир и объект космического мусора с пристыкованным автономным модулем рассматриваются как материальные точки с массами m_1 и m_2 соответственно. На первом рассматриваемом этапе на связку буксира и космического мусора, при движении по орбите, действует гравитационное поле Земли. Однако предполагая, что продолжительность развёртывания тросовой системы невелика в сравнении с периодом обращения связки вокруг Земли, влияние гравитационного поля на движение тел связки рассматриваться не будет, т.е. движение тел рассматривается без учета гравитационного воздействия.

Для рассматриваемой системы двух материальных точек, соединённых тросом, справедлив закон сохранения кинетического момента:

$$m_1 \omega l_1^2 + m_2 \omega l_2^2 = \text{const} \quad (4.15)$$

Выражая длины l_1 и l_2 через полную длину троса l (рисунок 4.16):

$$l_1 = \frac{m_2}{m_1 + m_2} l, \quad l_2 = \frac{m_1}{m_1 + m_2} l \quad (4.16)$$

Выражение (4.15) можно переписать в следующем виде:

$$\omega l = \text{const} \quad (4.17)$$

Уравнение (4.17) позволяет определить угловую скорость связки в зависимости от длины троса по их известным начальным значениям ω_0 и длины l_0 :

$$\omega_0 l_0^2 = \omega l^2 \quad (4.18)$$

Рассмотрим движение объекта космического мусора относительно центра масс связки. Уравнение движения космического мусора относительно центра масс связки можно получить, используя принцип Д'Аламбера (рисунок 4.15), рассматривая движение объекта космического мусора под действием силы натяжения троса

$$\omega^2 l_2 m_2 - \ddot{l}_2 m_2 - T = 0 \quad (4.19)$$

где T – сила натяжения троса. Подставляя (4.16) в (4.19), получим:

$$\omega^2 l m - \ddot{l} m - T = 0 \quad (4.20)$$

где m – приведённая масса системы двух тел:

$$m = \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2}$$

Угловая скорость связки ω определяется при помощи выражения (4.18), тогда уравнение (4.20) принимает вид:

$$\frac{1}{l^3} \omega_0^2 l_0^4 m - \ddot{l} m - T = 0.$$

Сила натяжения троса T для заданной деформации и скорости деформации определяется его жёсткостью c , и демпфирующими свойствами:

$$T = \begin{cases} c(l - L) + k(\dot{l} - \dot{L}), & l - L > 0 \\ 0, & l - L \leq 0 \end{cases} \quad (4.21)$$

где L – свободная длина троса. Жёсткость троса c зависит от модуля упругости материала троса – E , площади поперечного сечения троса – A и его свободной длины – L :

$$c = EA / L \quad (4.22)$$

Коэффициент k определяется следующим образом:

$$k = 2\zeta\sqrt{cm} \quad (4.23)$$

где ζ – безразмерный коэффициент демпфирования, произведение $2\sqrt{cm}$ представляет собой критическое демпфирование системы.

Свободная длина L троса может изменяться по заданному закону при помощи механизма, установленного на космическом буксире. Запишем уравнение движения механизма управления свободной длиной троса следующим образом (рисунок 4.15):

$$J_r \frac{\ddot{L}}{r} = M_c + Tr \quad (4.24)$$

где J_r – момент инерции катушки с тросом радиуса r , M_c – управляющий момент.

Перепишем уравнение (4.24) следующим образом:

$$M\ddot{L} = F_c + T \quad (4.25)$$

где $M = J_r / r^2$, $F_c = M_c / r$.

Рассмотрим закон управления свободной длиной троса, зависящий от отклонения натяжения троса от некоторого рабочего значения:

$$F_c = (c(l - L) - T_p)k_T \quad (4.26)$$

где k_T – положительный коэффициент, T_p – рабочий или номинальный уровень натяжения троса. Закон управления (4.26) обеспечивает натяжение троса около некоторого рабочего значения, что будет приводить к уменьшению относительной скорости буксира и космического мусора. Формула (4.26) представляет собой закон управления длиной троса, решающий задачу выравнивания орбитальных параметров космического буксира и космического мусора до начала сближения. Система уравнений движения связки буксира с космическим мусором примет вид:

$$\begin{cases} m\ddot{l} - \frac{1}{l^3} \omega_0^2 l_0^4 m + T = 0 \\ M\ddot{L} = [(l - L)c - T_p]k_T + T \end{cases} \quad (4.27)$$

Система уравнений (4.27) интегрируется со следующими начальными условиями:

$$l(0) = l_0, \dot{l}(0) = \dot{l}_0, L(0) = l_0, \dot{L}(0) = \dot{l}_0$$

Система (4.27) нелинейная и не интегрируется аналитически. Однако её решение при начальной угловой скорости тросовой системы равной нулю и при нулевом коэффициенте демпфирования может быть использовано для оценки максимальной силы

натяжения троса и оценки времени развёртывания тросовой системы. Уравнения (4.27) при нулевой начальной угловой скорости троса и нулевом коэффициенте демпфирования троса принимают следующий вид:

$$\begin{cases} m\ddot{l} + c_0(l - L) = 0 \\ M\ddot{L} = [(l - L)c - T_p]k_T + c_0(l - L) \end{cases} \quad (4.28)$$

где c_0 – начальная жёсткость троса. Уравнения (4.28) имеют следующее аналитическое решение:

$$\begin{aligned} l &= l_0 + \dot{l}_0 t - \frac{c_0 k_T m^2 M^2 T_p}{A^4} \left(mM \cos\left(\frac{At}{mM}\right) + c_0 \left(M + (1 + k_T)m \right) \frac{t^2}{2} - mM \right) \\ L &= l_0 + \dot{l}_0 t + \frac{k_T m^2 M^2 T_p}{A^4} \left(c_d m^2 \cos\left(\frac{At}{mM}\right) - c(cM + c_d m) \frac{t^2}{2} - c_d m^2 \right) \end{aligned} \quad (4.29)$$

где

$$A = \sqrt{mM(c_0 M + c_d m)}, \quad c_d = c_0(1 + k_T) \quad (4.30)$$

Сила натяжения троса будет определяться выражением:

$$T = c_0(l - L) = \frac{1}{A^4} k_T m^3 M^2 T_p (c_0 M + c_d m) \left(1 - \cos\left(\frac{At}{mM}\right) \right) \quad (4.31)$$

Выражение (4.31) имеет максимальное значение при $t = mM / A$.

$$T_{\max} = \frac{2c_0 k_T T_p (k_T m + m + M)}{mM^2 (c_0 M + c_d m)^4}. \quad (4.32)$$

Выражения (4.29) и (4.32) позволяют оценить время развёртывания троса до максимальной длины, максимальную длину и максимальную силу натяжения троса при его развёртывании при нулевой относительной скорости движения тросовой системы и малом демпфировании.

4.4.2 Этап сближения

Рассмотрим процесс сближения буксира с космическим мусором. В начальный момент относительная линейная скорость буксира и объекта космического мусора равна нулю. Предполагается, что после развёртывания тросовой системы на первом этапе была выполнена стабилизация тросовой системы, поэтому угловая скорость тросовой системы также считается равной нулю.

Устройство управления тросом уменьшает длину троса для осуществления стыковки буксира и объекта космического мусора. Для поддержания троса в натянутом

состоянии и для исключения соударений мусора и буксира при уменьшении длины троса, предполагаем, что на буксир действует постоянная по величине сила тяги F . Уравнения движения системы в этом случае принимают вид:

$$\begin{cases} m\ddot{l} = T + P \frac{m}{m_1}, \\ M\ddot{L} = F_c + T. \end{cases} \quad (4.33)$$

Сближение будем осуществлять путём управления длиной троса, то есть его смоткой. Будем использовать следующее управление длиной троса:

$$L = L(t) = l_f + \frac{(l_0 - l_f)}{2}(1 + \cos \varphi t), \quad (4.34)$$

где $\varphi = \pi/t_k$, l_0 – длина троса до начала манёвра (начальная длина), t_k – продолжительность выполнения манёвра сближения, l_f – конечная длина троса (длина троса, при которой начинается процесс стыковки буксира с космическим мусором). Представленный закон является модификацией закона, рассмотренного во второй главе. Для закона изменения длины троса (4.34) закон управления F_c имеет вид:

$$F_c = \frac{\pi^2 M (l_0 - l_f) \cos\left(\frac{\pi t}{t_k}\right)}{2t_k^2} - T \quad (4.35)$$

4.5 Результаты моделирования

Проведём численное моделирование процесса развёртывания тросовой системы. Параметры тросовой систем представлены в таблице 4.1. Рассмотрим три расчётных случая, отличающихся начальной угловой скоростью вращения тросовой системы, для оценки влияния этой скорости на численное решение системы (4.27) и сравнения этого решения, в частности, сравнения максимальной силы натяжения троса и максимальной длины троса с оценками (4.29) и (4.32). В первом расчётном случае начальная угловая скорость тросовой системы равна нулю, во втором случае – $\omega_0 = 0.1$ рад/с, в третьем случае – $\omega_0 = 0.2$ рад/с.

Таблица 4.3 - Параметры тросовой системы

Параметр	Значение
Приведённая масса системы m , кг	500
$M = J_r / r^2$, кг	1
Длина троса до манёвра l_0 , м	100
Начальная скорость троса $\dot{l}_0$, м/с	20
Коэффициент управления k_T	10
Сила тяги F , Н	100
Номинальный уровень натяжения троса T_p , Н	1000
Модуль Юнга E_A , Па	$172 \cdot 10^9$
Коэффициент демпфирования ζ , Н·с/м	0,005
Время свёртывания троса t_f , с	100
Конечная длина троса l_f , м	1

На рисунке 4.16 приведены графики изменения силы натяжения и длины троса в зависимости от времени, полученные в результате численного интегрирования системы (4.27) для первого расчётного случая. На рисунке 4.17 приведены графики изменения тех же величин, полученных по аналитическому решению (4.29). Максимальная сила натяжения троса, определённая при помощи выражения (4.32), равна 1.8 кН. В результате решения системы (4.27) получено значение $T_{\max} = 1.7$ кН. Максимальная длина троса, полученная при численном решении системы (4.27) и по приближённой оценке (4.32), составляет 210 м.

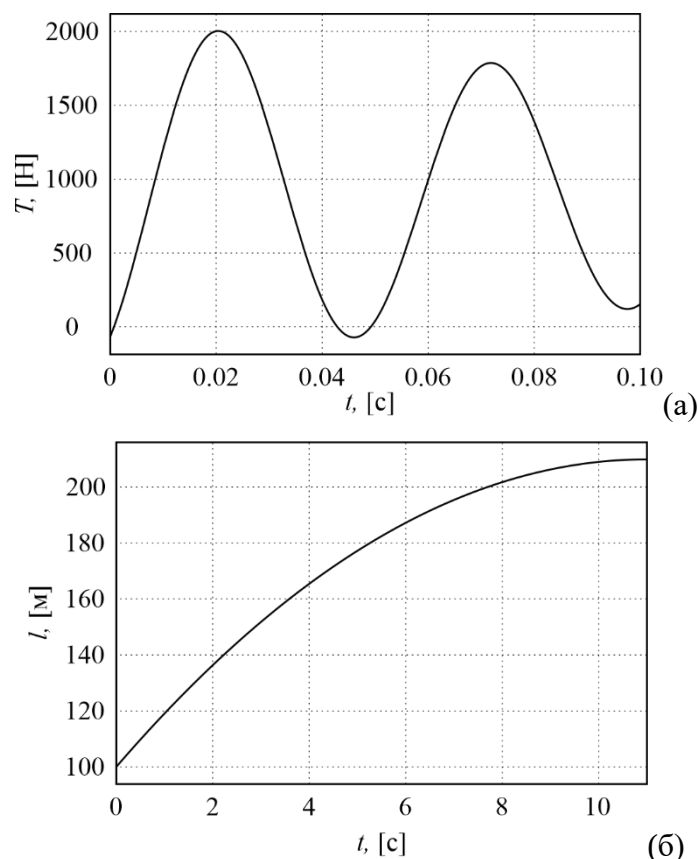


Рисунок 4.16 - Изменение параметров тросовой системы для первого расчётного случая (численное решение): а – сила натяжения, б – длина троса

На рисунке 4.18 показаны графики изменения удлинения троса $l - L$ и изменения длины троса для второго расчётного случая (начальная угловая скорость движения тросовой системы $\omega_0 = 0.1$ рад/с). Здесь не приводится график изменения силы натяжения троса, поскольку характер изменения этой силы практически не отличается от приведённого на рисунке 4.16а для первого расчётного случая. Максимальное натяжение троса определяется преимущественно начальной линейной относительной скоростью буксира и объекта космического мусора, которая не изменилась. Максимальная длина троса во втором расчётном случае составляет около 232 м (рисунок 4.18 (б)), что на 22 метров больше оценки, полученной при помощи приближённого решения (4.29) (рисунок 4.17б). Отличается и время достижения максимальной длины троса.

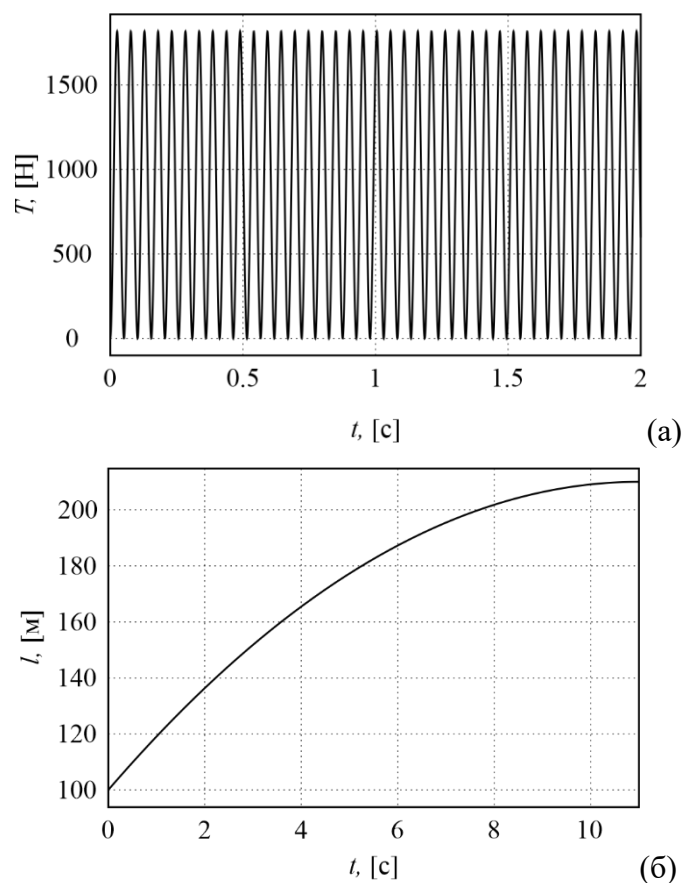


Рисунок 4.17 Изменение параметров тросовой системы для первого расчётного случая (аналитическое решение): а – сила натяжения, б – длина троса

На рисунке 4.19 показаны графики изменения удлинения троса $l - L$ и изменения длины троса для третьего расчётного случая (начальная угловая скорость движения тросовой системы $\omega_0 = 0.2$ рад/с). Максимальная длина троса в третьем расчётном случае составляет около 308 м (рисунок 4.19б), что на 98 метров больше оценки, полученной при помощи приближённого решения (рисунок 4.17б).

Рассмотрим второй этап движения тросовой системы – этап сближения. Как было отмечено выше, этап сближения начинается после стабилизации тросовой системы: в момент начала движения угловая скорость тросовой системы равна нулю.

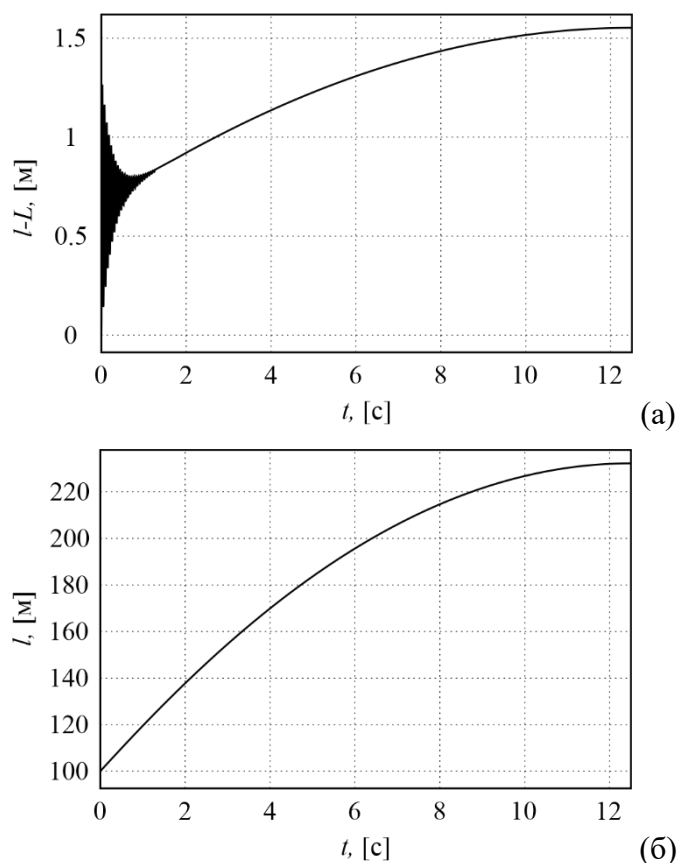


Рисунок 4.18 - Изменение параметров тросовой системы для второго расчётного случая (численное решение): а – удлинение троса, б – длина троса

На рисунке 4.20 приведены графики изменения силы натяжения троса и длины троса. Представленные результаты показывают, что воздействие тяги двигателя буксира приводит к возникновению продольных колебаний троса. При уменьшении длины троса амплитуда колебаний силы натяжения троса может увеличиться, если коэффициент демпфирования тросовой системы недостаточно велик. Этот случай показан на рисунке 4.20а. В результате увеличения амплитуды колебаний, сила натяжения троса стала меньше нуля, что привело к ослаблению троса и неуправляемому относительному движению космического мусора. Для уменьшения этих нежелательных колебаний в устройстве управления тросом должно быть предусмотрено демпфирующее устройство.

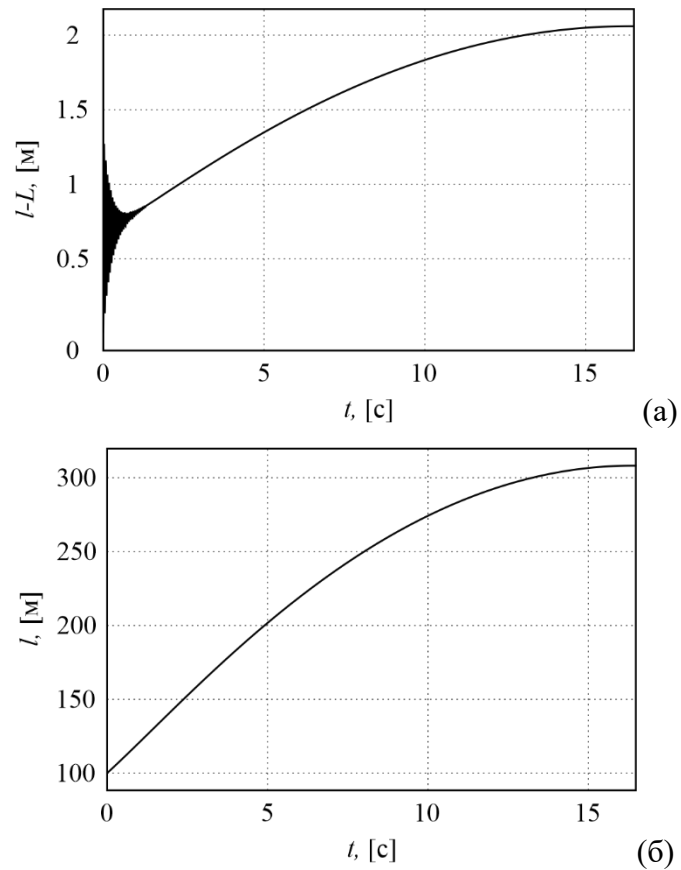


Рисунок 4.19 - Изменение параметров тросовой системы для третьего расчётного случая (численное решение): а – удлинение троса, б – длина троса

На рисунке 4.21 приведены графики изменения тех же величин при двукратном увеличении коэффициента демпфирования ζ до значения 0.05. В этом случае амплитуда колебаний силы натяжения уменьшается и к моменту стыковки колебания троса прекращаются.

На рисунке 4.22 приведён график изменения скорости сокращения длины троса при сближении. После включения двигательной установки буксира наблюдаются продольные колебания, которые к моменту стыковки затухают. К моменту сближения буксира и объекта космического мусора относительная скорость становится равной нулю.

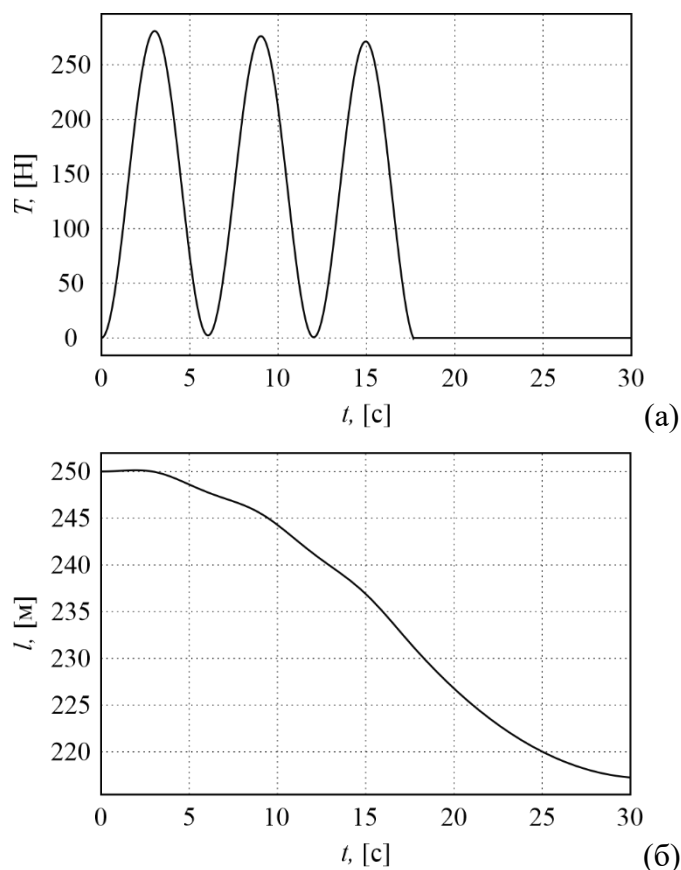


Рисунок 4.20 - Характер изменения силы натяжения троса и его длины при сближении ($\zeta = 0.005$): а – сила натяжения троса, б – длина троса

В работе проведён предварительный анализ развёртывания и стягивания тросовой системы после захвата космического мусора буксиром, предполагая, что захват производится при наличии относительной скорости между буксиром и объектом космического мусора. Для этапа развёртывания тросовой системы предложен закон управления длиной троса, который позволит снизить относительную скорость до нуля с одновременным контролем силы натяжения троса. Для частного случая движения тросовой системы с нулевой начальной угловой скоростью получены аналитические решения для закона изменения силы натяжения троса и его длины. Аналитические решения могут быть использованы для оценки влияния параметров управления длиной тросовой системы (коэффициента k_T) на максимальную силу натяжения троса при небольших коэффициентах демпфирования тросовой системы. При движении тросовой системы с начальной угловой скоростью, для оценки максимальной длины троса и времени достижения этой максимальной длины следует использовать результаты интегрирования дифференциальных уравнений движения (4.27), поскольку приближенные

оценки (4.29) и (4.32) не учитывают влияние начальной угловой скорости движения тросовой системы. С увеличением начальной угловой скорости увеличивается как время развёртывания троса, так и сама максимальная длина троса.

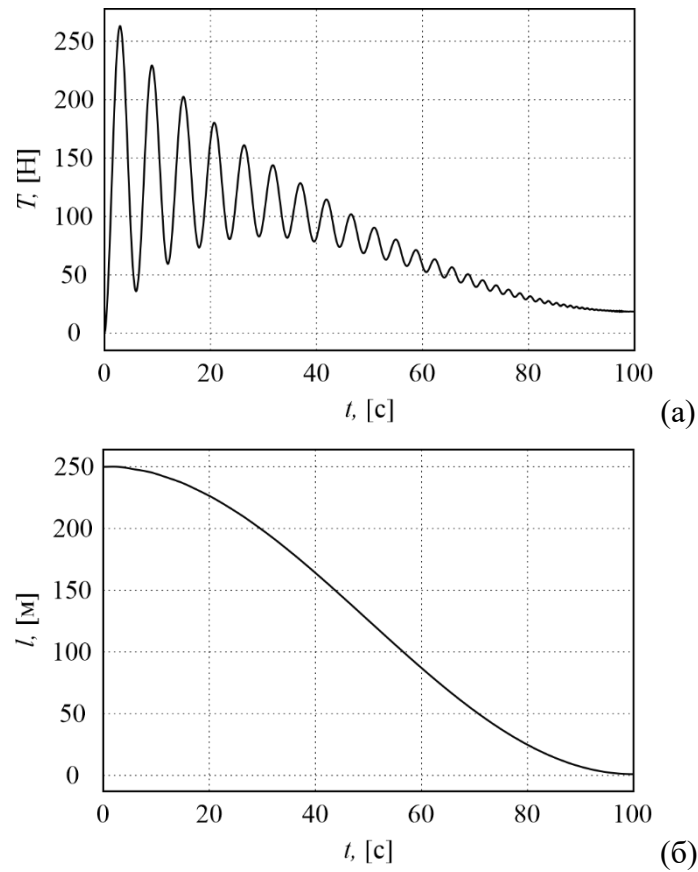


Рисунок 4.21 - Характер изменения силы натяжения троса и его длины при сближении ($\zeta = 0.005$): а – сила натяжения троса, б – длина троса

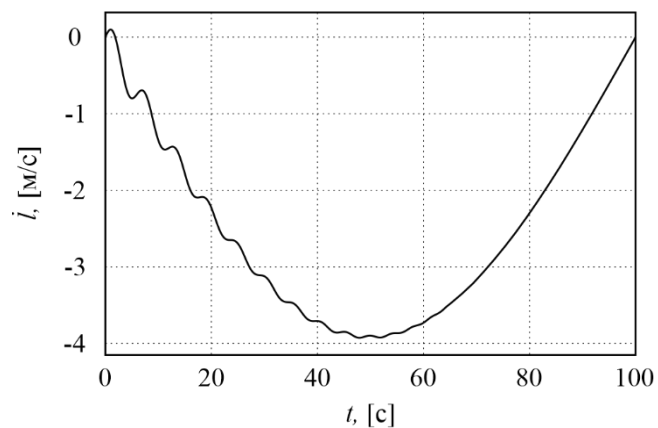


Рисунок 4.22 - Изменение скорости стягивания тросовой системы ($\zeta = 0.05$)

Этап свёртывания связки целесообразно начинать после стабилизации тросовой системы с уменьшением её угловой скорости до нулевого значения. На этапе стягивания тросовой системы при одновременном действии тяги двигательной установки буксира возникают продольные колебания троса, которые необходимо демпфировать для исключения колебаний троса к моменту стыковки буксира и космического мусора.

В отличие от закона управления длиной троса, рассматриваемого во второй главе, который зависит только от времени и начальных условий движения тросовой системы, предлагаемый здесь закон управления на этапе развёртывания тросовой системы требует измерения силы натяжения троса, обеспечивая контроль этой величины. Закон управления длиной троса на этапе стягивания связки обеспечивает нулевую относительную скорость буксира и объекта космического мусора при их сближении на заданное расстояние l_f для стыковки. Однако такой закон управления длиной троса требует действия постоянной силы тяги буксира, обеспечивающей натяжение троса.

4.6 Выводы по 4 главе

В четвёртой главе получены:

- функциональная зависимость для параметров системы «буксир-космический мусор», обеспечивающая отсутствие углового движения связки вокруг собственного центра масс в процессе выполнения транспортной операции;
- закон управления длиной троса, обеспечивающий выравнивание орбитальных параметров космического буксира и космического мусора до начала сближения.

Результаты исследований, приведённые в 4 главе, опубликованы в работах [135-138].

ГЛАВА 5 НЕЛИНЕЙНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВТЯГИВАНИЕМ ТРОСА НА ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ

Большинство крупных объектов космического мусора движутся по эллиптическим орбитам. В связи с этим, возникает необходимость управления свёртыванием троса в случае эллиптических орбит. В данной главе рассматривается задача создания закона управления, работающего на эллиптических орбитах. Дополнительно реализуется условие осуществления свёртывания без использования тяги двигателей буксира, как это было реализовано в главах 2-3.

5.1 Уравнения движения

Спутник и космический мусор считаются материальными точками, связанными между собой упругим и невесомым тросом (рисунок 5.1). В качестве обобщенных координат выберем: угол θ - отклонение троса от касательной к орбите центра масс связки и относительную длину троса $\Lambda = l/l_0$, где l – длина троса, l_0 - начальная длина троса. Подробный вывод уравнений описан в работе [122]. Используем полученные в работе [122] уравнения (27) и (29) со следующими допущениями: движение является плоским и угол отклонения троса от плоскости орбиты равен нулю ($\phi \equiv 0$), масса троса пренебрежимо мала по сравнению с массой соединяемых им тел ($m_t = 0$), движение происходит только под действием гравитационных сил ($Q_\theta = 0$). В этом случае уравнения движения принимают вид:

$$\theta'' = 2(\theta' + 1) \left[\frac{e \sin \nu}{\kappa} - \frac{\Lambda'}{\Lambda} \right] - \frac{3}{\kappa} \sin \theta \cos \theta, \quad (5.1)$$

$$\Lambda'' = \frac{2e \sin \nu}{\kappa} \Lambda' + \Lambda \left[(\theta' + 1)^2 + \frac{1}{\kappa} (3 \cos^2 \theta - 1) \right] - \frac{T(m_1 + m_2) p^3}{m_1 m_2 l_0 \mu \kappa^4}, \quad (5.2)$$

где $\kappa = 1 + e \cos \nu$, L_r - длина недеформированного троса, T - сила натяжения троса, ν - истинная аномалия, μ - гравитационный параметр Земли, p - фокальный параметр орбиты. Знак $()' = d()/d\nu$ - означает производную по углу истинной аномалии ν , e - эксцентриситет орбиты.

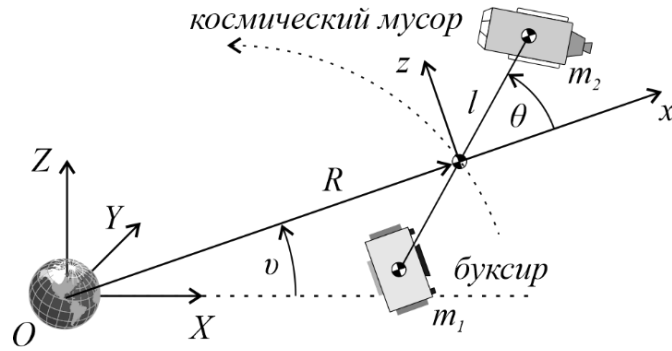


Рисунок 5.1 – Схема системы и обобщенные координаты

5.2 Закон управления

Найдем закон изменения длины троса, обеспечивающий свёртывание при постоянном угле θ . Для этого введем параметр управления:

$$u = \frac{\Lambda'}{\Lambda} \quad (5.3)$$

и подставим его вместе с выражениями $\theta' = 0$, $\theta'' = 0$ в уравнение:

$$0 = 2 \left[\frac{e \sin \nu}{\kappa} - u \right] - \frac{3}{\kappa} \sin \theta \cos \theta.$$

Выражая отсюда u , получим:

$$u = \frac{e \sin \nu}{1 + e \cos \nu} - \frac{3 \sin 2\theta}{4(1 + e \cos \nu)}. \quad (5.4)$$

Подставляя в (5.3), найдем закон изменения скорости втягивания троса, который обеспечивает постоянный угол θ :

$$\Lambda' = \frac{1}{1 + e \cos \nu} \left(e \sin \nu - \frac{3}{4} \sin 2\theta \right) \Lambda. \quad (5.5)$$

Очевидно, что минимальное значение Λ' , соответствующее наискорейшему втягиванию троса, будет наблюдаться при $\theta_* = \pi/4$.

Для того, чтобы перевести тросовую систему из исходного положения θ_0, θ'_0 в требуемое для наискорейшего свёртывания угловое положение $\theta_* = \pi/4$, $\theta'_* = 0$ добавим в управление (5.4) обратную связь:

$$u = \frac{e \sin \nu}{1 + e \cos \nu} - \frac{3 \sin 2\theta}{4(1 + e \cos \nu)} + \left(\frac{k_1}{2} + \frac{3}{4(1 + e \cos \nu)} \right) \theta' + \frac{k_2}{2} (\theta - \theta_*), \quad (5.6)$$

здесь k_1 , k_2 - коэффициенты управления, C_0 - определяемая из начальных условий константа, $n \geq 2$ - целое число, Λ_0 - начальная длина троса. По мере приближения к

положению $\theta_* = \pi/4$, $\theta'_* = 0$, влияние третьего и четвертого слагаемых в выражении (5.6) уменьшается, и свёртывание идет по закону, близкому к (5.5). В сомножитель к θ' в третьем слагаемом добавлен член $\frac{3}{4(1+e \cos \nu)}$, который позволяет существенно упростить

дальнейший анализ устойчивости движения системы.

Подставляя (5.6) в (5.1) и учитывая (5.3), запишем систему уравнений, описывающих управляемое движение рассматриваемой тросовой системы:

$$\theta'' = 2(\theta' + 1) \left[\frac{3 \sin 2\theta}{4(1+e \cos \nu)} - \left(\frac{k_1}{2} + \frac{3}{4(1+e \cos \nu)} \right) \theta' - \frac{k_2}{2} (\theta - \theta_*) \right] - \frac{3 \sin \theta \cos \theta}{1+e \cos \nu}, \quad (5.7)$$

$$\Lambda' = \left(\frac{e \sin \nu}{1+e \cos \nu} - \frac{3}{4(1+e \cos \nu)} \sin 2\theta + \left(\frac{k_1}{2} + \frac{3}{4(1+e \cos \nu)} \right) \theta' + \frac{k_2}{2} (\theta - \theta_*) \right) \Lambda. \quad (5.8)$$

Эту систему можно отнести к классу систем нелинейных дифференциальных систем с периодическими коэффициентами. Покажем, что предлагаемое управление (5.6) обеспечивает асимптотическую устойчивость положения $\theta = \theta_* = \pi/4$, $\theta' = 0$, $\Lambda = 0$.

Чтобы не допускать провисания троса, выразим силу натяжения из уравнения (5.2):

$$T = \left(\frac{2e \sin \nu}{\kappa} \Lambda' + \Lambda \left[(\theta' + 1)^2 + \frac{1}{\kappa} (3 \cos^2 \theta - 1) \right] - \Lambda'' \right) \frac{m_1 m_2 l_0 \mu \kappa^4}{(m_1 + m_2) p^3}. \quad (5.9)$$

Продифференцируем (5.8):

$$\begin{aligned} \Lambda'' = & \left(\frac{1}{1+e \cos \nu} \left(e \sin \nu - \frac{3}{4} \sin 2\theta \right) + \left(\frac{k_1}{2} + \frac{3}{4(1+e \cos \nu)} \right) \theta' + \frac{k_2}{2} (\theta - \theta_*) \right) \Lambda' + \\ & \left[\frac{1}{1+e \cos \nu} \left(e \cos \nu - \frac{3}{2} \cos(2\theta) \theta' \right) + \frac{1}{(1+e \cos \nu)^2} \left(e^2 \sin^2 \nu - \frac{3}{4} e \sin \nu \sin 2\theta + \frac{3}{4} e \theta' \sin \nu \right) \right. \\ & \left. + \left(\frac{k_1}{2} + \frac{3}{4(1+e \cos \nu)} \right) \theta'' + \frac{k_2}{2} \theta' \right] \Lambda. \end{aligned} \quad (5.10)$$

Подставляя (5.9) в (5.10), получим выражение, определяющее значение силы натяжения троса T .

Совокупность формул (5.3) - (5.6) вместе с уравнениями (5.7) - (5.8) представляют закон управления, обеспечивающий процесс свёртывания троса на эллиптических орбитах в отсутствии тяги двигателей буксира.

5.3 Исследование устойчивости управляемого движения

Для исследования устойчивости периодических движений нелинейной системы уравнений с периодическими коэффициентами можно воспользоваться теоремой Ляпунова об устойчивости по первому приближению [142]. Введём замену переменных:

$$x_1 = \Lambda, \quad x_2 = \theta - \pi/4, \quad x_3 = \theta'. \quad (5.11)$$

И перепишем систему (5.7) - (5.8) в виде

$$\begin{aligned} x_1' &= \frac{ex_1 \sin v}{1+e \cos v} - \frac{3x_1 \cos(2x_2)}{4(1+e \cos v)} + \left(\frac{k_1}{2} + \frac{3}{4(1+e \cos v)} \right) x_1 x_3 + \frac{k_2 x_1 x_2}{2}, \\ x_2' &= x_3, \\ x_3' &= \frac{3x_3(\cos 2x_2 - x_3 - 1)}{2(1+e \cos v)} - (x_3 + 1) \left[k_1 x_3 + k_2 x_2 + 2 \frac{C_0}{\Lambda_0^n} x_1^n \right]. \end{aligned} \quad (5.12)$$

Разложим правую часть системы уравнений (5.12) в ряд Маклорена по степеням x_2 :

$$\begin{aligned} x_1' &= \left(\frac{4e \sin v - 3}{4(1+e \cos v)} \right) x_1 + X_1(v, x_1, x_2, x_3), \\ x_2' &= x_3, \\ x_3' &= -k_2 x_2 - k_1 x_3 + X_3(v, x_1, x_2, x_3), \end{aligned} \quad (5.13)$$

где нелинейные части X_1 , X_3 , имеют вид:

$$\begin{aligned} X_1(v, x_1, x_2, x_3) &= \left(\frac{k_1}{2} + \frac{3}{4(1+e \cos v)} \right) x_1 x_3 + \frac{k_2 x_1 x_2}{2} + \frac{3x_3}{2(1+e \cos v)} \sum_{j=2}^{\infty} \frac{(-1)^{j-1} (2x_2)^{2j-2}}{(2j-2)!}, \\ X_3(v, x_1, x_2, x_3) &= \frac{3x_3}{2(1+e \cos v)} \sum_{j=2}^{\infty} \frac{(-1)^{j-1} (2x_2)^{2j-2}}{(2j-2)!} - \left(\frac{k_1}{2} + \frac{3}{4(1+e \cos v)} \right) x_3^2 - k_2 x_2 x_3. \end{aligned}$$

Уравнения первого приближения имеют вид:

$$\begin{aligned} x_1' &= \left(\frac{4e \sin v - 3}{4(1+e \cos v)} \right) x_1, \\ x_2' &= x_3, \\ x_3' &= -k_2 x_2 - k_1 x_3. \end{aligned} \quad (5.14)$$

Отметим, что упомянутое выше условие $n \geq 2$ обеспечивает отсутствие слагаемого, содержащего x_1 , в третьем уравнении системы (5.14).

Согласно теореме Ляпунова об устойчивости по первому приближению для системы нелинейных уравнений с периодическими коэффициентами: если все корни характеристического уравнения первого приближения (5.14) имеют модули меньше единицы, то невозмущенное движение асимптотически устойчиво, но если имеется хотя

бы один корень с модулем больше единицы, то невозмущенное движение будет неустойчивым.

Для применения этой теоремы необходимо существование области $v > v_0$, $|x_i| < H$, в которой выполняются неравенства $|X_i(v, x_1, x_2, x_3)| \leq A(|x_1| + |x_2| + |x_3|)$. В случае невыполнения этого условия, поведение систем (5.15) и (5.14) в окрестности положения равновесия могут качественно различаться. Для рассматриваемой системы уравнений, учитывая $x_1 < 1$

и $\sum_{j=2}^{\infty} \frac{(-1)^{j-1} (2x_2)^{2j-2}}{(2j-2)!} = \cos(2x_2) - 1$, можно записать:

$$\begin{aligned} |X_1(v, x_1, x_2, x_3)| &\leq \left(\frac{k_1}{2} + \frac{3}{4(1-e)} \right) H^2 + \frac{k_2 H^2}{2} = A_1 = \text{const}, \\ |X_3(v, x_1, x_2, x_3)| &\leq \frac{3H}{(1-e)} + \left(\frac{k_1}{2} + \frac{3}{4(1-e)} \right) H^2 + k_2 H^2 = A_2 = \text{const}. \end{aligned} \quad (5.15)$$

Эти оценки справедливы для параметров $k_1 \geq 0$, $k_2 \geq 0$.

Для составления характеристического уравнения необходимо получить фундаментальную систему решений для уравнений (5.14). Система (5.14) может быть проинтегрирована аналитически:

$$x_1 = -C_1 \kappa^{-1} \exp \left(\frac{3}{2\sqrt{\kappa}} \arctan \left(\frac{1-e}{\sqrt{1-e^2}} \tan \frac{v}{2} \right) \right), \quad (5.16)$$

$$x_2 = C_2 \exp(p_1 v) + C_3 \exp(p_2 v), \quad (5.17)$$

$$x_3 = C_2 p_1 \exp(p_1 v) + C_3 p_2 \exp(p_2 v), \quad (5.18)$$

где $p_1 = \frac{-k_1 + \sqrt{k_1^2 - 4k_2}}{2}$, $p_2 = \frac{-k_1 - \sqrt{k_1^2 - 4k_2}}{2}$. Решение имеет разрыв в точках $v = 2\pi j + \pi$, где

$j \in \mathbb{Z}$. В этих точках тангенс стремится к бесконечности, причём при $v \rightarrow (2\pi j + \pi) - 0$ имеем

$\tan \frac{v}{2} \rightarrow +\infty$ и $\arctan(+\infty) = \frac{\pi}{2}$, а при $v \rightarrow (2\pi j + \pi) + 0$ имеем $\tan \frac{v}{2} \rightarrow -\infty$ и

$\arctan(-\infty) = -\frac{\pi}{2}$. Чтобы избавиться от этого разрыва, умножим решение (5.16) на

коэффициент $f(v)$ и сделаем так, чтобы $x_1((2\pi j + \pi) - 0) = x_2((2\pi j + \pi) + 0) f(v)$. Это равенство

выполняется, если $f(v) = \exp \left(-\frac{3\pi}{2\sqrt{1-e^2}} \text{floor} \left(\frac{v + \pi}{2\pi} \right) \right)$. Таким образом, решение для x_1

принимает вид:

$$x_1 = -C_1 \kappa^{-1} \exp \left(-\frac{3}{2\sqrt{\kappa}} \left(\arctan \left(\frac{1-e}{\sqrt{1-e^2}} \tan \frac{\nu}{2} \right) + \pi \operatorname{floor} \left(\frac{\nu + \pi}{2\pi} \right) \right) \right). \quad (5.19)$$

С учетом (5.17)-(5.19) матрица фундаментальной системы решений имеет вид [142]:

$$\Phi = \begin{bmatrix} \kappa^{-1} \exp \left(\frac{-3}{2\sqrt{\kappa}} \left(\arctan \left(\frac{1-e}{\sqrt{1-e^2}} \tan \frac{\nu}{2} \right) + \pi \operatorname{floor} \left(\frac{\nu + \pi}{2\pi} \right) \right) \right) & 0 & 0 \\ 0 & e^{p_1 \nu} & e^{p_2 \nu} \\ 0 & p_1 e^{p_1 \nu} & p_2 e^{p_2 \nu} \end{bmatrix} \quad (5.20)$$

Каждый столбец этой матрицы $X_i(\nu)$ представляет собой линейно независимое решение системы (5.14). Поскольку коэффициенты в правых частях системы уравнений являются 2π -периодическими функциями, и как всякое решение, оно будет линейной комбинацией фундаментальной системы решений [142], можно записать матричное уравнение $\Phi(\nu + 2\pi) = \mathbf{A}\Phi(\nu)$, откуда найти матрицу $\mathbf{A} = \Phi(\nu + 2\pi)\Phi(\nu)^{-1}$. Тогда характеристическое уравнение, соответствующее периоду 2π для системы линейных уравнений с периодическими коэффициентами, имеет вид [142]:

$$D(\rho) = \det(\mathbf{A} - \rho \mathbf{E}) = 0, \quad (5.21)$$

где $\mathbf{E}$ – единичная матрица, ρ – корень характеристического уравнения.

Для рассматриваемой системы первого приближения уравнение (5.21) дает следующие корни характеристического уравнения:

$$\rho_1 = \exp \left(-\frac{3\sqrt{1-e^2}}{2(1-e^2)} \right), \quad \rho_2 = \exp(2\pi p_1), \quad \rho_3 = \exp(2\pi p_2). \quad (5.22)$$

Корень $\rho_1 < 1$ при любом $e < 1$. Рассмотрим остальные корни. При $k_2 \leq k_1^2/4$, переменные p_1 и p_2 являются вещественными числами, и для того, чтобы модули второго и третьего корней характеристического уравнения были меньше единицы, должны выполняться неравенства:

$$p_1 = \frac{-k_1 + \sqrt{k_1^2 - 4k_2}}{2} < 0, \quad p_2 = \frac{-k_1 - \sqrt{k_1^2 - 4k_2}}{2} < 0. \quad (5.23)$$

Первое неравенство выполняется в области $(k_1 > 0, k_2 > 0)$, а второе в $(k_1 > 0, k_2 \leq k_1^2/4) \cup (k_1 \leq 0, k_2 < 0)$. Пересечением этих областей является $(k_1 > 0, 0 < k_2 \leq k_1^2/4)$.

В случае $k_2 > k_1^2/4$ переменные p_1 и p_2 являются комплексными числами, причем $p_{1,2} = \frac{-k_1}{2} \pm i \frac{\sqrt{4k_2 - k_1^2}}{2}$. В этом случае корни характеристического уравнения можно переписать с помощью формулы Эйлера:

$$\rho_{2,3} = \exp(-\pi k_1) \exp(\pm i \pi \sqrt{4k_2 - k_1^2}) = \exp(-\pi k_1) \left(\cos(\pi \sqrt{4k_2 - k_1^2}) \pm i \sin(\pi \sqrt{4k_2 - k_1^2}) \right),$$

модуль этих корней равен $|\rho_{2,3}| = \exp(-\pi k_1)$. Он меньше единицы, когда $k_1 > 0$.

Объединяя случай комплексных и действительных корней, получим, что $|\rho_2| < 1$ и $|\rho_3| < 1$ при $k_1 > 0$, $k_2 > 0$ и управляемое движение на эллиптической орбите будет асимптотически устойчивым.

5.4 Результаты численного моделирования

Для демонстрации эффективности предлагаемого закона управления проведём серию численных расчётов, основанных на системе уравнений (5.7), (5.8). Для моделирования будем рассматривать систему с параметрами, указанными в таблице 5.1. Будем считать, что в начальный момент $v_0 = 0$ и система имеет следующие начальные условия:

$$\theta_0 = 0, \theta'_0 = 0, \Lambda_0 = 1.$$

Этим начальным условиям, согласно (5.3), соответствует начальное значение производной:

$$\Lambda'_0 = \frac{e \sin v_0}{1 + e \cos v_0} - \frac{k_2 \theta_0}{2}, \quad (5.24)$$

и начальная скорость втягивания троса:

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu}{p^3}} (1 + e \cos v_0)^2 \Lambda'_0 L_0. \quad (5.25)$$

В качестве начальной скорости для круговой орбиты возьмем $V_0 = -0.5$ м/с. С помощью формул (5.24) и (5.25) вычислим значение параметра $k_2 = 1.14861$, соответствующего этой начальной скорости. Из формулы (5.25) следует, что при фиксированном k_2 с увеличением эксцентриситета модуль V_0 будет расти.

Исследуем влияние параметра k_1 на динамику системы. Проведем серию расчетов, используя систему уравнений (5.7) - (5.8) и закон управления (5.6) для различных

значений параметра k_1 и различных эксцентриситетов. Поскольку предлагаемый закон управления обеспечивает асимптотическую устойчивость, целевое положение $L = 0$ достигается на бесконечном времени. При выполнении расчётов будем останавливать интегрирование при достижении длины троса $L_k = 0.1$ м. Истинную аномалию, соответствующую завершению расчета, обозначим как ν_{end} .

Результаты численных расчетов представлены на рисунках 5.2-5.7. В данном исследовании параметр ν_{end} определяет итоговое время выполнения стягивания. Величины T_{max} и T_{min} соответственно максимальное и минимальное значение силы натяжения троса во время свёртывания. Значения V_{max} и V_{min} - максимальное и минимальное значения скорости втягивания троса соответственно. Величина Λ_{max} определяет максимальную длину троса за манёвр.

Таблица 5.1 – Параметры системы

Параметр	Значение
Начальная длина троса L_0 , м	1000
Масса буксира m_1 , кг	800
Масса космического мусора m_2 , кг	2000
Параметр орбиты p , м	6 871000

Из рисунка 5.2 видно, что при малых эксцентриситетах - до $e = 0.3$ - длина троса не превышает начальную длину $\Lambda = 1$. Для орбит с большим эксцентриситетом использование закона управления приводит к необходимости дополнительного выпуска троса (рисунок 5.8). Чем больше эксцентриситет, тем большая длина троса требуется для реализации закона управления.

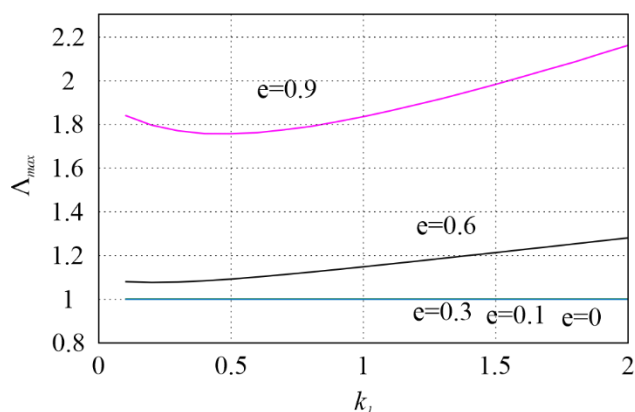
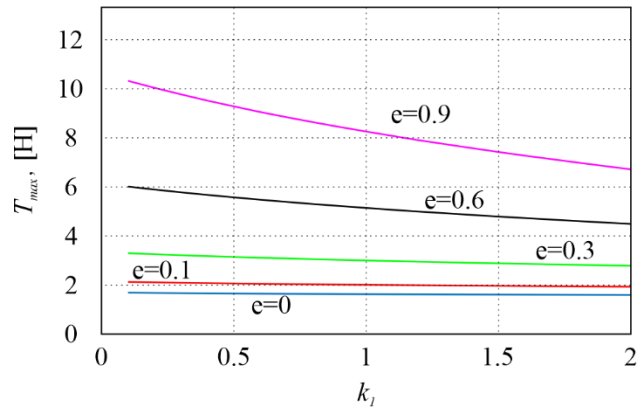
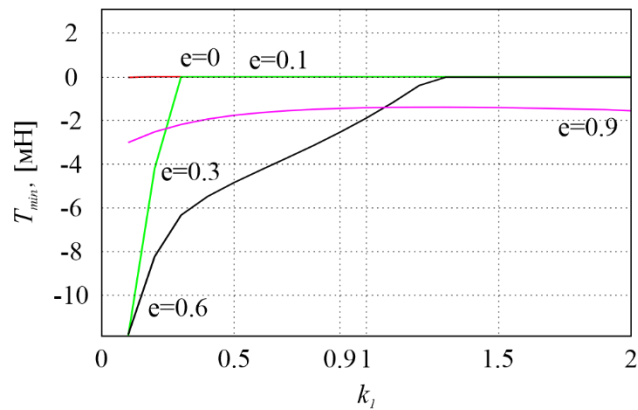
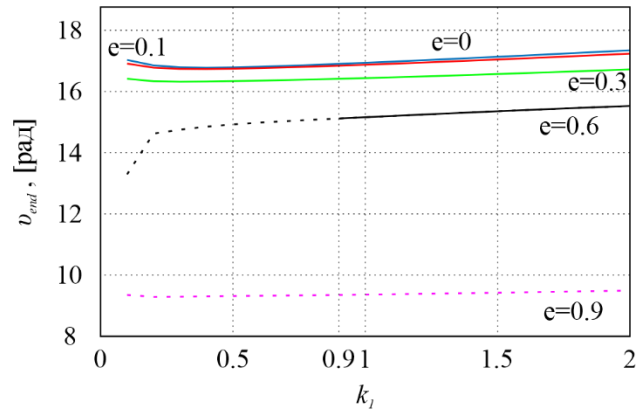


Рисунок 5.2 – Изменение параметра Λ_{max}

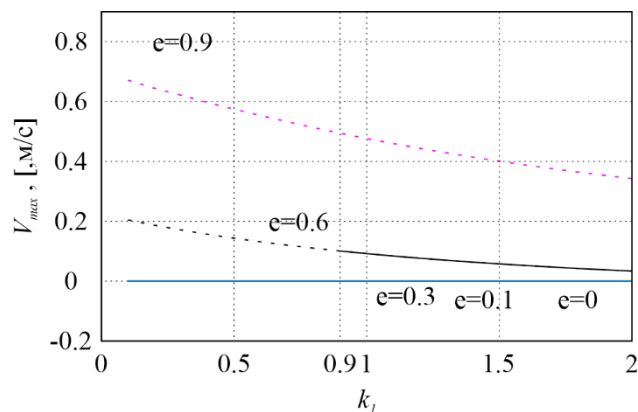
Рисунки 5.3 и 5.4 демонстрируют максимальную и минимальную силу натяжения троса, которая наблюдается в процессе операции свёртывания. Формула (5.9) используется для вычисления силы натяжения. Из рисунка 5.3 видно, что увеличение эксцентриситета приводит к росту максимальной силы натяжения троса, однако во всех случаях сила довольно маленькая и не будет приводить к обрыву троса. Увеличение параметра k_1 закона управления приводит к уменьшению максимальной силы натяжения троса. Согласно рисунку 5.4 для всех рассмотренных эксцентриситетов минимальная сила натяжения для некоторых k_1 может принимать отрицательные значения. Эти режимы движения являются физически нереализуемыми, поскольку отрицательная сила натяжения свидетельствует о том, что трос должен толкать космический мусор, работая как стержень. В действительности при реализации такого закона управления трос провисает. С ростом k_1 «провисание» пропадает, но мы видим, что для эксцентриситетов близких к 1, например, как показано на рисунке 5.4, для $e = 0.9$, «провисания» не удастся избежать. Провисание характерно для начальных этапов управляемого движения, когда трос будет выпускаться (Рисунок 5.8). Чем больше эксцентриситет, тем большее значение k_1 требуется для физически реализуемого управления.

Рисунок 5.3 – Изменение параметра $T_{\max}$ Рисунок 5.4 – Изменение параметра $T_{\min}$

Из рисунка 5.5 видно, что с ростом эксцентриситета уменьшается значение ν_{end} , то есть требуется меньше времени на осуществление операции по свёртыванию троса. Отметим еще одну интересную особенность, из рисунка 5.8 можно заметить, что с ростом эксцентриситета наблюдается тенденция на уменьшение итогового времени выполнения манёвра. Если для эксцентриситета $e = 0$ мы получаем $\nu_{\text{end}} \approx 17$ рад, то для $e = 0.9$ уже $\nu_{\text{end}} \approx 9$ рад. Изменение же самого параметра k_1 незначительно влияет на ν_{end} .

Рисунок 5.5 – Изменение параметра ν_{end}

Из рисунка 5.6 видно, что с увеличением эксцентриситета растет и максимальная скорость троса V_{max} . Наблюдаемые положительные значения говорят нам о том, что в данных случаях наблюдается выпуск троса, то есть будет наблюдаться его провисание (будет показано ниже для частного расчёта). Отметим, что провисание, характерно для эксцентриситетов $e > 0.3$. Фактически получается, что трос толкает космический мусор от себя, что физически невозможно, будет происходить провисание троса. Нулевое значение V_{max} для эксцентриситетов $0 \leq e \leq 0.3$ свидетельствует, что в данных режимах провисания не происходит, но наблюдаются моменты, когда трос и не стягивается, и не выпускается. Увеличение параметра k_l ведет к снижению максимальной скорости V_{max} .

Рисунок 5.6 – Изменение параметра V_{max}

Из рисунка 5.7 видно, что изменение параметра k_l не оказывает какого-либо влияния на величину V_{min} . С ростом эксцентриситета наблюдается увеличение и

минимальной скорости $V_{\min}$, то есть скорости вытягивания троса. Это подтверждают результаты, показанные на рисунке 5.5, где мы видели тенденцию уменьшения времени манёвра с ростом e . Большая по модулю скорость вытягивания позволяет быстрее реализовать манёвр.

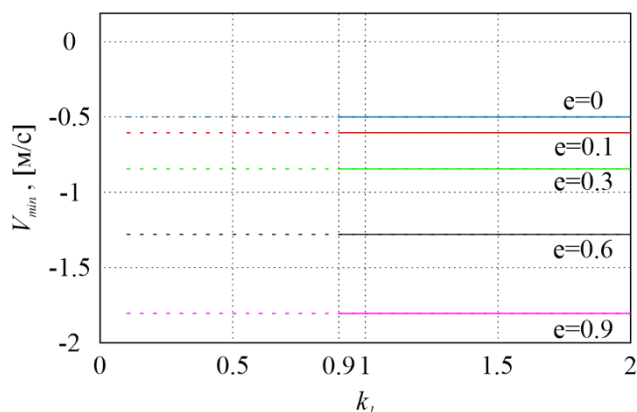


Рисунок 5.7 – Изменение параметра $V_{\min}$

Исследуем влияние изменения коэффициента k_2 . Для этого проведем аналогичную серию расчётов, но, уже варьируя коэффициент k_2 при фиксированном значении $k_1 = 0.8$. Результаты представлены на рисунках 5.8-5.13.

Из рисунка 5.8 видно, что увеличение параметра ведёт к уменьшению предельной длины троса. Начиная со значения $k_2 \approx 1$ изменения уже не столь существенны и носят асимптотический характер. Здесь мы видим схожую тенденцию с ростом e возникает необходимость дополнительного выпуска троса для использования закона управления.

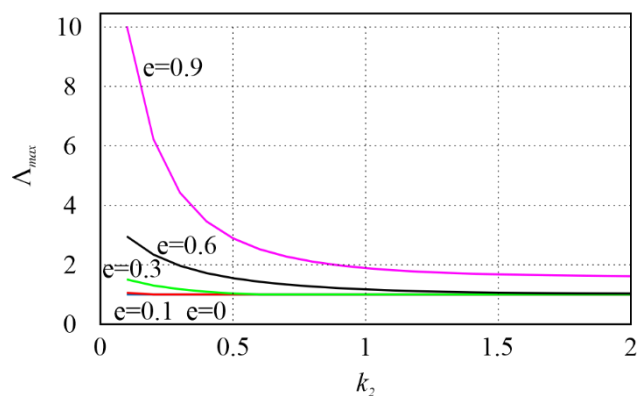


Рисунок 5.8 – Изменение параметра $\Lambda_{\max}$

Рисунки 5.9, 5.10 демонстрируют максимальную и минимальную силу натяжения троса. Из рисунка 5.9 мы видим схожую с рисунком 5.3 тенденцию: с ростом эксцентриситета растет и максимальная сила натяжения, но при этом её значения не приведут к разрыву троса ввиду небольшой величины. Увеличение k_2 для больших эксцентриситетов сначала приводит к уменьшению значений $T_{\max}$, но после значений $k_2 \approx 1.3$ наоборот немного увеличивается. Для малых эксцентриситетов картина в целом схожая, но изменения не столь существенны. Для $T_{\min}$ в диапазоне изменения k_2 от 0.45 до 1.65, наблюдается нулевое значение, соответствующее провисанию троса. Для эксцентриситета $e = 0.9$, при $0.1 \leq k_2 \leq 0.45$ наблюдаются отрицательные значения силы натяжения, физически не реализуемые. Схожая картина наблюдается для всех рассмотренных эксцентриситетов, начиная с $k_2 \approx 1.7$, где происходит резкое снижение значений силы натяжения в область отрицательных значений $T_{\min}$ - физически не осуществимых, так как трос не может толкать от себя космический мусор. Это говорит нам о том, что после этого значения k_2 закон уже не может быть реализован.

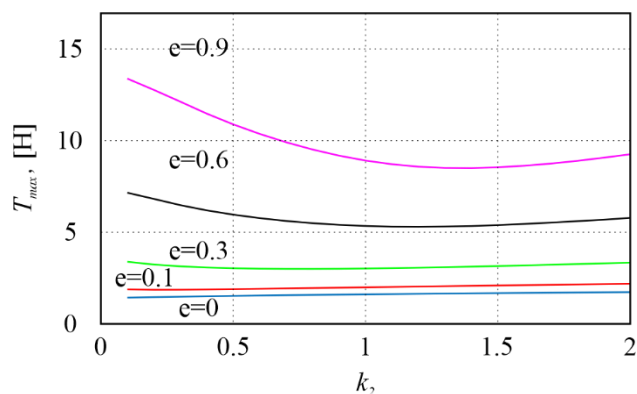


Рисунок 5.9 – Изменение параметра $T_{\max}$

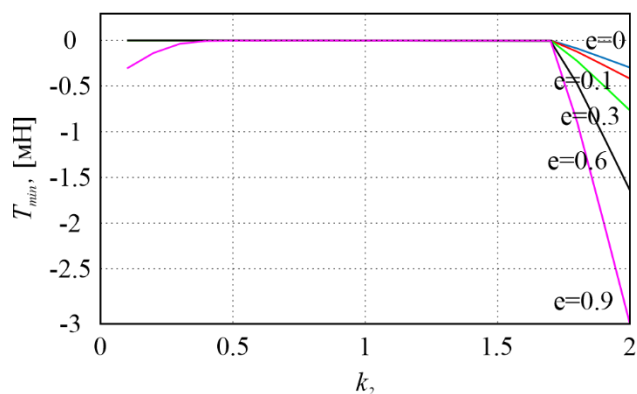


Рисунок 5.10 – Изменение параметра $T_{\min}$

На рисунке 5.11 мы видим схожую с рисунком 5.5 картину: с ростом эксцентриситета уменьшается значение v_{end} . Увеличение коэффициента k_2 приводит к уменьшению значения v_{end} .

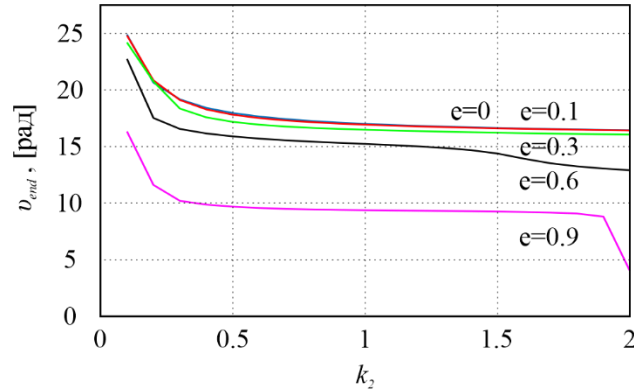


Рисунок 5.11 – Изменение параметра v_{end}

Рисунки 5.12 и 5.13 демонстрируют максимальную и минимальную скорость троса, наблюдаемую в процессе свёртывания. Можем заметить схожую тенденцию для V_{max} и V_{min} - рост эксцентриситета приводит и к росту этих величин. Рост коэффициента k_2 приводит к росту значений V_{max} и V_{min} . Собственно рост предельных значений скоростей обеспечивает снижение итогового времени манёвра (рисунок 5.11).

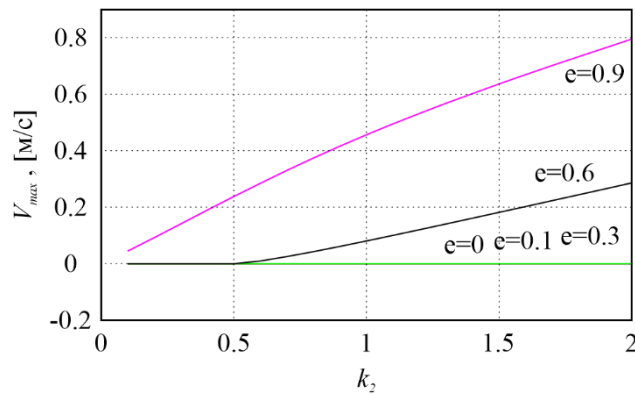
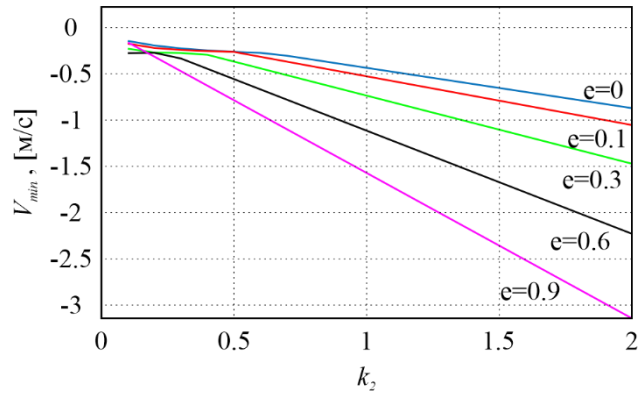
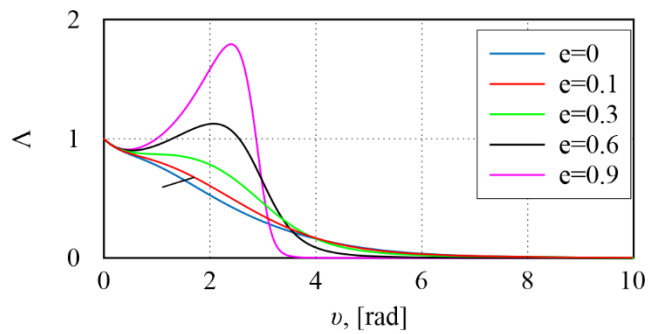
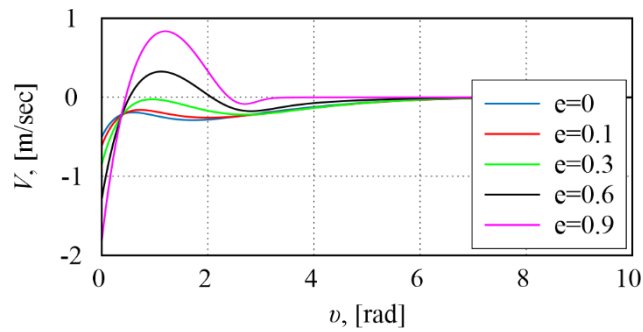
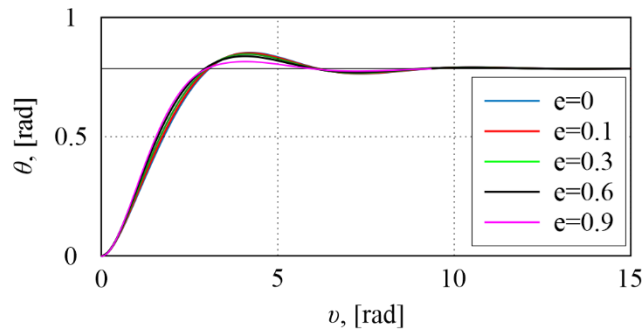
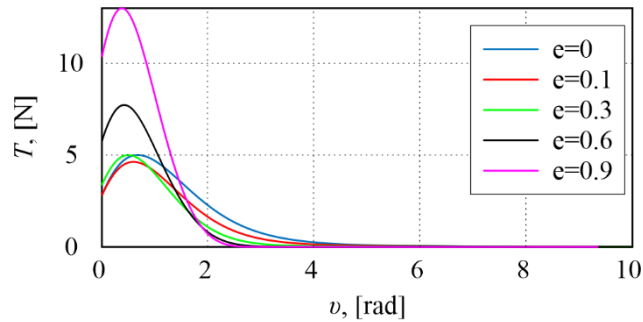
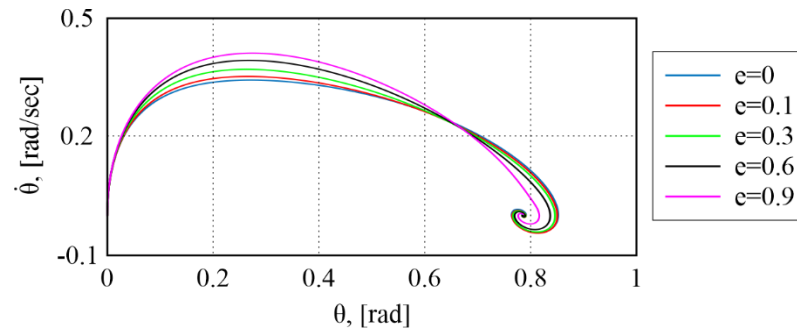


Рисунок 5.12 – Изменение параметра V_{max}

Рисунок 5.13 – Изменение параметра $V_{\min}$

Для демонстрации процесса управляемого свёртывания троса проведем расчёты для различных эксцентриситетов, выбрав в качестве параметров управления $k_1=0.8$ и $k_2=1.14861$, вычисленные для скорости $V_0=-0.5$ м/с и выше. Результаты представлены на рисунках 5.14-5.18.

Рисунок 5.14 – Изменение параметра Λ Рисунок 5.15 – Изменение параметра V

Рисунок 5.16 – Изменение параметра θ Рисунок 5.17 – Изменение параметра T Рисунок 5.18 – Фазовый портрет $\theta(\dot{\theta})$

Из рисунков 5.14-5.18 видно, что введенный закон управления тросом обеспечивает стягивание троса. При этом, согласно рисунку 5.16, система в итоге занимает угловое положение $\theta = \pi/4$. Видно, что колебания по углу к концу манёвра затухают.

Из рисунка 5.14 видно, что при больших эксцентриситетах в начале трос увеличивает свою длину - происходит его выпуск, после чего закон управления начинает его стягивать до требуемого значения. Мы видим, что трос успешно свёртывается, обеспечивая требуемый манёвр.

Из рисунка 5.15 следует, что скорость стремится к нулю по мере уменьшения длины троса. Для больших эксцентриситетов наблюдается смена знака скорости, то есть

трос сначала вытягивается, затем наблюдается смена знака скорости и выпуск троса, а потом опять продолжается вытягивание, доводя трос до полной смотки. Такое поведение троса объясняет $\Lambda_{\max} > 1$ на рисунках 5.2 и 5.8 и отличие кривых $V_{\min}$ для $e = 0.6$ и $e = 0.9$ на рисунках 5.6 и 5.12.

Отметим, что под действием введённого закона выполняется сближение тел связки для разных эксцентриситетов. Стоит отметить, что при больших эксцентриситетах в начале манёвра наблюдается выпуск троса. Это подтверждается и рисунком 5.2, где мы видим, что максимальная длина троса превышает его начальное значение. Тем не менее, данный факт не оказывает влияния на способность системы под действием закона управления осуществить заданный манёвр. Отметим, что фаза вытягивания троса начинает наблюдаться для значений $e > 0.3$. Для меньших значений эксцентриситета характер движения системы близок к случаю круговой орбиты.

Из графика 5.17 видно, что увеличение силы натяжения троса наблюдается в начале манёвра, далее величина сила натяжения снижается до околонулевых значений, для эксцентриситетов с $e = 0.6$ наблюдается отрицательное значение силы натяжения, как было показано на рисунках 5.4 и 5.10. В данной ситуации трос провисает, что говорит о невозможности дальнейшего использования закона управления.

Из фазового портрета (рисунок 5.18) мы видим одинаковый характер поведения системы во время стягивания, фазовые траектории близки.

Из рисунков 5.14-5.18 можно сделать вывод, что предложенное управление позволяет реализовать свёртывание троса как на круговых, так и на эллиптических орбитах с большим эксцентриситетом. Для сильно вытянутых орбит будет необходимо заложить запас длины троса для обеспечения начального развёртывания троса, этот запас можно оценить из результатов численного моделирования. Основными факторами, влияющими на выбор параметров закона управления, являются начальная скорость вытягивания троса и минимальная сила натяжения троса.

Поскольку разработанный закон управления обеспечивает асимптотическую устойчивость, то за конечное время трос может быть свёрнут на довольно маленькую, но не нулевую длину. В связи с этим целесообразно оснастить спутник роботизированными манипуляторами, способными захватить космический мусор на малом расстоянии от него.

5.5 Выводы по 5 главе

В пятой главе получен:

- закон управления длиной троса, обеспечивающий сближение буксира с космическим мусором на эллиптических орбитах с выключенными двигателями буксира.

Результаты исследований, приведённые в пятой главе, опубликованы в работах [139-141].

ГЛАВА 6. ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ СВЁРТЫВАНИЯ ТРОСА

В данной главе сформулируем технические требования к механизму свёртывания троса и определим область применения предложенных законов управления в главах 2-5. Предложим схему и состав устройства управления длиной троса – лебёдки.

Будем рассматривать систему «буксир – космический мусор» (рисунок 6.1), включающую себя следующие ключевые элементы:

- космический буксир;
- космический мусор;
- трос;
- «лебёдку».

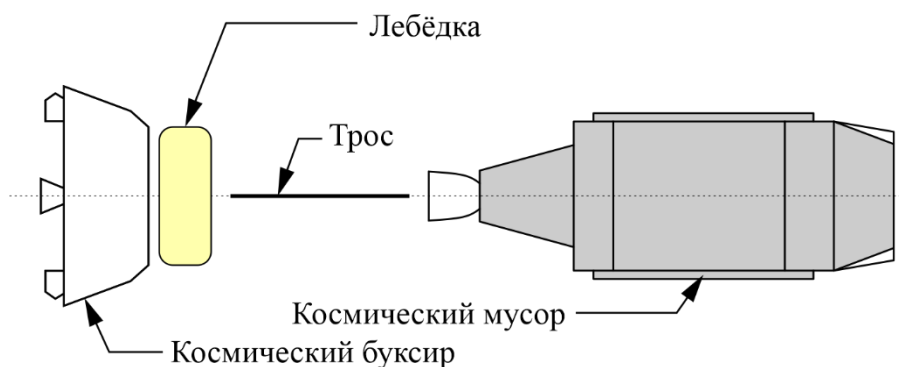


Рисунок 6.1 – Схема системы

Определим облик каждого элемента и дадим рекомендации по выбору параметров.

6.1 Космический буксир

В качестве космического буксира в работе [61] предлагается использовать разгонные блоки (РБ), выполнившие основную миссию по выведению полезной нагрузки на орбиту и сохранившие резерв топлива на борту.

В диссертационном исследовании принято, что космический буксир базируется на РБ «Волга», разработки АО «ЦСКБ «Прогресс»» [143]. РБ «Волга» (рисунок 6.2) обеспечивает выведение полезной нагрузки на низкие круговые орбиты и эллиптические орбиты высотой до 2000 км и эксцентриситетом более 0,01, а также на солнечно-синхронные орбиты высотой до 850 км с космодромов: «Плесецк» (в составе РН «Союз-2»

этапа 1В) и «Восточный» в составе РН «Союз-2» этапов 1А и 1Б. Полные характеристики блока «Волга» представлены в таблице 6.1.

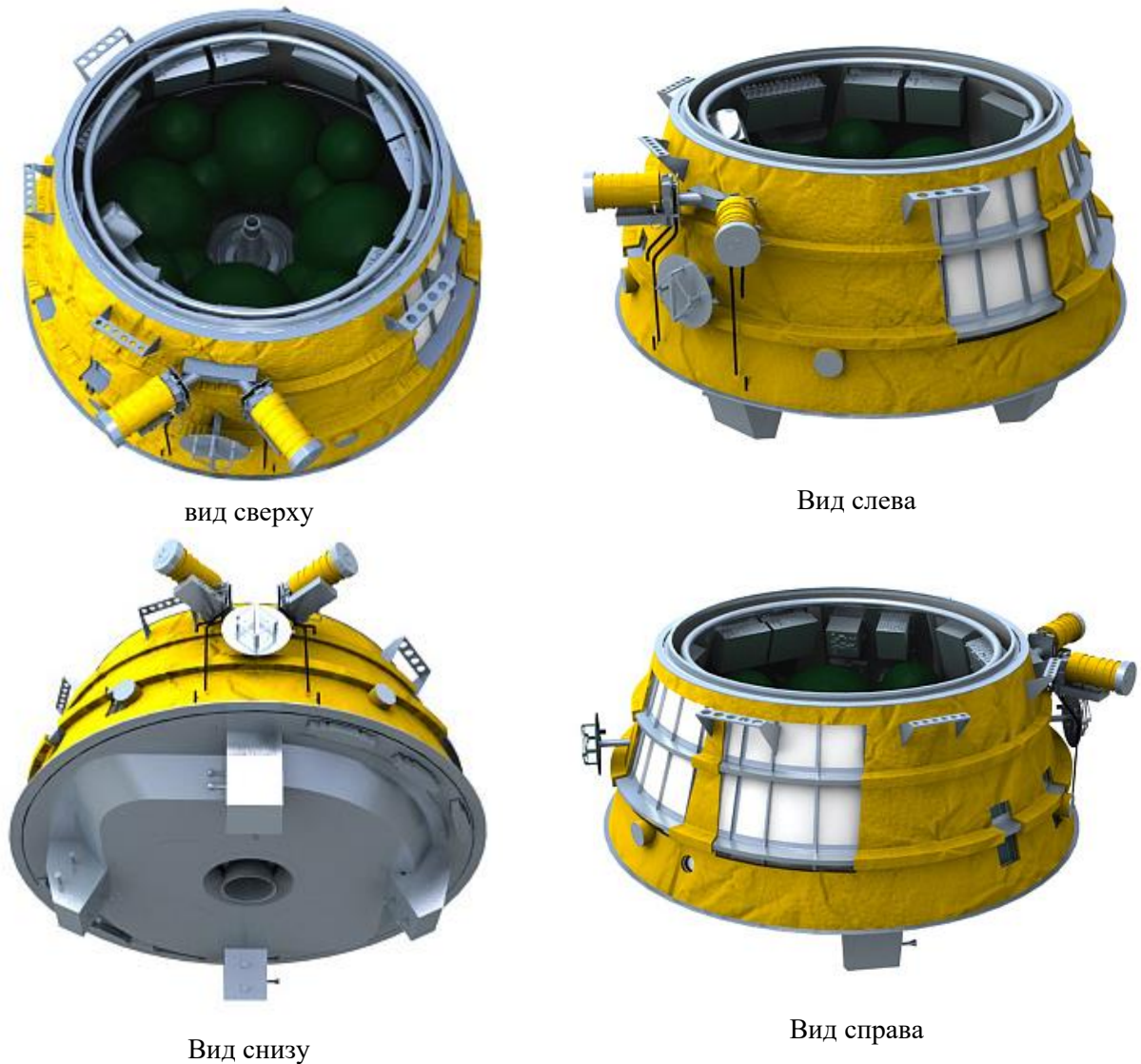


Рисунок 6.2 – Блок выведения «Волга» [143]

РБ «Волга» обеспечивает решение следующих задач:

- перевод одного или нескольких космических аппаратов с орбиты выведения на конечную (рабочую) орбиту;
- стабилизацию разгонного блока и пассивного груза на пассивных и активных участках полета;

- формирование и выдачу на измерительные пункты контрольной информации о состоянии разгонного блока в процессе выведения и навигационной информации от системы спутниковой навигации;
- ориентацию разгонного блока и пассивного груза на пассивных участках полёта и перед отделением космического аппарата, а также, в случае необходимости, обеспечение закрутки разгонного блока и пассивного груза;
- проведение маневра увода разгонного блока с конечной орбиты с пассивацией остатков топлива или маневра затопления (при наличии остатков топлива) в малосудоходном районе Тихого океана.

РБ «Волга» имеет основной двигатель и двигатели ориентации, позволяющие реализовать полученную функциональную зависимость (4.13) для параметров системы «буксир-космический мусор», обеспечивающую отсутствие углового движения связки вокруг собственного центра масс.

На РБ предполагается установка механизма – «лебёдки» обеспечивающей управление длиной троса, рисунок 6.3.

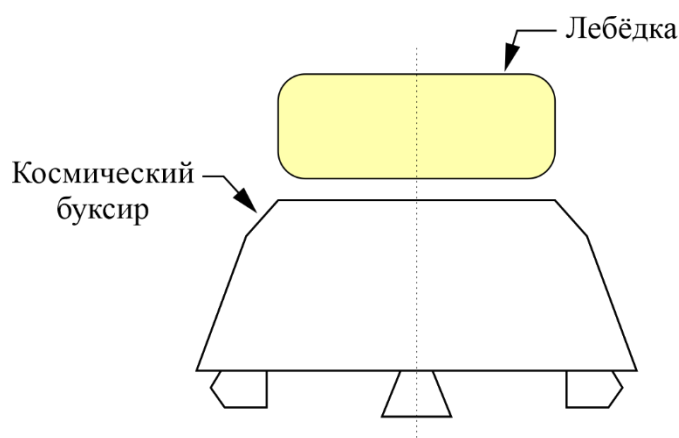


Рисунок 6.3 – Схема космического буксира вместе с лебёдкой на базе РБ «Волга»

6.2 Космический мусор

В качестве объекта космического мусора в работе рассматриваются верхние ступени ракет-носителей – разгонные блоки. Все они имеют общие черты, а именно наличие сопел двигателей и крупные размеры (все относятся группе крупногабаритного космического мусора). Наличие сопла необходимо для осуществления процесса закрепления троса, подробного описанного в патенте [61].

В качестве основной цели увода, как отмечалось ранее, выбраны верхние ступени ракеты-носителя «Космос-3М».

Таблица 6.1 – Тактико-технические характеристики РБ «Волга»

Параметр	Значение
Масса разгонного блока «сухого»	840 кг
Тяга двигательной установки, кгс	300
Удельный импульс тяги, кгс·с/кг	307
Масса компонентов топлива, кг	300-900
Максимальный поперечный диаметр	3.1 м
Высота	1.02 м
Предельно допустимые отклонения параметров конечной орбиты:	
по высоте круговой орбиты, км	$0,003 \cdot N_{кр}$
по высоте апогея орбиты, км	$0,01 \cdot N_{\alpha}$
по высоте перигея орбиты, км	$0,01 \cdot N_{\pi}$
по аргументу перигея, °	от -30 до +30
по периоду обращения, с	от -3 до +3
по наклонению, '	от -2 до +2 без учета ошибок выведения РН
по долготе восходящего узла, '	от -5 до +5 без учета задержек времени старта
Время существования	не более 24 ч.

«Космос-3М» (Индекс ГРАУ — 11К65М) — двухступенчатая одноразовая ракета-носитель космического назначения лёгкого класса, предназначенная для выведения автоматических космических аппаратов на эллиптические и круговые околоземные орбиты высотой до 1700 км с наклонениями плоскости орбиты 66°, 74° и 83°. Создана путем модернизации ракеты-носителя «Космос-3». Носитель использовался для запусков навигационных, связных и научных космических аппаратов и зарубежных космических

аппаратов [144]. Данная ракета активно эксплуатировалась с 1967 по 2010, всего осуществлено 445 пусков ракет «Космос-3М», на орбиты выведены 773 космических аппарата. При этом на орбите в виде космического мусора находятся, по разным оценкам, от 200 до 300 верхних ступеней данной ракеты. Схема верхней ступени типа «Космос-3М» представлена на рисунке 6.4.

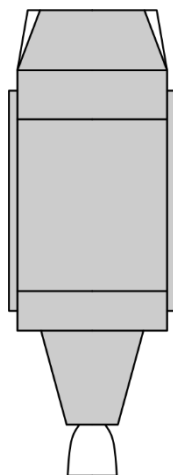


Рисунок 6.4 – Схема космического мусора типа орбитальная ступень

6.3 Трос

В качестве троса предлагается использовать трос, изготовленный из кевлара (Kevlar) - высокопрочного полиамидного волокна [145]. Подобный трос был использован в эксперименте Young Engineers' Satellite-2 (YES-2). Трос должен выдерживать силу натяжения в 2000 Н. Данное значение используем как предельное для вычисления характеристик лебёдки.

6.4 Лебёдка

«Лебёдка» представляет собой механизм, изображенный на рисунке 6.5. Он состоит из следующих основных элементов: катушки с тросом, сервопривода (электродвигателя), редуктора (узла передачи крутящего момента сервопривода на катушку, позволяющего дополнительно повышать или понижать момент) и прижимного ролика, обеспечивающего прижим троса к катушке.

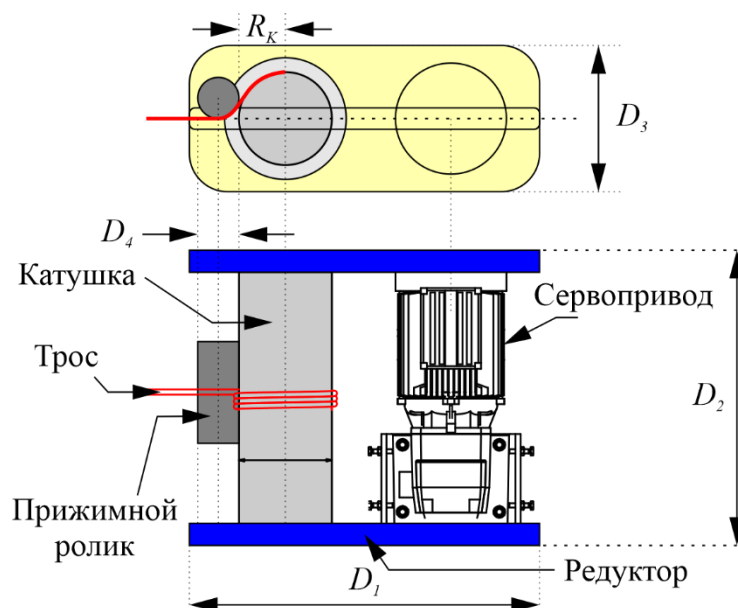


Рисунок 6.5 – Схема устройства механизма «лебёдки»

В силу конструктивных особенностей разгонных блоков, а конкретно блока «Волга», существуют ограничения на размеры и вес дополнительного оборудования – «лебёдки». В ходе работы примем в расчёт следующие ограничения на размеры всего механизма «лебёдки»: $D_1 = 0.8$ м, $D_2 = 0.66$ м, $D_3 = 0.4$ м. Данные размеры взяты с усредненной промышленной лебёдки обеспечивающий подъем грузов до 25-30 тонн.

Проведем кинематический анализ представленной схемы «лебёдки».

Управление тросом осуществляется путем управления длиной троса l_T и его скоростью смотки/размотки $V_T = \dot{l}_T$. То есть законы управления, предлагаемые в 2-5 главах, реализуются механизмом лебёдки через управление скоростью троса, которая обеспечивается вращением катушки с тросом. При этом длина троса связана с поворотом катушки лебёдки следующим соотношением:

$$l_T = \varphi_K R_K \quad (6.1)$$

Здесь R_K - радиус катушки с тросом, φ_K - угол поворота катушки. Скорость троса связана с угловой скоростью катушки формулой:

$$V_T = \omega_K R_K \quad (6.2)$$

Катушка связана с сервоприводом лебёдки с помощью редуктора, при этом передаточное отношение редуктора определяется формулой:

$$i = \frac{\omega_{dv}}{\omega_K}, \quad (6.3)$$

где ω_{dv} - угловая скорость сервопривода. Формулу (6.3) можно выразить через отношение числа оборотов сервопривода в минуту n_{dv} и оборотов катушки в минуту n_K :

$$i = \frac{n_{dv}}{n_K}. \quad (6.4)$$

Выразим скорость троса через число оборотов катушки:

$$V_T = \frac{2\pi}{60} R_K n_K. \quad (6.5)$$

В процессе управления длиной троса, механизму лебёдки необходимо обеспечивать требуемый крутящий момент, который обеспечит свёртывание троса. То есть лебёдке необходимо преодолевать силу T - силу натяжения троса, то есть создавать следующий крутящий момент:

$$M_K = T \cdot R_K. \quad (6.6)$$

Крутящий момент, создаваемый сервоприводом, можно выразить следующей формулой:

$$M_{dv} = \frac{M_K}{i\eta}, \quad (6.7)$$

здесь η - коэффициент полезного действия (КПД) редуктора. Для современных сервоприводов КПД составляет порядка 80-90%, то есть $\eta = 0.8...0.9$.

Таким образом полученные формулы позволяют оценить требуемую мощность сервопривода лебедки:

$$P_{dv} = \frac{M_{dv} n_{dv}}{9550} \quad (6.8)$$

или через число оборотов катушки лебёдки

$$P_{dv} = \frac{M_{dv} n_K i}{9550} \quad (6.9)$$

Число 9550 - коэффициент пересчета единиц измерения, переводящий мощность из ватт в киловатты, а скорость вращения из оборотов в минуты в радиан в секунду, тем самым обеспечивая получение крутящего момента в ньютон-метрах.

Введенные формулы позволяют оценить требуемую мощность сервопривода лебёдки P_{dv} , требуемое передаточное отношение редуктора i и радиус катушки лебёдки R_K .

Для расчета требуемой мощности возьмём предельные значения скоростей свёртывания троса и предельные значения силы натяжения троса из глав 2-5.

В законах управления длиной троса в главах 2-5 максимальное значение скорости троса не превышало величину 5 м/с, сила натяжения не превышала 2000 Н. Используем их как предельные значения. Радиус катушки выберем $R_K = 0.1$ м, данный размер не превышает ограничения корпуса механизма «лебёдки». Используя формулы (6.2) - (6.9), получим итоговую формулу расчёта мощности сервопривода механизма лебёдки:

$$P_{dv} = \frac{3}{955\pi\eta} T V_T \quad (6.10)$$

Подставляя в (6.10) предельные значения скорости свёртывания троса $V_T = 5$ м/с и силу натяжения троса $T = 2000$ Н, $\eta = 0.8$, получим, что требуемая предельная мощность сервопривода составляет $P_{dv\max} = 12.5$ кВт.

Отметим, что это предельная требуемая для выполнения свёртывания мощность сервопривода. В случае использования управления, предлагаемого в главе 5, требуемая мощность может быть значительно снижена.

Таким образом, полученная максимальная требуемая мощность сервопривода позволяет подобрать сервопривод. Для заявленного уровня мощности подойдут существующие сервоприводы с мощностью от 12,5 кВт. Беря в расчет примерный оценочный размер, имеющиеся на рынке сервоприводы имеют следующие диапазоны характеристик: размеры 0.5 на 0.35 на 0.35 м, массу от 40 до 100 килограмм. Средние габаритные параметры сервопривода позволяют разместить его в предлагаемый в работе корпус механизма лебёдки.

Дополнительно сервопривод должен обеспечивать стабильную работу в экстремальных условиях вакуума, радиации и быть устойчивым к температурным перепадам от -150 до $+150$ градусов

Удовлетворение всем этим требованиям полностью обеспечивает возможность реализации предложенных в работе законов управления троса, включая задачу свёртывания троса, обеспечения процесса подтормаживания на этапах выравнивания скоростей космического мусора и космического буксира.

Таким образом, предложены схема и состав устройства управления длиной троса – лебёдки, обеспечивающей свёртывание троса по предложенным в диссертационном исследовании законам управления. Определены технические требования и рекомендации к механизму лебёдки: состав механизма, массово-габаритные параметры и мощность сервопривода.

6.5 Выводы по 6 главе

В шестой главе:

- предложены схема и состав лебёдки, обеспечивающей процесс свёртывания троса. Определены технические требования и рекомендации к данному механизму: состав, массово-габаритные параметры и мощность сервопривода, позволяющие реализовать полученные в работе законы управления.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе получены следующие результаты:

1. Предложен нелинейный закон управления длиной троса, позволяющий осуществлять безударное сближение космического буксира с объектом космического мусора. Показана возможность реализации предложенного управления с помощью численного моделирования на примере космического буксира типа разгонного блока «Волга», сохранившего запас топлива после выполнения основной миссии. В качестве объекта космического мусора рассмотрена орбитальная ступень РН типа «Космос-3М». Результаты численного моделирования показали, что предложенный закон управления решает задачу безударного сближения на круговой орбите.
2. Построен закон управления длиной троса, решающий задачу выравнивания орбитальных параметров космического буксира и космического мусора до начала сближения. Продемонстрирована работоспособность закона численными экспериментами.
3. Разработан закон управления, обеспечивающий процесс свёртывания троса на эллиптических орбитах в отсутствии тяги двигателей буксира.
4. Получена функциональная зависимость для параметров системы «буксир-космический мусор», обеспечивающая отсутствие углового движения связки вокруг собственного центра масс в процессе выполнения транспортной операции.
5. Предложены схема и состав устройства управления длиной троса - лебёдки, обеспечивающей процесс свёртывания троса. Определены технические требования и рекомендации к данному механизму: состав, массово-габаритные параметры и мощность её сервопривода.
6. Получен акт о возможности использования результатов диссертационных исследований от АО «РКЦ «Прогресс». Результаты диссертации внедрены в учебный процесс кафедры теоретической механики института авиационной и ракетно-космической техники ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва» и включены в курс «Физико-механический практикум» направления подготовки 01.03.03 «Механика и математическое моделирование (Анализ и компьютерное моделирование аэрокосмических систем)». Результаты исследований использованы при выполнении работ, поддержанных Российским научным фондом (проект РНФ №16-19-10158, 2016-2018 гг., проект РНФ №19-19-00085, 2019-2021 гг., проект РНФ №22-19-00160, 2022-2024 гг.).

Результаты исследований могут быть использованы в следующих задачах:

- увод крупногабаритного космического мусора;
- возвращение космонавтов и оборудования на МКС после работы за бортом станции.

Результаты работы включены в план выполнения проекта РНФ №26-19-00260 «Моделирование перспективных транспортных космических миссий с использованием тросовых систем, реактивной тяги и электростатического взаимодействия» на 2026-2028 гг., в котором автор диссертационного исследования входит в число основных исполнителей проекта.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Pelton, J.N.* New solutions for the space debris problem / J.N. Pelton. – USA, Arlington: Springer, 2015. – 102 p.
2. *Shan, M.* Review and comparison of active space debris capturing and removal methods / M. Shan, J. Guo, E. Gill // *Progress in Aerospace Sciences*. – 2015. – № 80. – P. 18–32.
3. *Bolonkin, A.* New methods of removing space debris [Электронный ресурс] / A. Bolonkin. – 2014. – URL: <http://www.rxiv.org/pdf/1403.0670v1.pdf> (дата обр. 05.03.2018).
4. *Трушляков, В.И.* Обзор средств стыковки и захвата объектов крупногабаритного космического мусора / В.И. Трушляков, Е.А. Юткин // *Омский научный вестник*. – 2013. – № 2 (120). – С. 56–61.
5. *Kessler, D.J.* Collision frequency of artificial satellites: the creation of a debris belt / D.J. Kessler, B.G. Gour-Palais // *Journal of geophysical research*. – 1978. – Vol. 83, A6. – P. 2637-2646.
6. *Liou, J.C.* An active debris removal parametric study for LEO environment remediation / J.C. Liou // *Advances in Space Research*. – 2011. – Vol. 47, № 11. – P. 1865-1876.
7. *Bonnal, C.* Active debris removal: Recent progress and current trends / C. Bonnal, J.M. Ruault, M.C. Desjean // *Acta Astronautica*. – 2013. – Vol. 85. – P. 51–60.
8. *Emanuelli, M.* Conceptualizing an economically, legally, and politically viable active debris removal option / M. Emanuelli, [et al.] // *Acta Astronautica*. – 2014. Vol. 1. – P. 197–205.
9. *Anselmo, L.* Analysis of the consequences in low earth orbit of the collision between cosmos 2251 and iridium [Электронный ресурс] / L. Anselmo, C. Pardini. – 2009. – URL: <https://www.researchgate.net/publication/228975104> (дата обр. 08.01.2018).
10. *Schildknecht, T.* Optical surveys for space debris / T. Schildknecht // *The Astronomy and Astrophysics Review*. – 2007. Vol. 14, № 1. – P. 41-111.

11. *Данилова, Л.В.* Ответственность за засорение околоземного космического пространства / Л.В. Данилова // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2014. – Т. 2, №10. – С.267-268.
12. *Палий, А.С.* Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (состояние проблемы) / А.С. Палий // Техническая механика. – 2012. – №1. – С. 94-102.
13. *Forward, R.L.*, Terminator tether: a spacecraft deorbit device / R.L. Forward, R.P. Hoyt, C.W. Uphoff // Journal Spacecraft and Rockets. – 2000. – Vol. 37, № 2. – P. 187–196.
14. *Hoyt, R.P.* The Terminator Tape: A cost-effective de-orbit module for end-of-life disposal of LEO satellites / R.P. Hoyt // AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition. Pasadena, California, USA, 2009. – 14-17 September, 2009, P. 6733.
15. *Pardini, C.* Benefits and risks of using electrodynamic tethers to de-orbit spacecraft / C. Pardini, T. Hanada, P.H. Krisko // Acta Astronautica. – 2009. – Vol. 64. №.5. – P. 571–588.
16. *Зайцева, О.Н.* Аспекты технической реализации автоматического космического комплекса для захвата и свода с орбиты объектов, прекративших активное существование / О.Н. Зайцева, А.В. Лукьянчикова, К.М. Пичхадзе // Вестник ФГУП НПО им. С. А. Лавочкина. – 2012. – Т. 5. № 16. – С. 12–18.
17. Патент № 6830222 США Balloon device for lowering space object orbits: опубл. 14.12.2004 / К.Т. Nock, A.D. McDonald, K.M. Aaron
18. *Andrenucci, M.* Active Removal of Space Debris - Expanding foam application for active debris removal / M. Andrenucci, P. Pergola, A. Ruggiero // Final Report. ESA, 2011. – P. 1-132.
19. *Pergola, P.* Low-thrust missions for expanding foam space debris removal / P. Pergola [et al.] // Proceedings of the 32nd International Electric Propulsion Conference. – Wiesbaden, Germany, 2011. – P. 13.

20. *McInnes, C.R.* Solar sailing: technology, dynamics and mission applications / *McInnes, C.R.* – Springer Science & Business Media, 2013. – 264 P.
21. *Visagie, L.* Hybrid solar sails for active debris removal / *L. Visagie, V. Lappas* // *ESA Ariadna study AO*. – 2011. – Vol. 6411. № 10. – P. 1-59.
22. *Трофимов, С. П.* Увод малых космических аппаратов с верхнего сегмента низких орбит с помощью паруса для увеличения силы светового давления / *С.П. Трофимов* // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. – 2015. – С. 32-32.
23. *Schmitz, M.* Performance model for space-based laser debris sweepers / *M. Schmitz, S. Fasoulas, J. Utzmann* // *Acta Astronautica*. – 2015. – Vol. – 115. P. 376–383.
24. *Phipps, C.R.* A spaceborne, pulsed UV laser system for re-entering or nudging LEO debris, and re-orbiting GEO debris / *C.R. Phipps, C. Bonnal* // *Acta Astronautica*. – 2016. – Vol. 118. – P. 224–236.
25. *Авдеев, А.В.* Бортовая лазерная установка для борьбы с космическим мусором [Электронный ресурс] / *А.В. Авдеев, А.А. Метельников*. – 2016. – URL: https://trudymai.ru/upload/iblock/28b/avdeev_melnikov_rus.pdf?lang=ru&issue=89. (дата обр. 11.12.2017).
26. *Ашурбейли, И.Р.* Возможности использования авиационной лазерной системы для борьбы с космическим мусором и поддержания орбит космического аппарата [Электронный ресурс] / *И.Р. Ашурбейли [и др.]*. – 2011. – URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=24856> (дата обр. 11.12.2017).
27. *Авдеев А.В.* К вопросу борьбы с космическим мусором с помощью лазерной космической установки на основе HF-НХЛ [Электронный ресурс] / *А.В. Авдеев*. – 2012. – URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35496> (дата обр. 11.12.2017).

28. *Phipps, C.R.* A laser-optical system to re-enter or lower low Earth orbit space debris / C.R. Phipps // *Acta Astronautica*. – 2014. – Vol. 93. – P. 418–429.
29. *Soulard, R.* ICAN: A novel laser architecture for space debris removal / R. Soulard // *Acta Astronautica*. – 2014. – Vol. 105, № 1. – P. 192–200.
30. *Liedahl, D. A.* Momentum transfer by laser ablation of irregularly shaped space debris / D.A. Liedahl, S.B. Libby, A. Rubenchik // *AIP Conference Proceedings*. – 2010. – Vol. 1278. № 1. – P. 772–779.
31. *Merino, M.* Ion beam shepherd satellite for space debris removal / M. Merino // *Progress in Propulsion Physics*. – 2013. – Vol. 4. – P. 789–802.
32. *Kitamura, S.* Hayakawa Y., Kawamoto S. A reorbiter for large GEO debris objects using ion beam irradiation / S. Kitamura, Y. Hayakawa, S. Kawamoto // *Acta Astronautica*. – 2014. – Vol. 94. № 2. – P. 725–735.
33. *Bombardelli, C.* Dynamics of ion-beam-propelled space debris / C. Bombardelli // *International Symposium on Space Flight Dynamics*. – Sao Jose dos Campos, Brasil, 2011. – P. 1–13.
34. *Schaub, H.* Active space debris charging for contactless electrostatic disposal maneuvers / H. Schaub, Z. Sternovsky // *Advanced Space Research*. – 2014. – Vol. 53. № 1. – P. 110–118.
35. *Gómez, N.O.* Control analysis for a contactless de-tumbling method based on eddy currents: problem definition and approximate proposed solutions / N.O. Gómez // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. – San Diego, California, USA, 2016. – P. 642.
36. *Kumar, K.* Agora: Mission to demonstrate technologies to actively remove Ariane rocket bodies / Kumar K. // *Proceedings of the International Astronautical Congress, Jerusalem, Israel, 2015*. – P. 1–16.

37. *Schaub, H.* Geosynchronous large debris reorbiter: Challenges and prospects / H. Schaub / H. Schaub, D.F. Moorer // The Journal of the Astronautical Sciences. – 2012. – Vol. 59. № 1-2. – P. 161-176.
38. *Hiltz, M.* Canadarm: 20 years of mission success through adaptation / M. Hiltz [et al.] // International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation. – 2001. – Vol. 1. – P. 1–8.
39. *Aikenhead, B.A.* Canadarm and the space shuttle / B.A. Aikenhead, R.G. Daniell, F.M. Davis // Journal of Vacuum Science & Technology A: Vacuum, Surfaces, and Films. – 1983. – Vol. 1, № 2. – P. 126–132.
40. *Sachdev, S.S.* Canadarm - a review of its flights / S.S. Sachdev // Journal of Vacuum Science & Technology A: Vacuum, Surfaces, and Films. – 1986. – Vol. 4. № 3. – P. 268–272.
41. *Burns, S.* Evolution of the space station robotic manipulator [Электронный ресурс] / S. Burns, S. Razvi // 58th International Astronautical Congress, Hyderabad, India, 2007. – P. 24-25.
42. *Matsumoto, S.* Reconfigurable space manipulator for in-orbit servicing / S. Matsumoto // Robotics. – 2000. – P. 88-94.
43. *Ma, Z.* Optimal control for spacecraft to rendezvous with a tumbling satellite in a close range / Z. Ma, O. Ma, B.N. Shashikanth // IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Daejeon, South Korea, 2016. – P. 4109-4114.
44. *Xin, M.* Nonlinear optimal control of spacecraft approaching a tumbling target / M. Xin, H. Pan // Aerospace Science and Technology. – 2011. – Vol. 15. № 2. – P. 79–89.
45. *Dimitrov, D.N.* Utilization of the bias momentum approach for capturing a tumbling satellite / D.N. Dimitrov, K. Yoshida // Proceedings IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Sendai, Japan, 2004. – Vol. 4. – P. 3333-3338.

46. Nagamatsu, H. Capture strategy for retrieval of a tumbling satellite by a space robotic manipulator / H. Nagamatsu, T. Kubota, I. Nakatani // Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Osaka, Japan, 1996. – P. 70-75.
47. Nenchev, D. N. Impact analysis and post-impact motion control issues of a free-floating space robot contacting a tumbling object / D.N. Nenchev, K. Yoshida // Proceedings 1998 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Innovations in Theory, Practice and Applications, Victoria, BC, Canada, 1998. –Vol. 1. – P. 913-919.
48. Oki, T. Time-optimal manipulator control for management of angular momentum distribution during the capture of a tumbling target / T. Oki, H. Nakanishi, K. Yoshida // Advanced Robotics. – 2010. – Vol. 24. № 3. – P. 441-466.
49. Yoshida, K. Dynamics, control and impedance matching for robotic capture of a non-cooperative satellite / K. Yoshida [et. al.] // Advanced Robotics. – 2004. – Vol. 18. № 2. – P. 175-198.
50. Jankovic, M. GNC architecture for autonomous robotic capture of a non-cooperative target: preliminary concept design / M. Jankovic, J. Paul, F. Kirchner // Advances in Space Research. – 2016. – Vol. 57. № 8. P. 1715-1736.
51. Zhang, X. Research of docking characteristic of flexible beam based on probe-cone docking mechanism / X. Zhang [et al.] // Procedia Engineering. – 2012. – Vol. 31. – P. 857-862.
52. Han W. Research of impact dynamic modeling of flexible probe-cone docking mechanism based on Kane method / W. Han, Y. Huang, X. Chen // Archive of Applied Mechanics. – 2015. – Vol. 85. № 2. – P. 205-221.
53. Moody, C.K. Laboratory Experiments for Orbital Debris Removal / C.K. Moody [et al.] // AAS Guidance Navigation Control Conference, Breckenridge, Colorado, USA, 2016. – P. 1-12.

54. *Wormnes, K.* ESA technologies for space debris remediation / K. Wormnes // 6th European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, 2013. – Vol. 1. – P. 1-8.
55. *Benvenuto, R.* Dynamics analysis and GNC design of flexible systems for space debris active removal / R. Benvenuto, S. Salvi, M. Lavagna // *Acta Astronautica*. – 2015. – Vol. 110. – P. 247–265.
56. *Aslanov, V.S.* Dynamics of the tethered satellite system / V.S. Aslanov, A.S. Ledkov. - Cambridge: Woodhead Publishing Limited, 2012. – 331 p.
57. *Sharf, I.* Experiments and simulation of a net closing mechanism for tether-net capture of space debris / I. Sharf [et al.] // *Acta Astronautica*. – 2017. – Vol. 139. – P. 332-343.
58. *Shan, M.* Deployment dynamics of tethered-net for space debris removal / M. Shan, J. Guo, E. Gill // *Acta Astronautica*. – 2017. – Vol. 132. – P. 293-302.
59. *Forshaw, J.L.* Final payload test results for the Remove Debris active debris removal mission / J.L. Forshaw [et al.] // *Acta Astronautica*. – 2017. – Vol. 138. – P. 326-342.
60. *Патент № 15397348* / Н. Mori [et al.] 2017.
61. *Патент № 2531679 Российская Федерация, МПК В64G 1/64. 27.10.2014.* Способ очистки орбиты от космического мусора. № 2012136161/11: заявл. 21.08.2012; опубл. 27.10.2014 / В.И. Трушляков [и др.]; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Омский государственный технический университет». – 15 с. ил. – Текст: непосредственный
62. *Cercós, L.* Validation of a Net Active Debris Removal simulator within parabolic flight experiment [Электронный ресурс] / L. Cercós [et al.] // In: 12th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Montreal, Canada, 2014. – URL: <https://core.ac.uk/download/pdf/55248523.pdf> (дата обр. 10.11.2023).

63. *Асланов, В.С.* Определение параметров оснащенной гарпуном тросовой системы для буксировки космического мусора [Электронный ресурс] / В.С. Асланов, А.В. Алексеев, А.С. Ледков // Труды МАИ. – 2016. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=74644> (дата обр. 04.06.2020).
64. *Dudziak, R.* Harpoon technology development for the active removal of space debris / R. Dudziak, S. Tuttle, S. Barraclough // *Advances in Space Research.* – 2015. – Vol. 56. № 3. – P. 509-527.
65. *Асланов, В. С.* Тросовая буксировка объекта космического мусора с полостью, заполненной жидкостью [Электронный ресурс] / В.С. Асланов, В.В. Юдинцев. – 2017. – URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=83566> (дата обр. 25.10.2021)
66. *Aslanov, V.S.* Oscillations of a spacecraft with a vertical elastic tether / V.S. Aslanov // *AIP Conference Proceeding.* 2010. – Vol. 1220. – P. 1–16.
67. *Асланов, В. С.* Выбор параметров системы увода космического мусора с упругими элементами посредством тросовой буксировки / В.С. Асланов, В.В. Юдинцев // *Вестник Московского авиационного института.* 2018. – Т. 25. №. 1. – С. 7-17.
68. *Aslanov, V.S.* Dynamics, analytical solutions and choice of parameters for towed space debris with flexible appendages / V.S. Aslanov, V.V. Yudintsev // *Advances in Space Research.* – 2015. – Vol. 55. № 2. – P. 660–667.
69. *Troger, H.* Dynamics of tethered space systems / H. Troger [et al.] – CRC Press, 2010. – 223 p.
70. *Асланов, В.С.* Безударное сближение космического мусора с буксиром при использовании тросовой системы [Электронный ресурс] / В.С. Асланов, Р.С. Пикалов. – 2017. – URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=76750> (дата обр. 11.12.2020).
71. *Купреев, С.А.* Метод формирования оптимальных режимов управляемого движения тросовых систем при решении практических задач [Электронный ресурс] / С.А.

Купреев. – 2015. – URL: <https://www.mai.ru/publications/index.php?ID=63053> (дата обр. 11.12.2020).

72. *Купреев, С.А.* Условия существования предельных циклов у динамической системы движения связанных объектов на эллиптической орбите [Электронный ресурс] / С.А. Купреев. – 2016. – URL: <https://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=69> (дата обр. 11.12.2020).
73. *Jasper, L.* Input shaped large thrust maneuver with a tethered debris object / L. Jasper, H. Schaub // *Acta Astronautica*. – 2014. – Vol. 96. – P. 128–137.
74. *Aslanov, V.S.* Dynamics of large debris connected to space tug by a tether / V.S. Aslanov, V.V. Yuditsev // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. – 2013. – Vol. 36. № 6. – P. 1654–1660.
75. *Aslanov, V.S.* Dynamics of large space debris removal using tethered space tug / V.S. Aslanov, V.V. Yuditsev // *Acta Astronautica*. – 2013. – Vol. 91. – P. 149–156.
76. *Aslanov, V.S.* Chaos Behavior of Space Debris During Tethered Tow / V.S. Aslanov // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. – 2015. – Vol. 39. № 10. – P. 2399–2405.
77. *Hovell, K.* Attitude stabilization of an unknown and spinning target spacecraft using a visco-elastic tether / K. Hovell, S. Ulrich // 13th Symposium on Advanced Space Technologies in Robotics and Automation. Noordwijk, Netherlands, 2015. – P. 1-8.
78. *O'Connor, M.J.* Debris de-tumbling and de-orbiting by elastic tether and wave-based control [Электронный ресурс] / M.J. O'Connor, S. Clearly, D. Hayden // In: 6th International Conference on Astrodynamics Tools and Techniques. Darmstadt, Germany, 2016. – URL: <https://indico.esa.int/indico/event/111/session/14/contribution/183/material/paper/0.pdf> (дата обр. 10.11.2020)

79. *Cleary, S.* Control of space debris using an elastic tether and wave-based control / S. Cleary, W.J. O'Connor // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. – 2016. – Vol. 39. № 6. – P. 1392–1406.
80. *Jasper, L.* Tethered towing using open-loop input-shaping and discrete thrust levels / L. Jasper, H. Schaub // *Acta Astronautica*. – 2014. – Vol. 105. no. 1. – P. 373–384.
81. *Пикалов, Р.С.* Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора / Р.С. Пикалов, В.В. Юдинцев // *Труды МАИ*. – 2018. – №100.
82. *Добранравов, В.В.* Курс теоретической механики / В.В. Добранравов, Н.Н. Никитин, А.Л. Дворников. – М.: Высшая школа, 1966. – 623 с.
83. *Schaub, H.* Analytical Mechanics of Aerospace Systems / H. Schaub, J.L. Junkins. – USA: AIAA, 2003. – P. 578.
84. *Mark, C.P.* Review of active space debris removal methods / C.P. Mark, S. Kamath S. // *Space policy*. – 2019. – Vol. 47. – P. 194-206.
85. *Cartmell, M.P.* A review of space tether research / M.P. Cartmell, D.J. McKenzie // *Progress in Aerospace sciences*. – 2008. – Vol. 44. № 1. – P. 1-21.
86. *Huang, P.* A review of space tether in new applications / P. Huang [et al.] // *Nonlinear Dynamics*. – 2018, –Vol. 94, № 1. – P. 1-19.
87. *Chen, Y.* Dynamical modelling and control of space tethers: a review of space tether research / Y. Chen [et al.] // *Nonlinear Dynamics*. – 2014. – Vol. 7. № 4. – P. 1077-1099.
88. *Yu, B. S.* Review of deployment technology for tethered satellite systems / B. S.Yu, H. Wen, D.P. Jin // *Acta Mechanica Sinica*. – 2018. Vol. 34. № 4. – P. 754-768.
89. *Bekey, I.* Tether Propulsion / I. Bekey, P.A. Penzo // *Aerospace America*. – 1986. Vol – 24. № 7. – P. 40–43.

90. *Pikalov, R. S.* Strategy for the realization of soft docking with space debris by using a tether system / R.S. Pikalov // Journal of Physics: Conference Series. – 2019. – Vol. 1368, № 4. – P. 20-26.
91. *Trushlyakov, V. I.* Risks of Docking and Nulling of the Kinetic Moment of an Uncooperative Large-Sized Space Debris Journal of Space Safety / V. I. Trushlyakov, V.V. Yudintsev, S.Y. Onishchuk // Engineering. – 2022. – Vol. 9. № 4. – P. 523–527.
92. *Mayorova, V. I.* Analysis of the Space Debris Objects Nozzle Capture Dynamic Processed by a Telescopic Robotic Arm / V.I. Mayorova, G.A. Shcheglov, M.V. Stognii // Acta Astronautica. – 2021. – Vol. 187. – P. 259–270.
93. *Sizov, D. A.* Space debris removal with harpoon assistance: Choice of parameters and optimization / D.A. Sizov, V.S. Aslanov // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2020. – Vol. 44. № 4. – P. 767-778.
94. *Barnes, C.M.* A quality index for net-based capture of space debris / C.M. Barnes, E.M. Botta // Acta Astronautica. – 2020. – Vol. 176. – P. 455-463.
95. *Xu, D.M.* Thruster-augmented active control of a tethered subsatellite system during its retrieval / D.M. Xu, A.K. Misra, V. J. Modi // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 1986. – Vol. 9. № 6. – P. 663-672.
96. *Netzer, E.* Deployment and retrieval optimization of a tethered satellite system / E. Netzer, T.R. Kane // Journal of guidance, control, and dynamics. – 1993. – Vol. 16. № 6. – P. 1085-1091.
97. *Yingying, L.* Variable structure control for tethered satellite fast deployment and retrieval / L. Yingying, Z. Jun, C. Huanlong // Future Control and Automation: Proceedings of the 2nd International Conference on Future Control and Automation (ICFCA), 2012. – Vol. 1. – P. 157-164.

98. *Fujii, H.* Mission-function control for slew maneuver of a flexible space structure / H. Fujii, S. Ishijima // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. – 1989. – Vol. 12. № 6. – P. 858-865.
99. *Kokubun, K.* Deployment/retrieval control of a tethered subsatellite under effect of tether elasticity / K. Kokubun, H.A. Fujii // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. – 1996. – Vol. 19. № 1. – P. 84-90.
100. *Pradeep, S.* Extension of tethered satellites in the atmosphere / S. Pradeep, K. Kumar // *Acta Astronautica*. – 2003. – Vol. 52. – №. 1. – P. 1-10.
101. *Kumar, K.* Optimization of control gains for three dimensional retrieval dynamics of tethered satellites / K. Kumar, S. Pradeep, G. Vidya // *Proceeding of 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*. – St. Louis, U.S.A., 1998. – P. 49-78.
102. *Djebli, A.* Laws of deployment/retrieval in tether connected satellites systems / A. Djebli, M. Pascal, L. El Bakkali // *Acta Astronautica*. – 1999. – Vol. 45. № 2. – P. 61-73.
103. *Djebli, A.* On fast retrieval laws for tethered satellite systems / A. Djebli, L. El Bakkali, M. Pascal M // *Acta Astronautica*. – 2002. – Vol. 50. № 8. – P. 461-470.
104. *Sun, G.* Fractional order tension control for stable and fast tethered satellite retrieval / G. Sun, Z.H. Zhu // *Acta Astronautica*. – 2014. Vol. 104. № 1. – P. 304-312.
105. *Chernous'ko, F. L.* Dynamics of retrieval of a space tethered system / F.L. Chernous'ko // *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*. – 1995. – Vol. 59. № 2. – P. 165-173.
106. *Kalashnikov, L.M.* The control of two-module space rope system rolling / L.M. Kalashnikov, G.V. Malyshev, A.P. Svotin // *Problemy Upravleniya*. – 2003. – № 4. – P. 63-66.

107. *Zabolotnov, Y.M.* Control of the deployment of an orbital tether system that consists of two small spacecraft / Y.M. Zabolotnov // *Cosmic Research*. – 2017. – Vol. 55. № 3. P. 224-233.
108. *Еленев, Д.В.* Анализ динамики развертываемой аэродинамической космической тросовой системы / Д.В. Еленев, Ю.М. Заболотнов // *Космические исследования*. – 2017. Т. 55, № 5. – С. 347-355.
109. *Zhong, R.* Dynamic analysis of deployment and retrieval of tethered satellites using a hybrid hinged-rod tether model / R. Zhong, Z.H. Zhu // *International Journal of Aerospace and Lightweight Structures*. – 2011. – Vol. 1. № 2. – P. 239-259.
110. *Zhang, F.* Segmented control for retrieval of space debris after captured by Tethered Space Robot / F. Zhang, P. Huang // *Proceeding of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2015. – P. 5454-5459.
111. *Zhang, F.* A novel underactuated control scheme for deployment/retrieval of space tethered system / F. Zhang, P. Huang // *Nonlinear Dynamics*. – 2019. – Vol. 95. № 4. – P. 3465-3476.
112. *Vadali, S.R.* Feedback tether deployment and retrieval / S.R. Vadali // *Journal of guidance, control, and dynamics*. – 1991. – Vol. 14. № 2. – P. 469-470.
113. *Kim, E.* Nonlinear feedback deployment and retrieval of tethered satellite systems / E. Kim, S.R. Vadali // *Journal of guidance, control, and dynamics*. – 1992. Vol. 15. № 1. – P. 28-34.
114. *Ma, Z.* Full Full-order sliding mode control for deployment/retrieval of space tether system / Z. Ma, G. Sun // *Proceeding of IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics*. – Budapest, Hungary, 2016. – P. 407-412.

115. *Kang, J.* Hamiltonian formulation and energy-based control for space tethered system deployment and retrieval / J. Kang, Z.H. Zhu // Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering. – 2019. – Vol. 43. № 4. – P. 463-470.
116. *Fujii, H. A.* Optimal trajectory analysis for deployment/retrieval of tethered subsatellite using metric / H.A. Fujii, H. Kojima // Journal of guidance, control, and dynamics. – 2003. – Vol. 26. № 1. – P. 177-179.
117. *Lakso, J.* Optimal tether deployment/retrieval trajectories using direct collocation / J. Lakso, V. Coverstone // Astrodynamics Specialist Conference. – Denver, 2000. – P. 43-49.
118. *Steindl, A.* Optimal control of retrieval of a tethered subsatellite / A. Steindl, W. Steiner, H. Troger // Proceeding of IUTAM symposium on chaotic dynamics and control of systems and processes in mechanics, Dordrecht, 2005. – P. 441-450.
119. *Steindl, A.* Optimal control of deployment of a tethered subsatellite / A. Steindl, H. Troger // Nonlinear dynamics. – 2003. – Vol. 31. № 3. P. 257-274.
120. *Steindl, A.* Optimal control of the deployment (and retrieval) of a tethered satellite under small initial disturbances / A. Steindl // Meccanica. – 2014. – Vol. 49. № 8. – P. 1879-1885.
121. *Ohtsuka, T.* Nonlinear optimal feedback control for deployment/retrieval of a tethered satellite / T. Ohtsuka // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. – 2001. – Vol. 43. № 142. – P. 165-173.
122. *Williams, P.* Deployment/retrieval optimization for flexible tethered satellite systems / P. Williams // Nonlinear Dynamics. – 2008. – Vol. 52. – P. 159-179.
123. *Yu, B.S.* Deployment and retrieval of tethered satellite system under J2 perturbation and heating effect / B.S. Yu, D.P. Jin // Acta Astronautica. – 2010. – Vol. 67. № 7-8. P. 845-853.
124. *Пикалов, Р.С.* Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора / Р.С. Пикалов, Юдинцев В.В. // Труды МАИ. — 2018. — № 100. — С. 1-37.

125. *Aslanov, V.S.* Rendezvous of non-cooperative spacecraft and tug using a tether system / V.S. Aslanov, R.S. Pikalov // *Engineering Letters* 2017. — Vol. 25. Issue 2. — P. 142-146.
126. *Aslanov, V.S.* Control of the rendezvous of two spacecraft using a tether system / V.S. Aslanov, R.S. Pikalov, E.R. Gunchin // *Russian Aeronautics*. - 2020. - Vol. 63. No. 1. - P. 171-175.
127. *Пикалов, Р.С.* Причаливание космического буксира к объекту космического мусора с помощью тросовой системы // *Материалы Международного молодежного научного форума «Ломоносов-2019»* - Москва 8-12 апреля 2019. – МАКС Пресс, - 2019.
128. *Aslanov, V.S.* Dynamics and control of tether-Assisted rendezvous in LEO / V.S. Aslanov, R.S. Pikalov // *Advances in the Astronautical Sciences*. — 2017. — Vol. 161. — P. 1001-1010.
129. *Aslanov, V.S.* Soft docking with damping of two spacecraft using a tether / V.S. Aslanov, R.S. Pikalov // *Journal of Physics: Conference Series*. — 2018. — Vol. 1096. Issue 1.
130. *Асланов, В.С.* Безударное сближение космического мусора с буксиром при использовании тросовой системы / В.С. Асланов, Р.С. Пикалов // *Труды МАИ*. — 2017. — № 92. — С. 1-24.
131. *Faizullin, L.F.* Tether system motion analysis of the various space debris' anchor point positions / L.F. Fauzullin, R.S. Pikalov // *Journal of Physics: Conference Series*. – 2021. – Vol. 1745. № 1. – P. 1-8.
132. *Пикалов, Р.С.* Тросовая система для сближения буксира с космическим мусором // *Тезисы докладов международной молодёжной научной конференции «XIV Королёвские чтения»* - Самара, 3-5 октября 2017 г., Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, — 2017. — Т. 1. — С. 48-49.

133. *Пикалов, Р.С.* Сближение космического буксира с космическим мусором при помощи тросовой системы с демпфером / Р.С. Пикалов, В.С. Асланов // Сборник трудов XX Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов – Самара 14-16 июня 2018 г., Самарский научный центр (РАН), — 2018. — Ч. 2. — С. 78-82.
134. *Pikalov, R.S.* Rendezvous of two spacecraft in LEO with use tether / R.S. Pikalov, V.S. Aslanov // Сборник трудов IV Международной конференции и молодёжной школы «Информационные технологии и нанотехнологии» - Самара 24-27 апреля 2018 г., — «Новая техника», — 2018. — Р. 1960-1968.
135. *Trushlyakov, V.I.* Dynamic control of tug-debris tethered system after the capturing of the debris / V.I. Trushlyakov, V.V. Yudintsev, R.S. Pikalov // Journal of Physics: Conference Series. — 2018. — Vol. 1050. Issue 1.
136. *Pikalov, R.S.* Strategy for the realization of soft docking with space debris by using a tether system / R.S. Pikalov // Journal of Physics: Conference Series. - 2019. – Vol. 1368. No. 4.
137. *Pikalov, R.S.* Controlled attitude motion of the space tether at the retraction tether stage / R.S. Pikalov, V.S. Aslanov // International Journal of Engineering Systems Modelling and Simulation. – 2020. – Vol. 11. No. 4. – P.170-175.
138. *Pikalov R.S.* Strategy for the realization soft docking with space debris by using tether system // Сборник трудов V Международной конференции и молодёжной школы «Информационные технологии и нанотехнологии» - Самара 21-24 мая 2019 г., — «Новая техника», — 2019. – Р.414-417.
139. *Ledkov, A.S.* Nonlinear control of tether retrieval in elliptical orbit / A.S. Ledkov, R.S. Pikalov // Russian Journal of Nonlinear Dynamics — 2023. — Vol. 19. No. 2— P. 1-18.

140. *Пикалов, Р.С.* Управление свёртыванием тросовой системы на эллиптической орбите // Сборник аннотаций докладов 51 школы-конференции «Актуальные проблемы механики» - Нижний Новгород 19-21 июня 2024. – С. 189.
141. *Пикалов, Р.С.* Нелинейное управление свертыванием тросовой системы на эллиптической орбите // Сборник тезисов «XLIX Академических чтений по космонавтике» - Москва 28-31 января 2025 г., МГТУ им Н.Э. Баумана, – 2025. – С. 244-246.
142. *Малкин, И. Г.* Теория устойчивости движения / И.Г. Малкин. – Издательство «Наука», Главная редакция физико-математической литературы. – 1966. – 531 С.
143. Сайт АО «ПКЦ «Прогресс»» [Электронный ресурс] / URL: http://samspace.ru/products/upper_stages/bv_volga/ дата обращения: 01.03.2026.
144. Сайт Госкорпорация «Роскосмос» [Электронный ресурс] / URL: <https://www.roscosmos/463/> дата обращения 01.03.2026.
145. *Chen, Y.* History of the tether concept and tether missons: a review / Y. Chen [et al.] // International Scholarly Notices. – 2013. – Vol. 2013. № 1. P. 502973.

ПРИЛОЖЕНИЯ

На результаты диссертационного исследования получены:

1. Акт о возможности использования результатов диссертационных исследований от АО «РКЦ «Прогресс», приложение 1.
2. Акт о внедрении (использовании) результатов научно-исследовательской работы в учебный процесс кафедры теоретической механики института авиационной и ракетно-космической техники ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва», приложение 2.

Приложение 1 – Акт о возможности использования результатов диссертационных исследований



**АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
«РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЙ ЦЕНТР «ПРОГРЕСС»**
(АО «РКЦ «ПРОГРЕСС»)

ул. Земеца, д. 18, г. Самара, 443009, тел. (846) 955-13-61, факс (846) 992-65-18, E-mail: mail@samspace.ru
ОКПО 43892776, ИНН 6312139922, КПП 631201001

УТВЕРЖДАЮ

Первый заместитель

генерального директора –

генеральный конструктор, д.т.н.

Р.Н. Ахметов



Акт

о возможности использования
результатов диссертационных исследований
Пикалова Руслана Сергеевича

Настоящим актом подтверждается возможность использования в деятельности АО «РКЦ «Прогресс» результатов научно-исследовательской работы Пикалова Руслана Сергеевича, выполненной в рамках диссертационной работы на соискание учёной степени кандидата технических наук на тему «Динамика сближения космического буксира с крупногабаритными объектами космического мусора».

В ходе диссертационного исследования Р.С. Пикаловым были получены следующие важные научные и научно-технические результаты:

– нелинейный закон управления длиной троса, обеспечивающий управляемый процесс безударного сближения космического буксира с объектом космического мусора на круговых орбитах;

– закон управления длиной троса, обеспечивающий выравнивание орбитальных параметров космического буксира и космического мусора до начала сближения;

– закон управления, обеспечивающий процесс свёртывания троса на эллиптических орбитах в отсутствии тяги двигателей буксира;

– функциональная зависимость для параметров системы «буксир-космический мусор», обеспечивающая отсутствие углового движения связки вокруг собственного центра масс в процессе выполнения транспортной операции;

– схема и состав механизма лебёдки, обеспечивающей процесс свёртывания троса.

Также в диссертации были определены технические требования и рекомендации к механизму лебёдки: массово-габаритные параметры и мощность сервопривода, позволяющие реализовать предложенные в диссертационной работе законы управления.

Указанные выше результаты имеют высокий потенциал практического применения в рамках космических программ, подразумевающих этапы развертывания и использования тросовых систем. В частности, они могут быть впоследствии внедрены и использованы АО «РКЦ «Прогресс»» в рамках проработки проектов по созданию на базе разгонного блока «Волга» космического буксира для задач увода крупногабаритных объектов космического мусора. Предлагаемая схема и состав механизма лебёдки могут быть при необходимости использованы в рамках адаптации разгонного блока «Волга» для решения вторичных задач по уводу верхних ступеней ракет-носителей. Также результаты исследований применимы в рамках разработки систем аварийной стыковки космических аппаратов и обеспечения выравнивания орбитальных параметров двух космических аппаратов на тросовой связи при выполнении различных транспортных операций на околоземных орбитах.

Заместитель главного конструктора, к.т.н.



Л.Б. Шилов

Начальник головного
проектно-конструкторского отдела
по космическим системам



С.С. Раубе

21. 04. 2026

Приложение 2 – Акт о внедрении (использовании) результатов научно-исследовательской работы в учебный процесс



УТВЕРЖДАЮ

Проректор по учебной работе

Гаврилов А.В.

« 21 » марта 2024 г.

АКТ

о внедрении (использовании) результатов научно-исследовательской работы в учебный процесс

Результаты научно-исследовательской работы по проекту «Разработка нелинейного закона управления свертыванием космической тросовой системы», выполненной на кафедре теоретической механики, внедрены (использованы) в учебном процессе на кафедре теоретической механики на основании решения кафедры/факультета (протокол №7 от «20» февраля 2024 г.).

Указанные результаты включены в курс «Физико-механический практикум», направления подготовки 01.03.03 «Механика и математическое моделирование (Анализ и компьютерное моделирование аэрокосмических систем)».

Заведующий кафедрой
теоретической механики

Дорошин А.В.
« 21 » марта 2024 г.

Начальник методического отдела
учебно-методического управления
к.т.н., доцент

Вдовин Р.А.
« 21 » марта 2024 г.

Руководитель проекта

Пикалов Р.С.
« 21 » марта 2024 г.

Начальник отдела сопровождения
научных исследований
к.т.н., доцент

Родионов Л.В.
« 21 » марта 2024 г.