

На правах рукописи

КУПРЕЕВ Сергей Алексеевич

**РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ
ОПТИМАЛЬНЫХ РЕЖИМОВ УПРАВЛЯЕМОГО ДВИЖЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ
И ПЕРСПЕКТИВНЫХ СХЕМ ИХ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ НА
КРУГОВЫХ И ЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ**

Специальность 05.07.09

Динамика, баллистика и управление движением летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

доктора технических наук



Москва - 2016

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный консультант: доктор технических наук, профессор
Иванов Виталий Александрович

Официальные оппоненты: **Асланов Владимир Степанович**,
доктор технических наук, профессор,
заведующий кафедрой теоретической механики
СГАУ

Гончаревский Вилен Степанович,
доктор технических наук, профессор,
профессор Военно-космической академии имени
А.Ф.Можайского

Разоренов Геннадий Николаевич
доктор технических наук, профессор,
профессор Военной академии РВСН имени Петра
Великого

Ведущая организация: Акционерное общество «Ракетно-космический
центр «Прогресс»

Защита диссертации состоится 23 июня 2016 года в 14:30 на заседании диссертационного совета Д 212.141.22 при Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, Москва, Госпитальный переулок, дом 10, факультет Специального машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана, ауд. 407 м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте www.bmstu.ru МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Автореферат разослан «__» _____ 2016 года.

Отзывы, заверенные гербовой печатью, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета Д 212.141.22.

Ученый секретарь
диссертационного совета
к.т.н., доцент

Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Диссертационная работа посвящена разработке основ теории формирования приоритетных (оптимальных) режимов управляемого движения космических тросовых систем (ТС) и методик реализации перспективных схем функционирования связанных объектов при решении практических задач на круговых и эллиптических орбитах.

Актуальность проблемы. Распоряжением Правительства РФ от 28.12.2012 №2594-р была утверждена государственная программа РФ «Космическая деятельность России на 2013-2020 годы». Для достижения цели государственной программы предусматривается решение ряда основных задач, в числе которых особо отмечается:

- создание перспективных и модернизация средств выведения КА;
- создание научно-технического и технологического задела для разработки перспективных образцов ракетно-космической техники, в том числе перспективных систем спуска объектов с орбиты на Землю, систем сближения и транспортного обслуживания КА на орбитах;
- создание космических средств, предназначенных для проведения широкого круга научных исследований, в том числе и на высотах недоступных современным типам летательных аппаратов (ЛА);
- создание многофункциональной космической системы, способной наряду с другими задачами осуществлять операции ретрансляции, что позволяет повысить эффективность использования отечественных низкоорбитальных КА дистанционного зондирования Земли, средств выведения и российского сегмента международной космической станции.

Проведенные исследования свидетельствуют о перспективности космических ТС при решении указанных выше и ряда других задач государственной программы.

ТС являются новыми нетрадиционными космическими структурами, позволяющими выполнять задачи, которые невозможно, нецелесообразно или неэкономично решать с помощью существующих средств космической техники. Интерес к этим системам подтверждается регулярно проводимыми в мире экспериментами. По мнению многих специалистов, дальнейшее развитие ракетно-космической техники связано с применением технологии ТС.

К числу задач, определяющих перспективные направления использования космических ТС, можно отнести: вывод космических объектов на орбиту и спуск с орбиты на Землю; выполнение межорбитальных переходов; сближение в космосе и транспортное обслуживание космических объектов; зондирование верхних слоев атмосферы и геодезические исследования на высотах, недоступных другим типам ЛА; создание искусственной тяжести в космосе и микрогравитации; испытание и отработка ЛА, движущихся по баллистическим траекториям; маневр ЛА на баллистической траектории без включения двигательной установки; обеспечение глобальной радиосвязи и получение электроэнергии в космосе; повышение безопасности космических полетов и др.

Успешное выполнение многих практических задач связано с реализацией управляемого движения ТС. Однако до настоящего времени это управляемое движение рассматривалось, в основном, только для осуществления операций развертывания ТС. Решение же практических задач в условиях свободного неуправляемого движения связки в значительной мере снижает потенциальные возможности ТС. Поэтому в диссертации разрабатывается стратегия формирования и реализации перспективных (оптимальных) режимов управляемого движения ТС, а неуправляемое движение связки представляет собой частный случай управляемого движения ТС.

Опубликованные ранее работы, связанные с применением ТС для решения практических задач, носят частный разрозненный характер и не позволяют составить достаточно полное представление о потенциальных возможностях и перспективных направлениях практического использования ТС. Для того чтобы составить это полное представление и определить приоритетные направления использования ТС при создании новых космических комплексов, необходимо разработать общие теоретические основы формирования перспективных схем управляемого движения ТС при выполнении широкого круга практических задач в космосе. В диссертации это достигается применением предлагаемого комплексного подхода к решению рассматриваемых задач, основанного на полном качественном анализе топологических структур динамических систем и кластеризации всех типов реализуемых режимов управляемого движения связанных объектов. Вместе с тем в известных работах других авторов решение практических задач с применением ТС рассматривается в условиях функционирования связки на круговых орбитах, в то время как целый ряд задач может решаться только на эллиптических орбитах. К числу таких задач можно отнести: испытание и отработка ЛА, движущихся по баллистическим траекториям; маневрирование ЛА на баллистической траектории без включения двигательной установки; наблюдение за определенными участками земной поверхности со сравнительно низких высот; обслуживание космических объектов, движущихся по эллиптическим орбитам и др. Некоторые задачи может оказаться целесообразным решать либо на круговых, либо на эллиптических орбитах. Решение задач динамики функционирования ТС на эллиптических орбитах оказывается более сложным, чем для круговых и требует специального теоретического обоснования. Поэтому в диссертации параллельно разрабатываются основы теории формирования стратегии реализации режимов управляемого движения ТС при решении широкого круга практических задач как на круговых, так и на эллиптических орбитах.

Принимая во внимание разрабатываемые в работе методики реализации перспективных схем функционирования ТС при решении практических задач на круговых и эллиптических орбитах и учитывая постановку основных задач, сформулированных в государственной программе РФ «Космическая деятельность России на 2013-2020 годы», можно считать, что проблема, решаемая в диссертации, актуальна.

Состояние проблемы. Общее представление о состоянии

разрабатываемой в диссертации проблемы может быть составлено в результате рассмотрения ряда опубликованных монографий и научных работ, в том числе диссертаций связанных с проработкой общих теоретических положений и решением различных практических задач с использованием космических ТС.

В монографиях Белецкого В.В. и Левина Е.Н. «Динамика космических тросовых систем» (Москва, 1990), Иванова В.А. и Ситарского Ю.С. «Динамика полета системы гибко связанных космических объектов» (Москва, 1986), Алпатова А.П., Белецкого В.В., Драновского В.И., Закржевского А.Е., Пироженко А.В., Тригера Г., Хорошилова В.С. «Динамика космических систем с тросами и шарнирными соединениями» (Москва-Ижевск, 2007), Щербакова В.И. «Орбитальные маневры космических тросовых систем» (Санкт-Петербург, 2010) представлены общие математические модели движения космических ТС, в том числе с учетом ряда возмущающих факторов. Рассматривались вопросы динамики стационарных, маятниковых и вращательных движений связанных объектов. Приведены результаты математического моделирования решения таких практических задач как создание искусственной силы тяжести и выполнение орбитальных маневров. При этом, в основном, предполагалось, что функционирование ТС осуществляется на круговых орбитах.

Монография Dynamics of the Tethered Satellite Systems (Cambridge, 2012) Асланова В.С. и Ледкова А.С. посвящена исследованию динамики космической ТС, в частности построена многоточечная модель ТС, рассматривается движение несущего КА относительно его центра масс под действием периодической силы натяжения троса, исследуются движения космической ТС методами хаотической динамики, а также приводятся результаты моделирования разворачивания троса.

В докторской диссертации Полякова Г.Г. «Исследование механики привязных спутников, космических транспортно-энергетических систем, тросов, зеркал и колец» (Астрахань, 2002) рассматривается ряд проектов практического использования космических ТС, рассчитанных как на сравнительно близкую, так и на весьма отдаленную перспективу. В частности, предложен своего рода космический «сачок», предназначенный для очистки околоземного пространства от «космического мусора», и метеоритного вещества с последующей их переработкой на орбите. Рассмотрен проект орбитальной ветроэлектростанции, которая сможет одновременно применяться в качестве энергетической и тормозной установки. Наряду с другими проектами приводится описание транспортно-энергетических систем работающих за счет экологически чистой и практически неограниченной кинетической энергии собственного вращения небесных тел или механической энергии двух небесных тел.

Отдельные вопросы и задачи динамики ТС рассматривались в докторских диссертациях Гришаниной Т.В. «Управление нестационарными колебаниями, конечными передвижениями, деформированной формой и динамическими характеристиками упругих конструкций» (Москва, 2004), Набиуллина М.К. «Моделирование и исследование устойчивости стационарных движений

орбитальных упругих систем» (Иркутск, 1995), Данилина А.Н. «Решение задач нелинейной механики гибких систем методом наилучшей параметризации» (Москва, 2005), Малашина А.А. «Взаимовлияние волновых и колебательных процессов в предварительно напряженных элементах и системах» (Москва, 2011).

Динамика движения ТС рассматривалась также в кандидатских диссертациях следующих авторов: Коровина В.В. «Динамика орбитальной тросовой системы при воздействии возмущающих факторов космического полета» (Москва, 2001), Кузнецовой И.А. «Антенные и телекоммуникационные средства связи на базе динамических тросовых систем» (Москва, 2004), Наумова С.А. «Управление развертыванием орбитальной тросовой системы для спуска малой капсулы» (Самара, 2006), Фефелова Д.И. «Моделирование и анализ развертывания и снижения с околоземной орбиты тросовой системы со спускаемой капсулой» (Самара, 2007), Стратилатова Н.Р. «Динамика космической тросовой системы для доставки полезной нагрузки на Землю» (Самара, 2007), Ручинской Е.В. «Математическое моделирование управляемого движения космических аппаратов» (Москва, 2010), Адлая С.Ф. «Классификация и исследование устойчивости равновесных форм нити в окрестности спутника на круговой орбите» (Москва, 2011), Нуралиевой А.Б. «О динамике троса космического лифта» (Москва, 2012), Заболотновой О.Ю. «Синтез алгоритмов управления для развёртывания космической тросовой системы» (Самара, 2012).

В рассматриваемых работах отсутствуют теоретические разработки, позволяющие установить общие потенциальные возможности практического использования связанных космических объектов также как и методы построения приоритетных (оптимальных) схем функционирования ТС. Ограниченность полученных результатов также связана с тем, что управляемое движение связанных объектов рассматривается, в основном, только на этапе развертывания ТС, а само функционирование на орбите осуществляется с применением режимов неуправляемого движения. При этом решение практических задач в большинстве случаев ограничивается использованием равновесного радиального режима и только в некоторых случаях режима вращения связки вокруг центра масс.

Следует также отметить, что авторы большинства проектов рассматривают функционирование ТС, в основном, на круговых орбитах.

Научная проблема, решению которой посвящена диссертация состоит в полном качественном анализе топологических структур динамических систем управляемого движения ТС и выборе приоритетных (оптимальных) режимов их движения при функционировании на круговых и эллиптических орбитах в условиях выполнения основных динамических операций применительно к перспективным практическим задачам.

Цель работы – установить потенциальные возможности ТС при выполнении практических задач на круговых и эллиптических орбитах, обосновать перспективность разработки ракетно-космических систем базирующихся на применении технологии ТС, определить выигрыш в

энергетике за счет применения связанных объектов по сравнению с использованием современных технических средств, оценить значения целевых показателей эффективности для каждой из рассматриваемых практических задач в случае применения различных (в том числе и оптимальных) режимов управляемого движения связанных объектов.

Для достижения этой цели в диссертации решены следующие задачи:

1. Проанализированы перспективы применения ТС с точки зрения повышения эффективности ракетно-космических систем и сформулирована следующая совокупность рассматриваемых в диссертации практических задач: вывод объектов на орбиту, спуск с орбиты на Землю, выполнение операций транспортного обслуживания и сближения космических объектов, создание искусственной тяжести на круговых и эллиптических орбитах, пространственное функционирование привязного объекта (ПО) связки в окрестности орбитальной станции (ОС), орбитальные переходы между круговыми и эллиптическими орбитами, маневрирование ЛА на баллистических траекториях за счет применения специальных ТС.

2. Разработаны адаптированные применительно к методам определения возможных типов режимов движения ТС математические модели компланарного и пространственного управляемого движения связанных объектов на круговых и эллиптических орбитах.

3. Разработаны методы формирования режимов управляемого движения ТС на круговых и эллиптических орбитах.

4. На основе математического аппарата качественной теории динамических систем и теории бифуркаций проведено полное качественное и количественное исследование динамических систем компланарного и пространственного управляемого движения связанных объектов, определены все бифуркации изучаемых систем и бифуркационные значения параметров, определяющих всю совокупность характеристик управляемого движения ТС.

5. Получены условия нахождения рассматриваемых динамических систем на связи, когда движение ТС происходит при натянутом соединительном тросе.

6. Определены все возможные режимы управляемого движения связанных объектов и установлены области начальных условий, в которых реализуются эти режимы.

7. Разработаны показатели эффективности применения различных режимов управляемого движения ТС для выполнения рассматриваемых в работе практических задач.

8. Разработаны методики и проведено исследование динамики управляемого движения связанных объектов при решении практических задач с использованием различных режимов движения ТС. Определены оптимальные режимы движения ТС.

9. Проведена сравнительная оценка динамики функционирования ТС с использованием оптимальных и отличных от оптимальных режимов управляемого движения связанных объектов. Сформулированы рекомендации по практическому применению космических ТС.

Объект исследования – ТС, предназначенные для выполнения комплекса практических задач на круговых и эллиптических орбитах.

Предмет исследования – перспективные схемы функционирования ТС при выполнении практических задач на круговых и эллиптических орбитах.

Методы исследования. В диссертации были использованы: методы исследований обыкновенных дифференциальных уравнений и уравнений в частных производных, теории матриц, теории управления, теории колебаний, качественной теории динамических систем и теории бифуркаций, теории полета КА и динамики полета системы гибко связанных космических объектов.

Научная новизна результатов диссертации заключается в следующем:

- разработаны методы формирования режимов управляемого движения ТС на круговых и эллиптических орбитах;

- проведено полное качественное исследование динамических систем компланарного и пространственного движений ТС, включающее определение всех фазовых траекторий, бифуркаций изучаемых систем и построение всех возможных типов качественных структур;

- проведена кластеризация возможных типов управляемого движения связанных объектов, определены основные реализуемые режимы ТС при функционировании на круговых и эллиптических орбитах;

- для проведения сравнительной оценки функционирования ТС при различных режимах движения связки разработана совокупность показателей эффективности применения различных реализуемых режимов применительно к рассматриваемым практическим задачам;

- разработаны методики и проведено исследование динамики функционирования ТС при выполнении практических задач с использованием различных режимов управляемого движения связанных объектов;

- по результатам математического моделирования движения связанных объектов проведено сравнение динамики функционирования ТС при различных режимах движения связки и применительно к рассматриваемым практическим задачам установлены оптимальные режимы управляемого движения.

Практическая значимость диссертации состоит в том, что ее результаты

- позволяют установить потенциальные возможности ТС при выполнении практических задач на круговых и эллиптических орбитах, определить выигрыш в энергетике за счет применения технологии ТС по сравнению с использованием современных технических средств;

- дают достаточно полное представление о возможных перспективных направлениях использования ТС и могут найти применение при разработке новых космических систем с включением в их состав гибко связанных космических объектов.

Основные положения диссертации, выносимые на защиту:

1. Методы формирования режимов управляемого движения ТС на круговых и эллиптических орбитах.

2. Алгоритмы и теоремы, определяющие качественные структуры и бифуркации динамических систем компланарного и пространственного

управляемого движения ТС.

3. Основные реализуемые режимы управляемого движения ТС на круговых и эллиптических орбитах, и условия их реализации.

4. Общие и частные показатели эффективности применения ТС для рассматриваемых практических задач и методики их определения.

5. Применение оптимального и отличного от оптимального режимов управляемого движения ТС для решения следующих задач: вывод объектов на орбиту, спуск с орбиты на Землю, выполнение операций транспортного обслуживания и сближения космических объектов, создание искусственной тяжести на круговых и эллиптических орбитах, пространственное функционирование ПО связки в окрестности ОС, орбитальные переходы между круговыми и эллиптическими орбитами, маневрирование ЛА на внеатмосферном участке баллистической траектории за счет применения специальных ТС.

Достоверность полученных результатов подтверждается:

- применением проверенных практикой методов исследования динамики движения космических объектов;

- совпадением модельных результатов расчетов, полученных другими авторами;

- совпадением полученных в ходе работы результатов аналитических исследований с результатами математического моделирования с применением более сложных моделей;

- ходом проведения совместного российско-европейского эксперимента YES-2 на КА «Фотон-М» №3 в 2007 г.

Реализация результатов работы. Основные научные и практические результаты работы внедрены при проведении эксперимента YES-2; используются при проведении исследований и разработок в МАИ, в МГТУ им. Н.Э. Баумана, в ФГУП ЦНИИмаш, в СГАУ, в Военно-космической академии имени А.Ф.Можайского, в РАН, в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова.

Результаты диссертации использованы при выполнении научно-исследовательских работ по заказу ФГУП ЦНИИмаш: «Математическое моделирование возможных нештатных ситуаций при проведении возможных нештатных ситуаций при проведении эксперимента YES-2, которые способны повлиять на дальнейший ход полета КА «Фотон-М» №3. Разработка предложений в отношении парирования нештатных ситуаций» (Москва, 2007), «Научно-техническое обоснование баллистических параметров экспериментов с ОТС» (Москва, 2009), «Оценка практического применения тросовых систем с учетом различных режимов относительного движения» (Москва, 2010), «Разработка метода расчета основных проектных параметров орбитальной тросовой системы, реализующей функции антенно-тормозного устройства и выдача рекомендаций по ее использованию на круговых и эллиптических орбитах» (в два этапа, Москва, 2014, 2015).

Результаты работы также используются в учебном процессе МАИ, в МГТУ им. Н.Э. Баумана, Военно-космической академии имени А.Ф.Можайского.

Апробация работы. Результаты диссертации доложены и обсуждены на Пятом, Шестом, Седьмом и Восьмом международных аэрокосмических конгрессах IAC'06, IAC'09, IAC'12, IAC'15 (Москва, 2006, 2009, 2012, 2015); на 14 всероссийской научно-практической конференции «Актуальные проблемы защиты и безопасности» (Санкт-Петербург, 2011); на ежегодных конференциях Московского Технического Университета Связи и Информатики (Москва, 1998-2002); на Чтениях К.Э. Циолковского (Калуга, 1996-1998); на Всероссийских научно-технических конференциях «Новые материалы и технологии» НМТ-2000, НМТ-2012 (Москва, 2000, 2012); на международной конференции «Восьмые Окуневские чтения» (Санкт-Петербург, 2013); на III всероссийской научно-технической конференции «РТИ Системы ВКО – 2015» (Москва, 2015).

Публикации. Результаты диссертации опубликованы в 55 печатных работах, в том числе в двух монографиях [1, 2], в четырех учебных пособиях [3 – 6], и в 20 статьях [7 – 26] журнала, одобренного ВАК на опубликование научных результатов соискателей ученой степени доктора наук; а также в материалах международных и российских конгрессов и конференций, научно-технических журналах [27 – 55]. Общий объем публикаций 102,35/39,25 п.л.

Структура и объем работы. Диссертация содержит введение, шесть глав, заключение, список сокращений, список литературы из 152 наименований. Общий объем диссертации 378 страниц, содержит 79 рисунков и 128 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении дается краткая характеристика рассматриваемой проблемы, обосновывается актуальность работы, формулируется цель исследований, показывается научная и практическая ценность диссертации, приводятся сведения о публикациях и перечисляются положения, выносимые на защиту.

В первой главе (параграф 1.1) рассматриваются основные свойства космических ТС и возможные перспективы их практического использования. Приводится обзор работ посвященных различным аспектам практического использования ТС и дается описание ряда проектов.

Для последующего решения проблемы динамики оптимального функционирования космических ТС при выполнении практических задач предлагается использовать комплексный подход, включающий в себя разработку стратегии реализации оптимальных режимов управляемого движения космических ТС и методик формирования перспективных схем функционирования связанных объектов на круговых и эллиптических орбитах.

Параграф 1.2 посвящен разработке комплекса математических моделей управляемого движения ТС адаптированных для анализа на основе математического аппарата качественной теории динамических систем и теории бифуркаций. Рассматриваются компланарное и пространственное движение связанных объектов на круговых и эллиптических орбитах с использованием пассивных и комбинированных (активных и пассивных) методов управления. Принимая во внимание, что центр масс ТС совершает движение по кеплеровой траектории, можно во многих случаях рассматривать только относительное

движение связанных объектов. Тогда математическая модель компланарного управляемого движения ТС в безразмерных переменных принимает вид:

$$\begin{aligned}\frac{d\Omega_{\text{оп}}}{d\vartheta} &= \frac{1+e\cos\vartheta}{(1-e^2)^{3/2}} \left(2e\sin\vartheta + \frac{3}{2}\sin 2\varepsilon \right) - 2k \left[1 + \frac{(1-e^2)^{3/2}}{(1+e\cos\vartheta)^2} \Omega_{\text{оп}} \right]; \\ \frac{d\varepsilon}{d\vartheta} &= \frac{(1-e^2)^{3/2}}{(1+e\cos\vartheta)^2} \Omega_{\text{оп}}.\end{aligned}\quad (1)$$

где ϑ – угол истинной аномалии, определяющий текущее положение центра масс ТС на орбите (Рис. 1);

ε – угол между осью x орбитальной системы координат и вектором дальности \bar{D} (D – удаление ПО от начала орбитальной системы координат Cxy);

$\Omega_{\text{оп}} = \dot{\varepsilon}/n$ – безразмерная угловая скорость вращения вектора \bar{D} относительно орбитальной системы координат;

$k = \frac{\dot{D}}{nD}$ – параметр управления;

$n = \sqrt{\frac{\pi_0}{p}} \frac{(1-e^2)^{3/2}}{p}$ – средняя орбитальная угловая скорость центра масс ТС;

e , p – соответственно эксцентриситет и фокальный параметр орбиты центра масс связки; $\pi_0 = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравитационная постоянная Земли.

Условие нахождения ТС на связи характеризуются выражением

$$\left[(1-e^2)^{3/2} \Omega_{\text{оп}} + (1+e\cos\vartheta)^2 \right]^2 - (1-3\sin^2\varepsilon)(1+e\cos\vartheta)^3 > (1-e^2)^3 k^2. \quad (2)$$

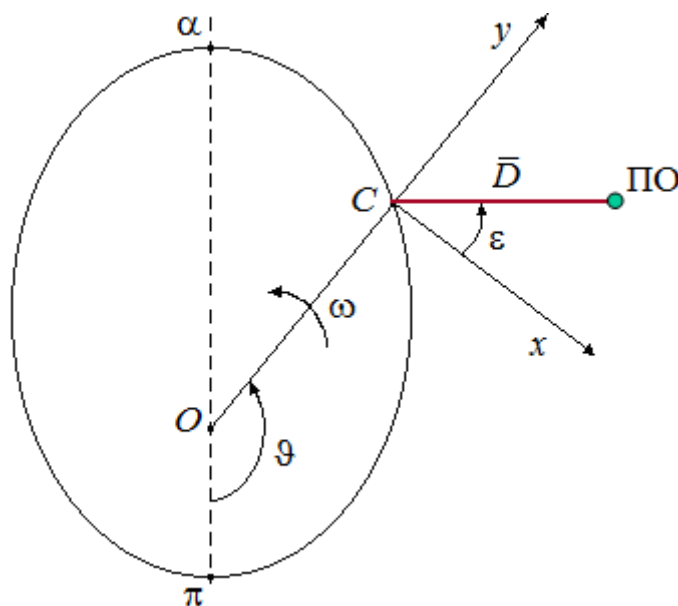


Рис. 1. Движение центра масс (точка C) тросовой системы по эллиптической орбите (π , α – перигей и апогей орбиты)

В работе основное внимание уделяется экспоненциальному закону регулирования длины троса

$$\dot{D} = knD, \quad (3)$$

так как этот закон управления при переменном параметре управления k позволяет реализовать любой класс возможных траекторий относительного движения связанных объектов. Уравнение (3) может быть проинтегрировано

$$D = D_0 \exp(knt), \quad (4)$$

где D_0 – начальное значение D .

В настоящее время при решении многих практических задач в космосе используются круговые (околокруговые) орбиты. Изменение относительной дальности в случае движения центра масс ТС по круговой орбите:

$$\dot{D} = k \omega D; \quad D = D_0 \exp(k \omega t); \quad (5)$$

где ω – орбитальная угловая скорость центра масс ТС.

Математическая модель, определяющая вращение ТС вокруг центра масс:

$$\frac{d\Omega_{\text{оп}}}{d\varphi} = \frac{3}{2} \sin 2\varepsilon - 2k(1 + \Omega_{\text{оп}}); \quad \frac{d\varepsilon}{d\varphi} = \Omega_{\text{оп}}; \quad (6)$$

где $\varphi = \omega t$, $\Omega_{\text{оп}} = \dot{\varepsilon} / \omega$.

Условие нахождения ТС на связи:

$$3\sin^2 \varepsilon + \Omega_{\text{оп}}(2 + \Omega_{\text{оп}}) > k^2. \quad (7)$$

В ряде случаев, например, для разворачивания ТС в режим равновесного стационарного движения, целесообразно использовать модифицированный экспоненциальный метод управления движением связанных объектов, когда параметр управления является переменной величиной, зависящей от угловой скорости $k = b\Omega_{\text{оп}}$ (здесь b – постоянный параметр). Для модифицированного экспоненциального закона регулирования длины троса

$$\dot{D} = b\Omega_{\text{оп}} \omega D, \quad (8)$$

а, математическая модель вращения ТС вокруг центра масс примет вид:

$$\frac{d\Omega_{\text{оп}}}{d\varphi} = \frac{3}{2} \sin 2\varepsilon - 2b\Omega_{\text{оп}}(1 + \Omega_{\text{оп}}); \quad \frac{d\varepsilon}{d\varphi} = \Omega_{\text{оп}}. \quad (9)$$

Условия нахождения троса в натянутом состоянии:

$$(1 - b^2)\Omega_{\text{оп}}^2 + 2\Omega_{\text{оп}} + 3\sin^2 \varepsilon > 0. \quad (10)$$

Математические модели (6) и (9) представляют собой нелинейные автономные динамические системы второго порядка, которые в общем случае не имеют аналитического решения. Во второй главе работы для решения рассматриваемой проблемы проводится полное качественное исследование этих систем на основе применения качественной теории динамических систем и теории бифуркаций.

В работе также рассматриваются модели, предназначенные для исследования динамики некомпланарного движения связанных объектов в трех классах подвижных плоскостей относительного движения. Каждый из этих

классов представляет собой бесконечную совокупность плоскостей, проходящих через ту или иную ось орбитальной системы координат, связанной с БО, масса которого значительно превосходит массу ПО. Движение БО происходит по круговой орбите. Удержание ПО в заданной подвижной плоскости осуществляется за счет управляющего ускорения, ориентированного по нормали к этой плоскости. Управление относительным движением в подвижной плоскости производится за счет регулирования скорости изменения длины соединительного троса по экспоненциальному закону (5).

Угловые движения связанных объектов в орбитальной системе координат определяются тремя математическими моделями управляемого движения связки, которые представляют собой автономные динамические системы второго порядка. Поэтому с использованием качественной теории динамических систем и теории бифуркаций может быть проведено полное исследование управляемого движения привязного объекта в трех классах плоскостей относительного движения.

Для оценки допускаемых погрешностей при рассмотрении управляемого движения ТС в диссертации разработаны соответствующие математические модели.

Проведенные исследования показали, что колебания ТС, обусловленные вязкоупругими свойствами соединительного троса, могут быть погашены за счет применения соответствующего демпфера. Поэтому в рамках решаемой проблемы для осуществления наиболее полного охвата различных практических задач, особенностей динамики различных режимов движения связанных объектов и условий функционирования ТС можно считать допустимым использование математических моделей, записанных без учета вязкоупругих свойств соединительного троса. В дальнейшем при разработке конкретных образцов ТС рассматриваемые механические свойства троса могут быть учтены с использованием изложенной в работе методики.

При записи используемых в работе математических моделей отдельно рассматривался вопрос о влиянии весомости троса на динамику ТС. Проведенный анализ уравнений движения ТС при длинах троса на два порядка меньших расстояния до центра притяжения показал, что для рассматриваемого класса управлений угловые ускорения для всех точек ТС одинаковы и не зависят от характера распределения массы вдоль троса. Динамику весомого троса следует учитывать при точном определении областей схода системы со связи и силы натяжения троса. Это можно сделать на основе полученного уравнения продольного относительного движения ТС с учетом реактивных сил и соотношения масс троса к объектам связки.

Во второй главе разработаны основы теории формирования стратегии реализации оптимальных режимов управляемого движения космических тросовых систем при решении практических задач.

В параграфе 2.1 излагается общий подход к формированию стратегии определения полной совокупности оптимальных и неоптимальных режимов управляемого движения ТС. Рассмотренные в предыдущей главе

математические модели управляемого движения связанных объектов представляют собой системы нелинейных дифференциальных уравнений, аналитические решения которых в общем виде получить не представляется возможным. Вместе с тем, для круговых орбит и близких к ним орбитам центра масс связки эти модели могут быть представлены в виде совокупности автономных динамических систем. Проведенный анализ показал, что в этом случае для определения всех возможных режимов управляемого движения связанных объектов при любых значениях параметров управления и при всех возможных значениях начальных условий движения наиболее перспективным является использование разрабатываемых автором методов на основе математического аппарата качественной теории динамических систем и теории бифуркаций. Количество реализуемых режимов движения ТС для рассматриваемых классов управлений оказывается ограниченным, что позволяет выделить среди них оптимальный режим.

Проводимое в диссертации качественное исследование управляемого движения связанных объектов предполагает изучение структуры разбиения фазового пространства системы (топологической структуры фазовых траекторий системы) и пространства параметров системы. Структура фазового пространства дает описание поведения данной конкретной системы, а структура пространства параметров – описание поведения системы при изменении параметров.

Определение полной качественной структуры фазовых траекторий системы состоит в выявлении и исследовании всех особых фазовых траекторий и изучении характера однотипных неособых траекторий.

Установлено, что в качестве особых траекторий рассматриваемых в работе систем имеют место простые и сложные состояния равновесия, сепаратрисы седловых точек и предельные циклы. Особенностью изучаемых динамических систем является то, что они рассматриваются на цилиндрической фазовой поверхности, когда помимо обычных предельных циклов, охватывающих состояния равновесия, могут иметь место предельные циклы, охватывающие сам фазовый цилиндр. Построение и изучение качественных структур фазовых траекторий производится на развертке фазового цилиндра.

Особые траектории разделяют всю фазовую поверхность на области (ячейки), заполненные однотипными неособыми (орбитно-устойчивыми) фазовыми траекториями. Разрабатываемые в диссертации методы качественного исследования в сочетании с методами математического моделирования позволяют построить полные качественные структуры каждой из рассматриваемых динамических систем при фиксированных значениях параметра управления и тем самым определить характер траекторий относительного движения связанных объектов в орбитальной системе координат. Особые траектории в этом случае представляют собой границы между областями однотипного движения связанных объектов.

При изменении параметра управления изменение качественной структуры системы происходит скачкообразно в момент прохождения параметром через

бифуркационные значения. В диссертации наиболее сложным оказывается определение бифуркаций и бифуркационных значений параметров, связанных с появлением и исчезновением предельных циклов, охватывающих фазовый цилиндр. Для этого в работе используются критерий Бендиксона, понятие о функции последования, характеристики вращения векторного поля системы, а также ряд других свойств изучаемых динамических систем.

Количество различных типов качественных структур изучаемых динамических систем $N = 2n_6 + 1$, где n_6 – число бифуркационных значений параметров системы. Построение всех типов качественных структур дает возможность составить полное представление о возможных типах фазовых траекторий системы, а, следовательно, о характеристике возможных траекторий управляемого движения ТС при любых значениях параметров управления, при любых начальных условиях движения и на любом отрезке времени. Для построения качественных структур может быть использован разработанный метод математического моделирования движения изображающей точки по определенной совокупности фазовых траекторий.

В результате анализа построенных таким образом качественных структур фазовых траекторий может быть определена совокупность реализуемых режимов управляемого движения ТС, соответствующая рассматриваемой динамической системе. Реализуемые режимы должны соответствовать устойчивым особым фазовым траекториям системы (состояния равновесия и предельные циклы) и совокупности орбитно-устойчивых неособых фазовых траекторий, заполняющих фиксированные области фазовой поверхности. Количество выбранных таким образом реализуемых режимов управляемого движения связанных объектов является ограниченным. Для каждого из рассматриваемых режимов движения ТС устанавливаются требуемые параметры управления и диапазон начальных условий относительного движения связанных объектов, соответствующих данному режиму.

Имея данные о полной совокупности реализуемых режимов относительного движения можно сформулировать общий подход к определению оптимальных режимов применительно для каждой из решаемых практических задач. Для этого должны быть выбраны соответствующие показатели эффективности, по которым устанавливается оптимальный режим управляемого движения ТС. Применительно к рассматриваемым в диссертации практическим задачам сформулирован один общий показатель эффективности и ряд частных показателей для каждой из задач в отдельности.

На основе приведенных в работе математических моделей движения ТС в диссертации разрабатываются методы исследования управляемого движения связанных объектов при решении рассматриваемых задач с применением реализуемых режимов управляемого движения. При этом в процессе моделирования для каждого из режимов определяются значения показателей эффективности. Сравнение этих показателей позволяет установить оптимальный режим управляемого движения ТС для решения данной конкретной задачи.

На основе анализа результатов математического моделирования управляемого движения ТС проводится сравнительная оценка решения рассматриваемых практических задач с использованием оптимальных и различных неоптимальных режимов движения связанных объектов. Полученные при этом данные могут быть использованы для разработки рекомендаций по наиболее эффективному применению ТС.

В параграфе 2.2 рассматриваются режимы управляемого движения ТС при их функционировании на круговых орбитах. Для этого в работе проводится исследование качественных структур и бифуркаций динамических систем, определяющих компланарное и пространственное функционирование связанных объектов.

Проведенные исследования показали, что динамическая система (6) имеет пять бифуркационных значений параметра управления: $k_6 = 0; \pm 0,532815; \pm 0,75$. При $k_6 = 0$ рассматриваемая система является консервативной; для $k < 0$ состояния равновесия неустойчивы, а при $k > 0$ – устойчивы. Для $k_6 = \pm 0,532815$ система имеет неустойчивый предельный континуум, охватывающий фазовый цилиндр, который при изменении параметра k разделяется на две сепаратрисы и предельный цикл, охватывающий фазовый цилиндр (устойчивых при $k > 0$ и неустойчивых при $k < 0$). Для $k_6 = \pm 0,75$ система имеет два сложных изолированных состояния равновесия типа седло-узел, которые при $|k| < 0,75$ разделяются на два простых состояния равновесия (седло и узел). В случае $|k| > 0,75$ система не имеет состояний равновесия.

На Рис. 2 представлена качественная структура системы (6) при $k = 0,75$ которая имеет предельный цикл, охватывающий фазовый цилиндр. Две области схода системы со связи обозначены штриховкой. Ячейки 1 - 5 заполнены однотипными неособыми (орбитно-устойчивыми) фазовыми траекториями.

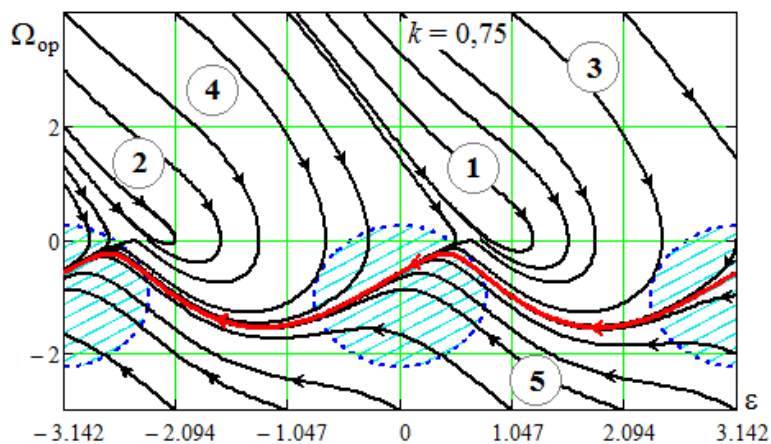


Рис. 2. Качественная структура динамической системы (6)

Учитывая наличие пяти бифуркационных значений параметра управления, (6) имеет 11 типов различных качественных структур. Построение всех типов качественных структур с учетом областей схода системы со связи позволило составить полное представление о всех возможных траекториях управляемого движения ТС при любых начальных условиях и на любом отрезке времени.

В результате анализа всего комплекса качественных структур определены возможные режимы управляемого движения ТС, из числа которых в дальнейшем при решении практических задач используются следующие: равновесный стационарный режим, режим колебаний ТС относительно вертикального положения равновесия, режим вращения связки вокруг центра масс, режим прямолинейного разворачивания ТС.

Динамическая система (9), соответствующая модифицированному экспоненциальному методу регулирования длины троса, имеет три бифуркационных значения параметра управления ($b_0 = 0; \pm 2,136190$) и, следовательно, семь различных типов качественных структур фазовых траекторий. Бифуркации этой системы заключаются в следующем. При переходе параметра b через ноль происходит смена устойчивости состояния равновесия. Для $b > 0$ имеют место два устойчивых фокуса или узла, а также две седловые точки, а при $b < 0$ – два неустойчивых фокуса или узла и тоже две седловые точки. При $b = 0$ система является консервативной и имеет два состояния равновесия типа центр и две седловые точки. Кроме того, при переходе от $b = 0$ к $b > 0$ и $b < 0$ происходит разделение каждой из двух сепаратрис, идущих в нижней и верхней половинах фазового цилиндра на две сепаратрисы. Остальные два бифуркационных значения параметра b связаны с появлением предельного цикла. В связи с этим в работе сформулированы и доказаны две теоремы устанавливающие, что система (9) при $|b| > |b_{П1,2}|$ имеет предельный цикл, охватывающий фазовый цилиндр. Для положительных значений параметра b цикл неустойчивый, а для отрицательных – устойчивый. Бифуркационные значения параметра b определены путем разработанной методики математического моделирования: $b_{П1} = 2,136190$ и $b_{П2} = -2,136190$.

В работе рассмотрены и проанализированы все семь типов возможных качественных структур. Установлено, что с использованием модифицированного экспоненциального закона регулирования длины троса могут быть реализованы: равновесный стационарный режим движения связанных объектов, режим колебаний ТС относительно местного вертикального положения связки, режим вращения связки вокруг центра масс, режим перехода ТС в состояние равновесного стационарного движения связки.

Далее приводятся результаты качественного исследования динамических систем пространственного функционирования связанных объектов при комбинированном управлении ТС. Проведенный анализ качественных структур рассматриваемых динамических систем, с учетом условий нахождения соединительного троса в натянутом состоянии, позволил установить возможность реализации следующих режимов относительного движения ПО: прямолинейное удаление (при $k > 0$) или сближение (при $k < 0$) ПО и ОС, зависание ПО в заданной окрестности ОС, колебания ПО относительно положения равновесия, круговой облет станции.

Широкий спектр реализуемых режимов некомпланарного и компланарного движений связанных объектов и сравнительно небольшие энергетические

затраты на управляющие ускорения для удержания ПО в заданной подвижной плоскости свидетельствуют о возможности использования рассматриваемого комбинированного управления для решения целого ряда практических задач.

В параграфе 2.3 излагаются методы исследования управляемого движения ТС на эллиптических орбитах и рассматриваются реализуемые режимы движения связанных объектов. Для проведения исследований в качестве исходной математической модели управляемого движения ТС принята модель, включающая в себя уравнения (1) – (4). Основное внимание уделяется рассмотрению модифицированного экспоненциального метода управления, когда параметр управления k в (1) является переменной величиной, закон изменения которого выбирается исходя из требуемых характеристик относительного движения связанных объектов.

В результате полного качественного исследования и анализа математической модели установлено, что в качестве основных режимов управляемого движения ТС на эллиптических орбитах целесообразно рассматривать режим прямолинейного относительного движения связанных объектов (в том числе и режим вертикального развертывания связки, который для круговых орбит нереализуем); режим относительного движения при фиксированной длине соединительного троса и режим вращения ТС вокруг центра масс с постоянной угловой скоростью ($\Omega_{\text{ор}} = \text{const}$).

Для реализации режима прямолинейного относительного движения связанных объектов под углом ε к оси x орбитальной системы координат параметр управления в зависимости от текущего значения угла ϑ истинной аномалии центра масс ТС

$$k = \frac{1 + e \cos \vartheta}{(1 - e^2)^{3/2}} \left(e \sin \vartheta + \frac{3}{4} \sin 2\varepsilon \right), \quad (11)$$

Закон изменения параметра управления для режима вертикального развертывания или свертывания ТС получается при $\varepsilon = \pm \pi/2$ в (11).

Режим относительного движения связанных объектов для $D = \text{const}$ реализуется при параметре управления $k = 0$.

Для реализации режима вращения ТС с постоянной угловой скоростью

$$k = \frac{(1 + e \cos \vartheta)^3 \left(e \sin \vartheta + \frac{3}{4} \sin 2\varepsilon \right)}{\sqrt{(1 - e^2)^3} \left[(1 + e \cos \vartheta)^2 + \sqrt{(1 - e^2)^3} \Omega_{\text{ор}} \right]}. \quad (12)$$

Для каждого из рассматриваемых режимов разработана методика определения изменяющихся в процессе функционирования ТС характеристик относительного и абсолютного движения связанных объектов.

Изложенные в главе результаты исследований используются далее при рассмотрении конкретных практических задач, решаемых с применением ТС.

Третья глава посвящена исследованию динамики функционирования ТС при решении задач вывода объектов на орбиту с использованием различных

режимов движения ТС.

Разработана методика расчета параметров конечной орбиты выводимого КА при использовании круговых и эллиптических промежуточных орбит. В качестве основного показателя эффективности применения того или иного режима движения ТС предложена безразмерная величина δr , определяющая во сколько раз по отношению к длине троса происходит увеличение высоты конечной орбиты выводимого КА по сравнению с высотой орбиты ожидания (Таблица 1).

Таблица 1.

Зависимость показателя эффективности δr от D и $\Omega_{\text{ор}}$

Режимы	$\Omega_{\text{ор}} \mid D, \text{ км}$	10	20	30	40	50
Равновесный стационарный	0	7,032	7,065	7,097	7,130	7,164
Колебаний	0,5	9,048	9,097	9,146	9,196	9,247
	1,0	11,067	11,136	11,205	11,275	11,346
	1,58114	13,418	13,513	13,610	13,707	13,807
Вращения	1,73205	14,029	14,132	14,236	14,342	14,449
	2,0	15,115	15,232	15,351	15,472	15,594
	5,0	27,333	27,675	28,025	28,385	28,753
	10,0	47,950	48,940	49,971	51,046	52,169
	20,0	90,161	93,561	97,227	101,191	105,494

Предложена методика оценки выигрыша в энергетике за счет применения ТС. Этот выигрыш в работе определяется суммарным значением характеристической скорости ΔV_{Σ} , необходимой для реализации двухимпульсного перехода маневрирующего КА с орбиты ожидания на заданную конечную орбиту при одних и тех же граничных условиях и угловой дальности перехода. Для выводимого КА массой m_K определяется масса экономии топлива

$$m_T = m_K \left[\exp \left(\frac{\Delta V_{\Sigma}}{\vartheta_e} \right) - 1 \right], \quad (13)$$

где ϑ_e – эффективная скорость истечения продуктов сгорания.

В Таблице 2 приведены результаты оценки выигрыша в энергетике за счет применения ТС для вывода КА массой $m_K = 5000 \text{ кг}$ с промежуточной орбиты $r_0 = 6560 \text{ км}$ на эллиптическую орбиту с радиусом перигея $r_{\pi} = 6610 \text{ км}$ при разных значениях радиуса апогея r_{α} по расчетной схеме вывода маневрирующего КА в апогей конечной орбиты.

Также рассматривается решение задачи вывода с эллиптической промежуточной орбиты с использованием режима прямолинейного

развертывания ТС, режима вертикального развертывания, режима колебаний связки при фиксированной длине троса и режима вращения ТС вокруг центра масс с постоянной угловой скоростью.

Таблица 2

Выигрыш в энергетике за счет применения ТС для вывода КА на эллиптические орбиты для $r_{\pi} = 6\,610$ км, $r_0 = 6\,560$ км

r_{α} , км	6 950	7 100	7 250	7 500	8 100	8 500
ΔV_{Σ} , м/с	126,277	167,063	206,749	270,604	413,109	500,555
m_T , кг	214,952	286,336	356,733	471,974	738,174	907,893

Характеристики траектории вывода и значение показателей эффективности применения ТС существенным образом зависят от того в какой точке промежуточной орбиты происходит расцепление связки и каковы радиусы перигея и апогея самой промежуточной орбиты.

При решении задачи вывода КА на орбиту из режима прямолинейного развертывания ТС выбор эксцентриситета промежуточной орбиты e_0 и направление развертывания связки, определяемого углом ε , должно производиться с учетом приведенных в работе условий, гарантирующих осуществление непрерывного развертывания связки ($\dot{D} > 0$) и движение ТС при натянутом тросе. При приближении направления развертывания связки к вертикальному ($\varepsilon \rightarrow 90^\circ$) условия движения при натянутом тросе все время выполняются, а условие непрерывного удаления связанных объектов друг от друга ($\dot{D} > 0$) при $\varepsilon = 90^\circ$ уже выполняется только в некотором диапазоне относительных дальностей. Вместе с тем режим вертикального развертывания связки при решении задачи вывода КА на орбиту заслуживает существенного внимания, так как в этом случае показатель эффективности δr имеет максимальное значение по сравнению с другими направлениями прямолинейного развертывания ТС. Так при вертикальном развертывании связки на длину 10 км для рассмотренных в работе вариантов показатель эффективности δr достигает 7,355, а при развертывании под углом $\varepsilon = 60^\circ$ значение $\delta r = 5,770$.

Рассматриваемый в работе режим колебаний ТС на эллиптической орбите при фиксированной длине троса представляется достаточно перспективным при решении ряда практических задач, в том числе и вывода КА на орбиту. Достоинство этого режима заключается в сравнительной простоте прогнозирования относительного и абсолютного движений связанных объектов, а также в простоте реализации управления ТС, которое сводится к поддержанию постоянной длины троса. Тогда по известным параметрам промежуточной орбиты и начальным условиям движения связки (с использованием представленной в работе методики) можно рассчитать характеристики движения КА в момент расцепления связки и определить параметры орбиты, на которую выводится аппарат. Для рассматриваемых в диссертации вариантов при длине троса 20 – 40 км в течение одного витка ТС по орбите можно выбрать такую точку расцепления связки, для которой

показатель эффективности использования ТС будет достигать значения $\delta r = 25$.

Применение режима вращения ТС вокруг центра масс позволяет получить максимальное приращение абсолютной скорости выводимого на орбиту КА за счет относительной скорости при вращении системы вокруг центра масс. Поэтому для вывода объектов на орбиту (также как и для решения других задач, связанных с выполнением орбитальных маневров) оптимальным по энергетике является режим вращения ТС вокруг центра масс. Для эллиптической промежуточной орбиты предлагается использовать режим вращения с постоянной угловой скоростью $\Omega_{ор}$. Для рассмотренных в работе вариантов при вращении ТС с угловой скоростью $\Omega_{ор} = 5$ и $D_0 = 20$ км показатель эффективности применения ТС для вывода КА на орбиту $\delta r > 30$.

Полученные в работе результаты свидетельствуют о достаточно высокой эффективности применения ТС для вывода КА на орбиту. Особенно большой экономический эффект может быть достигнут при выводе КА на высокоэллиптические орбиты с использованием режима вращения связки.

Четвертая глава посвящена исследованию динамики функционирования ТС при осуществлении спуска объектов с орбиты на Землю с применением различных режимов движения связанных объектов.

Для характеристики внеатмосферного участка траектории снижения спускаемого аппарата (СА) введем следующие величины (Рис. 3):

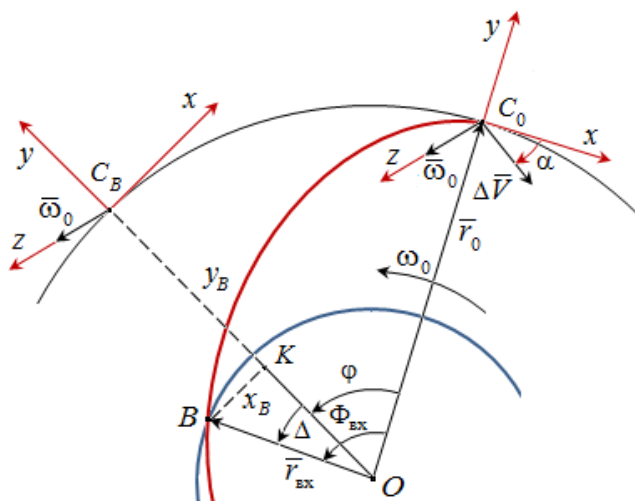


Рис. 3. Снижение СА на внеатмосферном участке траектории

$\Phi_{вх}$ – угловая дальность траектории спуска между точкой расцепления связки и точкой B входа СА в атмосферу;

$\vartheta_{вх}$ – угол истинной аномалии точки входа СА в плотные слои атмосферы;

$V_{вх}$ и $\theta_{вх}$ – скорость и угол входа СА в атмосферу;

τ – продолжительность полета СА от момента расцепления связки до входа в плотные слои атмосферы.

Расчет всех указанных характеристик траекторий снижения СА производится с использованием равновесного стационарного режима движения ТС, режима колебаний связки относительно вертикального положения

равновесия, режима вращения ТС вокруг центра масс и режима прямолинейного развертывания связки. В Таблице 3 приведены результаты расчетов основных характеристик траекторий спуска с орбиты радиусом $r_0 = 6\,671$ км для двух значений длины троса D и двух значений безразмерной угловой скорости вращения связки $\Omega_{\text{ор}}$.

Таблица 3.

Характеристики траектории спуска из режима вращения связки
вокруг центра масс при $r_0 = 6\,671$ км

D , км	15		30	
$\Omega_{\text{ор}}$	2	3	2	3
e	0,01567	0,02011	0,03118	0,03999
p , км	6 552	6 522	6 434	6 375
$\Phi_{\text{вх}}$	167,07°	132,87°	84,47°	49,46°
$\vartheta_{\text{вх}}$	347,07°	312,87°	264,45°	229,46°
$V_{\text{вх}}$, м/с	7 898	7 881	7 830	7 796
$\theta_{\text{вх}}$	−0,54°	−1,05°	−1,77°	−2,16°
τ , мин	40,94	32,09	20,90	12,46

В качестве показателя эффективности применения того или иного режима движения принята минимальная длина троса D_{min} , при которой возможен спуск на Землю с данной орбиты. Предложена методика расчета этого показателя эффективности для различных режимов движения ТС. Показано, что при увеличении радиуса орбиты с 6 621 км до 7 371 км для равновесного режима величина D_{min} возрастает с 21,7 км до 139 км, а для режима колебаний с максимальной амплитудой с 1,4 км до 73,2 км. Применение режима вращения ТС вокруг центра масс позволит осуществить спуск с орбиты при небольших длинах троса. Ограничением в этом случае будут технические возможности реализации больших угловых скоростей вращения ТС.

Спуск с орбиты на Землю из режима вращения ТС вокруг центра масс характеризуется крутыми траекториями спуска и на атмосферном участке снижения на СА могут возникнуть значительные перегрузки.

Для решения задачи спуска объектов с эллиптических орбит рассматривается применение режимов движения при фиксированной длине троса, режима вращения ТС вокруг центра масс с постоянной угловой скоростью, режима прямолинейного развертывания связки и режима многошагового вертикального развертывания ТС. Характеристики траекторий спуска с эллиптических орбит во многом зависят от расположения точки расцепления ТС на исходной эллиптической орбите.

При осуществлении спуска объекта на Землю с орбитальной станции

имеет место двойная экономия топлива. Во-первых, перевод СА на траекторию спуска происходит без сообщения ему тормозного импульса, а, во-вторых, также без использования двигательной установки осуществляется коррекция орбиты ОС.

Разработана методика определения экономии топлива за счет использования ТС для спуска объектов с орбиты на Землю.

Проведенные исследования показали, что суммарная экономия топлива за счет применения ТС для спуска объектов с орбиты на Землю зависит от количества операций спуска с использованием данной системы, от длины троса и режима движения связки, а также от массы СА и не зависит от массы ОС. Оптимальным режимом движения ТС для спуска с орбиты является режим вращения связки вокруг центра масс. Установлено, что при решении задачи спуска из режима колебаний ТС с максимальной амплитудой суммарная экономия топлива в 1,7 – 2,2 раза больше, чем экономия топлива при спуске из равновесного стационарного режима движения связки, а время спуска из режима колебаний уменьшается в 1,4 – 1,9 раза. Таким образом, чем больше ограничения накладываются на продолжительность спуска объекта с орбиты, тем больше получается выигрыш в энергетике от применения ТС. Кроме того, чем больше масса СА, тем больше масса экономии топлива. Применение связки для спуска с орбиты даже малых объектов (например, капсулы с информацией о проведенных экспериментах) следует считать также весьма перспективным, так как сама ТС конструктивно значительно проще, легче и дешевле, чем тормозные двигательные установки.

В пятой главе разрабатываются методы определения эффективности применения ТС для выполнения транспортных операций обслуживания космических объектов на круговых и эллиптических орбитах.

В зависимости от удаления орбиты обслуживаемого КА от орбиты БО связки рассматривается два подхода. Если расстояние между этими орбитами не превышает располагаемой длины троса, то обслуживание осуществляется без расцепления ТС. Если же расстояние между орбитами оказывается больше располагаемой длины троса, то обслуживание КА реализуется с расцеплением ТС и переходом ПО связки по свободной траектории в некоторую расчетную точку встречи с обслуживаемым КА. При использовании той и другой схемы обслуживание КА может производиться с применением равновесного стационарного режима движения ТС, режима колебаний связки относительно положения равновесия, режима вращения ТС вокруг центра масс и режима прямолинейного развертывания связки.

В качестве показателей эффективности применения ТС рассматриваются: минимальная длина троса для обслуживания данного класса орбит, возможные области обслуживания КА и массы экономии топлива по сравнению с обслуживанием обычными маневрирующими КА. По этим показателям эффективность преимущества оказываются на стороне режима вращения ТС вокруг центра масс.

За счет перехода от равновесного стационарного режима движения связки

к режиму колебаний с максимальной амплитудой размеры ТС могут быть уменьшены в 1,9 раза. При переносе точки встречи от перигея к апогею орбиты КА этот выигрыш несколько возрастает. Применение режима вращения связки вокруг центра масс ($\Omega_{op} > 1,732051$) позволяет уменьшить длину троса более чем в два раза по сравнению с равновесным режимом.

Разработана методика определения характеристик относительного движения объектов в процессе их обслуживания. Наибольший интерес представляет обслуживание при «мягком» контакте, т.е. при нулевой относительной скорости. Показано, что оно может быть реализовано на круговых орбитах с использованием режима колебаний связки с амплитудой 60° , а на эллиптических орбитах в апогейной и перигейной точках этих орбит.

В случае обслуживания системы КА на круговых орбитах перспективным является использование ТС, которая осуществляет последовательный облет всех объектов системы. За счет разницы орбитальных угловых скоростей ТС и обслуживаемых КА привязной объект связки последовательно один за другим нагоняет все КА системы (если радиус орбиты БО связки r_0 меньше радиуса орбит обслуживаемых КА r_A) или, наоборот, каждый КА системы один за другим нагоняют ПО связки (если радиус орбиты БО больше радиуса орбит обслуживаемых КА). Оба варианта представлены на Рис. 4.

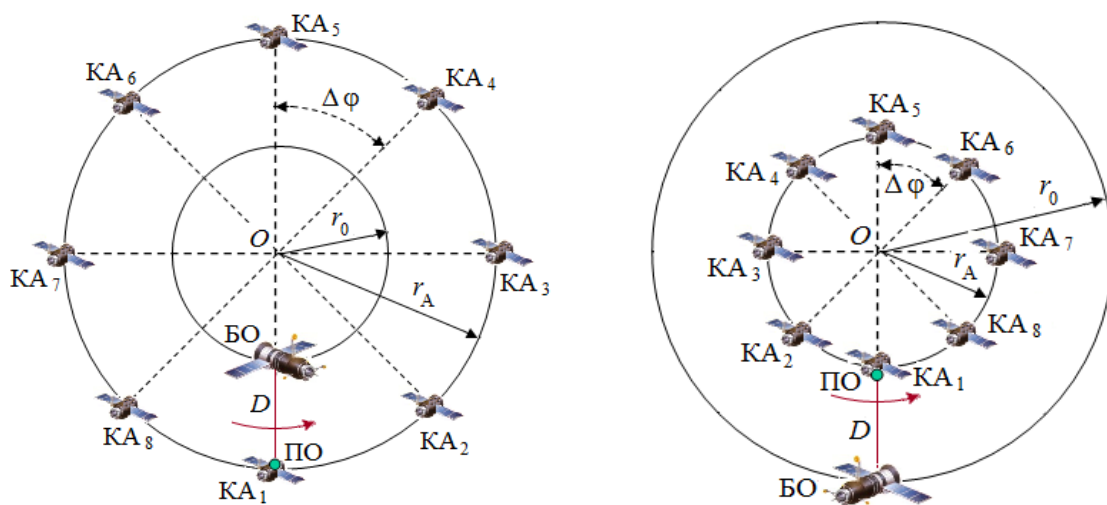


Рис. 4. а) Схема облета система КА
при $r_A > r_0$

б) Схема облета система КА
при $r_A < r_0$

В случае облета системы ($r_A > r_0$) из 12 КА на орбите $r_A = 8000$ км продолжительность облета при $D = 25$ км составит 385 ч, а при $D = 50$ км 192 ч.

Схемы обслуживания КА на круговых и эллиптических орбитах с расцеплением связки при внутреннем ее расположении по отношению к орбите КА представлены на Рис. 5.

Для каждой из двух (без расцепления и с расцеплением связки) схем обслуживания КА разработана своя методика расчета ΔV_Σ .

Расчеты, проведенные для первой схемы обслуживания КА на круговых орбитах из равновесного режима при $r_0 = 6671$ км, $m_{II} = 2000$ кг, $\vartheta_e = 3000$ м/с

показали, что при однократном обслуживании КА с увеличением радиуса его орбиты от $r_A = 7005$ км до $r_A = 7338$ км масса экономии топлива увеличивается от $m_T = 54,2$ кг до $m_T = 106,5$ кг, а при пятикратном обслуживании от 271 кг до 532 кг.

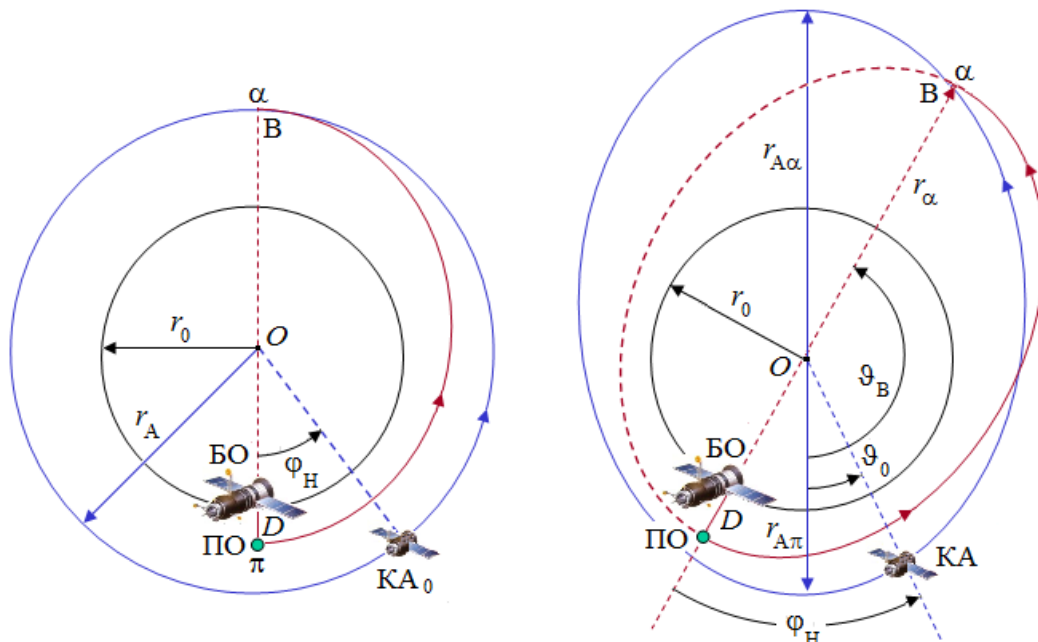


Рис. 5. а) Схема обслуживания КА на круговых орбитах

б) Схема обслуживания КА на эллиптических орбитах

При обслуживании КА, движущихся по эллиптическим орбитам экономия топлива существенным образом зависит от того в какой точке орбиты КА осуществляется это обслуживание. При перемещении точки обслуживания от перигея к апогею экономия топлива возрастает. Так, для одного из рассмотренных вариантов многократного обслуживания при $n=10$ это увеличение происходит от $m_T = 219$ кг до $m_T = 2597$ кг. Установлено, что максимальная экономия топлива имеет место при использовании режима вращения ТС вокруг центра масс.

Существенная экономия топлива может быть достигнута за счет применения связки для обслуживания с последовательным облетом системы КА на круговых орбитах. Так, при одноразовом обслуживании системы КА на круговой орбите радиуса $r_A = 8000$ км при $m_{\Pi} = 2000$ кг экономия топлива при переходе от обслуживания системы из трех КА к обслуживанию системы из 12 КА возрастает с 255 кг до 1867 кг.

Полученные результаты свидетельствуют о достаточно высокой эффективности использования ТС для транспортного обслуживания космических объектов.

В шестой главе рассмотрено для решения ряда практических задач применение различных режимов управляемого движения связанных объектов.

В параграфе 6.1 разработана методика и проведено исследование возможности применения ТС для создания искусственной тяжести на круговых

и эллиптических орбитах. Созданы математические модели и комплекс алгоритмов для определения характеристик движения ТС и расчета ускорений от искусственной силы тяжести для различных режимов движения связки. Проведено математическое моделирование процесса создания искусственной силы тяжести на круговых и эллиптических орбитах.

Для достижения ускорения от искусственной силы тяжести порядка десятых долей от наземного ускорения при длине троса $D = 50$ км достаточно иметь угловую скорость вращения ТС порядка $0,003 \text{ с}^{-1}$. При увеличении угловой скорости до $0,01 \text{ с}^{-1}$ ускорение от искусственной силы тяжести достигает значений $7,3 - 7,7 \text{ м/с}^2$.

В параграфе 6.2 излагаются вопросы пространственного функционирования ПО связки в окрестности ОС, которое может быть связано с выполнением целого ряда задач: стыковка с КА при помощи выносных стыковочных устройств, дозаправка КА топливом, визуальный контроль поверхности ОС, выполнение некоторых ремонтных работ, аварийный спуск космонавтов ОС на Землю и др.

Результаты исследований функционирования ПО с использованием всех основных режимов относительного движения показали перспективность предложенной схемы комбинированного управления для осуществления пространственного функционирования ПО в окрестности ОС.

Параграф 6.3 содержит решение задачи орбитальных переходов между круговыми и эллиптическими орбитами с использованием ТС. Рассмотрены переходы между круговыми орбитами, переходы с круговых орбит на эллиптические и с эллиптических на круговые.

В качестве общего показателя эффективности применения ТС принят выигрыш в энергетике по сравнению с использованием обычных схем реализации орбитальных переходов определяемый суммарным значением характеристической скорости ΔV_{Σ} и массой m_T . Для рассматриваемых в работе вариантов ΔV_{Σ} достигает $500,9 \text{ м/с}$ и $m_T = 908,6 \text{ кг}$.

В качестве частного показателя эффективности применения различных режимов движения ТС рассматривается безразмерная величина δr определяющая во сколько раз по отношению к длине троса происходит изменение радиуса конечной орбиты по сравнению с радиусом начальной орбиты. Максимальное значение этого показателя имеет место для режима вращения ТС вокруг центра масс. δr возрастает с увеличением длины троса и угловой скорости вращения связки.

Представленные в работе результаты свидетельствуют о целесообразном применении ТС для выполнения орбитальных переходов. Основными преимуществами такого рода переходов являются уменьшение энергетических затрат, а также упрощение конструкции и уменьшение массы системы по сравнению с применяемыми в настоящее время техническими средствами.

В параграфе 6.4 рассмотрено маневрирование ЛА на пассивном участке баллистической траектории за счет применения создаваемой на внеатмосферном участке полета ТС, состоящей из ЛА и отработанной ступени ракеты-носителя. Предлагаемые схемы маневра могут использоваться для испытания и отработки новых типов ЛА, для увеличения и уменьшения дальности полета баллистического ЛА, а также для решения ряда специальных задач. Маневрирование ЛА осуществляется за счет применения режима вращения ТС вокруг центра масс и режима прямолинейного развертывания ТС.

В качестве показателей эффективности применения ТС для маневрирования на баллистической траектории рассматривается отклонение в дальности полета ЛА на пассивном участке баллистической траектории по поверхности Земли ΔL за счет применения ТС:

$$\Delta L = L_{\text{тр}} - L_0; \quad (14)$$

где L_0 – дальность полета по обычной баллистической траектории,

$L_{\text{тр}}$ – дальность полета ЛА с использованием ТС.

Второй показатель эффективности применения ТС – диапазон маневрирования по дальности

$$\delta L = |\Delta L_{\text{max}} - \Delta L_{\text{min}}|, \quad (15)$$

где ΔL_{max} и ΔL_{min} – соответственно максимальное и минимальное отклонения в дальности полета ЛА для заданного диапазона точек расщепления ТС и перехода ЛА в свободный баллистический полет.

Результаты проведенного математического моделирования показали достаточно высокую эффективность применения ТС для маневрирования баллистических ЛА. Так, для ЛА с дальностью полета по обычной баллистической траектории $L_0 = 9034$ км для рассмотренных в работе вариантов применительно к каждому из анализируемых режимов движения ТС получены следующие максимальные значения увеличения дальности полета ЛА за счет применения ТС:

- для режима прямолинейного развертывания ТС ($\varepsilon_0 = 70^\circ$) $\Delta L_{\text{max}} = 123$ км ;
- для режима прямолинейного вертикального развертывания ТС ($\varepsilon_0 = 90^\circ$) $\Delta L_{\text{max}} = 250$ км ;
- для режима вращения вокруг центра масс ($\Omega_{\text{ор}} = 5,0$) $\Delta L_{\text{max}} = 773$ км .

Диапазон маневрирования для режима вращения ТС составил $\delta L = 1059$ км .

В заключении диссертационной работы приводятся общие выводы по результатам проведенных исследований в целом.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ:

1. Разработана общая стратегия реализации оптимальных режимов управляемого движения ТС при решении практических задач на круговых и эллиптических орбитах.

2. Разработана совокупность математических моделей компланарного и пространственного управляемого движения связанных объектов на круговых и

эллиптических орбитах.

3. Выполнено полное качественное исследование динамических систем компланарного и пространственного движения ТС, включающее исследование всех особых и неособых фазовых траекторий, определение бифуркаций изучаемых систем и построение всех возможных типов качественных (топологических) структур.

4. По результатам изучения всей совокупности качественных структур для каждой из динамических систем определены реализуемые режимы управляемого движения связанных объектов, которые в дальнейшем рассматриваются для решения практических задач: вывод объектов на орбиту и спуск с орбиты на Землю; операции транспортного обслуживания космических объектов; создание искусственной тяжести на круговых и эллиптических орбитах; пространственное функционирование привязного объекта ТС в окрестности ОС; орбитальные переходы между круговыми и эллиптическими орбитами; маневрирование ЛА на баллистических траекториях за счет применения специальных ТС.

5. Применительно к каждой из рассматриваемых практических задач разработаны показатели эффективности их выполнения, используемые для определения оптимальных режимов управляемого движения ТС и проведения сравнительной оценки функционирования связанных объектов при различных режимах движения связки.

6. Разработаны методики исследования динамики функционирования ТС при выполнении практических задач с использованием различных режимов управляемого движения связанных объектов с учетом условий нахождения динамической системы на связи, когда относительное движение осуществляется при натянутом соединительном тросе.

7. На основе результатов математического моделирования управляемого движения связанных объектов проведено сравнение динамики функционирования ТС при различных режимах движения связки и применительно к рассматриваемым практическим задачам определены оптимальные режимы управляемого движения ТС.

8. Установлено, что для большинства из рассматриваемых задач оптимальным по экономии топлива является режим вращения связки вокруг центра масс, а при использовании ТС для решения задачи спуска объектов с орбиты на Землю имеет место двойная экономия топлива. Во-первых, сход спускаемого объекта с орбиты и переход на траекторию снижения происходит практически без затрат топлива. Во-вторых, также без использования двигательной установки осуществляется коррекция орбиты ОС по высоте и скорости полета.

9. При решении задачи вывода наибольший выигрыш в энергетике имеет место в случае вывода объектов на высокоэллиптические орбиты. Так, при выводе объекта массой 5000 кг с низкой промежуточной орбиты на эллиптическую орбиту радиусом апогея 8500 км экономия топлива составляет 908 кг. Необходимая минимальная длина троса в случае применения

равновесного стационарного режима должна быть в семь раз меньше разности высот конечной и промежуточной орбит, для режима колебаний с максимальной амплитудой – в 13,5 раза меньше, а для режима вращения ТС вокруг центра масс с безразмерной угловой скоростью $\Omega_{op} = 5$ – в 28 раз меньше.

10. Минимальная длина троса D_{min} , необходимая для спуска с орбиты на Землю с использованием ТС, существенным образом зависит от радиуса орбиты r_0 , с которой осуществляется спуск. Так с увеличением r_0 с 6 621 км до 7 371 км при спуске с использованием равновесного стационарного режима D_{min} возрастает с 21,7 км до 139 км, а для режима колебаний с максимальной амплитудой с 11,4 км до 73,2 км. Применение режима вращения ТС вокруг центра масс позволит осуществить спуск с орбиты при небольших длинах троса. Минимальная длина троса в этом случае определяется его прочностными характеристиками.

Результаты исследований реализованы при проведении в 2007 г. совместного российско-европейского эксперимента по спуску капсулы с КА «Фотон-М» на Землю с использованием ТС.

11. Показана достаточно высокая эффективность применения ТС для реализации различных схем сближения и транспортного обслуживания КА на круговых и эллиптических орбитах. Установлено, что обслуживание КА на круговых орбитах с нулевой относительной скоростью может осуществляться с использованием режима колебаний с амплитудой 60° , а «мягкое» обслуживание КА на эллиптических орбитах возможно только в апсидальных точках этих орбит. Наибольший интерес представляет применение ТС для обслуживания системы КА на круговых орбитах, когда привязной объект связки осуществляет последовательный облет всех объектов системы. При этом выигрыш в энергетике за счет применения ТС существенно возрастает с увеличением количества КА в системе. Так, при однократном обслуживании системы КА на круговой орбите радиусом $r_A = 8000$ км привязным объектом массой 2000 кг экономия топлива (по сравнению с обычно рассматриваемыми космическими средствами) при переходе от обслуживания системы из трех КА к обслуживанию системы из 12 КА возрастает с 255 кг до 1867 кг.

Для осуществления пространственного обслуживания ОС рассмотрено применение ТС при комбинированном управлении, когда удержание ПО в подвижной плоскости относительного движения осуществляется за счет двигателей малой тяги, а управление движением в самой подвижной плоскости реализуется регулированием длины троса между ПО и ОС.

12. Показана эффективность осуществления маневрирования ЛА на пассивном участке баллистической траектории за счет создаваемой в полете ТС, включающей ЛА и отработанную ступень ракеты-носителя. Установлено, что для баллистического ЛА с дальностью 9034 км применение ТС позволяет осуществить маневр с увеличением дальности полета до 773 км. При этом

использование режима вращения ТС вокруг центра масс дает возможность реализации диапазона маневрирования ЛА по дальности до 1059 км.

Таким образом, в диссертации для рассматриваемого класса управлений разработаны основы теории формирования стратегии реализации оптимальных режимов управляемого движения ТС и методов исследования динамики функционирования связанных объектов при решении практических задач на круговых и эллиптических орбитах с использованием различных (оптимальных и отличных от оптимальных) режимов управляемого движения ТС.

Результаты работы дают достаточно полное представление о возможных перспективных направлениях использования ТС и могут найти практическое применение при разработке новых космических систем с включением в их состав гибко связанных космических объектов.

Основным направлением продолжения работы является разработка методов качественного исследования более сложных динамических систем на основе метода точечных отображений; обоснование целесообразности разработки космических систем, базирующихся на сочетании технологий ТС и применении малоразмерных КА (в том числе и наноспутников); а также рассмотрение ряда новых направлений практического использования ТС (например, повышение безопасности космических полетов, вопросы устойчивости электродинамических ТС).

Основное содержание диссертации отражено в работах:

1. Иванов В.А., Купреев С.А., Либерзон М.Р. Космические тросовые системы. Некоторые аспекты практического использования: монография. М.: СИП РИА, 2005. 100 с. (6,25 п.л./2,25 п.л.).

2. Иванов В.А., Купреев С.А., Либерзон М.Р. Сближение в космосе с использованием тросовых систем: монография. М.: Хоружевский, 2010. 360 с. (22,5 п.л./7,5 п.л.).

3. Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Разработка и исследование математических моделей движения связанных космических объектов при испытании летательных аппаратов и спуске с орбиты на Землю: учебное пособие. Хабаровск: ХГТУ, 2001. 72 с. (5,3 п.л./1,8 п.л.).

4. Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Динамика полета и математическое моделирование орбитального функционирования системы связанных космических объектов: учебное пособие. М.: МАТИ, 2008. 200 с. (11,6 п.л./3,9 п.л.).

5. Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Космические тросовые системы: учебное пособие. М.: Альфа-М, 2014. 208 с. (13,0 п.л./4,3 п.л.).

6. Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Орбитальное функционирование связанных космических объектов: учебное пособие. М.: ИНФРА-М, 2014. 320 с. (20,0 п.л./6,7 п.л.).

7. Иванов В.А., Купреев С.А. Испытание летательных аппаратов с использованием тросовых систем // Известия РАН. 2004. Вып. 4 (41). С. 26-30. (0,5 п.л./0,25 п.л.).

8. Иванов В.А., Купреев С.А. Динамика и энергетические затраты при

наведении летательного аппарата на цель при постоянной угловой скорости линии визирования // Известия РАРАН. 2005. Вып. 4 (45). С. 94-98. (0,5 п.л./0,25 п.л.).

9. Иванов В.А., Купреев С.А. Динамика полета тросовой системы по баллистической траектории // Известия РАРАН. 2006. Вып. 5 (50). С. 55-59. (0,5 п.л./0,25 п.л.).

10. Иванов В.А., Купреев С.А. Увеличение дальности полета летательного аппарата за счет применения тросовой системы // Известия РАРАН. 2007. Вып. 2 (52). С. 17-20. (0,5 п.л./0,25 п.л.).

11. Иванов В.А., Купреев С.А. Перспективы применения тросовых систем фиксированной длины для вывода летательного аппарата в расчетную точку встречи с космическим аппаратом // Известия РАРАН. 2007. Вып. 4 (54). С. 114-117. (0,5 п.л./0,25 п.л.).

12. Иванов В.А., Купреев С.А. Равновесный стационарный режим движения тросовой системы и его применение для решения задачи вывода на орбиту // Известия РАРАН. 2009. Вып. 3 (61). С. 25-29. (0,5 п.л./0,25 п.л.).

13. Иванов В.А., Купреев С.А. Вывод объектов на орбиту с использованием баллистических ЛА, оснащенных тросовой системой // Известия РАРАН. 2009. Вып. 1 (59). С. 15-20. (0,6 п.л./0,3 п.л.).

14. Иванов В.А., Купреев С.А. Испытание летательных аппаратов при больших скоростях и малых углах входа в атмосферу с использованием тросовых систем // Известия РАРАН. 2009. Вып. 1 (59). С. 21-25. (0,5 п.л./0,25 п.л.).

15. Иванов В.А., Купреев С.А. Оценка эффективности применения режима вертикального разворачивания тросовой системы для маневра летательного аппарата на баллистической траектории // Известия РАРАН. 2010. Вып. 2 (64). С. 39-42. (0,5 п.л./0,25 п.л.).

16. Иванов В.А., Купреев С.А. Создание искусственной силы тяжести на околоземных круговых и эллиптических орбитах // Известия РАРАН. 2010. Вып. 4 (66). С. 3-8. (0,6 п.л./0,3 п.л.).

17. Иванов В.А., Купреев С.А. Общий подход к решению задачи спуска объектов с орбиты с использованием связки, функционирующей при фиксированной длине троса // Известия РАРАН. 2011. Вып. 1 (67). С. 28-32. (0,5 п.л./0,25 п.л.).

18. Иванов В.А., Купреев С.А. Методика и результаты математического моделирования маневра летательного аппарата на пассивном участке баллистической траектории за счет использования вращающейся тросовой системы // Известия РАРАН. 2011. Вып. 2 (68). С. 17-22. (0,6 п.л./0,3 п.л.).

19. Иванов В.А., Купреев С.А. Перевод объекта с низкой круговой на более высокую эллиптическую орбиту с использованием прямолинейно разворачиваемой тросовой системы // Известия РАРАН. 2011. Вып. 4 (70). С. 9-14. (0,6 п.л./0,3 п.л.).

20. Иванов В.А., Купреев С.А. Динамика зондирования верхних слоев атмосферы с использованием тросовых систем // Известия РАРАН. 2012. Вып. 1

(71). С. 22-28. (0,7 п.л./0,35 п.л.).

21. Иванов В.А., Купреев С.А. Пространственное функционирование привязного объекта тросовой системы в окрестности орбитальной станции // Известия РАН. 2013. Вып. 1 (75). С. 62-66. (0,5 п.л./0,25 п.л.).

22. Иванов В.А., Купреев С.А. Орбитальные переходы объектов между круговыми и эллиптическими орбитами с использованием тросовых систем // Известия РАН. 2013. Вып. 1 (75). С. 67-70. (0,5 п.л./0,25 п.л.).

23. Иванов В.А., Купреев С.А. Технологии космических тросовых систем при выполнении Государственной программы РФ «Космическая деятельность России на 2013-2020 годы» // Известия РАН. 2014. Вып. 2. С. 32-36. (0,5 п.л./0,25 п.л.).

24. Иванов В.А., Купреев С.А., Павлович Д.Д. Маневрирование летательного аппарата на внеатмосферном участке баллистической траектории без использования двигательной установки // Известия РАН. 2015. Вып. 2. С. 83-90. (0,7 п.л./0,25 п.л.).

25. Иванов В.А., Купреев С.А., Павлович Д.Д. Развертывание системы наноспутников на круговых и эллиптических орбитах с использованием технологии тросовых систем // Известия РАН. 2015. Вып. 3. С. 44-50. (0,7 п.л./0,25 п.л.).

26. Купреев С.А. Метод формирования оптимальных режимов управляемого движения тросовых систем при решении практических задач // Труды МАИ. 2015. №84. URL. <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=63053> (дата обращения 27.11.2015). (0,7 п.л.).

27. Иванов В.А., Купреев С.А., Либерзон М.Р. Перспективы повышения эффективности космической техники за счет использования специальных тросовых систем // Шестой международный аэрокосмический конгресс IAC'09: Пленарные и избранные доклады. М. 2010. С. 373-379. (0,6 п.л./0,2 п.л.).

28. Иванов В.А., Купреев С.А. Повышение безопасности космических полетов за счет применения специальных тросовых систем // Четырнадцатая Всероссийская научно-практическая конференция «Актуальные проблемы защиты и безопасности»: Материалы докладов. СПб. 2011. Т.1. С. 670-682. (0,8 п.л./0,4 п.л.).

29. Иванов В.А., Купреев С.А., Либерзон М.Р. Комплексный подход к оценке эффективности применения тросовых систем для решения практических задач // Седьмой международный аэрокосмический конгресс IAC'12: Пленарные и избранные доклады. М. 2012. С. 290-298. (0,7 п.л./0,25 п.л.).

30. Иванов В.А., Купреев С.А., Либерзон М.Р. Основные свойства космических тросовых систем и перспективы их практического использования // Научно-технический журнал «Авиакосмическая техника и технология». 2013. №4 (72). С. 6-12. (0,6 п.л./0,2 п.л.).

31. Иванов В.А., Купреев С.А., Павлович Д.Д. Применение тросовой системы для противодействия обнаружению летательного аппарата на внеатмосферном участке баллистической траектории // III Всероссийская научно-техническая конференция «РТИ Системы ВКО – 2015». Труды конференции. М. 2015. С.

140-151. (0,6 п.л./0,2 п.л.).

32. Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Транспортное обслуживание в космосе. Некоторые аспекты практического использования тросовых систем // Международная конференция «Восьмые Окуневские чтения»: Материалы докладов. СПб. 2013. С. 366-368. (0,3 п.л./0,1 п.л.).

33. Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Выигрыш в энергетике за счет применения тросовых систем для спуска объектов с орбиты на Землю // Научные труды (Вестник МАТИ). 2011. Вып. 18 (90). С. 124-128. (0,6 п.л./0,2 п.л.).

34. Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Методика оценки экономии топлива при транспортном обслуживании космических аппаратов с использованием тросовой системы // Научные труды (Вестник МАТИ). 2012. Вып. 19 (91). С. 105-113. (0,6 п.л./0,2 п.л.).

35. Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Выведение привязного объекта в расчетную точку встречи с космическим аппаратом, движущимся по эллиптической орбите // Научные труды (Вестник МАТИ). 2013. Вып. 20 (92). С. 110-119. (0,6 п.л./0,2 п.л.).

36. Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Выведение привязного объекта в расчетную точку встречи с космическим аппаратом, движущимся по круговой орбите // Научные труды (Вестник МАТИ). 2013. Вып. 21 (93). С. 86-97. (0,6 п.л./0,2 п.л.).

37. Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Сравнительная оценка схем транспортного обслуживания космических аппаратов при использовании орбитальных тросовых систем // Научные труды (Вестник МАТИ). 2013. Вып. 21 (93). С. 97-106. (0,6 п.л./0,2 п.л.).

38. Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Некоторые аспекты практического использования связанных космических аппаратов. Анализ характеристик движения // Научные труды (Вестник МАТИ). 2014. Вып. 22 (94). С. 43-55. (0,6 п.л./0,2 п.л.).

39. Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Применение тросовых систем для вывода космических аппаратов на орбиту // Научные труды (Вестник МАТИ). 2014. Вып. 23 (95). С. 41-55. (0,6 п.л./0,2 п.л.).

40. Иванов В.А., Купреев С.А., Ситарский Ю.С. Некоторые задачи динамики полета системы связанных космических объектов // Труды XXXI-XXXII Чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э.Циолковского. Калуга. 1996, 1997. С. 192-197. (0,6 п.л./0,2 п.л.).

41. Купреев С.А. Бифуркация динамической системы управляемого движения связанных космических объектов // Российская молодежная научная конференция «XXV Гагаринские чтения»: Тез. докл. М. 1999. С. 728. (0,1 п.л.).

42. Купреев С.А. Применение связанных космических объектов для испытаний летательных аппаратов // Международная молодежная научная конференция «XXVI Гагаринские чтения»: Тез. докл. М. 2000. Т.1. С. 163. (0,1 п.л.).

43. Купреев С.А. Методика определения параметров движения спускаемого с орбиты аппарата при использовании различных режимов движения связи //

Международная молодежная научная конференция «XXVII Гагаринские чтения»: Тез. докл. М. 2001. Т.2. С. 99. (0,1 п.л.).

44. Купреев С.А. Применение связки для вывода объекта на заданную орбиту // Международная молодежная научная конференция «XXVIII Гагаринские чтения»: Тез. докл. М. 2002. С. 109. (0,1 п.л.).

45. Купреев С.А. Последовательная встреча с космическими аппаратами, движущимися по круговой орбите // Международная молодежная научная конференция «XXIX Гагаринские чтения»: Тез. докл. М. 2003. С. 104-105. (0,2 п.л.).

46. Купреев С.А. Исследование динамики сближения в космосе с использованием орбитальной тросовой системы // Международная молодежная научная конференция «XXX Гагаринские чтения»: Тез. докл. М. 2004. С. 119. (0,1 п.л.).

47. Купреев С.А. Относительное движение связанных космических объектов при комбинированном управлении // Международная молодежная научная конференция «XXXI Гагаринские чтения»: Тез. докл. М. 2005. Т.5. С. 68. (0,1 п.л.).

48. Купреев С.А. Оценка влияния эллиптичности орбиты базового объекта на управляемое движение связки // Международная молодежная научная конференция «XXXIII Гагаринские чтения»: Научные труды. М. 2007. Т.5. С. 95-96. (0,2 п.л.).

49. Купреев С.А. Прикладные задачи динамики космических тросовых систем // Международная молодежная научная конференция «XXXIV Гагаринские чтения»: Научные труды. М. 2008. Т.5. С. 130-131. (0,2 п.л.).

50. Купреев С.А. Использование космических тросовых систем для зондирования верхних слоев атмосферы и проведения геофизических исследований // Седьмой международный аэрокосмический конгресс IAC'12: Сборник докладов. М. 2012. С. 769-778. (0,7 п.л.).

51. Купреев С.А. Операции транспортного обслуживания космических объектов на круговых и эллиптических орбитах с использованием тросовых систем // Научно-технический журнал «Авиакосмическая техника и технология». 2013. №4 (72). С. 26-30. (0,5 п.л.).

52. Купреев С.А. Применения тросовых систем для повышения безопасности космических полетов // Научные труды (Вестник МАТИ). 2014. Вып. 22 (94). С. 59-64. (0,5 п.л.).

53. Купреев С.А. Учет весомости соединительного троса в модели движения космической тросовой системы // Международная молодежная научная конференция «XXXX Гагаринские чтения»: Научные труды. М. 2014. Т.5. С. 270-272. (0,2 п.л.).

54. Купреев С.А. Применение космических тросовых систем для зондирования верхних слоев атмосферы // Научно-технический журнал «Авиакосмическая техника и технология». 2014. №1 (73). С. 16-20. (0,5 п.л.).

55. Купреев С.А. Применение технологии орбитальных тросовых систем для обеспечения функционирования систем наноспутников // Восьмой международный аэрокосмический конгресс IAC'15: Пленарные и избранные доклады. М. 2015. С. 387-398. (0,5 п.л.).