

На правах рукописи

УДК 629.784

ЧУДИНОВ Никита Алексеевич

**МЕТОДИКИ РАСЧЁТА ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ПРИ СБЛИЖЕНИИ И СТЫКОВКЕ**

Специальность 2.5.16

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

г. Королёв – 2026

Работа выполнена в Публичном акционерном обществе «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва» (ПАО «РКК «Энергия»).

Научный руководитель: **Муртазин Рафаил Фарвазович**,
доктор технических наук, начальник отдела баллистики
ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Официальные оппоненты: **Кудрявцев Сергей Иванович**,
доктор технических наук
Акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»,
начальник лаборатории.

Улыбышев Сергей Юрьевич,
доктор технических наук
Федеральное государственное унитарное предприятие
«Центральный научно-исследовательский институт химии и механики»,
руководитель проектов по научной работе
конструкторского бюро прикладной механики.

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное учреждение
«Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина»,
141160, Московская обл., г.о. Звездный Городок,
п. Звездный Городок, д. 1, к. 7.

Защита состоится «03» декабря 2026 года в 14 час 30 мин на заседании диссертационного совета 24.2.331.08 при Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, Москва, Госпитальный пер., д.10, факультет Специального машиностроения, ауд. 407м

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте <http://www.bmstu.ru> МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью учреждения, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, МГТУ им. Н.Э. Баумана, учёному секретарю диссертационного совета 24.2.331.08.

Автореферат разослан «___» _____ 2026 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета 24.2.331.08
кандидат технических наук, доцент



А.Ю. Луценко

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы диссертационной работы. Современные подходы к пилотируемому освоению космического пространства тесно связаны проведением стыковок космических аппаратов (КА). За многолетний период с начала пилотируемых полётов операции сближения и стыковки были хорошо отработаны, и в настоящее время широко обсуждается применение полученного опыта при реализации миссий, в которых к энергетическим возможностям КА предъявляются повышенные требования. К таким миссиям можно отнести и будущие пилотируемые полёты к Луне и другим небесным телам, при реализации которых предполагается использовать тяжёлые транспортные системы (ТС), состоящие из пилотируемого корабля и других средств, обеспечивающих отлёт ТС к небесному телу, посадку на поверхность и возвращение на Землю. Для одновременного запуска всех частей такой ТС требуется использование средств выведения (СВ) с большой стартовой массой.

Для снижения требований к стартовой массе СВ и уменьшения массы ТС она может быть разделена на составные части с проведением их стыковок на орбите, но благополучный исход таких миссий будет зависеть от успешного проведения стыковок составных частей ТС как на околоземной, так и на окололунной орбитах. В этом случае возникает ряд особенностей, связанных с ограничениями по продолжительности автономного полёта частей ТС, наличием баллистических условий для сближения или отлёта, а также с отсутствием возможности для досрочного возвращения экипажа на Землю на некоторых этапах миссии. При возникновении нештатных ситуаций (НШС), приводящих к срыву стыковки или препятствующих своевременному возвращению экипажа на Землю, исход миссии может оказаться неблагоприятным. В связи с этим успешное и своевременное проведение стыковок является важнейшим условием для благополучной реализации межпланетных миссий с успешным возвращением экипажа на Землю.

При реализации лунной программы используемые методики сближения должны быть адаптированы к особенностям лунных миссий. Особое внимание необходимо уделять устойчивости операций сближения и стыковки к возможным НШС, а способы их парирования должны обеспечивать благополучное завершение лунной миссии. Вышесказанное подтверждает актуальность темы исследования в контексте повышения безопасности пилотируемых полётов.

Степень разработанности темы. Вопросам разработки ТС для полётов к Луне, а также проблемам решения задачи сближения на околоземной и окололунной орбитах посвящены работы В.И. Левантовского, К.П. Феоктистова, Е.К. Беляевой, М.Л. Лидова, И.К. Бажинова, В.Н. Почукаева, Е.К. Мельникова, Р.Ф. Аппазова, О.Г. Сытина, В.П. Гаврилова, Е.В. Обухова, А.Ф. Брагазина, А.А. Баранова, Ю.П. Улыбышева, С.Ю. Улыбышева, К.А. Янга, Р.Ф. Муртазина и др.

В работе применяются результаты работ Р.Ф. Муртазина, предложившего метод квазикомпланарного выведения, который обеспечивает расширение диапазона баллистических условий для сближения за счёт изменения угла рыскания при полёте СВ. Данный метод позволяет уменьшить затраты характеристической скорости активного КА на совмещение плоскости орбиты с целевым объектом.

Цель диссертационной работы – обеспечение безопасности пилотируемых полётов за счёт уменьшения дополнительных затрат характеристической скорости и времени автономного полёта на сближение частей ТС в случае возникновения НШС.

Для достижения поставленной цели в работе решается следующая **научно-техническая задача**: разработать методики сближения, обеспечивающие реализацию лунной миссии с минимальными дополнительными затратами характеристической скорости и времени полёта частей ТС при возникновении НШС.

Решались следующие частные **задачи**:

1. Выбрать методику орбитального маневрирования составных частей ТС, обеспечивающую возможность быстрого сближения в случае переноса запусков других частей ТС на последующие окна отлёта к Луне.
2. Разработать методику выведения на орбиту составных частей ТС, обеспечивающую расширение диапазона начальных условий для сближения при минимальной номенклатуре траекторий полёта СВ.
3. Разработать схему сближения составных частей ТС, обеспечивающую возможность оперативного парирования НШС, связанной со срывом манёвра сближения.
4. Разработать методику управления на заключительном этапе сближения, обеспечивающую безопасное относительное движение составных частей ТС и возможность перехода на ручное управление.
5. Провести оценку работоспособности предложенных методик сближения при различных начальных условиях.

Объектом исследования являются траектории полёта составных частей ТС при решении задачи сближения.

Предметом исследования являются методики и алгоритмы поиска параметров оптимального управления полётом частей ТС при решении задачи сближения.

Метод исследования выбирался в зависимости от поставленной задачи. При разработке методик, связанных с решением задачи сближения и выбором стратегии орбитального маневрирования, использовались методы решения задачи линейного программирования и численного интегрирования дифференциальных уравнений движения. Для оценки работоспособности методик сближения применялись методы статистического моделирования и экспериментальной отработки управления в ручном режиме.

Научная новизна диссертационной работы состоит в том, что впервые разработаны методики решения задачи сближения и способы оперативного парирования НШС, позволяющие обеспечить своевременное проведение стыковки составных частей ТС.

В работе получены следующие новые **научные результаты**:

1. Предложена методика орбитального маневрирования, которая в случае срыва запуска составных частей лунной ТС и отлёта к Луне в запланированную дату позволяет реализовать быстрое сближение через заданное число суток при появлении очередного окна для отлёта к Луне. Данный подход обеспечивает наилучшее совмещение возможностей для быстрого сближения частей лунной ТС с появлением окон для отлёта.
2. Разработана методика выведения на орбиту, обеспечивающая расширение диапазона начальных условий для сближения составных частей ТС за счёт изменения угла рыскания при полёте СВ. В отличие от классической методики квазикомпланарного выведения предлагаемый подход позволяет расширить фазовый диапазон вдвое при использовании лишь одной дополнительной траектории полёта СВ.

3. Предложена схема сближения, обеспечивающая уменьшение дополнительных затрат характеристической скорости и времени автономного полёта частей ТС при возникновении НШС за счёт оперативного перехода на ручной режим управления или выполнения перехода на эллипс ожидания.
4. Разработана методика управления движением КА в окрестности целевого объекта, обеспечивающая безопасное относительное движение частей лунной ТС и эффективное ручное управление.
5. Проведено статистическое моделирование и экспериментальная отработка разработанных методик сближения, результаты которых подтверждают возможность использования методик при реализации лунных миссий.

Практическая значимость исследования заключается в возможности применения разработанных методик для минимизации затрат характеристической скорости и времени автономного полёта при реализации космических полётов с решением задачи сближения, при планировании лунных и межпланетных миссий и в случае возникновения НШС.

Рекомендации по внедрению. Полученные результаты предлагается использовать при техническом и эскизном проектировании, а также при разработке конструкторской и эксплуатационной документации изделий космической техники, предназначенных для решения задач сближения и стыковки.

Достоверность и обоснованность полученных результатов и выводов подтверждается их корректной отработкой с использованием штатных методик и программно-математического обеспечения РКК «Энергия», применяемых при управлении пилотируемыми полётами, а также по результатам экспериментальной отработки методик в ходе полётов российских транспортных кораблей.

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту:

1. Методика орбитального маневрирования целевого КА, обеспечивающая возможность быстрого сближения в случае переноса запусков частей ТС.
2. Методика формирования начальной орбиты активного КА, обеспечивающая расширение диапазона условий для сближения при минимальной номенклатуре траекторий полёта СВ.
3. Схема сближения с формированием коэллиптической орбиты, обеспечивающая возможность для оперативного парирования срыва манёвра сближения.
4. Методика управления движением КА в окрестности целевого объекта, обеспечивающая безопасное относительное движение и эффективное ручное управление.
5. Результаты статистического моделирования и экспериментальной отработки предложенных методик.

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы были представлены и обсуждались на следующих российских и международных конференциях:

- Всероссийский молодежный конкурс научно-технических работ «Орбита молодежи» (г. Санкт-Петербург, 2019, г. Пермь, 2020);
- XLIII, XLV, XLVI, XLVII, XLVIII, XLIX Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства (г. Москва, 2019, 2022, 2023, 2024, 2025);

- IX ежегодная научно-техническая конференция молодых учёных и специалистов Центра управления полётами (МО, г. Королёв, 2019);
- Городской конкурс молодых учёных и специалистов имени академика С.П. Королёва (МО, г. Королёв, 2019);
- XXII, XXIII Научно-технические конференции молодых ученых и специалистов (МО, г. Королёв, 2021, 2024);
- 70th, 72nd, 74th International Astronautical Congress – IAC (США, г. Вашингтон, 2019, ОАЭ, г. Дубай, 2021, Азербайджан, г. Баку, 2023);
- XLIX, L Общественно-научные чтения, посвященные памяти Ю.А. Гагарина (Смоленская обл., г. Гагарин, 2022, 2023);
- Космонавтика XXI века. Памяти академика В.Ф. Уткина (МО, г. Королев, 2023);
- XI Международный аэрокосмический конгресс (г. Москва, 2024);
- XVIII Всероссийская мультikonференция по проблемам управления (г. Тула, 2025);
- XVI Международная научно-практическая конференция «Пилотируемые полёты в космос» (МО, Звёздный городок, 2025).

Публикации. По теме диссертации опубликовано 25 научных работ, из них 4 в изданиях, входящих в перечень ВАК РФ при Министерстве образования и науки России, 3 в изданиях, индексируемых SCOPUS, 18 тезисов докладов на российских и международных конференциях. Получено 3 патента на изобретение РФ.

Личный вклад автора. Представленные в работе научные результаты получены автором лично. В случаях использования результатов других исследований приведены ссылки на источник информации.

Структура и объём работы.

Структура изложения материала построена в соответствии с перечисленным списком основных задач, раскрывающих тему диссертации, и включает введение, четыре главы, заключение, список литературы, включающий 60 наименований. Текст диссертации изложен на 197 машинописных страницах, содержит 39 рисунков и 3 таблицы.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертационной работы, поставлена цель и приведён перечень решаемых задач. Раскрыта научная новизна, перечислены методы исследования, научные результаты, положения, выносимые на защиту, описана практическая значимость работы. Приведена структура диссертационной работы с кратким описанием её разделов.

В первой главе проведён анализ существующих методик решения задачи сближения и описаны основные её этапы. Рассмотрены способы парирования НШС на всех этапах сближения.

Решение задачи сближения является многоаспектной проблемой управления космическим полётом и включает в себя следующие этапы: подготовку начальных условий для сближения, формирование начальной орбиты активного КА, автономный полёт с выполнением манёвров для перехода в окрестность целевого КА, проведение операций в ближней зоне и стыковку. Ещё одним важным этапом является рассмотрение возможных НШС на всех этапах сближения и способов их парирования

для успешного исхода миссии. При этом методики решения задачи сближения на околоземной и окололунной орбитах принципиально не отличаются.

На первом этапе – этапе подготовки начальных условий – формируется требуемая траектория целевого КА, обеспечивающая решение задачи сближения с минимальными затратами характеристической скорости и времени полёта активного КА. Требуемая траектория целевого КА определяется географической долготой восходящего узла или соответствующим ей фазовым углом на момент начала сближения, которые должны находиться в допустимых диапазонах. Формирование такой траектории осуществляется за счёт проведения манёвров целевым КА. НШС, приводящие к нарушению начальных условий, могут возникнуть из-за случайных воздействий на траекторию полёта целевого КА. Такими событиями могут стать, например, непрогнозируемое изменение солнечной активности или проведение манёвра уклонения целевого КА от опасного сближения с другим космическим объектом.

На втором этапе формируется начальная орбита активного КА с требуемыми параметрами, обеспечивающими решение задачи сближения по выбранной схеме с минимальными затратами характеристической скорости. Формирование начальной орбиты может осуществляться при запуске активного КА с поверхности небесного тела или при его переходе с траектории межпланетного перелёта. НШС, приводящие к срыву формирования начальной орбиты, могут возникнуть, например, из-за отмены запуска активного КА в основную дату, аварии при полёте СВ или срыва выполнения импульса для перехода с траектории межпланетного перелёта на начальную замкнутую орбиту. Следует отметить, что в случае срыва перехода с межпланетной траектории или аварии СВ при запуске активного КА способы парирования не предусматривают дальнейшего решения задачи сближения.

На рассмотренных этапах решения задачи сближения, в отличие от последующих этапов, НШС возникают до начала сближения, что позволяет рассматривать различные подходы к их парированию. В частности, при нарушении баллистических условий могут быть рассмотрены варианты проведения дополнительных манёвров целевым КА, изменения выбранной схемы сближения или некомпланарного запуска активного КА. Однако такие способы парирования сопряжены с существенными затратами топлива целевого КА, дополнительными затратами характеристической скорости активного КА и увеличением продолжительности сближения. В практике околоземных полётов в случае нарушения баллистических условий или срыва запуска активного КА может применяться перенос сближения на резервную дату. При этом баллистические условия в резервную дату могут не обеспечивать возможность сближения с требуемыми затратами характеристической скорости и времени полёта. Таким образом, описанные способы парирования НШС могут привести к срыву своевременной стыковки, что при полётах к Луне может повлечь неблагоприятный исход миссии, например, из-за упущенной возможности для отлёта.

На следующем этапе решения задачи сближения после формирования начальной орбиты реализуется переход активного КА в окрестность целевого КА за счёт проведения орбитальных манёвров. НШС, приводящие к срыву выполнения манёвра сближения, могут возникнуть, например, из-за отказа двигательной установки (ДУ) активного КА, сбоя циклограммы исполнения манёвра или ввода некорректных данных, а также из-за неустойчивого радиосигнала и отсутствия навигационных измерений для оперативного расчёта импульса.

На заключительном этапе сближения после перехода активного КА в окрестность цели проводятся операции в ближней зоне, включающие уменьшение относительной скорости, переход активного КА на направление оси стыковочного узла и стыковку. Выполнение этих операций должно осуществляться с соблюдением требований безопасности относительного движения. НШС, приводящие к срыву выполнения операций в ближней зоне, также могут возникнуть из-за отказа ДУ или некорректной работы аппаратуры сближения активного КА.

В отличие от начальных этапов решения задачи сближения, на заключительных этапах НШС возникают непосредственно при полёте, что существенно ограничивает возможности по их парированию. В частности, в случае срыва манёвра сближения его выполнение должно быть перенесено на более позднее время, что потребует изменения схемы сближения со срывом своевременной стыковки, увеличением продолжительности автономного полёта и затрат характеристической скорости. В случае срыва операций в ближней зоне возможность перехода на ручное управление для оперативного парирования такой НШС появляется лишь на малой дальности (менее 1 км) при небольшой относительной скорости и угловой скорости линии визирования цели, при которых экипаж может иметь исчерпывающее представление об относительном движении для эффективного и безопасного управления. В противном случае происходит расхождение активного КА с целевым, что также приведёт к срыву своевременной стыковки и потребует организовать повторное сближение с увеличением продолжительности полёта и затрат характеристической скорости. При полётах к Луне срыв своевременной стыковки может привести не только к последующему срыву отлёта, но и к возможному исчерпанию ресурсов активного или целевого КА до завершения сближения. При околоземных полётах в случае отсутствия возможности для продолжения полёта возвращение экипажа обеспечивается за счёт проведения досрочного спуска на Землю. Однако при реализации лунных миссий возможность для возвращения на Землю с окололунной орбиты может зависеть от успешного и своевременного проведения стыковки, например, с элементом ТС, обеспечивающим исполнение отлётно импульса. В случае отсутствия возможности для возвращения экипажа на Землю исход миссии окажется неблагоприятным. Таким образом, для существующих методик решения задачи сближения, не предусматривающих возможности оперативного парирования НШС, требуется доработка и адаптация под особенности лунных миссий. При полётах к Луне наиболее предпочтительными способами парирования НШС являются те, при которых не допускается изменение схемы сближения, увеличение времени автономного полёта и затрат характеристической скорости.

Во второй главе приведены математические модели и алгоритмы, используемые для решения задачи сближения. Формализована задача расчёта манёвров, обеспечивающих переход активного КА в окрестность цели. Обозначены основные методические особенности при расчёте манёвров сближения.

На начальном этапе сближения манёвры выполняются по расчётам наземных средств с последующей передачей информации в бортовой компьютер активного КА. Алгоритм, реализованный на наземных средствах, основан на использовании линеаризованной модели относительного движения и применении симплекс-метода, которые обеспечивают сходимость решения задачи при различном расположении манёвров, но предъявляют повышенные требования к ресурсам вычислительного

средства, что не позволяет реализовать данный алгоритм в бортовом компьютере активного КА.

На заключительном этапе сближения расчёт и выполнение манёвров должны выполняться оперативно с использованием текущих измерений параметров движения, поэтому задействование наземного контура управления в этом случае становится затруднительным. Для автономного расчёта манёвров без задействования наземных средств в бортовом компьютере активного КА реализован упрощённый алгоритм, обеспечивающий оперативное выполнение коррекций по текущим навигационным измерениям, а также формирование безопасных траекторий сближения за счёт поэтапного уменьшения относительной скорости со сменой точек прицеливания. Математическая модель расчёта коррекций имеет особенности вырождения на некоторых этапах сближения, поэтому бортовой алгоритм не может использоваться для расчёта полного плана манёвров и применяется лишь на заключительном участке сближения.

Следует отметить, что в случае неустойчивой работы аппаратуры сближения или отсутствия навигационных данных для текущего расчёта манёвра может произойти срыв перехода активного КА в окрестность цели, что потребует дополнительных затрат характеристической скорости и времени автономного полёта на организацию повторного сближения. В связи с этим требуется разработка бортового алгоритма для формирования траекторий сближения, обеспечивающих возможность оперативного парирования срыва манёвра без увеличения продолжительности сближения и затрат характеристической скорости.

В третьей главе обосновано использование быстрых схем сближения при реализации лунных миссий, предложена стратегия орбитального маневрирования целевого КА, обеспечивающая требуемые баллистические условия для сближения в основную и резервные даты. Предложена методика формирования начальной орбиты активного КА, обеспечивающая расширенный диапазон начальных условий для быстрого сближения с минимальной номенклатурой траекторий полёта СВ. Описана схема сближения с возможностью оперативного перехода на ручной режим управления. Предложен переход на эллипс ожидания для оперативного предотвращения расхождения сближающихся объектов с возможностью завершения сближения на любом витке. Предложена методика управления движением в окрестности целевого КА, обеспечивающая безопасное относительное движение и эффективное ручное управление.

В отличие от околоземных полётов реализация лунных миссий сопряжена с рядом особенностей, рисков и ограничений, в том числе по затратам топлива и ресурсов жизнеобеспечения экипажа, сокращающих возможности по маневрированию и увеличению продолжительности автономного полёта при возникновении НШС. Для лунных миссий также характерны навигационные ограничения, состоящие в том, что в окололунном пространстве отсутствует развёрнутая спутниковая навигация, а наземные станции могут не обеспечивать необходимую точность, периодичность и оперативность измерений. Поэтому при реализации лунных миссий основным источником получения оперативных навигационных данных является бортовая система относительных измерений между активным и целевым КА. Кроме этого, как уже было отмечено, досрочное возвращение экипажа на Землю в случае необходимости может оказаться затруднительным и на некоторых этапах миссии будет зависеть от успешной стыковки со средством, обеспечивающим отлёт.

С учётом этих особенностей при реализации лунных миссий целесообразно использовать быстрые схемы сближения. За счёт малой продолжительности автономного полёта быстрые схемы позволят сэкономить ресурсы корабля по жизнеобеспечению экипажа или работоспособности других частей ТС, а также обеспечат малое время для распространения начальных разбросов и влияния возмущений, не учитываемых в бортовой модели движения. Кроме того, быстрые схемы, как правило, реализуются при малых фазовых углах, обеспечивающих прямую видимость активного и целевого КА. Это принципиально позволяет построить начальную ориентацию активного КА или провести первичные навигационные измерения относительно целевого КА. Такие преимущества особенно актуальны на окололунной орбите в условиях навигационных ограничений. Быстрые схемы сближения также позволяют сократить время задействования средств и персонала управления полётом при работах по сближению и стыковке, что обосновывает их использование и при беспилотных миссиях.

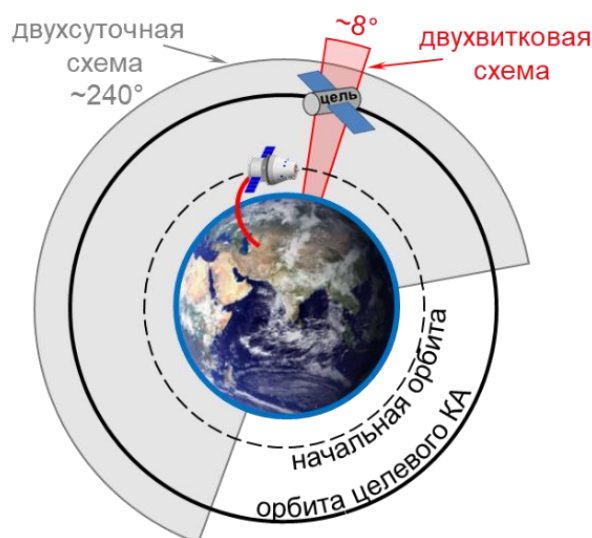


Рисунок 1 – Фазовые диапазоны схем сближения, используемых при околоземных полётах

Основным недостатком быстрых схем сближения являются жёсткие ограничения по начальным баллистическим условиям. В отличие от схем сближения с продолжительностью более одних суток быстрые схемы характеризуются узким диапазоном начальных условий, при которых сближение реализуется с минимальными затратами характеристической скорости. В частности, для используемой при околоземных полётах двухсуточной схемы ширина фазового диапазона составляет около 240° (Рисунок 1), что позволяет использовать её каждые двое из трёх последовательных суток без предварительной подготовки условий. При этом для быстрой двухвитковой схемы сближения ширина фазового диапазона, как правило, не превышает 8° , что требует точной подготовки баллистических условий на орбите целевого КА и поиска способов их формирования на резервные даты.

Для решения проблемы подготовки требуемых условий для сближения в основную и резервную даты при управлении полётом целевого КА предлагается формировать кратную орбиту, обеспечивающую требуемые баллистические условия через заданное число суток. Кратность орбиты целесообразно выбирать в соответствии с периодичностью появления окон для отлёта к Луне из её плоскости. В Таблице 1 приведены средние высоты

Таблица 1 – Кратные орбиты

Наклонение $51,6^\circ$ (окно отлёта каждые 10 сут)	Наклонение 97° (окно отлёта каждые 15 сут)
КратностьСредняя орбиты высота	КратностьСредняя орбиты высота
10 сут. кр. 410 км	15 сут. кр. 410 км
5 сут. кр. 441 км	353 км
380 км	7 сут. кр. 399 км
4 сут. кр. 426 км	358 км
3 сут. кр. 400 км	5 сут. кр. 391 км
2 сут. кр. 350 км	4 сут. кр. 348 км
1 сут. кр. 270 км	3 сут. кр. 372 км
562 км	2 сут. кр. 420 км
	1 сут. кр. 264 км
	556 км

некоторых кратных околоземных орбит с наклонениями $51,6^\circ$ и 97° , реализуемых с российских космодромов, при которых обеспечиваются требуемые условия для сближения в резервные даты при появлении очередного окна отлёта к Луне, т.е. каждые 10–15 суток.

Чтобы обеспечить требуемые баллистические условия для сближения при воздействии случайных возмущений на орбиту целевого КА предлагается методика стратегия орбитального маневрирования. Расположение плановых коррекций орбиты целевого КА должно компенсировать влияние случайных возмущений, возникающих до проведения заключительной коррекции перед началом сближения. При этом дата заключительной коррекции выбирается так, чтобы случайное событие после неё не привело бы к нарушению баллистических условий на начало сближения. Суть выбранной методики маневрирования поясняется на Рисунке 2 и показывает результат её применения при подготовке к запуску околоземной пилотируемой миссии с реализацией случайных событий, связанных с отклонением целевого КА от опасного сближения с другими космическими объектами.

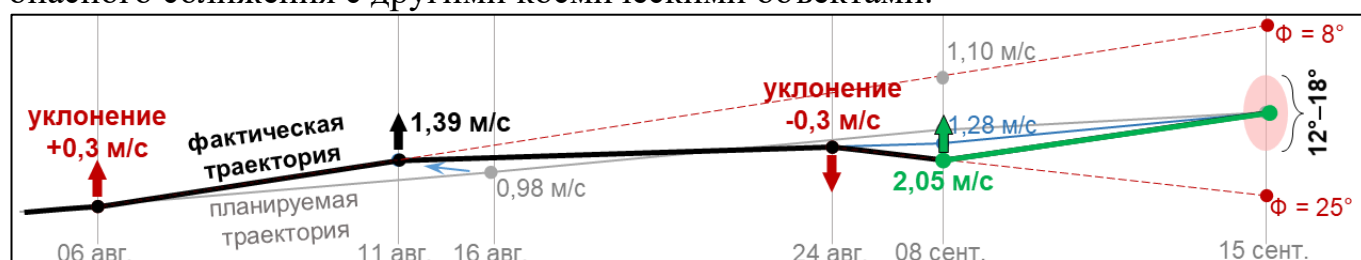


Рисунок 2 – Методика орбитального маневрирования целевого КА

Для решения проблемы, связанной с нарушением баллистических условий для сближения, предлагается альтернативная концепция квазикомпланарного выведения активного КА. При квазикомпланарном выведении формирование начальной орбиты осуществляется исходя из минимизации затрат характеристической скорости на коррекцию высотного рассогласования при сближении, а не на коррекцию бокового движения, как это делается при компланарном запуске. В случае нарушения баллистических условий для сближения минимальные затраты на коррекцию высотного рассогласования достигаются при достижении целевым КА фазового угла на границе допустимого диапазона (Рисунок 3). При этом из-за возникающего рассогласования плоскостей орбит сближающихся КА для их совмещения требуются дополнительные затраты характеристической скорости, которые частично компенсируются за счёт изменения угла рыскания при полёте СВ.

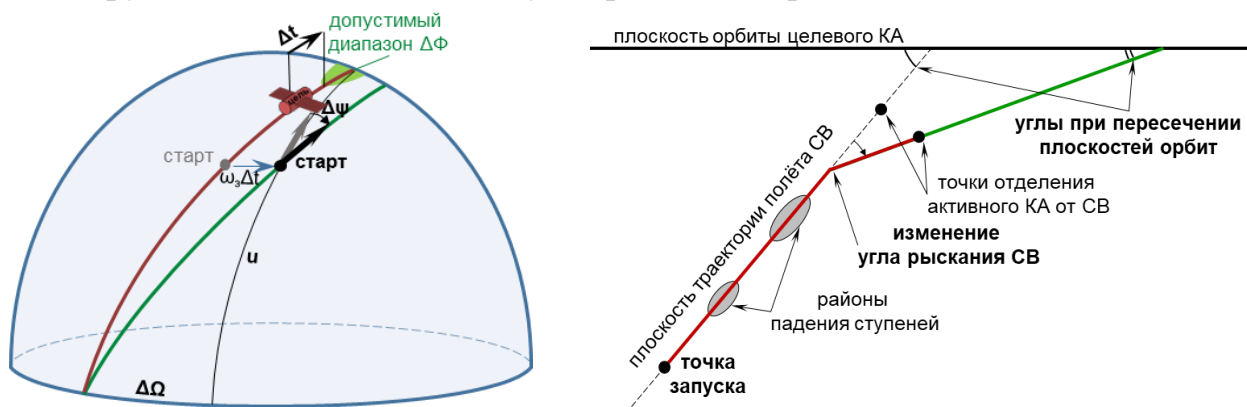


Рисунок 3 – Принцип квазикомпланарного выведения

Недостаток классической концепции квазикомпланарного выведения, препятствующий её внедрению в практику полётов, состоит в использовании

большого количества заранее рассчитанных траекторий полёта СВ, поскольку для произвольного нарушения баллистических условий требуется новое полётное задание с соответствующей программой изменения угла рыскания. Альтернативная концепция квазикомпланарного выведения предполагает эффективный выбор траекторий полёта СВ в зависимости от ширины фазового диапазона для заданной схемы сближения. Требуемое изменение угла рыскания вычисляется по формуле

$$\Delta\psi = \operatorname{atan} \left\{ \frac{2 \sin \Delta\Omega}{\sin(u+\Delta\Omega) \cot \frac{i}{2} + \sin(u-\Delta\Omega) \tan \frac{i}{2}} \right\}, \text{ где } \Delta\Omega = \frac{\omega_3 \Delta\Phi T_{\text{др}}}{2\pi}, \quad u = \operatorname{asin} \left(\frac{\sin \varphi}{\sin i} \right), \quad \Delta\Phi -$$

ширина фазового диапазона, $T_{\text{др}}$ – драконический период обращения целевого КА, i – наклонение его орбиты, φ – широта изменения угла рыскания. На Рисунке 4

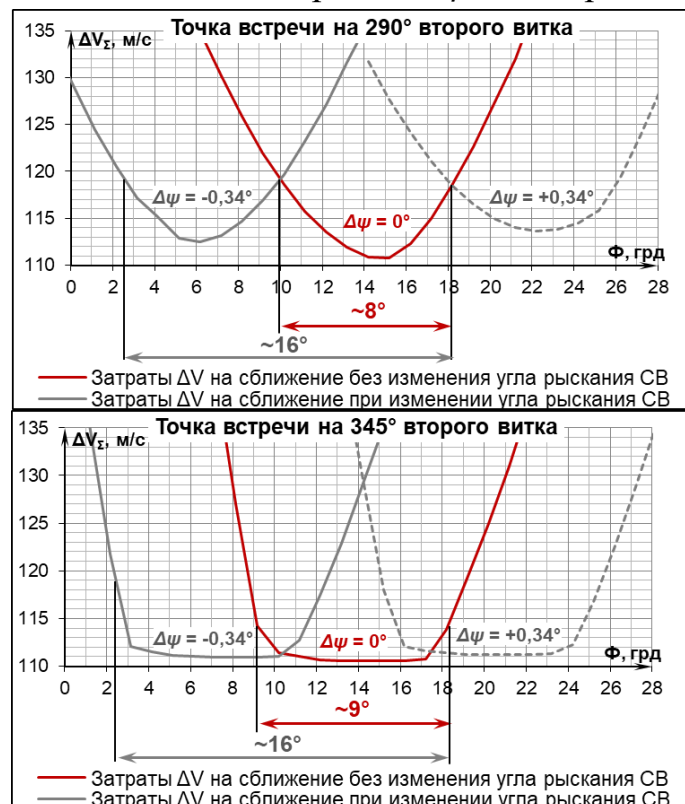


Рисунок 4 – Расширение диапазона начальных условий при использовании альтернативной концепции квазикомпланарного выведения

представлен результат расширения фазового диапазона для используемой при околоземных полётах двухвитковой схемы сближения с двумя вариантами положения точки встречи. При использовании номинальной и двух дополнительных траекторий полёта СВ с изменением угла рыскания фазовый диапазон удалось расширить до трёх раз. При реализации баллистических условий за правой границей фазового диапазона можно дополнительно сократить число используемых траекторий СВ до двух за счёт незначительного увеличения продолжительности сближения (на один виток). Таким образом, предложенная альтернативная концепция квазикомпланарного выведения позволяет ограничиться лишь одной номинальной траекторией полёта СВ и одной дополнительной с изменением угла рыскания, при которых обеспечивается эффективное

расширение диапазона баллистических условий до двух раз.

Для решения проблем, связанных со срывом выполнения манёвров, предлагается схема сближения с формированием коэллиптической орбиты и специальной траектории перехода к цели с выносом точки прицеливания в боковом направлении, которые адаптированы к ручному управлению (Рисунок 5). Манёвр перехода активного КА на коэллиптическую орбиту может выполняться по номинальным (предстартовым) расчётам, либо с использованием разработанного бортового алгоритма по текущим измерениям траектории. Номинальный манёвр выполняется без его уточнения и учёта начальных разбросов. При этом срыв такого манёвра маловероятен, поскольку в случае ошибки расчёта она будет выявлена при предварительной отработке сближения на моделирующих средствах, а в случае отказа бортовых систем, в т.ч. ДУ, реализуется оперативный переход на резервную систему. Выполнение манёвра по расчётам бортового алгоритма, который также

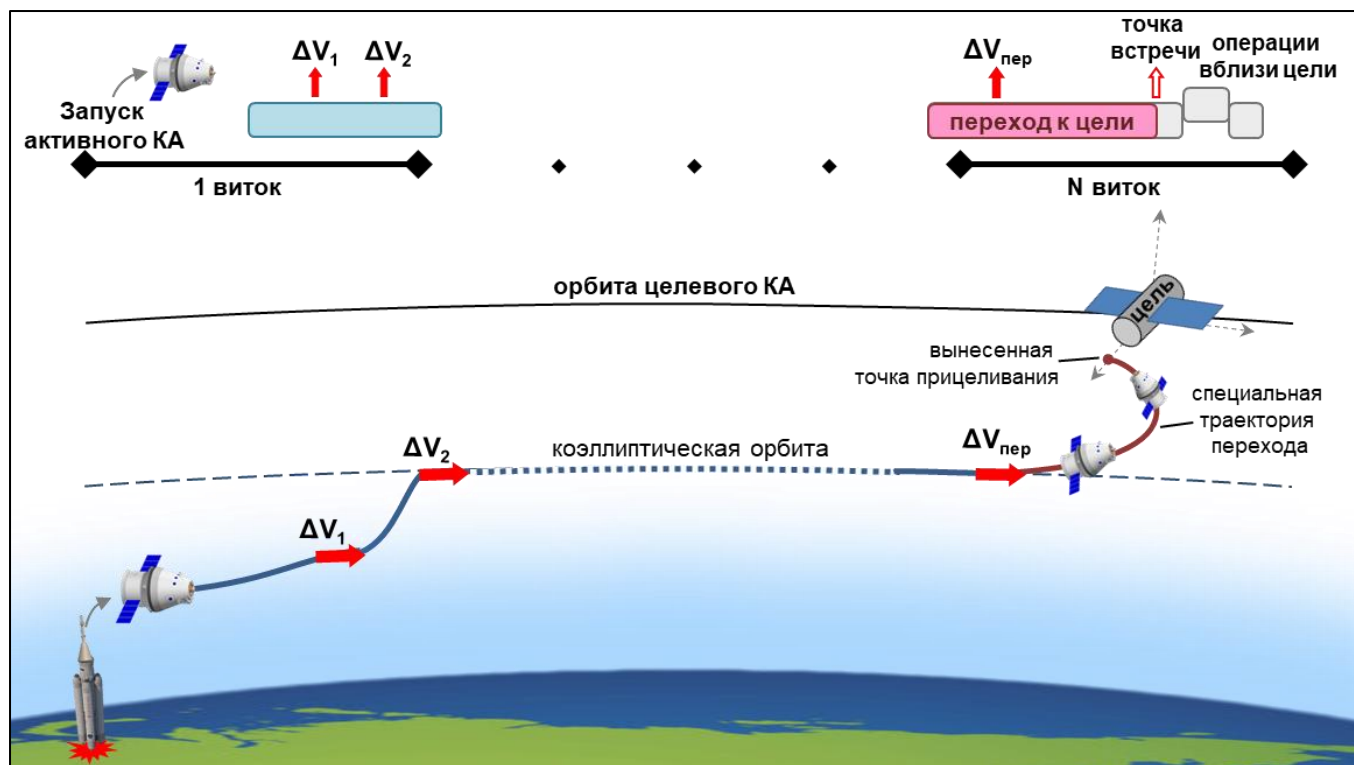


Рисунок 5 – Схема сближения с формированием коэллиптической орбиты и специальной траектории безопасного перехода

обеспечивает окончательный переход к цели и управление в ближней зоне, реализуется автоматически на основе текущих измерений параметров относительного движения. Срыв манёвров, рассчитываемых по бортовому алгоритму, может произойти из-за неустойчивого радиосигнала и отсутствия навигационных данных для расчёта импульсов. В этом случае благодаря сформированной коэллиптической орбите и специальной траектории подхода экипаж может оперативно перейти на ручной режим и эффективно и безопасно управлять активным КА по визуальным наблюдениям цели. Такой подход позволит своевременно завершить сближение, не допустив расхождения сближающихся КА.

В случае срыва манёвра перехода к цели с коэллиптической орбиты экипаж может выполнить его вручную, когда целевой КА находится под углом 23° над местным горизонтом (Рисунок 6). При этом импульс выполняется с ориентацией на разгон, а его величина определяется разницей высот коэллиптических орбит и соответствует выбранной относительной скорости в точке встречи $|\Delta V_{пр}|$. Если эта возможность упущена, переход может быть реализован позднее, когда целевой КА находится под углом 27° . При этом импульс выполняется вдоль линии визирования целевого КА, а его величина составит $1,11|\Delta V_{пр}|$. В этом случае сближение будет завершено без увеличения продолжительности полёта с допустимыми затратами

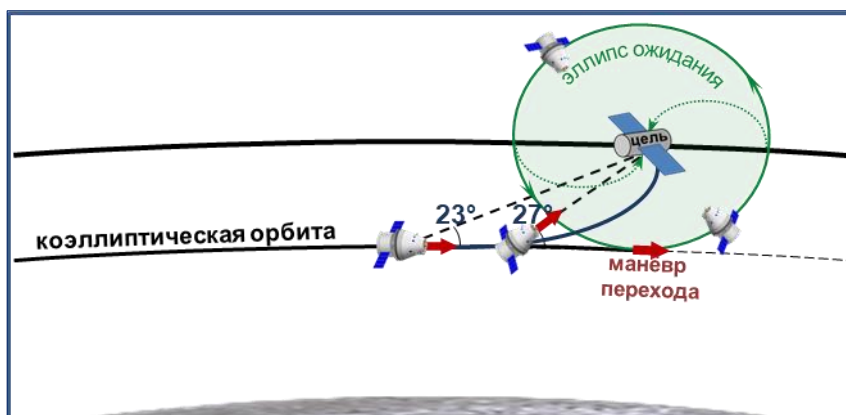


Рисунок 6 – Схема ручного перехода в окрестность цели и на эллипс ожидания

характеристической скорости. Через полвитка после выполнения манёвра активный КА достигает окрестности целевого КА. Безопасность относительного движения сближающихся КА в точке встречи обеспечивается за счёт бокового выноса точки прицеливания, реализуемого при формировании коэллиптической орбиты. Если возможность для перехода к цели по линии визирования также была упущена, может быть реализован переход на эллипс ожидания, который позволит предотвратить расхождение сближающихся КА, сохранить прямую видимость и радиосвязь между ними и завершить сближение на любом последующем витке. В этом случае сближение может быть завершено с меньшими до 100% затратами времени полёта, чем в случае расхождения двух КА и организации повторного сближения. Импульс для перехода на эллипс ожидания выполняется с ориентацией на разгон величиной $2|\Delta V_{пр}|$, при этом дополнительные затраты характеристической скорости на сближение в случае перехода на эллипс ожидания составят $|\Delta V_{пр}|$, что на 50% меньше затрат, закладываемых на случай расхождения двух КА и организацию повторного сближения, которые составляют не менее $2|\Delta V_{пр}|$. Следует отметить, что манёвр перехода на эллипс ожидания может быть реализован в произвольный момент движения по коэллиптической орбите. С точки зрения безопасности полёта для реализации бокового выноса при пересечении высоты орбиты целевого КА и обеспечения удобства при последующем переходе в окрестность цели манёвр предпочтительно выполнять, когда цель видна под углом 90° над местным горизонтом. Таким образом, разработанная схема сближения обеспечивает до трёх возможностей для оперативного парирования срыва манёвра сближения.

По достижении активным КА окрестности цели в случае срыва манёвра уменьшения относительной скорости (торможения) экипаж также может выполнить его в ручном режиме по визуальным наблюдениям. Импульс уменьшения относительной скорости прикладывается, когда целевой КА появляется в поле видимости бортовых средств внешнего обзора активного КА (Рисунок 7). При этом величина импульса составляет $|\Delta V_{пр}| \pm 1$ м/с в зависимости от направления последующего перехода на ось стыковочного узла целевого КА. В условиях быстромменяющегося относительного движения для повышения эффективности ручного управления целесообразно использовать широкоугольные средства обзора,



точку прицеливания выносить не менее чем на 1 км в боковом направлении от цели, а относительную скорость в точке встречи $|\Delta V_{пр}|$ принимать не более 12 м/с. Кроме этого, этапы полёта, на которых предполагается возможность перехода на ручное управление, следует планировать на освещённом участке орбиты, либо

использовать светотехнические средства для обозначения экипажу целевого объекта. При последующем переходе к стыковочному узлу экипаж удерживает активный КА в одной из базисных плоскостей целевого КА за счёт приложения импульсов в перпендикулярном направлении. Сформированная траектория позволяет эффективно

устранить разбросы исполнения манёвра торможения и обеспечивает безопасное расхождение двух КА на всех этапах операций в ближней зоне без приложения управляющих воздействий. В случае острого дефицита топлива активного КА целевой объект может быть развёрнут стыковочным узлом в боковом направлении, что позволит избежать затрат топлива на переход к оси узла. Безопасность полёта в этом случае может быть обеспечена за счёт принудительного выполнения импульса увода по команде бортового компьютера активного КА. По завершении перехода на ось стыковочного узла устраняются все составляющие относительной скорости, после чего выполняется стыковка.

Таким образом, разработанная схема сближения адаптирована к возможности перехода на ручное управление для оперативного парирования НШС и обеспечивает безопасность полёта на заключительном этапе сближения. Формирование коэллиптической траектории при сближении было отработано в рамках полёта российского корабля «Прогресс МС-17» в июле 2021 года. Следует добавить, что предложенная схема отличается от используемых в рамках миссий американских кораблей «Джемини» и «Аполлон» более широкими возможностями по парированию срыва перехода в окрестность цели, меньшими на 25% затратами характеристической скорости на выполнение перехода и сопоставимыми с гомановским переходом, а также обеспечением мер безопасности от столкновения объектов в ближней зоне.

В четвёртой главе проведено статистическое моделирование сближения по предложенным методикам и их экспериментальная отработка на тренировочных средствах. Проведена оценка качества формирования коэллиптической орбиты при номинальном исполнении манёвров и с использованием разработанного бортового алгоритма с последующей реализацией перехода в точку встречи в ручном режиме. Получены результаты, подтверждающие корректную работу разработанных алгоритмов и возможность внедрения предложенных методик в практику полётов.

При статистическом моделировании быстрых схем сближения в качестве варьируемых параметров целесообразно принимать разбросы начальных условий, реализованные после формирования орбиты активного КА, поскольку они оказывают наибольшее влияние на процесс сближения. В качестве источника данных принята статистика 44 запусков российских транспортных кораблей при околоземных полётах с 2014 года (Рисунок 8). Принятая выборка характеризуется продольными разбросами точки отделения до ± 11 км, разбросами бокового движения до ± 350 м, а также систематическим избытком орбитальной скорости активного КА с формированием более высокой орбиты и последующим накоплением продольного рассогласования относительно номинального плана полёта. Данные разбросы характеризуют точность системы управления СВ. Их можно считать справедливыми и весьма консервативными для рассмотрения запусков с поверхности Луны, поскольку при отсутствии отделяемых ступеней и

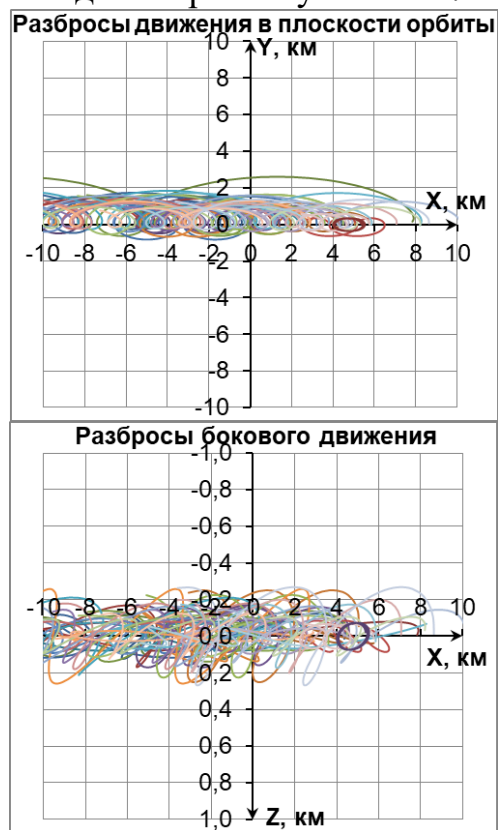


Рисунок 8 – Разбросы орбиты активного КА

влияния атмосферы набор случайных возмущающих факторов будет меньшим по сравнению с запусками на околоземную орбиту.

Как уже отмечалось, при формировании коэллиптической орбиты за счёт номинальных манёвров их срыв маловероятен, при этом начальные разбросы переносятся на коэллиптическую орбиту без коррекции (Рисунок 9). В случае срыва манёвра для последующего перехода к цели экипаж может выполнить его вручную по визуальным наблюдениям. При этом продольный промах в основном корректируется, а разбросы в радиальном направлении переносятся в точку встречи и могут составлять от -280 м до $+1320$ м, что может затруднить ручное управление в ближней зоне и привести к чрезмерным затратам характеристической скорости.

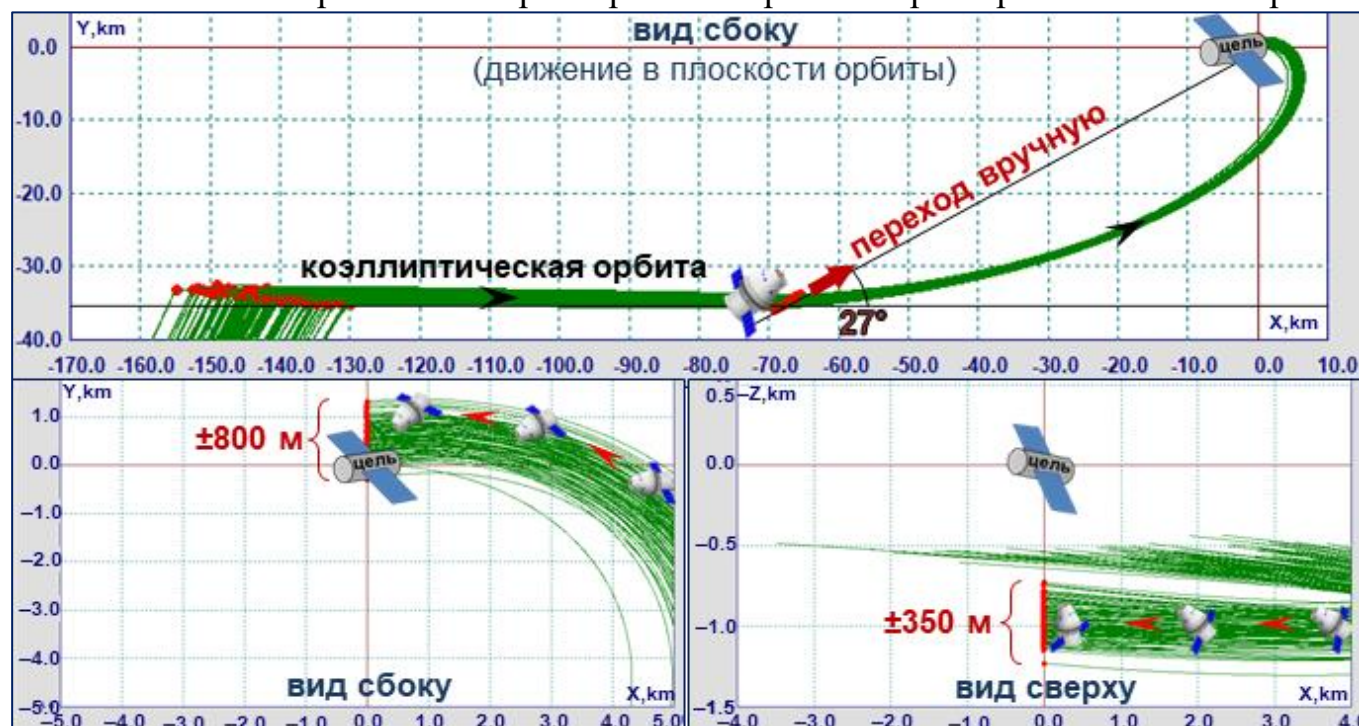


Рисунок 9 – Траектории сближения при формировании коэллиптической орбиты с помощью номинальных манёвров

Следует отметить, что разбросы в боковом направлении не превышают ± 350 м и при выборе точки прицеливания с выносом на 1 км от цели не нарушают требований безопасности относительного движения. В случае срыва перехода к цели с коэллиптической орбиты, сформированной с помощью номинальных манёвров, предпочтительно осуществить переход на эллипс ожидания и завершить сближение на последующих витках полёта (Рисунок 10). Формирование эллипса ожидания без коррекции начальных разбросов приведёт к постепенному смещению эллипса в продольном направлении. При этом за счёт сформированного бокового движения разбросы не приведут к опасному сближению активного КА с целевым при пересечении высоты его орбиты.

При формировании коэллиптической орбиты за счёт манёвров, рассчитываемых по разработанному бортовому алгоритму, обеспечивается коррекция начальных разбросов с качественной реализацией коэллиптической траектории (Рисунок 11). В случае срыва манёвра перехода к цели и его реализации по визуальным наблюдениям продольный промах также в основном устраняется, а радиальные разбросы в точке встречи окажутся в пределах ± 300 м, что обеспечит приемлемые условия для эффективного ручного управления в ближней зоне.

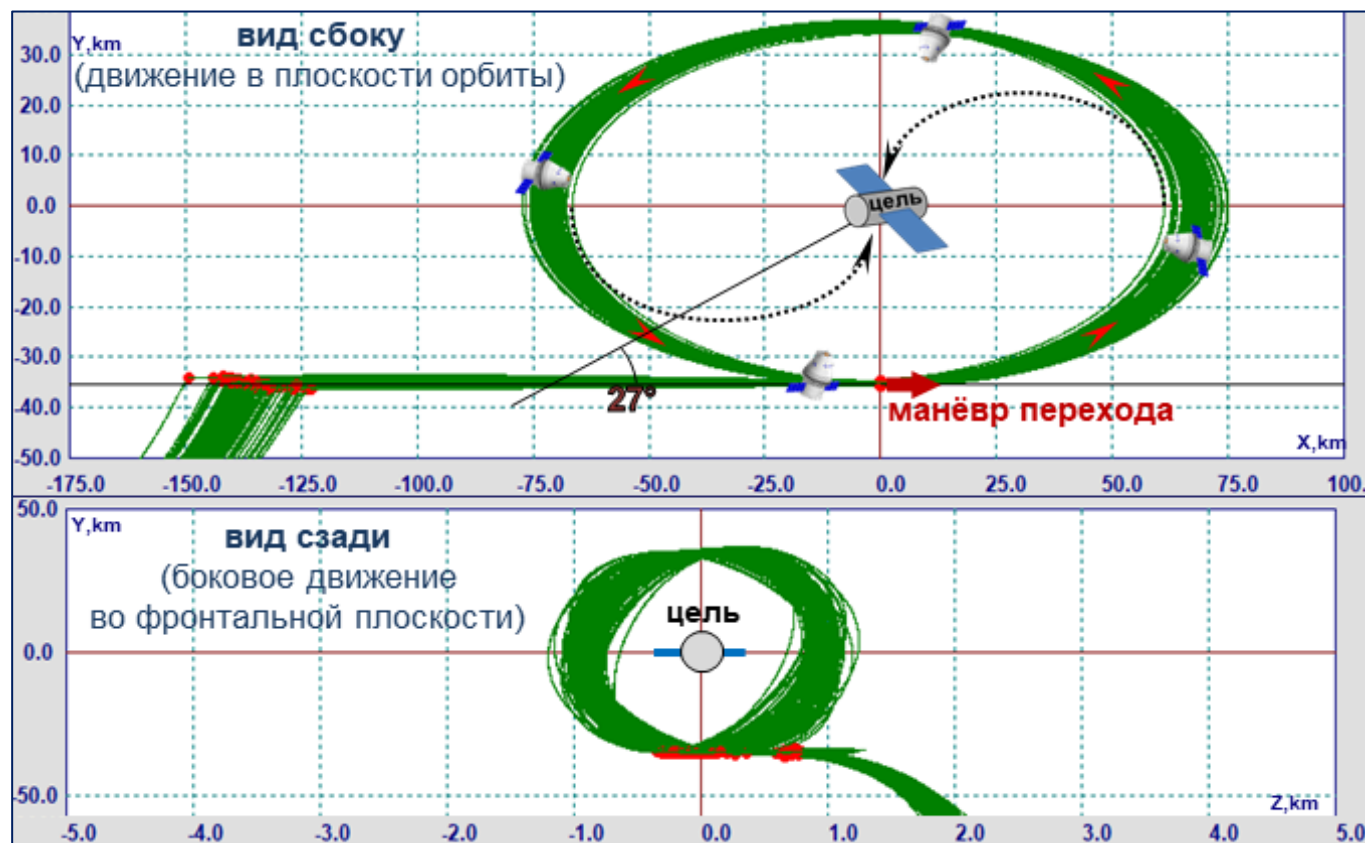


Рисунок 11 – Траектории движения при переходе на эллипс ожидания

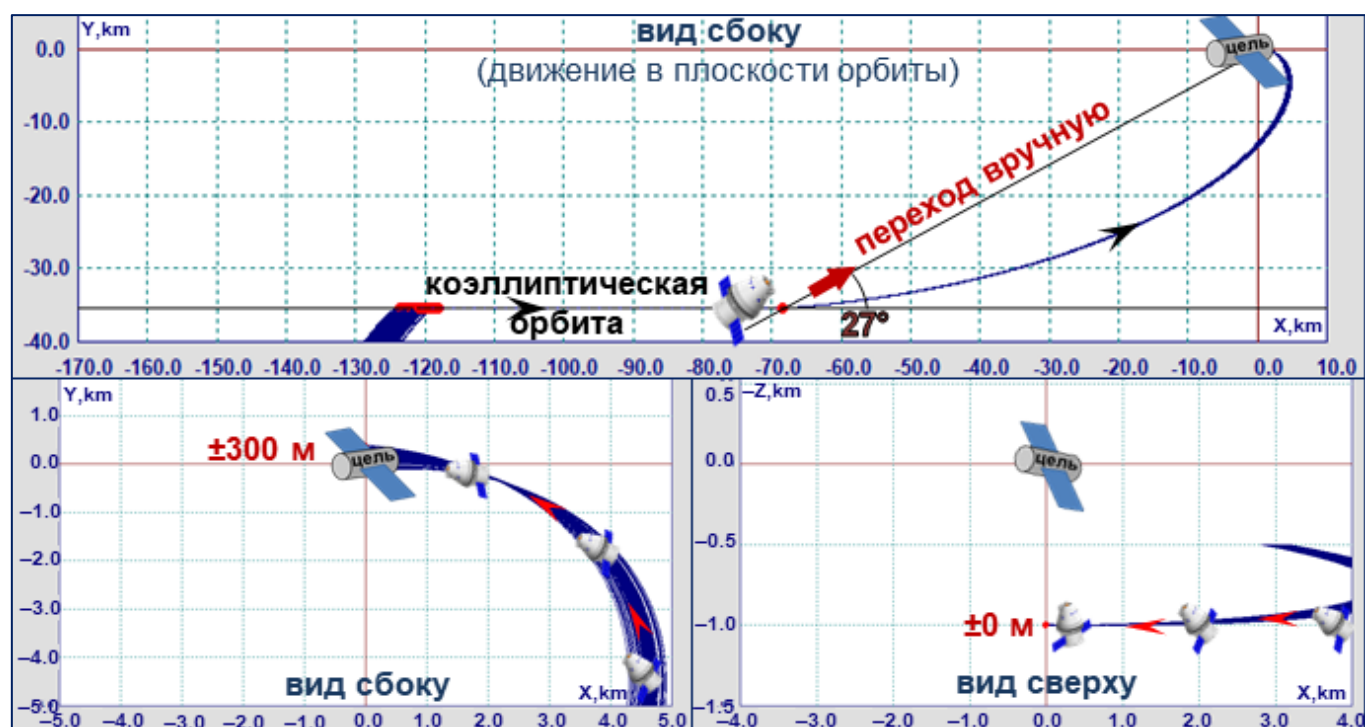


Рисунок 10 – Траектории сближения при формировании коэллиптической орбиты с помощью манёвров, рассчитываемых по бортовому алгоритму

По достижении активным КА точки встречи манёвр уменьшения относительной скорости прикладывается при пересечении фронтальной плоскости целевого КА с учётом формирования безопасной траектории при последующем переходе к оси стыковочного узла. Для оценки затрат характеристической скорости на выполнение операций в ближней зоне проведена экспериментальная отработка предложенной методики управления на комплексном тренажёре. Оработка методики управления в ближней зоне проводилась в автоматическом и ручном режимах. В Таблице 2

приведены затраты характеристической скорости при выполнении перехода активного КА на различные направления стыковочных узлов целевого КА. Затраты

Таблица 2 – Результаты отработки методики управления в ближней зоне

Стык. узел целевого КА	Затраты ΔV , м/с	
	Авт. режим	Руч. режим
Сзади	11,7	13,2
Спереди	12,2	14,0
Снизу	11,8	13,9
Сверху	12,2	14,8
Сбоку	11,6	13,2

при ручном управлении оказались сопоставимы с затратами при сближении в автоматическом режиме с расхождением не более чем на 3 м/с, что говорит об эффективности ручного управления и подтверждает возможности предложенной методики в части оперативного парирования НШС.

Таким образом, предложенные методики решения задачи сближения и

способы оперативного парирования НШС позволяют проводить своевременные стыковки составных частей лунной ТС и тем самым обеспечивают успешную реализацию лунных миссий с благополучным возвращением экипажа на Землю.

В заключении сформулированы основные результаты и выводы по диссертационной работе.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ

Проведенное исследование направлено на разработку методик решения задачи сближения и способов парирования НШС при реализации околоземных миссий и полётов к Луне.

В результате работы были получены следующие основные выводы:

- Предложена методика орбитального маневрирования целевого КА, обеспечивающая возможность для сближения в резервные даты реализации лунной миссии при появлении окна для отлёта через **каждые 10–15 суток** в зависимости от наклона орбиты целевого КА. Устойчивость траектории целевого КА к возмущениям обеспечивается плановыми коррекциями орбиты.
- Рассмотрена альтернативная концепция квазикомпланарного выведения активного КА, обеспечивающая расширение диапазона условий для сближения **до двух раз** за счёт использования **двух траекторий** полёта СВ.
- Разработана схема сближения, предусматривающая **до трёх возможностей** парирования срыва манёвра за счёт ручного управления или перехода на эллипс ожидания. Предложен переход на эллипс ожидания в случае срыва манёвра, обеспечивающий **уменьшение** затрат характеристической скорости **на 50%** и времени полёта **до 100%** по сравнению с организацией повторного сближения.
- Предложена методика управления в ближней зоне, обеспечивающая безопасное и эффективное ручное управление с дополнительными затратами **менее 3 м/с** по сравнению с автоматическим сближением.
- Проведено статистическое моделирование сближения. При номинальном исполнении манёвров формирования коэллиптической орбиты радиальные разбросы в точке встречи достигают **1300 м**, что затрудняет ручное управление в ближней зоне. Разработан алгоритм сближения, обеспечивающий сокращение радиальных разбросов в точке встречи **в 2,6 раза до ± 300 м**.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Чудинов Н.А. Быстрая стыковка космических кораблей с использованием коэллиптической орбиты на заключительном участке сближения // Космонавтика и ракетостроение. 2025. №1(138). С. 39-51. (0,9 п.л.)
2. Соловьёв В.А., Муртазин Р.Ф., Чудинов Н.А. Баллистические аспекты выбора орбиты Российской орбитальной станции // Космическая техника и технологии. 2025. № 1(48). С. 79-91. (1,1 п.л./0,4 п.л.)
3. Chudinov N., Murtazin R., Soloviev V., Afonin V., Kaleri A. Concept of approach to advanced Russian orbital station // Journal of Space Safety Engineering 12. 2025. Т.12/3. С. 390-395. (0,9 п.л./0,3 п.л.)
4. Муртазин Р.Ф., Канищева М.А., Чудинов Н.А. Эволюция стратегии маневрирования Международной космической станции за 25 лет эксплуатации. Анализ, сравнение, выводы // Космическая техника и технологии. 2024. № 1(44). С. 131-144. (1,1 п.л./0,3 п.л.)
5. Chudinov N., Murtazin R., Soloviev V. Counteracting contingencies in fast rendezvous with ISS // Journal of Space Safety Engineering 10. 2023. Т.10/2. С. 166-171. (0,8 п.л./0,6 п.л.)
6. Муртазин Р.Ф., Чудинов Н.А. Проведение «быстрого» сближения космического корабля и разгонного блока при двухпусковой схеме отлёта к Луне // Космонавтика и ракетостроение. 2020. № 5(116). С. 20-30. (0,8 п.л./0,2 п.л.)
7. Murtazin R., Sevastyanov N., Chudinov N. Fast rendezvous profiles' evolution: from the ISS to the Lunar station // Acta Astronautica. 2020. Т.173. С. 139-144. (0,8 п.л./0,3 п.л.)
8. Способ управления движением космического объекта при сближении с другим космическим объектом: патент 2803360 РФ / Н.А. Чудинов, Р.Ф. Муртазин, В.В. Афонин, А.Ю. Калери; опубл. 12.09.2023. Бюл. №26.
9. Способ управления движением космического объекта при сближении с другим космическим объектом: патент 2759360 РФ / Р.Ф. Муртазин, Н.А. Чудинов, О.С. Зеленщикова; опубл. 12.11.2021. Бюл. №32.
10. Способ управления транспортной системой при выполнении перелёта на высокоэнергетическую орбиту: патент 2759372 РФ / Р.Ф. Муртазин, Н.А. Чудинов; опубл. 12.11.2021. Бюл. №32.

Подписано в печать 14.09.2026
Формат А5
Бумага офсетная. Печать цифровая.
Тираж 80 Экз. Заказ №2625752-10-25
Копировальный центр Сору.ги
105005, г. Москва, ул. Фридриха Энгельса, 3-5с1
Тел. 8-495-156-10-00 доб.901