

На правах рукописи

КУДРЯВЦЕВ Сергей Иванович

КОМБИНИРОВАННОЕ УПРАВЛЕНИЕ СПУСКОМ
ОРБИТАЛЬНОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОРАБЛЯ ДЛЯ ВЫСОКОТОЧНОЙ
ПОСАДКИ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА НА ТЕРРИТОРИИ РОССИИ

Специальность 05.07.09

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

Автореферат

диссертации на соискание учёной степени доктора технических наук



Москва - 2018

Работа выполнена на Федеральном государственном унитарном предприятии «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»

Официальные оппоненты: Доктор технических наук, профессор
Сихарулидзе Юрий Георгиевич
Федеральное государственное учреждение
«Федеральный исследовательский центр
Институт прикладной математики имени
М.В. Келдыша Российской академии наук»,
главный научный сотрудник

Доктор технических наук
Михайлов Михаил Васильевич
Публичное акционерное общество «Ракетно-
космическая корпорация «Энергия» имени
С.П. Королёва», начальник сектора

Доктор технических наук, профессор
Бобронников Владимир Тимофеевич
Федеральное государственное бюджетное
образовательное высшего образования
«Московский авиационный институт
(Национальный исследовательский
университет)», профессор

Ведущая организация: Федеральное государственное унитарное предприятие
«Научно-производственный центр автоматики и
приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина»,
117342, г. Москва, ул. Введенского, д. 1.

Защита состоится «__» _____ 2018 года в 14 час. 30 мин. на
заседании диссертационного совета Д 212.141.22 при Московском
государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005,
Москва, Госпитальный пер., 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 Д
212.141.22.

Автореферат разослан «__» _____ 2018 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета Д 212.141.22,
кандидат технических наук, доцент

А.Ю. Луценко

Общая характеристика работы

Актуальность темы диссертационного исследования. Спуск космических аппаратов (КА) на Землю после выполнения программы полёта по орбитам искусственного спутника Земли (ОИСЗ) является ответственным этапом, определяющим успех всей космической экспедиции в целом. Для пилотируемых полётов задачей данного этапа является выполнение мягкой посадки в заданном районе поверхности Земли для безопасного возвращения с ОИСЗ экипажей и полезных грузов. Полёт беспилотных автоматических КА, не несущих возвращаемой на Землю полезной нагрузки, должен завершаться безопасной утилизацией посредством затопления элементов конструкции КА в пустынном районе Мирового океана.

К настоящему времени накоплен весьма значительный практический опыт возвращения с низких ОИСЗ КА различных классов и различного назначения. На этапе проектирования КА в обязательном порядке проводились работы по выбору и обоснованию баллистических схем спуска. Определялись требуемые характеристики тормозных двигательных установок (ТДУ), запасы топлива для спуска в штатных и возможных нештатных ситуациях, методы и алгоритмы управления спуском, требования к приборам системы управления, распределение задач между бортовым и наземным сегментами контура управления полётом, разрабатывались методы и алгоритмы баллистико-навигационного обеспечения (БНО) спуска.

Космическая деятельность России регламентируется рядом документов, устанавливающих принципы, цели, задачи, приоритеты и планируемые результаты деятельности. Так, документ «Основные положения Основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утверждённые Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906» предусматривает исключение рисков при использовании наземной космической инфраструктуры за рубежом (раздел III, пункт 7в), соблюдение мер по охране окружающей среды (пункт 7и), создание перспективного пилотируемого космического корабля (раздел IX, пункт 20а). Законом Российской Федерации о космической деятельности (№5663-1) устанавливается, что полигоны посадки космических объектов являются составной частью космической инфраструктуры Российской Федерации (раздел IV, статья 18, пункт 1), безопасная космическая деятельность осуществляется с учётом обеспечения уровня допустимых антропогенных нагрузок на окружающую среду и космическое пространство (раздел V, статья 22, пункт 1).

В нашей стране проводятся работы по созданию многоцелевого пилотируемого транспортного корабля (ПТК) нового поколения, который должен заменить ТПК типа «Союз» для обеспечения орбитальных полётов.

Принципиальным отличием нового ПТК является планируемая организация посадки его многоразового ВА скользящего типа с парашютно-реактивной системой мягкой посадки (СМП) на территории России, что возможно только при условии существенного повышения точности управления спуском (отклонение в точке начала работы СМП не более 1 км). Данная особенность обусловлена отсутствием на территории России пригодных посадочных

площадок с большой площадью, аналогичных площадкам на полигоне посадки в Республике Казахстан.

Вторым принципиальным отличием ПТК является планируемая организация безопасного завершения полёта двигательного отсека (ДО), обеспечивающего сход ПТК с ОИСЗ для посадки ВА в заданном районе. При спуске ТПК типа «Союз» отделяемые от ВА отсеки совершают вход в плотные слои атмосферы вместе с ВА, в процессе спуска по баллистическим траекториям разрушаются, несгоревшие элементы конструкции (НЭК) достигают поверхности Земли в непосредственной близости от района посадки ВА. При организации посадки на выбранных российских полигонах падение НЭК ДО будет происходить в населённых районах России и прилегающих государств. Для исключения вероятности причинения ущерба населению и объектам наземной инфраструктуры при высокоточной посадке ВА на площадки малых размеров, расположенные в относительно густонаселённых районах России, планируется безопасное затопление НЭК ДО в океане. Для этого после отделения ДО от ВА должен выполняться его доразгон для обеспечения орбитального существования в течение некоторого времени, далее должен выполняться сход ДО с орбиты с последующим затоплением НЭК в пустынном районе океана. Дополнительный расход топлива на затопление НЭК должен быть минимальным.

Решение перечисленных задач целесообразно осуществлять с использованием современных средств спутниковой навигации. Малогабаритная бортовая навигационная аппаратура позволяет непрерывно получать высокоточные данные о положении и скорости КА на любом участке полёта, кроме участка спуска в плотных слоях атмосферы с наиболее напряжённым тепловым режимом.

Для обеспечения посадки ВА на территории России необходимо создание системы управления спуском (СУС), имеющей более высокие точностные характеристики, чем СУС эксплуатируемых в настоящее время ТПК «Союз МС». Разработку такой системы целесообразно проводить с максимальным использованием имеющегося практического опыта спусков ТПК типа «Союз». Существующая СУС построена на основе принципа управления относительно попадающей опорной траектории, выбираемой с учётом основных фазовых ограничений по тепловому и перегрузочному режимам спуска. Для обеспечения высокой точности посадки ВА на конечном участке спуска после восстановления радиосвязи с навигационными ИСЗ может быть использован принцип терминального наведения. СУС, построенная с использованием на различных участках спуска двух различных принципов управления, относится к комбинированным системам.

Таким образом, в настоящее время существует актуальная **научная проблема** организации безопасной посадки ВА на территории России с использованием высокоточного управления спуском с ОИСЗ ВА скользящего типа и захоронения отделяемого ДО в акватории океана.

Степень разработанности темы. Вопросам теоретического и практического решения баллистических задач спуска КА с ОИСЗ посвящено весьма значительное количество работ. Большой вклад в создание методов исследования динамики движения КА в атмосфере, моделей движения КА,

методов и алгоритмов управления движением КА на всех участках спуска внесли Д.Е. Охочимский, Ю.Ф. Голубев, Ю.Г. Сихарулидзе, В.А. Ярошевский, К.П. Феокистов, Л.И. Комарова, Е.Ф. Каменков, Н.М. Иванов и другие.

Вопросы решения задач повышения точности управления спуском исследуются в работах отечественных и зарубежных авторов. Применительно к ВА скользящего типа рассмотрены различные подходы к построению алгоритмов управления движением центра масс (ЦМ). Однако, комплексных проектно-баллистических исследований возможности построения комбинированной СУС ВА скользящего типа, имеющих ограниченные маневренные возможности, с использованием спутниковой навигации на участке спуска после «выхода из плазмы» и с учётом особенностей выбора номинальных попадающих траекторий до настоящего времени не проводилось. Синтез известных алгоритмов управления спуском выполнялся без учёта особенностей динамики движения ВА на высотах менее 15 км, где, собственно, и обеспечивается требуемая высокая точность наведения. Кроме того, в известных работах не рассмотрены вопросы наведения на конечном участке спуска ВА при значительных отклонениях от номинальной попадающей траектории, вызванных внеатмосферным промахом и ошибками автономной части СУС в условиях низкой начальной эффективности управления по углу скоростного крена.

Вопросы организации схода КА с ОИСЗ с минимальными затратами топлива нашли отражение в ряде работ. В то же время, безопасное затопление НЭК ДО с минимальным расходом топлива имеет особенности, связанные с организацией доразгона и со спуском с эллиптической орбиты, имеющей неблагоприятное расположение перигея относительно района затопления.

Комплексных баллистических исследований задачи комбинированного высокоточного управления спуском ВА скользящего типа с одновременной организацией безопасного завершения полёта отделяемого ДО до настоящего времени не проводилось.

Основной целью диссертационной работы является решение научной проблемы обеспечения безопасности возвращения с ОИСЗ пилотируемого корабля, имеющего в своём составе ВА скользящего типа и отделяемый ДО, путём совмещения решения задач высокоточного управления спуском ВА для посадки на российских полигонах малых размеров и захоронения НЭК ДО в океане.

Достижение сформулированной цели потребовало решения следующих **научно-технических задач**:

- разработки метода оценки предельно-достижимой точности существующих СУС, использующих только информацию об аэродинамическом ускорении ВА, для анализа перспектив совершенствования СУС ТПК «Союз МС»;

- баллистического исследования возможности построения комбинированной системы высокоточного управления спуском пилотируемого ВА скользящего типа, включающей аналогичную отработанной на практике СУС ТПК «Союз МС» автономную часть и систему терминального наведения с использованием спутниковой навигационной информации на конечном участке спуска ;

- исследования особенностей динамики движения ЦМ пилотируемого ВА скользящего типа на конечном участке спуска;
- баллистического проектирования комплекса алгоритмов высокоточного наведения ВА скользящего типа на конечном участке спуска;
- разработки метода и алгоритма прицеливания для решения задачи выбора номинальной попадающей траектории спуска с ОИСЗ, обеспечивающей условия гарантированного высокоточного наведения пилотируемого ВА скользящего типа на конечном участке спуска;
- баллистического исследования проблем организации оптимального доразгона ДО ПТК для обеспечения возможности безопасного завершения его полёта после отделения от ВА с затоплением в отведённом районе океана при минимальных затратах топлива;
- баллистического исследования особенностей спуска ДО ПТК с эллиптической орбиты, имеющей неблагоприятное относительно района затопления НЭК расположение перигея;
- анализа эффективности применения управления вектором тяги двигательной установки (ДУ) ДО для уменьшения расхода топлива на окончательный сход ДО с орбиты.

Метод проведения исследований - расчётно-теоретический. При решении перечисленных научно-технических задач использовались методы теории интегрального и дифференциального исчисления, теории систем автоматического управления, теории оптимальных систем, теории вероятностей, численные методы решения дифференциальных уравнений, методы приближения функций, метод наименьших квадратов, методы управления спуском в атмосфере, метод статистического моделирования. Кроме того, при проведении исследований, синтезе методов и алгоритмов решения поставленных задач использован личный опыт работ в ЦУП ЦНИИмаш по баллистико-навигационному обеспечению спусков КА различных классов.

Объектом исследований является орбитальный пилотируемый корабль с ВА скользящего типа, совершающим высокоточную посадку в заданном районе территории России, и ДО, утилизируемым в пустынном районе океана.

Предметом исследований являются математические модели и методы проектирования траекторий спуска и алгоритмов управления движением КА при спуске с ОИСЗ.

Научная новизна полученных в диссертационной работе результатов заключается в следующем:

- разработан метод и получены оценки предельно-достижимой точности существующих систем управления спуском с закреплёнными на корпусе ВА акселерометрами для оценки перспектив совершенствования ТПК типа «Союз»;
- разработан метод, с помощью которого обоснована принципиальная возможность создания комбинированной системы управления спуском пилотируемого ВА скользящего типа с использованием спутниковой навигации для высокоточного терминального наведения на конечном участке спуска;
- разработан комплекс алгоритмов высокоточного терминального наведения пилотируемого ВА на конечном участке спуска, учитывающий

результаты анализа особенностей динамики движения ЦМ ВА;

- разработаны метод и алгоритм расчёта географических координат прицельных точек для решения задачи выбора номинальных попадающих траекторий спуска, обеспечивающих гарантированное высокоточное управление спуском с учётом случайных вариаций действующих на ВА аэродинамических сил;

- разработана методика управления вектором тяги ДУ ДО, обеспечивающая минимальный расход топлива на безопасное завершение полёта ДО.

Практическая значимость работы определяется следующими результатами:

- применение разработанного метода оценки предельно-достижимой точности существующих СУС позволило сделать заключение о том, что СУС ТПК типа «Союз» перспектив совершенствования в части повышения точности не имеет;

- разработанный комплекс программно-математического обеспечения для проектно-баллистических исследований задачи высокоточного управления спуском пилотируемых ВА скользящего типа может быть рекомендован для применения в работах по созданию и верификации бортовых алгоритмов управления движением и навигации;

- теоретическое обоснование возможности создания комбинированной системы высокоточного управления спуском пилотируемого ВА позволяет использовать имеющийся практический опыт автономного управления спуском и возможности перспективного высокоточного терминального наведения для решения целевой задачи посадки ВА на территории России;

- разработанный комплекс алгоритмов высокоточного терминального наведения пилотируемого ВА на конечном участке спуска рекомендуется для использования в качестве задела для создания бортового программного обеспечения системы управления движением и навигации;

- разработанные метод и алгоритм расчёта географических координат прицельных точек при решении задачи выбора номинальной траектории спуска ВА должны применяться для баллистико-навигационного обеспечения высокоточной посадки в условиях воздействия атмосферных возмущений и разброса аэродинамических характеристик ВА;

- разработанная методика управления вектором тяги ДУ ДО, обеспечивающая минимальный расход топлива, может быть использована для создания бортовых алгоритмов управления и средств баллистико-навигационного обеспечения безопасного завершения полёта ДО;

- разработанные методы и алгоритмы управления позволяют решить научную проблему обеспечения безопасной посадки орбитального пилотируемого космического корабля с возвращаемым аппаратом скользящего типа на посадочные площадки малых размеров, расположенные на территории России.

Достоверность полученных результатов подтверждается корректной математической постановкой задач баллистического проектирования траекторий спуска КА в атмосфере, а также использованием в ходе исследований базовых методик и программно-математического обеспечения,

применяемых в течение длительного времени в ЦУП ЦНИИмаш для выполнения комплекса работ по баллистико-навигационному обеспечению спусков ТПК типа «Союз» и транспортных грузовых кораблей (ТГК) типа «Прогресс».

Реализация результатов работы. Полученные теоретические, методические и практические результаты использовались при проведении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. Результаты исследований вопросов создания системы высокоточного управления спуском ВА скользящего типа вошли в Эскизный проект пилотируемого транспортного корабля нового поколения (головной разработчик - ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.Королёва»). Часть результатов работы использована при выполнении ряда НИР в ФГУП ЦНИИмаш. Материалы диссертации используются в учебном процессе на секции (кафедре) «Системы автоматического управления» (ИУ-1МФ) Мытищинского филиала МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Апробация работы проведена на российских и международных научно-технических конференциях, включая Международный симпозиум по космической динамике (Биарритц, Франция, 2000), Международный симпозиум по космической динамике (Пасадена, США, 2012), 49-е и 50-е Научные чтения памяти К.Э. Циолковского (Калуга, 2014, 2015), 40-е Академические чтения по космонавтике памяти С.П. Королёва (МГТУ им. Н.Э.Баумана, Москва, 2016).

Личный вклад и публикации. Все результаты, приведенные в диссертации, получены лично автором. Основные положения и результаты диссертации опубликованы в 45-ти работах, из которых 12 - в рецензируемых изданиях из Перечня ВАК Минобрнауки России.

Положения, выносимые на защиту:

- метод оценивания предельно-достижимой точности систем управления спуском с закреплёнными на корпусе ВА акселерометрами;
- результаты комплексных баллистических исследований вопросов построения комбинированной бортовой системы высокоточного управления спуском пилотируемого ВА скользящего типа с использованием спутниковой навигационной информации на конечном участке спуска;
- результаты решения задачи формирования номинальных траекторий спуска ВА для обеспечения оптимальных условий работы системы высокоточного управления спуском;
- результаты комплексного анализа особенностей динамики движения ЦМ ВА на конечном участке спуска;
- комплекс алгоритмов высокоточного терминального наведения ВА на конечном участке спуска;
- метод и алгоритм расчёта географических координат прицельных точек для гарантированного высокоточного управления спуском;
- результаты комплексных исследований особенностей баллистической схемы безопасного завершения полёта ДО;
- методика управления вектором тяги ДУ ДО, обеспечивающая минимальный расход топлива на безопасное завершение полёта ДО.

Структура и объём работы. Работа состоит из введения, шести глав,

общих выводов и заключения, списка использованных источников. Общий объём диссертации 270 страниц, диссертация содержит 110 рисунков, 17 таблиц. Список использованных источников содержит 135 наименований.

Содержание работы

Во **введении** дано обоснование актуальности темы диссертации, сформулированы цель, задачи, объект и предмет исследования, представлены сведения о научной новизне, практической значимости и апробации результатов работы, а также основные положения, выносимые на защиту.

В **первой главе** диссертации проводится анализ баллистических проблем обеспечения безопасного спуска ПТК с посадкой ВА на территории России и формулируются задачи исследования.

Задача спуска КА с ОИСЗ в общем случае может быть сформулирована следующим образом: движущийся по орбите КА должен быть переведён на траекторию спуска с конечной точкой в заданном районе поверхности Земли. При этом на траекторию накладываются определённые ограничения. В качестве последних могут рассматриваться ограничения по тепловому и перегрузочному режимам спуска, по скорости в конечной точке и по рассеиванию конечных точек траектории спуска.

Основной задачей спуска пилотируемых КА является осуществление мягкой посадки ВА с экипажем и возвращаемым грузом в заданном районе поверхности Земли, что определяет успешное выполнение программы полёта в целом.

Наличие у Земли атмосферы позволяет выполнять спуск КА с ОИСЗ с использованием комбинированного торможения. Орбитальная скорость КА гасится за счёт аэродинамического торможения в плотных слоях атмосферы. Сход КА с ОИСЗ и организация входа в плотные слои атмосферы осуществляются посредством приложения относительно небольшого тормозного импульса скорости (не более 100 - 150 м/с для низких околокруговых ОИСЗ), что обеспечивает высокую энергетическую эффективность комбинированного способа

За время, прошедшее с первых пилотируемых космических полётов, накоплен значительный практический опыт в реализации спуска с низких околокруговых ОИСЗ. В диссертации проводится краткий анализ истории отечественных пилотируемых полётов с точки зрения совершенствования организации спуска, определяющей точность приземления, и, соответственно, безопасность экипажей, персонала поисково-спасательной службы, местного населения и объектов наземной инфраструктуры. Приводятся характеристики системы управления спуском (СУС) и описываются проблемы обеспечения спуска и посадки эксплуатируемых в настоящее время ТПК «Союз МС». СУС ТПК «Союз МС» (как и его предыдущих модификаций «Союз ТМА», «Союз ТМА-М») обеспечивает точность приведения в точку ввода парашютной системы порядка 20 км (радиус круга рассеивания).

Рассматривается задача баллистического проектирования безопасного завершения полёта перспективного орбитального ПТК с ВА скользящего типа, осуществляющего мягкую посадку на расположенных на территории России посадочных площадках малых размеров.

Выбор районов безопасной посадки ВА является достаточно сложной задачей. Они должны удовлетворять целому ряду требований и ограничений, связанных с географическим положением, точностью приведения ВА в центр района, характеристиками местности и т.п. На территории России в настоящее время определены четыре района, расположенные вблизи городов Энгельс, Орск, Оренбург и Рубцовск. При посадке ВА в указанных районах падение НЭК ДО в случае непринятия специальных мер может происходить на территориях с высокой плотностью населения и объектов наземной инфраструктуры. Для примера на Рисунке 1 приведено возможное расположение областей рассеивания точек падения НЭК ДО при посадке ВА в районе г. Энгельс после возвращения с орбиты Международной космической станции.

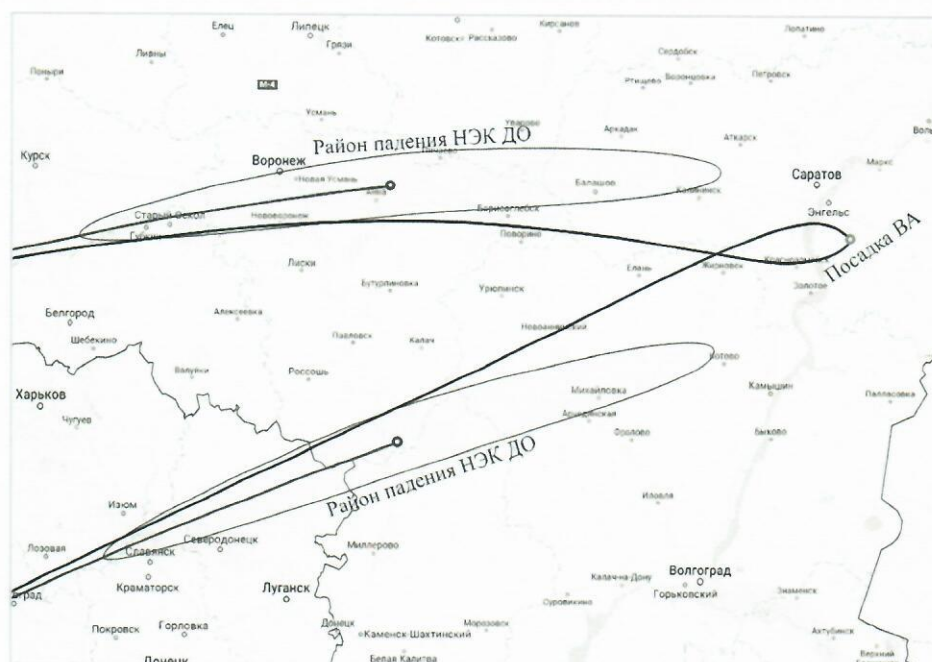


Рисунок 1. Пример трасс спуска ВА и расположения районов падения НЭК ДО

В целях исключения вероятности причинения ущерба при высокоточной посадке ВА на посадочные площадки малых размеров, расположенные в районах России с высокой плотностью населения, схема спуска нового ПТК предусматривает безопасное затопление НЭК ДО в океане. Для этого после отделения ДО от ВА должен выполняться его доразгон для обеспечения орбитального существования в течение нескольких витков, далее должен выполняться окончательный сход ДО с орбиты с затоплением НЭК в пустынном районе океана. Общая баллистическая схема завершения полёта ПТК представлена на Рисунке 2.

В диссертации кратко рассматриваются требования к районам посадки перспективных ВА скользящего типа с учётом особенностей их многократного использования, приводятся характеристики районов посадки, выбранных на территории России. На основании этих данных и планируемых характеристик парашютно-реактивной системы мягкой посадки (СМП) ВА формулируются требования к точности управления спуском. Максимальная ошибка приведения ВА в точку начала работы СМП не должна превышать 1 км.

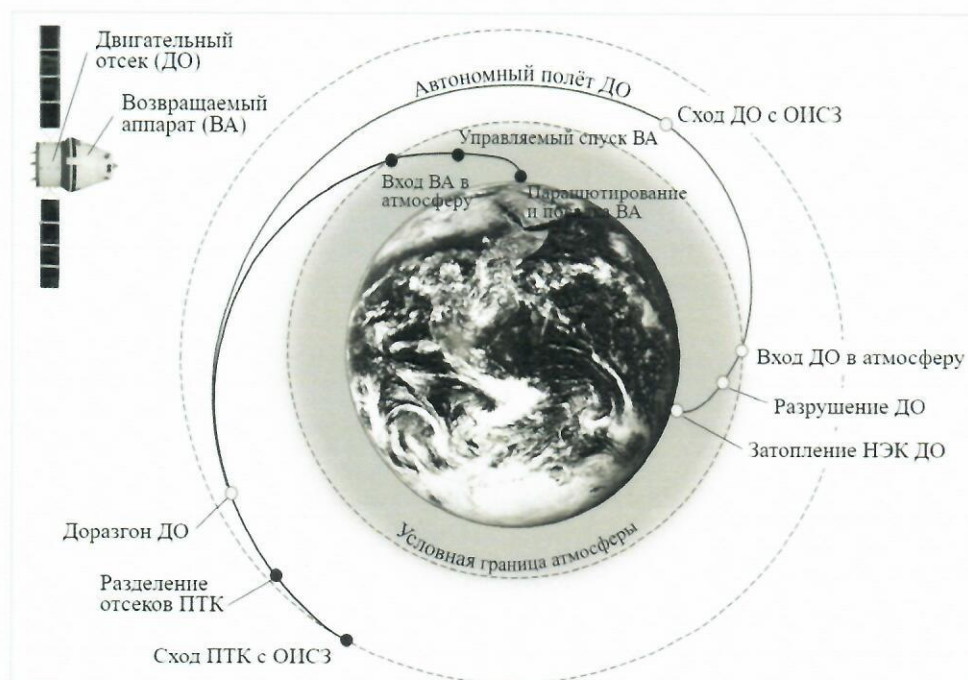


Рисунок 2. Схема завершения полёта ПТК

Проводится анализ динамики разрушения не оборудованных теплозащитой КА при спуске в атмосфере. Описывается используемая для исследований расчётная модель разрушения КА, возможные характеристики НЭК и особенности их траекторий, приводятся оценки степени возможной опасности НЭК при падении на Землю. Приводятся характеристики района в южной части Тихого океана, используемого для затопления НЭК ТГК типа «Прогресс», с точки зрения возможностей безопасного завершения полёта ДО на различных посадочных витках ПТК.

На основании рассмотренных требований формулируются задачи баллистического проектирования спуска ПТК, в результате которого должны быть разработаны методы, схемы и алгоритмы обеспечения заданных характеристик точности управления спуском и безопасного завершения полёта ДО.

Задача баллистического проектирования управления спуском ВА в общем виде формулируется как задача определения структуры СУС, состава измерительной информации, методов управления спуском, а также разработки алгоритмов управления движением ВА на атмосферном участке спуска с ОПСЗ, обеспечивающих требуемую точность посадки.

Решение данной задачи в диссертации проводится с учётом следующих положений:

- максимально используется опыт разработки и эксплуатации СУС последних модификаций ТПК типа «Союз» («Союз ТМА», «Союз ТМА-М», «Союз МС»);
- для обеспечения высокой точности управления спуском используется спутниковая навигационная информация (на участках наличия радиосвязи с навигационными ИСЗ);
- проводится разработка алгоритмов управления движением центра масс (ЦМ) ВА посредством изменения угла скоростного крена, на основании

результатов которой формулируются требования к управлению движением ВА относительно ЦМ в канале крена.

Следует отметить особенности используемой терминологии. Применительно к ТПК типа «Союз» под СУС традиционно понимается часть системы управления движением и навигации (СУДН), размещённая в ВА (для ТПК «Союз» в спускаемом аппарате – СА) и обеспечивающая собственно управление спуском. Основная часть СУДН располагается в приборном отсеке, отделяемом перед входом в атмосферу. На перспективном ПТК вся аппаратура СУДН располагается в ВА, с связи с этим термин СУС применительно к ПТК в диссертации употребляется для обозначения СУДН, функционирующей на атмосферном участке в режиме управления спуском. ДО для решения задач автономного завершения полёта оборудуется собственной СУДН.

Задача баллистического проектирования завершения полёта ДО заключается в разработке схем доразгона ДО и его окончательного схода с орбиты, обеспечивающих рассеивание течек падения НЭК в пределах границ отведённого района затопления при минимальном расходе топлива.

Вторая глава посвящена краткому описанию применявшихся методов расчёта траекторий спуска КА и программно-математического обеспечения.

Решение поставленных задач баллистического проектирования основывается на математическом моделировании номинальных (невозмущённых) и возмущённых траекторий движения КА на всех участках орбитального движения и спуска с ОИСЗ. Параметры траекторий определяются с использованием численных методов интегрирования дифференциальных уравнений движения.

Моделирование движения ЦМ КА проводится в геоэкваториальной вращающейся декартовой (Гринвичской) системе координат (ГСК). Данная система является наиболее удобной для баллистико-навигационного обеспечения (БНО) полёта, т.к. географические координаты ЦМ КА получаются из компонент вектора его состояния с использованием простых конечных соотношений. Для моделирования сил, действующих на ЦМ КА используются также текущая инерциальная, связанная, орбитальная, скоростная и приборная системы координат (СК). Перевод векторов из одной СК в другую осуществляется с помощью соответствующих матриц перехода (матриц направляющих косинусов).

Система дифференциальных уравнений движения ЦМ КА в ГСК может быть представлена в следующем общем виде:

$$\begin{cases} \dot{x} = V_x, \\ \dot{y} = V_y, \\ \dot{z} = V_z, \\ \dot{V}_x = a_{gx} + a_{ax} + a_{дyx} + 2\omega_3 V_y + \omega_3^2 x, \\ \dot{V}_y = a_{gy} + a_{ay} + a_{дыy} - 2\omega_3 V_x + \omega_3^2 y, \\ \dot{V}_z = a_{gz} + a_{az} + a_{дыz}, \end{cases}$$

где x, y, z, V_x, V_y, V_z - компоненты трёхмерных векторов положения и скорости ЦМ КА;

a_{gx}, a_{gy}, a_{gz} - компоненты вектора гравитационного ускорения;
 a_{ax}, a_{ay}, a_{az} - компоненты вектора аэродинамического ускорения;
 $a_{дyx}, a_{дyу}, a_{дyз}$ - компоненты вектора ускорения от действия силы тяги ДУ КА;
 $\omega_3 = 7.29211587 \cdot 10^{-5} \text{ 1/c}$ - модуль вектора угловой скорости вращения Земли.

Для моделирования номинального движения КА и ВА на различных участках полёта используются различные модели гравитационного поля Земли (ГПЗ) и действующих на КА аэродинамических сил:

- модель ГПЗ 8×8 (ПЗ-90) при прогнозировании орбитального движения КА;
- модель ГПЗ 2×0 (ПЗ-90) при расчёте траекторий спуска;
- динамическая модель верхней атмосферы Земли ГОСТ 25645.115-84 при моделировании движения КА на высотах более 120 км;
- статическая модель атмосферы Земли ГОСТ 4401-73 при моделировании движения КА на высотах менее 120 км;
- при прогнозировании орбитального движения КА учитывается только сила аэродинамического сопротивления;
- для расчёта внеатмосферного участка спуска используется переменный баллистический коэффициент КА, что обусловлено переменным характером обтекания на высотах менее 160 км;
- расчёт траекторий спуска центра масс ВА в плотных слоях атмосферы производится с использованием банка балансировочных аэродинамических характеристик, учитываются переходные процессы в канале скоростного крена;
- моделирование траекторий спуска НЭЖ производится с использованием различных постоянных значений приведенной нагрузки на мидель;
- расчёт номинальных траекторий спуска на высотах менее 120 км производится с учётом средне-сезонных вариаций плотности, температуры воздуха и скорости ветра (модель ЦНИИмаш для обеспечения программы «Буран», дополняющая статическую модель ГОСТ 4401-73).

При расчёте участка торможения КА для схода с орбиты учитываются режимы ориентации и стабилизации, моделируется работа ТДУ с постоянной тягой и выключением по набору заданного значения характеристической скорости.

Численное решение дифференциальных уравнений движения осуществляется методом Адамса (восьмиточечным при прогнозировании орбитального движения КА и четырёхточечным при расчёте участка спуска от включения ТДУ до начала работы СМП). Интерполяция значений компонент вектора состояния КА на заданные значения различных параметров (время включения ДУ, конечная высота спуска и т.п.) осуществляется с использованием полиномов Лагранжа.

Для решения задач синтеза алгоритмов управления спуском и получения достоверных оценок их характеристик необходимо использовать достаточно полную модель влияющих на траекторию возмущающих факторов. Приведенные в диссертации результаты получены на основании метода

статистического моделирования случайным образом возмущённых управляемых траекторий спуска.

В состав учитываемых возмущающих факторов входили:

- ошибки определения параметров исходной орбиты;
- инструментальные погрешности бортовых систем;
- ошибки знания массы КА перед сходом с ОИСЗ и ВА перед входом в атмосферу;
- разброс характеристик ТДУ (тяга, удельный импульс тяги);
- разбросы аэродинамических характеристик ВА;
- случайные вариации плотности атмосферы, скорости ветра и температуры;
- некомпенсированный возмущающий момент ВА по крену.

Приведенные в диссертации результаты исследований получены с использованием программно-математического обеспечения, основой которого является автоматизированный программный комплекс (ПК) БНО спусков. ПК в течение длительного времени эксплуатируется в ЦУП ЦНИИмаш для обеспечения полёта ТПК «Союз» и ТКК «Прогресс» различных модификаций.

Для проведения проектно-баллистических исследований вопросов схода с ОИСЗ и управления спуском базовый ПК был дополнен модулями модели плазменной оболочки ВА, модулями комплекса алгоритмов высокоточного наведения ВА на конечном участке спуска и рядом других вспомогательных модулей.

В третьей главе рассматриваются вопросы комплексного баллистического исследования построения комбинированной системы высокоточного управления спуском ВА перспективного пилотируемого корабля. Основным требованием, предъявляемым к перспективной СУС, является обеспечение приведения ВА в точку начала работы СМП с ошибкой не более 1 км.

В настоящее время накоплен значительный опыт использования ВА скользящего типа (ТПК типа «Союз» различных модификаций) для возвращения экипажей и грузов на Землю. Однако, точность последней модификации СУС (приведение в точку начала работы СМП с ошибкой до ~20 км) не позволяет решить целевую задачу переноса районов посадки с территории независимого государства Республика Казахстан на территорию России. Характерный вид области рассеивания точек ввода СМП показан на Рисунке 3.

Дискретная СУС последних модификаций ТПК «Союз» («Союз ТМА», «Союз ТМА-М», «Союз МС») построена на основе принципа управления относительно опорной траектории, которая задаётся номинальной зависимостью времени достижения фиксированных дискретных значений кажущейся скорости V_s (интеграл полного аэродинамического ускорения) для попадающей траектории. Навигационной информацией являются измерения блока акселерометров, жёстко закреплённых на корпусе ВА.

Представляет интерес получение оценки предельно-достижимой для СУС такого типа точности управления спуском. В диссертации предлагается метод решения данной задачи, его сущность заключается в следующем.

Измеряемая величина V_s является интегралом скорости ЦМ ВА. Вектор скорости направлен по касательной к траектории спуска. Таким образом, СУС в

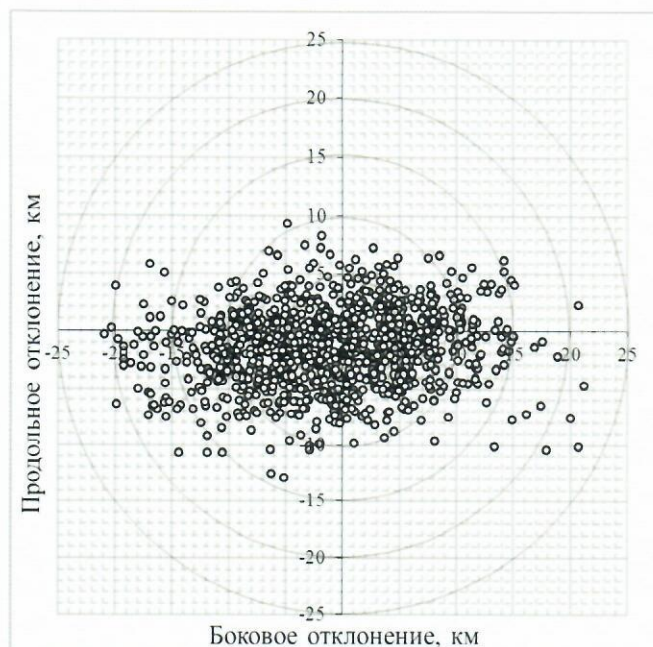


Рисунок 3. Пример вида области рассеивания точек ввода СМП СА «Союз МС»

качестве навигационной информации получает величину, связанную с длиной траектории.

Длина траектории в процессе управления спуском (с целью компенсации действия случайных возмущений) случайным образом изменяется. Задачей СУС является обеспечение заданной продольной дальности спуска, определяемой длиной траектории. Очевидно, что предельно-достижимая точность управления продольной дальностью определяется максимальной величиной случайной вариации длины траектории δL для нулевого продольного промаха.

Результаты статистического моделирования штатного спуска показали, что величина δL достигает $\pm 10 - 12$ км, что практически соответствует величине продольного рассеивания точек ввода СМП (Рисунок 3). Таким образом, СУС ТПК «Союз» перспектив совершенствования в смысле повышения точности управления не имеет.

Для обеспечения высокой точности управления спуском требуется соответствующая точность решения навигационной задачи ВА. В диссертации проводится анализ точности автономных бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), результаты которого показали на невозможность их использования для достижения требуемой точности управления спуском.

В настоящее время наиболее доступным и перспективным способом получения высокоточной навигационной информации для КА в околоземном космическом пространстве является использование аппаратуры спутниковой навигации (АСН). Глобальные спутниковые системы поставляют навигационную информацию независимо от возможностей наземного комплекса управления полётом КА. Точность определения положения и скорости КА с помощью АСН существенно выше, чем у традиционных наземных радиотехнических средств.

В диссертации рассматривается вариант построения СУС, использующей навигационную информацию от корректируемой по данным АСН БИНС.

Представляется оптимальным использовать на начальном участке траектории спуска, где в связи с образованием вокруг ВА плазменной оболочки отсутствует радиосвязь с навигационными спутниками, отработанный на ТПК типа «Союз» принцип управления относительно опорной траектории. При этом выполняются основные фазовые ограничения по тепловому и перегрузочному режимам спуска. На участке спуска после восстановления радиосвязи имеется возможность применения гибкого терминального алгоритма для высокоточного наведения ВА в прицельную точку ввода СМП. Схема работы такой комбинированной в смысле использования двух различных принципов управления СУС показана на Рисунке 4.

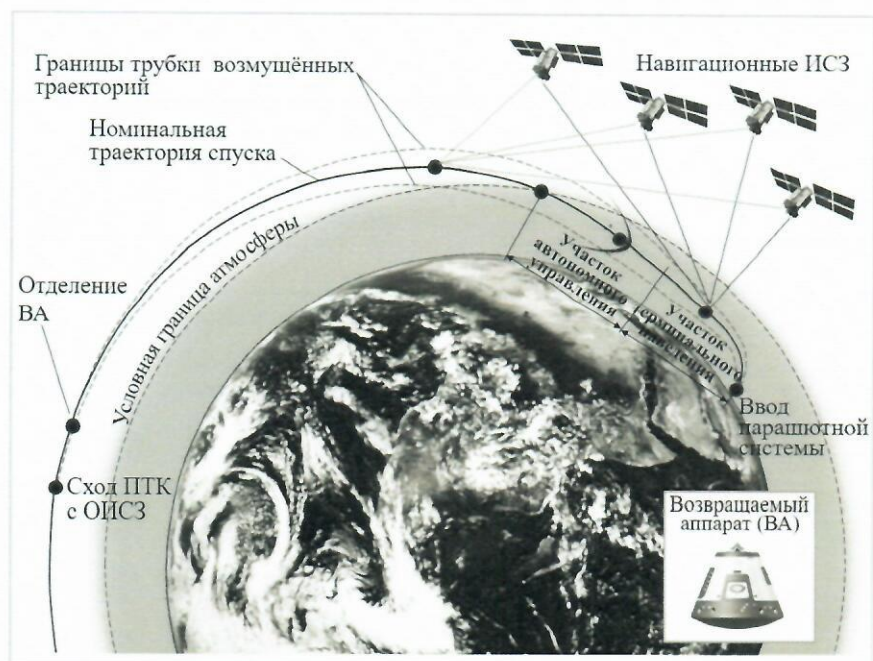


Рисунок 4. Схема работы комбинированной системы управления спуском

Ключевым вопросом возможности построения комбинированной СУС является наличие у ВА на момент восстановления радиосвязи запаса маневренных возможностей, достаточного для высокоточного наведения. Маневренные возможности ВА скользящего типа (величина аэродинамического качества 0,3 - 0,4) принято оценивать по размерам зоны манёвра (ЗМ), границей которой является геометрическое место конечных точек траектории спуска (на высоте ввода СМП) при движении ВА с различными постоянными значениями угла скоростного крена.

Размеры ЗМ в процессе спуска непрерывно и быстро уменьшаются. Запасов манёвра ВА должно быть достаточно для компенсации накопившихся ошибок автономной части СУС и влияния возмущающих факторов на оставшейся части траектории спуска..

В свою очередь, момент восстановления радиосвязи ВА с навигационными ИСЗ определяется радиофизическими условиями прохождения сигнала через плазму, образующуюся в гиперзвуковой ударной волне. В соответствии с используемой моделью плазменная оболочка ВА описывается параболоидом вращения с вершиной в районе критической точки лобового теплозащитного экрана (ЛТЭ). Концентрация свободных электронов плазмы N_e максимальна в

вершине параболоида и уменьшается по мере удаления от неё. Пример распределения N_e показан на Рисунке 5.

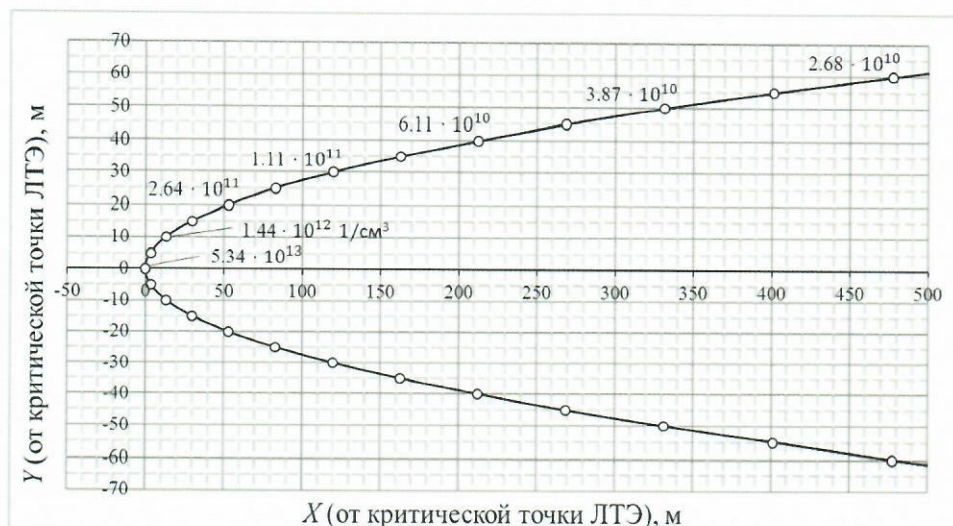


Рисунок 5. Пример распределения N_e в плазменной оболочке ВА

Условие прохождения радиосигнала через плазму имеет вид:

$$N_e < N_{e\text{кр}}, \quad (1)$$

где N_e - концентрация свободных электронов в плазме в направлении приёма радиосигнала;

$N_{e\text{кр}}$ - критическая концентрация свободных электронов.

Величина N_e является функцией высоты полёта, воздушной скорости ЦМ ВА, радиуса ЛТЭ и угла направления приёма сигнала относительно критической точки ЛТЭ. Величина $N_{e\text{кр}}$ определяется длиной волны радиосигнала и составляет для применяемого в спутниковой навигации сантиметрового диапазона волн $N_{e\text{кр}} \approx 10^{11} \text{ 1/см}^3$. При исследованиях рассматривался наиболее неблагоприятный (и нереальный для возможного расположения антенн АСН на корпусе ВА) случай приёма радиосигнала через область критической точки ЛТЭ. Однако, в этом случае получались оценки момента гарантированного восстановления связи.

Получение оценки требуемой высоты восстановления радиосвязи является достаточно сложной задачей, требующей значительного объёма статистических расчётов. В диссертации предлагается метод, основанный на сравнении размеров ЗМ ВА для различных значений высоты начала маневрирования с размерами области рассеивания точек ввода СМП (ТСМП) при работе только автономной части СУС. Предполагается, что точность последней для ПТК будет не хуже, чем точность СУС «Союз МС». Результаты одного из вариантов расчёта показаны на Рисунке 6. Для компенсации максимальных ошибок автономной СУС восстановление радиосвязи и, соответственно, начало высокоточного наведения должны происходить на высоте не менее 43 км (размеры ЗМ больше размеров области рассеивания во всех направлениях).

Приведенные результаты получены для профиля опорной номинальной траектории спуска ВА «Союз МС» с постоянным значением модуля угла скоростного крена $\gamma = 60^\circ$. При этом на возмущённых управляемых траекториях

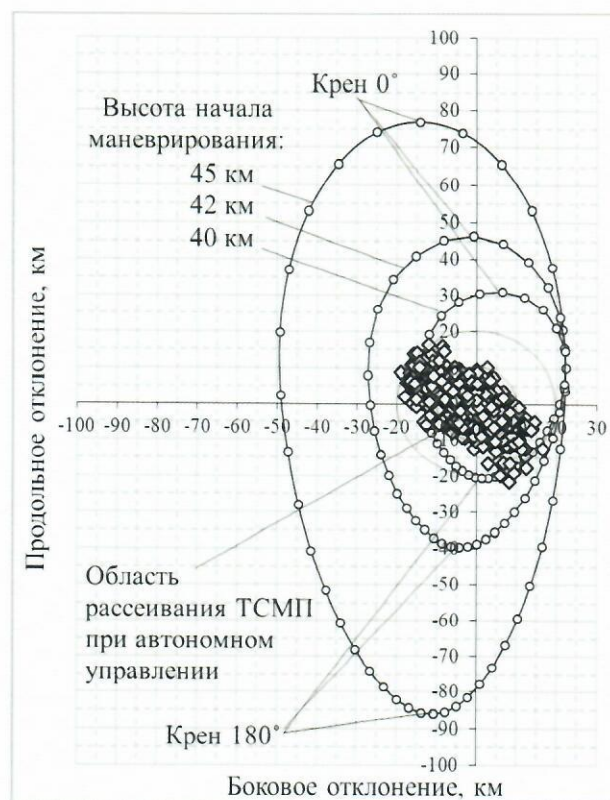


Рисунок 6. К определению требуемой высоты восстановления радиосвязи

спуска условие прохождения радиосигнала через плазменную оболочку ВА (1) на высоте 43 км уже выполняется. Таким образом, выполняется необходимое условие высокоточного наведения ВА, что является обоснованием возможности создания комбинированной СУС.

Представляет практический интерес выбор профиля номинальной траектории спуска ВА, при котором имеет место максимум размеров ЗМ ВА на момент восстановления радиосвязи. В диссертации данная задача рассматривается в комплексной постановке, а именно: для заданного допустимого диапазона условий входа ВА в плотные слои атмосферы (скорость V и угол наклона траектории θ на высоте $h = 100$ км) и заданных характеристик ВА определить профиль изменения угла скоростного крена γ , при котором обеспечиваются следующие условия:

1. Максимальные размеры номинальной ЗМ ВА на момент гарантированного восстановления радиосвязи с навигационными спутниками.
2. Приблизительно одинаковые запасы манёвра ВА в продольном направлении в смысле возможности компенсации как перелёта, так и недолёта на конечном участке спуска.
3. Близкая к максимальной величина бокового манёвра ВА на всём атмосферном участке спуска.
4. Достаточный запас управления для компенсации действия возмущений.
5. Выполнение фазовых ограничений по максимальной перегрузке и температуре.

Профиль угла крена ВА для снижения объёмов вычислений в бортовой вычислительной машине должен задаваться простой аналитической зависимостью.

Решение задачи осуществлялось методом последовательных приближений на основании результатов численного моделирования траектории спуска ВА. Профили найденной квазиоптимальной траектории и исходной траектории спуска с $\gamma = 60^\circ = \text{const}$ приведены на Рисунке 7. Вопросы выбора начального знака угла крена и момента его смены для обеспечения заданного бокового манёвра в главе 3 не рассматривались.

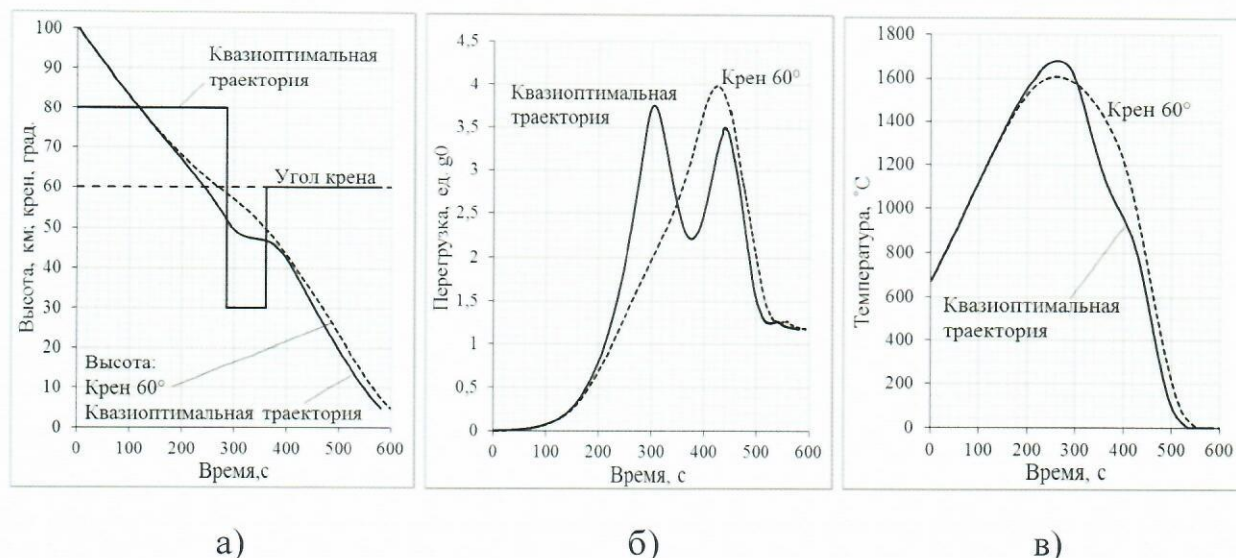


Рисунок 7. Профили квазиоптимальной и исходной траекторий: а) – угол крена, высота; б) – перегрузка; в) – равновесная температура в критической точке ЛТЭ

Эффективность предлагаемого профиля номинальной траектории оценивалась путём сравнения размеров ЗМ ВА на момент восстановления радиосвязи с аналогичными параметрами исходной траектории (Рисунок 8). ЗМ ВА на квазиоптимальной траектории имеет существенно большие размеры за счёт большей высоты восстановления связи и, соответственно, большей оставшейся дальности полёта до точки посадки.

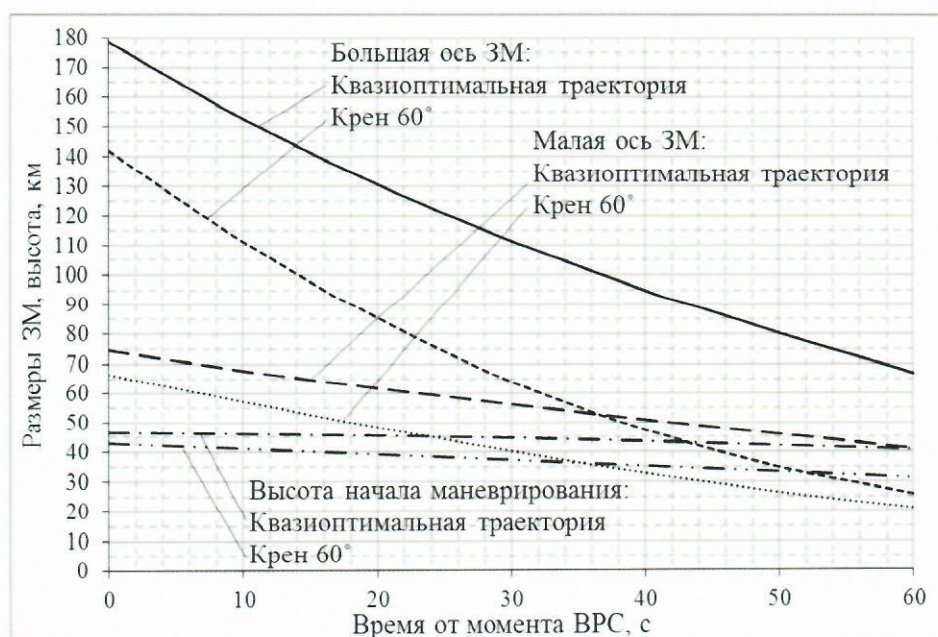


Рисунок 8. К анализу эффективности квазиоптимального профиля угла крена

Таким образом, приведенные в Главе 3 результаты исследований показывают принципиальную возможность построения комбинированной высокоточной СУС ВА скользящего типа, в которой оптимальным образом сочетаются преимущества двух принципов управления.

На основании полученных результатов статистического моделирования работы автономной СУС и анализа характера распределения отклонений от номинальной траектории на момент восстановления связи (± 100 и более км по положению вдоль трассы спуска, ± 1 км/с и более по скорости, закон распределения существенно отличается от нормального) делается также вывод о некорректности синтеза алгоритмов управления на конечном участке спуска без учёта движения ВА на участке автономного управления.

Четвёртая глава диссертации посвящена разработке комплекса алгоритмов высокоточного терминального наведения ВА скользящего типа, управляемого изменением угла скоростного крена, на конечном участке спуска. Комплекс предназначен для работы в составе комбинированной бортовой СУС. Структурная схема комплекса приведена на Рисунке 9.



Рисунок 9. Структурная схема комплекса алгоритмов терминального наведения

Основным алгоритмом комплекса является дискретный многошаговый терминального наведения. Синтез данного алгоритма проведён с использованием результатов анализа управляемости динамической системы «ВА - прицельная точка» и особенностей динамики движения ЦМ ВА. Задачей управления является удержание прицельной точки (ПТ) внутри границ ЗМ. В процессе спуска размеры ЗМ непрерывно уменьшаются до нуля, ЗМ в конечном итоге окажется «стянутой» в ПТ. Схема алгоритма приведена на Рисунке 10,а.

На каждом шаге работы алгоритма на основании двух прогнозов конечных точек траектории спуска определяются текущие параметры ЗМ ВА, границы которой аппроксимируются эллипсом. Первый прогноз выполняется с углом крена $\gamma = 180^\circ$, конечная точка траектории с минимальной дальностью принадлежит большой оси эллипса, горизонтальная проекция вектора конечной

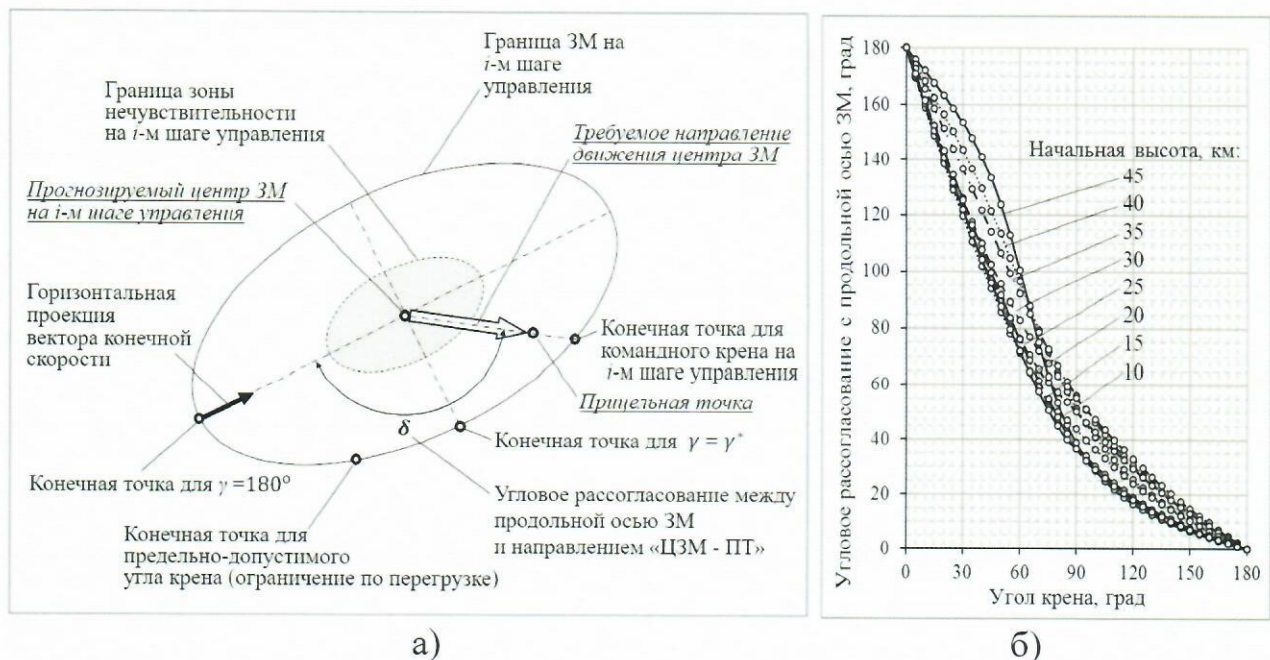


Рисунок 10. а) - схема работы алгоритма терминального наведения на i -м шаге; б) - пример вида зависимостей $\gamma = f(\delta)$

скорости определяет направление оси. Второй прогноз выполняется с $|\gamma| = \gamma^*$, знак γ определяется взаимным положением большой оси эллипса и ПТ, величина γ^* выбирается из условия попадания на малую ось эллипса (величина углового рассогласования большой оси и направления из центра ЗМ в конечную точку $\delta = 90^\circ$). Совместное решение уравнений осей эллипса даёт координаты центра ЗМ (ЦЗМ) на местной горизонтальной плоскости в ПТ. Значение командного угла крена определяется из условия движения ЦЗМ в сторону ПТ с использованием зависимости $\gamma = f(\delta)$. Значения $\gamma = f(\delta)$ рассчитываются для номинальной попадающей траектории спуска однократно с помощью алгоритма подготовки априорной информации (Рисунок 9) до начала участка терминального наведения. Пример вида зависимостей $\gamma = f(\delta)$ для различных значений высоты работы алгоритма наведения показан на Рисунке 10,б.

Для уменьшения количества переключений ВА по углу крена и влияния ошибок прогнозирования в алгоритм введена зона нечувствительности. Её размер определяется в долях радиуса ЗМ в направлении δ , являются функцией высота работы алгоритма наведения и обнуляется на высотах менее 10 км. Для уменьшения количества переключений также выполняется проверка ряда условий.

В алгоритме наведения предусмотрена возможность ограничения величины максимальной перегрузки. Для этого в ходе прогнозирования конечных точек траектории запоминаются значения максимальной перегрузки, по которым вычисляется предельное значение модуля командного угла для заданного значения предельной перегрузки.

Прогнозирование конечных точек траектории выполняется с помощью упрощённой численной модели движения центра масс ВА. Модель оптимизирована по объёму вычислений при сохранении требуемой точности.

Адаптация модели к реальным условиям спуска ВА осуществляется с помощью алгоритма идентификации, который на основании измеренных значений компонент текущего аэродинамического ускорения определяет

поправочные коэффициенты модели при расчёте силы лобового сопротивления и подъёмной силы ВА.

Особенностью спуска ВА на высотах менее 10 км является возможность достижения углом наклона траектории значений, близких к -90° (до 5 - 7% случаев в статистических расчётах). В системе стабилизации ВА возникновение такого режима должно быть предусмотрено, в противном случае «потеря» вертикальной плоскости движения при отсчёте угла крена ВА приводит к дополнительной ошибке приведения ВА до 0,5 км. Модель движения ВА, используемая в алгоритме терминального наведения, должна учитывать эту особенность и при необходимости использовать информацию от системы стабилизации для корректного вычисления направления действия подъёмной силы.

В Главе 4 рассматриваются также вопросы построения алгоритмов автомата стабилизации ВА в канале крена. Формулируются рекомендации, в соответствии с которыми представляется целесообразным использовать переменную логику стабилизации. На участке автономного управления высокого быстродействия при изменении командного угла крена не требуется, допустимо использование экономичного в смысле расхода топлива автомата стабилизации с ограничением величины угловой скорости крена (аналогично ВА ТПК «Союз МС»). На участке высокоточного наведения необходим автомат стабилизации, оптимальный по быстродействию.

Пятая глава диссертации содержит описание результатов исследования возможных характеристик комбинированной системы высокоточного управления спуском ВА скользящего типа. Оценки точностных характеристик управления спуском были получены на основании результатов комплексного статистического моделирования траекторий спуска в соответствии с рассмотренной в Главе 3 схемой работы комбинированной системы управления. Для каждой реализации траектории проводилось моделирование всех её участков, включая участок работы ТДУ для схода с исходной ОИСЗ, участок движения по переходной траектории до входа в плотные слои атмосферы, участок автономного управления и участок терминального наведения от момента гарантированного восстановления радиосвязи с навигационными спутниками до момента достижения высоты начала работы СМП (5 км). На атмосферном участке спуска кроме движения ЦМ ВА осуществлялось также и моделирование движения вокруг ЦМ в канале скоростного крена с учётом логики работы автомата стабилизации.

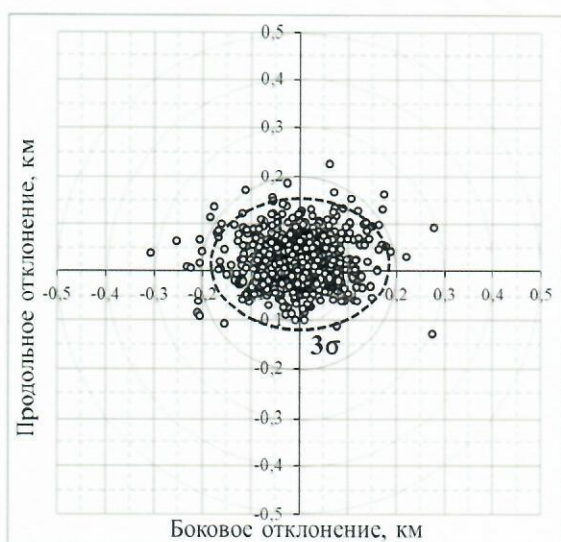
Моделирование атмосферного участка спуска выполнялось с использованием массово-центровочных и аэродинамических характеристик ВА ТПК «Союз МС», для которых предприятием-разработчиком определены оптимальные по критерию минимума рассеивания точек ввода СМП параметры алгоритма автономного управления. Расчёты для выбранного варианта исходных данных включали три этапа:

- решение краевой задачи прицеливания, определение параметров номинальной попадающей траектории (время включения ТДУ, знак начального угла крена, момент смены знака угла крена для обеспечения требуемого бокового манёвра, параметры настройки алгоритма автономного управления);
- расчёт априорной информации для алгоритма терминального наведения;

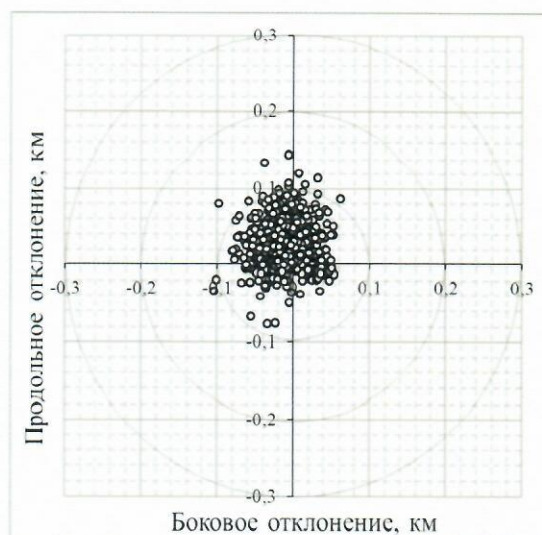
- статистическое моделирование возмущённых управляемых траекторий спуска (1000 реализаций).

Результаты моделирования показали, что размеры области рассеивания точек приведения ВА практически не зависят от сезона года. Фактором, определяющим точность приведения, является быстродействие системы стабилизации ВА в канале крена. Для обеспечения высокой точности приведения ВА работа алгоритма терминального наведения должна продолжаться вплоть до выдачи команды на ввод парашютной системы (с предварительным гашением угловых скоростей). При этом ВА на высотах менее 10 - 12 км находится в режиме, который может быть назван режимом «управляемой закрутки».

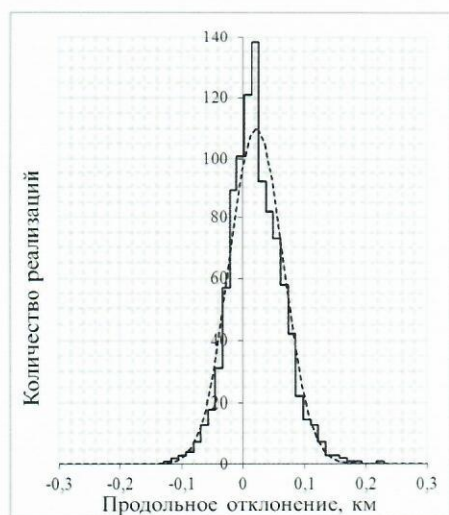
На Рисунках 11,а - 11,з приведены результаты моделирования для одного из вариантов исходных данных. Закон распределения отклонений точек приведения ВА от прицельной точки отличен от нормального, основной характеристикой отклонений следует считать их максимальную величину (Рисунки 11,а; 11,в; 11,г). Работа алгоритма терминального наведения сопровождается характерными переключениям угла крена на границах зоны нечувствительности, при этом соответственно изменяется направление



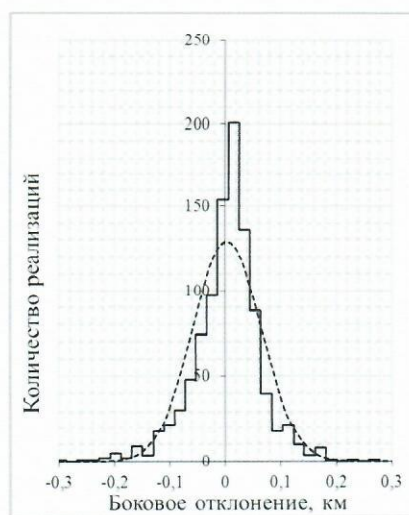
а)



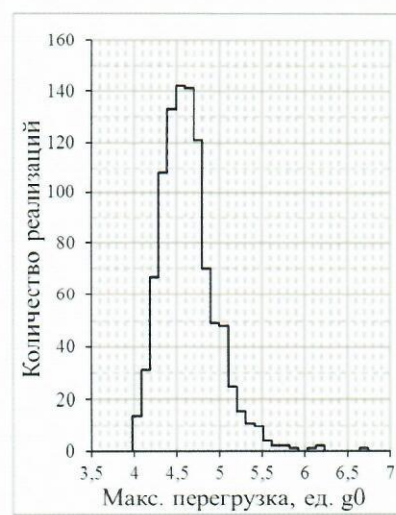
б)



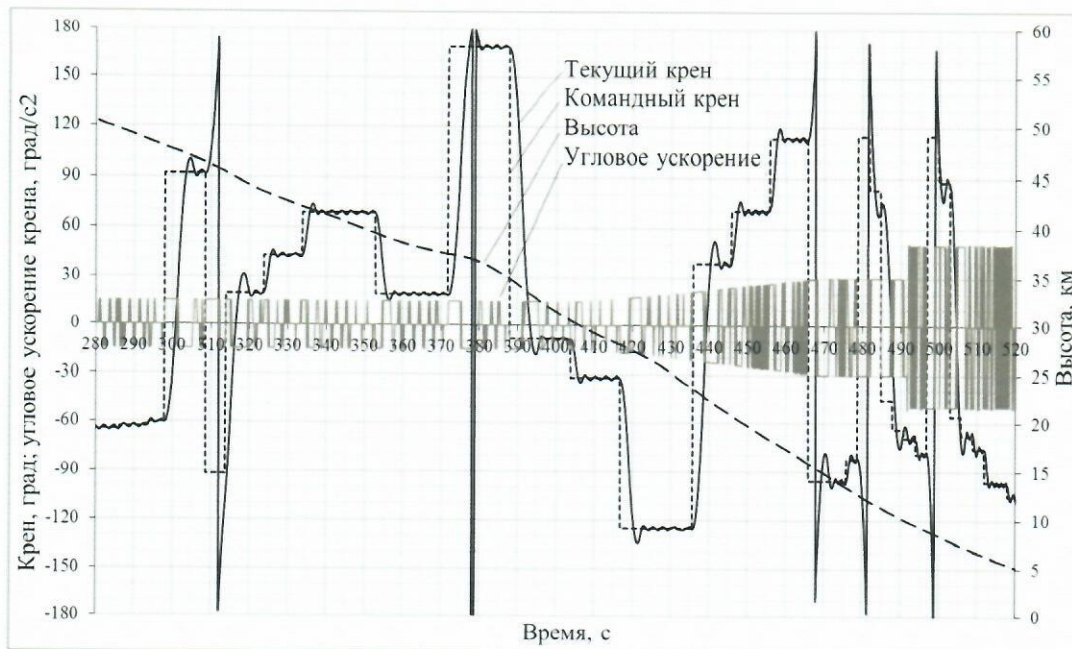
в)



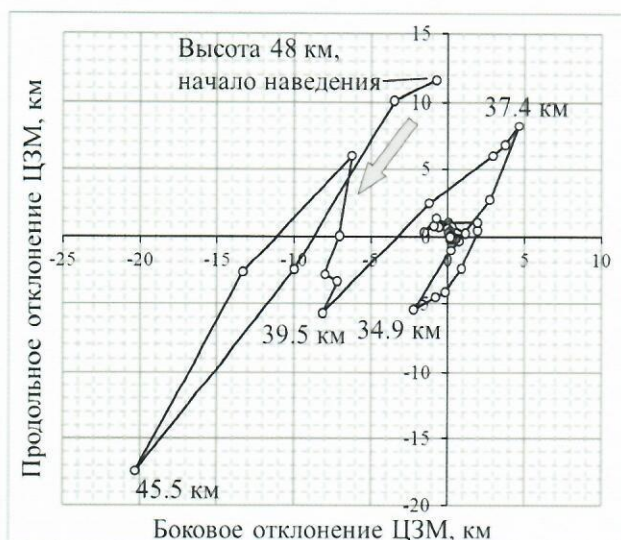
г)



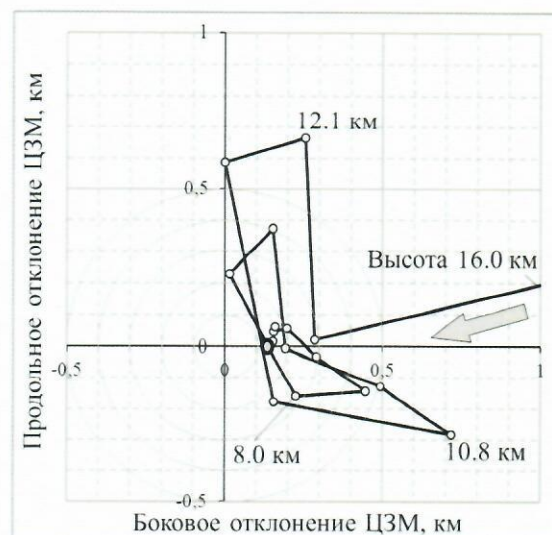
д)



е)



ж)



з)

Рисунок 11. а) - область рассеивания точек ввода СМП; б) – область рассеивания точек ввода СМП при идеальной стабилизации по крену; в, г) - гистограммы составляющих конечного отклонения, пунктиром показан нормальный закон распределения по результатам обработки результатов статистического моделирования; д) - гистограмма значений максимальной перегрузки; е) – пример реализации процесса управления ВА по крену; ж, з) – пример реализации траектории прогнозируемого в алгоритме терминального наведения центра ЗМ ВА

движения прогнозируемого центра ЗМ (Рисунки 11,е; 11,ж; 11,з). Представленный вариант соответствует применению на конечном участке спуска оптимального по быстродействию автомата стабилизации ВА по крену, величина максимальной угловой скорости крена для принятого управляющего момента двигателей крена достигает $90^\circ/\text{с}$, максимальное отклонение конечной точки траектории ВА при этом составляет ~ 300 м.

Моделирование процесса наведения с использованием инерционных характеристик и характеристик управляющих двигателей крена ВА проектируемого корабля нового поколения показало, что величина угловой скорости крена может достигать $40^\circ/\text{с}$, максимальное отклонение конечной точки составляет ~ 600 м. Зависимость максимальной ошибки приведения ВА от максимальной угловой скорости разворота по крену на высотах менее 15 км показана на Рисунке 12. Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, разработка СУС ВА нового корабля должна проводиться с учётом ограничения угловой скорости крена, определяемого специалистами по космической медицине. Этим ограничением и будет определяться точность посадки ВА.

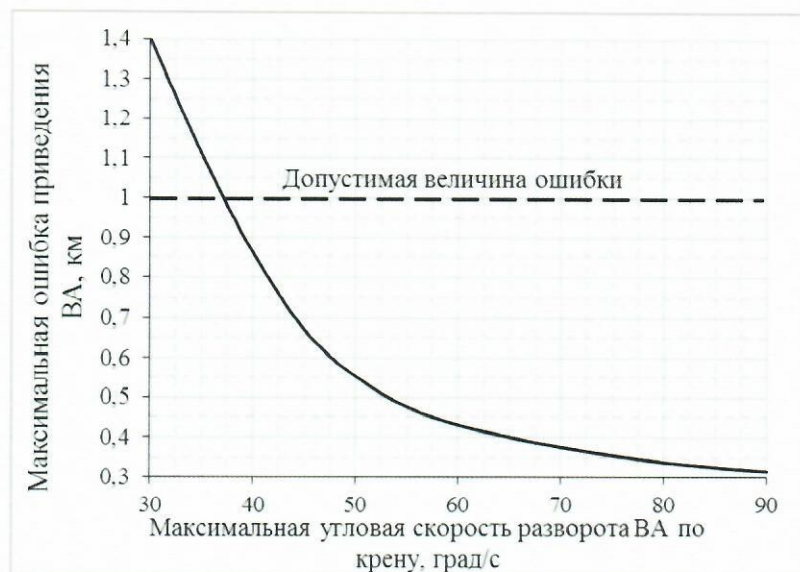


Рисунок 12. Зависимость ошибок приведения ВА от максимальной угловой скорости разворотов по крену на конечном участке терминального наведения

Величина максимальной перегрузки $n_{\max}$ (Рисунок 11,д) для неблагоприятных комбинаций возмущений может превышать $6,0 g_0$ (соответствует штатному спуску ТПК «Союз МС»). Разработанный алгоритм терминального наведения позволяет учитывать ограничение $n_{\max}$, однако, это равносильно ограничению ЗМ ВА и в случаях необходимости компенсации значительного перелёта приводит к недопустимо большому конечному промаху. На Рисунках 13,а; 13,б показаны вид области рассеивания конечных точек траектории спуска и пример профиля значений перегрузки для случая ограничения $n_{\max}$ на уровне $n_{\text{доп}} = 5,5 g_0$. Вывод: ограничение величины $n_{\max}$ несовместимо с требованием обеспечения высокой точности посадки ВА скользящего типа.

Целевой задачей управления спуском является обеспечение *приземления* ВА в заданной точке выделенного района посадки. Для решения данной задачи в ходе оперативного БНО спуска в обязательном порядке решается задача прицеливания (выбор параметров тормозного импульса и требуемого бокового манёвра). В настоящее время для ТПК «Союз МС» прицеливание производится с использованием модели номинального движения на всех

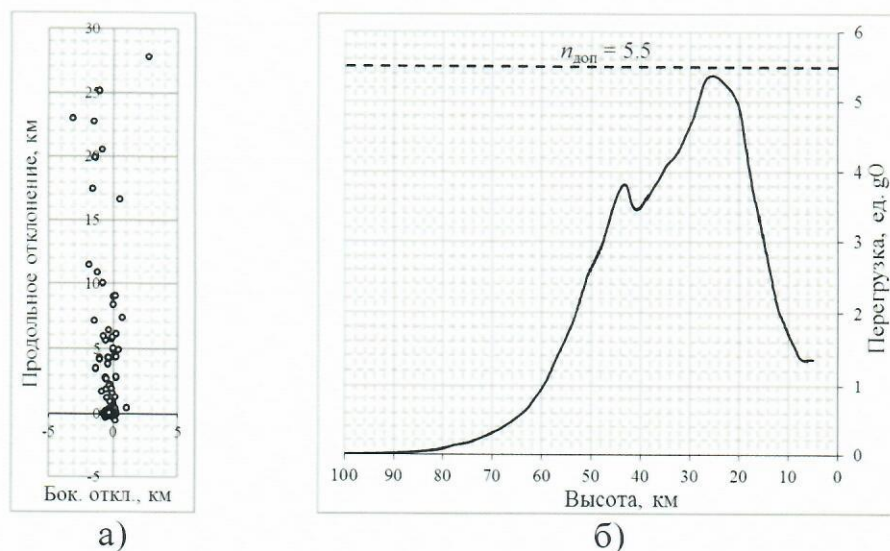


Рисунок 13. а) - область рассеивания; б) - пример профиля перегрузки при $n_{доп} = 5,5 g_0$

участках спуска, в качестве прицельной точки для СУС принимается точка на высоте ввода СМП, смещённая относительно прицельной точки приземления на величину прогнозируемого ветрового сноса на участке парашютирования.

Исследования показали, что применение модели номинального движения в данном случае не обеспечивает гарантированного нахождения прицельной точки ввода СМП внутри фактической ЗМ ВА на момент начала высокоточного наведения. Это обусловлено влиянием непрогнозируемых случайных возмущений, способных привести к уменьшению размеров фактической ЗМ относительно использованных для прицеливания номинальных размеров. Пример вида области рассеивания точек ввода СМП для случая применения комбинированной СУС и прицеливания с использованием модели номинального движения показан на Рисунке 14. В значительном количестве реализаций имеет место недостаточный запас маневренных возможностей ВА в боковом направлении. Таким образом, для эффективного применения высокоточной СУС требуется соответствующая методика прицеливания.

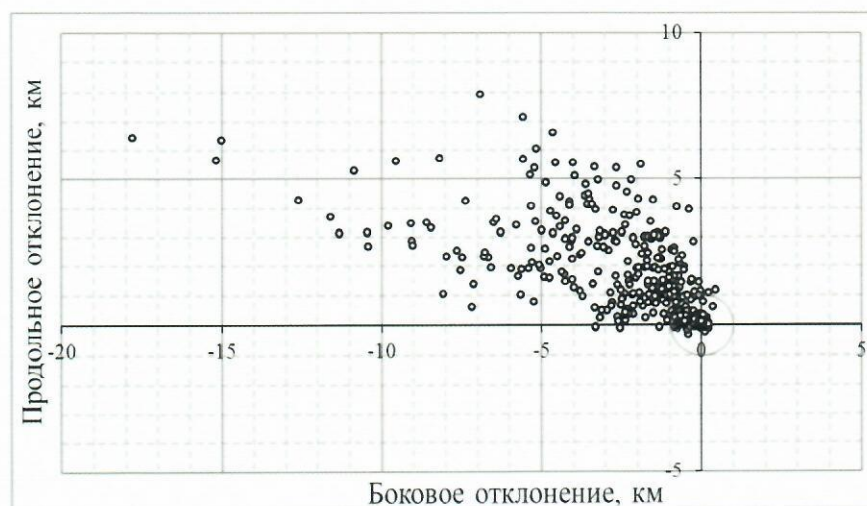


Рисунок 14. Пример вида области рассеивания точек ввода СМП при прицеливании с использованием номинальной траектории

В диссертации предлагаются метод и алгоритм расчёта географических координат смещённых точек прицеливания. Точка прицеливания для оперативного определения параметров тормозного импульса и требуемого бокового манёвра с использованием номинальной траектории назначается посредством смещения прицельной точки ввода СМП на величину статистической оценки максимального уменьшения ЗМ в боковом направлении (порядка 20 км - величина бокового рассеивания СА «Союз МС», см. Рисунок 4). Схема смещения прицельных точек показана на Рисунке 15. Алгоритм применён при получении приведенных выше оценок точности управления спуском.

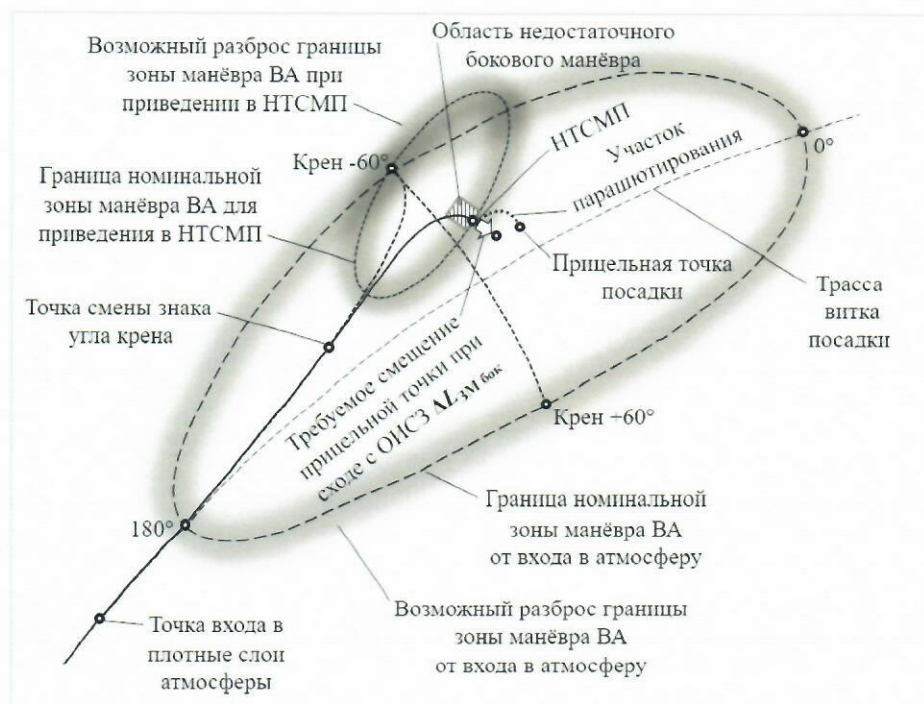


Рисунок 15. Схема выбора точек прицеливания (НТСМП - прицельная точка начала работы СМП для терминального наведения в процессе спуска)

Результаты исследований возможных точностных характеристик комбинированного управления спуском показывают, что предложенные в диссертации методы построения СУС, алгоритмы управления движением ВА и метод оперативного БНО прицеливания способны обеспечить требуемую точность посадки ВА перспективного пилотируемого корабля.

Шестая глава диссертации содержит результаты проектно-баллистических исследований задачи безопасного завершения полёта ДО ПТК после выполнения манёвра схода ПТК с ОИСЗ для посадки ВА в заданном районе территории России.

Рассматривается баллистическая схема затопления НЭК ДО в отведённом пустынном районе Тихого океана, предусматривающая доразгон ДО после его отделения от ВА для обеспечения гарантированного орбитального существования в течение нескольких витков. Сход ДО с ОИСЗ и затопление НЭК штатно могут выполняться на витке посадки ВА. Безопасное затопление НЭК ДО производится в южной части Тихого океана в районе затопления НЭК ТГК типа «Прогресс».

К настоящему времени накоплен значительный практический опыт безопасного завершения полёта беспилотных ТПК. Принципиальным отличием затопления ДО ТПК от завершения полёта ТПК типа «Прогресс», выполняющих «независимый» сход с ОИСЗ, является организация заключительных динамических операций по затоплению ДО после схода ПТК с ОИСЗ для решения целевой задачи посадки ВА в заданном районе территории России. Кроме того, необходима высокая оперативность решения задачи баллистического обеспечения окончательного схода ДО с ОИСЗ на одном витке. Критерием оптимальности затопления ДО является минимум суммарных затрат топлива на доразгон и окончательный сход с ОИСЗ.

Наибольший практический интерес представляет исследование схемы завершения полёта ДО для случая спуска ПТК с орбиты МКС (высота околокруговой орбиты ~ 400 км). Спуск с более низких орбит может иметь место при возникновении нештатных ситуаций, приводящих к невозможности стыковки с МКС. Задача минимизации затрат топлива на безопасное завершение полёта ДО при этом не является актуальной.

Доразгон ДО выполняется после отделения ДО и отхода на безопасное расстояние от ВА. Величина импульса доразгона ΔV_d выбирается из условия обеспечения минимальной высоты орбиты автономного полёта ДО $h_{\min \text{ ДО}}$ не менее 130 км (время орбитального существования не менее нескольких витков, допустимый аэродинамический нагрев). Увеличение ΔV_d ведёт к перерасходу топлива, а уменьшение - к нарушению условия орбитального существования ДО. Пример зависимостей $h_{\min \text{ ДО}}$ и $h_{\max \text{ ДО}}$ от величины ΔV_d с учётом обеспечения посадки ВА в заданном районе для случая ориентации вектора тяги ДУ с постоянным значением угла тангажа $\vartheta(t) = \text{const} = 0^\circ$ приведен на Рисунке 16. Расчёт ΔV_d из условия обеспечения заданного значения $h_{\min \text{ ДО}}$ должен выполняться совместно с расчётом командно-уставочной информации на спуск ВА.

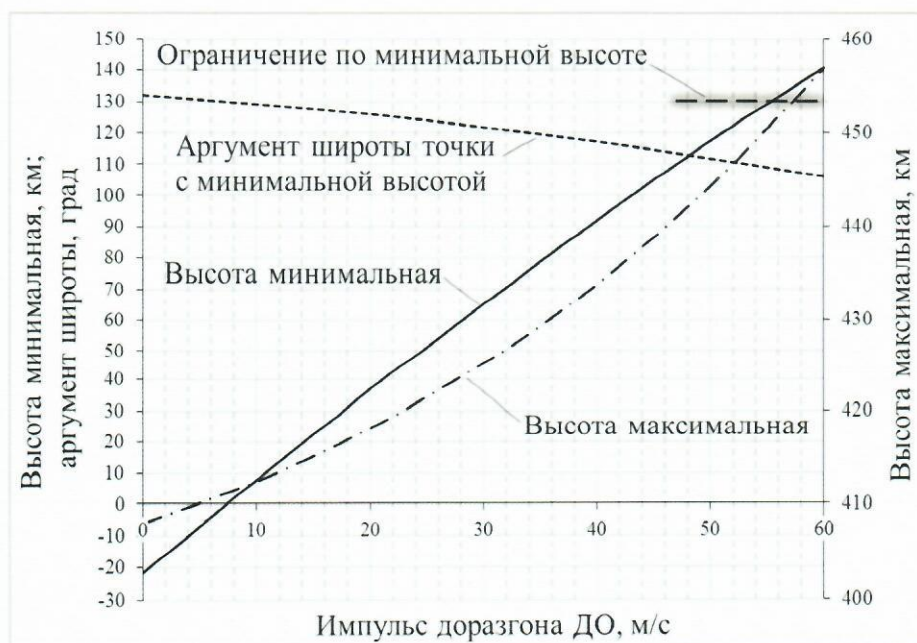


Рисунок 16. К определению величины импульса доразгона ДО ПТК

Особенностью эллиптической орбиты ДО после доразгона (предпусковой орбиты) является крайне неблагоприятное положение перигея относительно района затопления, что требует повышенного расхода топлива на окончательное торможение ДО. На Рисунке 17 представлен высотный профиль полёта ДО после доразгона, там же показано желательное оптимальное положение перигея для минимального расхода топлива на затопление НЭК в отведённом районе Тихого океана.

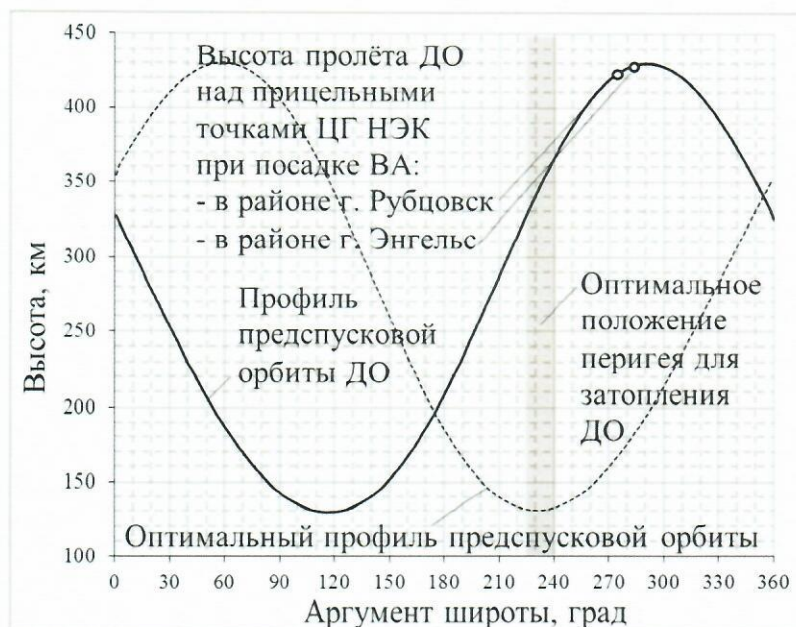


Рисунок 17. Высотный профиль предпусковой орбиты ДО

Представляет интерес проведение совместной оптимизации манёвра доразгона и условий схода ДО с предпусковой орбиты для затопления НЭК в заданном районе. Результаты расчётов показали, что при изменении величины ϑ в диапазоне $12^\circ < \vartheta < 20^\circ$ расход топлива для выполнения условия $h_{min} = 130$ км изменяется незначительно. Однако, аргумент широты точки с h_{min} с увеличением ϑ несколько увеличивается. Использование этого эффекта целесообразно для улучшения условий спуска ДО при весьма неблагоприятном расположении точки с h_{min} относительно района затопления НЭК (Рисунок 18). Величина ΔV_d в рассмотренном примере составляет 53 м/с (расход топлива 74 кг, снижение расхода на 3 кг по сравнению с исходным вариантом $\vartheta = 0^\circ$).

Расчёт параметров импульса окончательного схода ДО с ОИСЗ $\Delta V_{тДО}$ должен выполняться на борту ДО по результатам определения его фактической орбиты по данным АСН путём решения краевой задачи прицеливания в заданный район затопления НЭК.

Основной задачей при организации окончательного схода ДО с предпусковой орбиты является минимизация затрат топлива из условия обеспечения допустимого рассеивания точек падения НЭК в пределах отведённого района затопления. Особенности задачи являются:

- спуск с эллиптической орбиты (высота 130 км $\times$ 440 км) при неблагоприятном расположении точки с минимальной высотой;

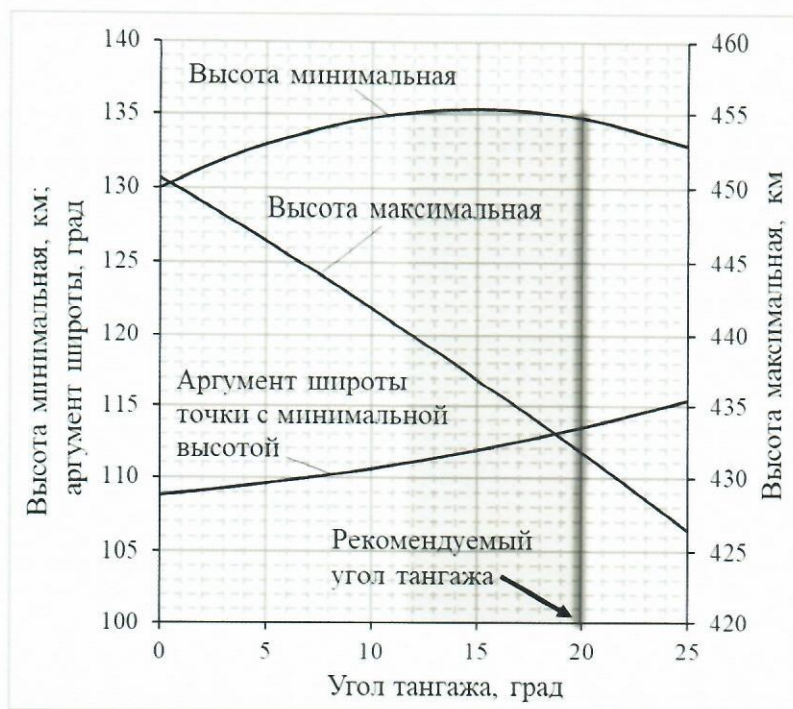


Рисунок 18. К выбору оптимального угла тангажа при доразгоне ДО

- необходимость решения задачи оптимизации (нахождения оптимальной программы тангажа вектора тяги ДУ) с учётом размеров области рассеивания точек падения НЭК при входе ДО в плотные слои атмосферы на границе захвата.

На Рисунке 19 приведены зависимости продольного рассеивания точек падения НЭК ДО (в перелёт и недолёт по трассе спуска относительно центральной точки) и расхода топлива от величины тормозного импульса ΔV_T для имеющихся исходных данных ДО (масса 4200 кг, тяга ДУ 140 кгс) и параметров предпусковой орбиты как результата доразгона ДО. Эти данные получены на основании расчёта возмущённых траекторий спуска для соответствующих номинальных попадающих траекторий, определённых в результате решения краевой задачи расчёта времени включения ДУ из условия совмещения центра группирования (ЦГ) НЭК с серединой участка трассы посадочного витка в пределах отведённого района затопления. При расчётах принималось, что во время работы ДУ ДО стабилизирован в орбитальной системе координат с постоянным углом тангажа $\vartheta = 0^\circ$.

Величину ΔV_T следует выбирать минимально возможной при выполнении условия надёжного захвата ДО плотными слоями атмосферы. Можно считать, что данное условие выполняется при сохранении продольного рассеивания точек падения НЭК в пределах ± 1500 км. Для приведенного примера в качестве величины ΔV_T можно принять 105 м/с при расходе топлива 142 кг.

Уменьшение расхода топлива на сход с орбиты достигается путём использования оптимальных программ тангажа вектора тяги ДУ. Оптимизация программы тангажа в принципе позволяет уменьшить рассеивание НЭК для заданной величины ΔV_T , или уменьшить ΔV_T и расход топлива при сохранении прежнего (допустимого) рассеивания). Однако, при достаточно высокой имеющейся тяговооружённости ДО эффективность оптимизации программы тангажа невысока.

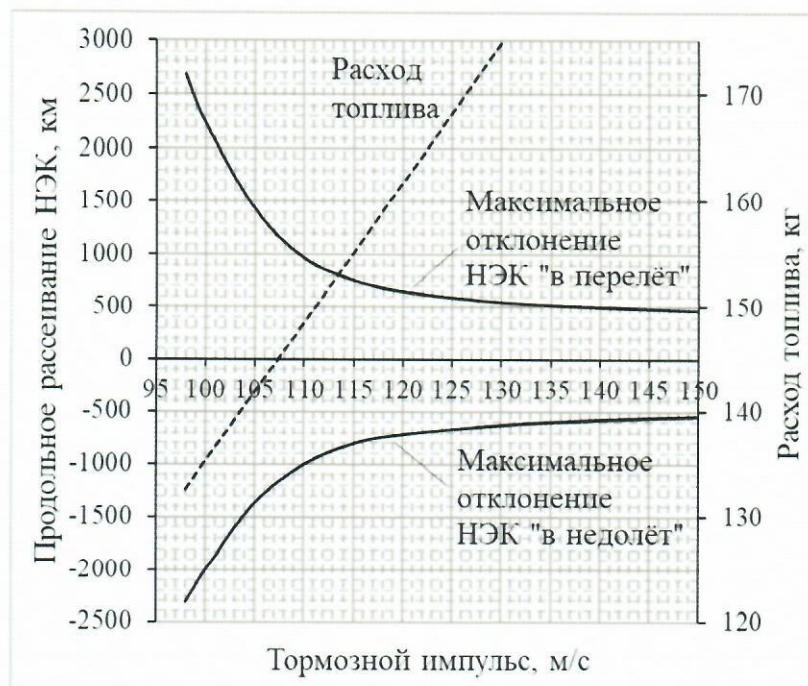


Рисунок 19. Зависимости продольного рассеивания точек падения НЭК ДО и расхода топлива от величины тормозного импульса

В диссертации рассматривается другой способ снижения рассеивания точек падения НЭК, основанный на анализе парциального влияния отдельных возмущений на рассеивание НЭК и применении алгоритма терминального наведения на участке работы ДУ.

Как показали исследования, спуск ДО с эллиптической предпусковой орбиты, имеющей неблагоприятное расположение перигея, имеет особенность по сравнению со спуском с круговой орбиты. Особенность заключается в существенно большем (в три и более раз) влиянии на рассеивание НЭК разброса величины тяги ДУ δP и ошибки ориентации вектора тяги по тангажу $\delta \vartheta$ (при анализе принимались $\delta P = \pm 10\%$, $\delta \vartheta = \pm 1.5^\circ$).

Влияние возмущений δP и $\delta \vartheta$ может быть снижено путём применения простейшего алгоритма терминального наведения на участке работы ДУ. Принцип его работы заключается в следующем. На этапе решения задачи прицеливания и определения параметров номинальной попадающей траектории рассчитывается и запоминается значение прицельной географической долготы $\lambda_{\text{приц}}^{\text{вх}}$ точки входа ДО в плотные слои атмосферы. В качестве последней использовалась точка траектории, имеющая модуль радиуса-вектора $r = 6471$ км (средний радиус Земли + 100 км).

В процессе полёта на участке работы ДУ в дискретные моменты времени в бортовой вычислительной машине производится прогнозирование траектории до достижения $r = 6471$ км (при достаточной величине отработанного импульса). В результате прогноза на i -м шаге управления вычисляется величина $\lambda_i^{\text{вх}}$. Команда на выключение ДУ должна выдаваться при выполнении условия

$$\begin{cases} |\lambda_i^{\text{вх}} - \lambda_{\text{приц}}^{\text{вх}}| < \Delta \lambda_i, \\ \Delta \lambda_i < 0,5^\circ, \end{cases}$$

где $\Delta\lambda_i = 0,5|\lambda_i^{\text{BX}} - \lambda_{i-1}^{\text{BX}}|$.

Результаты моделирования возмущённых траекторий для оценки влияния отдельных возмущений и общей величины продольного рассеивания НЭК ДО при использовании алгоритма наведения показали, что величины продольного отклонения ЦГ НЭК от номинальной точки, вызванного влиянием разброса величины тяги и ошибки ориентации вектора тяги ДУ по тангажу, уменьшаются в ~ 3 раза по сравнению с исходным вариантом без наведения. В этом случае величина ΔV_T может быть уменьшена до $\Delta V_T = 100$ м/с при сохранении исходной величины продольного рассеивания НЭК (время включения ДУ корректируется при решении задачи прицеливания). Снижение расхода топлива составляет около 8 кг.

Таким образом, проведенные исследования показали, что применение оптимального управления вектором тяги ДУ ДО при выполнении доразгона и алгоритма наведения при выдаче заключительного тормозного импульса позволяет уменьшить расход топлива на безопасное завершение полёта ДО на величину около 11 кг, что составляет 5,1% от начального расхода. Общий расход топлива на завершение полёта ДО в рассмотренном примере составляет 205 кг (без учёта расхода топлива на стабилизацию).

Выводы по работе

В диссертации рассмотрены вопросы разработки методов и алгоритмов решения актуальной научной проблемы обеспечения безопасности спуска перспективного пилотируемого транспортного корабля с орбиты искусственного спутника Земли с посадкой возвращаемого аппарата скользящего типа на расположенных на территории России малоразмерных посадочных площадках.

Решены новые задачи баллистического проектирования спуска перспективного корабля, к которым относятся:

- задача комплексного проектирования комбинированной системы управления спуском, позволяющей с использованием на конечном участке спуска спутниковой навигационной информации обеспечить требуемую точность (1 км) приведения возвращаемого аппарата скользящего типа в прицельную точку начала работы системы мягкой посадки;
- задача проектирования безопасного завершения полёта отделяемого двигательного отсека корабля, предусматривающего доразгон и окончательный сход с орбиты для реализации затопления несгоревших элементов конструкции в заданном районе Тихого океана при минимальном дополнительном расходе топлива.

Основные результаты работы заключаются в следующем.

1. Разработан метод и получены оценки предельно-достижимой точности существующей системы управления кораблей «Союз МС», использующей информацию об аэродинамическом ускорении спускаемого аппарата, на основании полученных результатов сделан вывод о бесперспективности совершенствования системы управления спуском кораблей «Союз МС» в направлении увеличения точности посадки.

2. Проведены комплексные баллистические исследования вопросов построения комбинированной бортовой системы высокоточного управления

спуском пилотируемого возвращаемого аппарата скользящего типа с использованием спутниковой навигации. Комбинированная система включает автономную часть, аналогичную отработанной на практике системе управления спуском кораблей «Союз МС», и функционирующую на конечном участке спуска систему высокоточного терминального наведения.

3. Решена задача формирования номинальных траекторий спуска возвращаемого аппарата для обеспечения оптимальных условий высокоточного управления спуском при использовании спутниковой навигационной информации на конечном участке траектории.

4. Предложен метод и обоснована принципиальная возможность создания комбинированной системы управления спуском возвращаемого аппарата скользящего типа с использованием спутниковой навигации для высокоточного терминального наведения на конечном участке спуска.

5. На основании результатов анализа особенностей динамики движения возвращаемого аппарата на конечном участке спуска разработан комплекс алгоритмов высокоточного терминального наведения.

6. Разработаны метод и алгоритм расчёта географических координат смещённых прицельных точек для решения задачи выбора номинальной попадающей траектории спуска с обеспечением условий гарантированного высокоточного управления спуском.

7. На основании результатов исследований возможных характеристик разработанных методов и алгоритмов управления спуском сделан вывод о реализуемости посадки возвращаемого перспективного пилотируемого корабля с орбиты искусственного спутника Земли на российских полигонах малых размеров.

8. Определены возможные характеристики перегрузочного режима и режимов разворотов пилотируемого возвращаемого аппарата скользящего типа по углу крена при решении целевой задачи высокоточного управления спуском.

9. Разработана методика управления вектором тяги двигательной установки двигательного отсека, обеспечивающая минимальный расход топлива на безопасное завершение полёта двигательного отсека.

Применение изложенного в работе научно обоснованного технического решения позволит выполнить задачи, предусмотренные Федеральной космической программой России на 2016 - 2025 годы, в части повышения эффективности и безопасности космической деятельности Российской Федерации.

Публикации по теме диссертации в рецензируемых изданиях из рекомендованного ВАК Минобрнауки РФ Перечня:

1. Кудрявцев С.И. Комплексный баллистический анализ проблем высокоточного управления спуском перспективного пилотируемого корабля в атмосфере Земли // Космонавтика и ракетостроение, 2015. №1(80). С. 5 - 13 (0,5 п.л.).
2. Кудрявцев С.И., Кутоманов А.Ю. Результаты анализа реальной работоспособности аппаратуры спутниковой навигации применительно к разработке системы высокоточного управления спуском перспективного

- пилотируемого космического корабля // Космонавтика и ракетостроение, 2015. №4(83). С. 142 - 147 (0,4 п.л. / 0,2 п.л.).
3. Кудрявцев С.И., Кутоманов А.Ю. Метод и алгоритм оптимизации участка торможения при сходе с орбиты автоматических КА с низкой тяговооруженностью // Космонавтика и ракетостроение, 2016. №1(86). С. 27 - 33 (0,4 п.л./ 0,3 п.л.).
 4. Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И., Кутоманова Т.В. Алгоритм обеспечения безопасного спуска перспективного пилотируемого транспортного корабля при возникновении нештатной ситуации // Космонавтика и ракетостроение, 2016. № 1(86). С. 20 - 26 (0,4 п.л. / 0,1 п.л.).
 5. Кудрявцев С.И. Исследование точностных характеристик комплекса алгоритмов терминального наведения перспективного пилотируемого космического корабля на конечном участке спуска в атмосфере Земли // Инженерный журнал: наука и инновации, 2016. №3(51). Режим доступа: DOI: 10.18698/2308-6033-2016-3-1473.
 6. Кудрявцев С.И., Кутоманов А.Ю. Использование в оперативном контуре управления космическим аппаратом перспективного алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации // Инженерный журнал: наука и инновации, 2016. №2(50). Режим доступа: DOI: 10.18698/2308-6033-2016-2-1467.
 7. Кудрявцев С.И. Проектно-баллистический анализ возможности построения высокоточной комбинированной системы управления спуском пилотируемого возвращаемого аппарата скользящего типа // Космонавтика и ракетостроение, 2017. №5(98). С. 72 - 81 (0,6 п.л.).
 8. Кудрявцев С.И. Проектирование номинальной траектории спуска пилотируемого возвращаемого аппарата скользящего типа в атмосфере Земли для обеспечения высокоточного управления с использованием спутниковой навигации // Космонавтика и ракетостроение, 2017. №6(99). С. 51 - 60 (0,5 п.л.).
 9. Кудрявцев С.И. Метод и алгоритм расчета координат точек прицеливания в задаче высокоточной посадки пилотируемого возвращаемого аппарата при спуске с околоземной орбиты // Инженерный журнал: наука и инновации, 2017. №12(72). Режим доступа: DOI: 10.18698/2308-6033-2017-12-1715.
 10. Кудрявцев С.И. Анализ баллистических проблем организации спуска перспективного пилотируемого транспортного корабля с орбиты искусственного спутника Земли для безопасной посадки на территории России // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. №2(74). Режим доступа: DOI: 10.18698/2308-6033-2018-2-1731.
 11. Кудрявцев С.И. Исследование баллистической схемы безопасного завершения полёта двигательного отсека пилотируемого транспортного корабля // Труды МАИ, 2018. №98. Режим доступа: trudymai.ru/published.php?ID=90235.
 12. Кудрявцев С.И. Минимизация затрат топлива на безопасное завершение полёта двигательного отсека пилотируемого транспортного корабля // Космонавтика и ракетостроение, 2018. №2(101). С. 14 - 26 (0,8 п.л.).