

## **Анализ баллистических проблем организации спуска перспективного пилотируемого транспортного корабля с орбиты искусственного спутника Земли для безопасной посадки на территории России**

© С.И. Кудрявцев

ФГУП ЦНИИмаш, г. Королёв, 141070, Россия

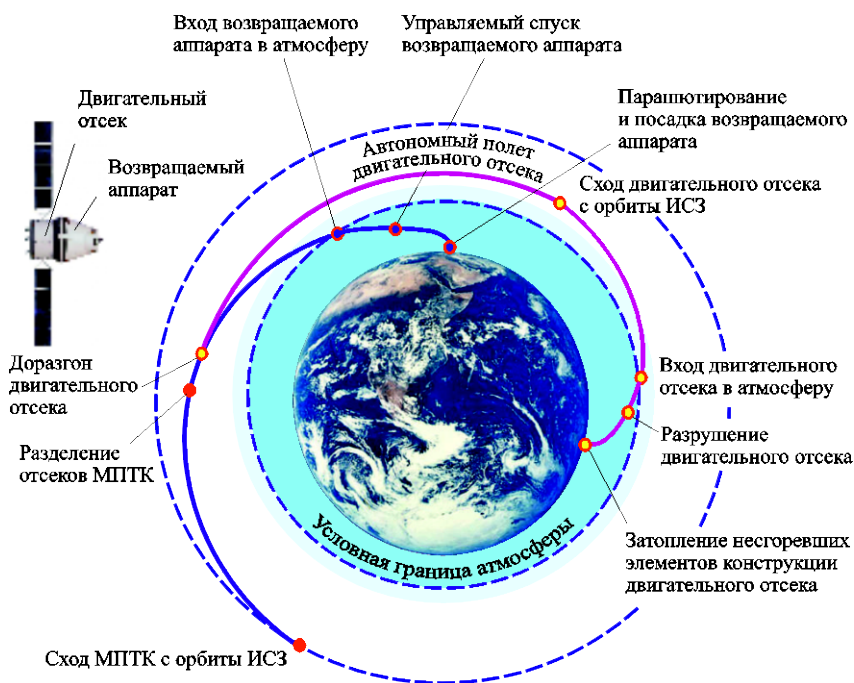
*Рассмотрен комплекс проблем организации спуска перспективного пилотируемого корабля, создающих существенные сложности для выполнения высокоточной посадки возвращаемого аппарата на территории России и безопасного затопления двигательного отсека в Тихом океане. Сформулированы задачи выбора районов посадки и требования, предъявляемые к точности управления спуском возвращаемого аппарата. Исследованы особенности высокоточной навигации на участке спуска с использованием данных, получаемых со спутников. Проведен сравнительный анализ принципов управления спуском применительно к выбору алгоритмов системы управления. Охарактеризованы особенности баллистико-навигационного обеспечения высокоточной посадки. Представлены принципы безопасного завершения полета двигательного отсека корабля в целях предотвращения падения элементов конструкции вблизи районов с высокой плотностью населения. Указаны возможные способы решения поставленных задач и сделан вывод о принципиальной возможности организации посадки пилотируемого возвращаемого аппарата на территории России с учетом современного уровня развития высоких технологий.*

**Ключевые слова:** пилотируемый корабль, возвращаемый аппарат, посадка на территории России, затопление двигательного отсека

**Введение.** В России проводятся работы по созданию многоцелевого пилотируемого транспортного корабля (МПТК) нового поколения, способного заменить транспортные пилотируемые корабли типа «Союз» для обеспечения орбитальных полетов. Конструктивно МПТК состоит из многоразового возвращаемого аппарата скользящего типа с парашютно-реактивной системой мягкой посадки и отделяемого при спуске с орбиты перед входом в плотные слои атмосферы Земли двигательного отсека.

Принципиальное отличие нового МПТК заключается в планируемой организации посадки его возвращаемого аппарата на территории России, что возможно только при существенном повышении точности управления спуском по сравнению с последними модификациями транспортного пилотируемого корабля «Союз» — «Союз ТМА», «Союз ТМА-М», «Союз МС». Эта особенность обусловлена отсутствием на территории России пригодных посадочных площадок большой площади, аналогичных посадочным площадкам на полигоне в Республике Казахстан.

Еще одним принципиальным отличием МПТК является планируемая организация безопасного завершения полета его двигательного отсека. При спуске корабля типа «Союз» отделяемые от возвращаемого аппарата отсеки (приборно-агрегатный и бытовой) совершают вход в плотные слои атмосферы вместе с ним. В процессе спуска по баллистическим траекториям отсеки разрушаются, несгоревшие элементы конструкции достигают поверхности Земли на расстоянии нескольких сотен километров от района посадки возвращаемого аппарата. В целях исключения вероятности причинения ущерба местному населению, проживающему вблизи района посадки, и объектам наземной инфраструктуры схема спуска нового МПТК при высокоточной посадке возвращаемого аппарата на посадочную площадку малых размеров, расположенную в пределах России на территории с высокой плотностью населения, предусматривает безопасное затопление несгоревших конструкций двигательного отсека в Тихом океане. Для этого после отделения двигательного отсека от возвращаемого аппарата необходимо выполнить его доразгон для обеспечения орбитального существования в течение некоторого времени, а затем сход двигательного отсека с орбиты с последующим затоплением несгоревших элементов конструкции в отдаленном районе Тихого океана (рис. 1).



**Рис. 1.** Схема завершения полета многоцелевого пилотируемого транспортного корабля

Реализация приведенной схемы завершения полета орбитального МПТК представляет собой комплексную научно-техническую задачу, важнейшими составляющими которой являются баллистическое проектирование и баллистико-навигационное обеспечение.

Цель работы — совместный анализ баллистических проблем организации высокоточной посадки возвращаемого аппарата на территории России, в том числе изучение вопросов безопасности экипажей, населения и объектов наземной инфраструктуры в районах, прилегающих к посадочным площадкам, которые предназначены для приземления возвращаемого аппарата. Рассмотрены также вопросы организации штатного завершения полета МПТК. Разработка средств и методов обеспечения безопасности при возникновении нештатных ситуаций составляет самостоятельную важную проблему, в обязательном порядке решаемую при проектировании МПТК, наземного и спутникового сегментов комплекса управления полетом. В части баллистики спуска к данной проблеме относятся задачи разработки резервных баллистических схем, резервных алгоритмов управления, методов и алгоритмов оперативного баллистико-навигационного обеспечения спуска в разнообразных предусмотренных нештатных ситуациях и др. В некоторых нештатных ситуациях может потребоваться выполнение посадки возвращаемого аппарата вне территории России. Решению задачи обеспечения безопасности для этого случая посвящены некоторые работы, например [1, 2].

**Общие требования, предъявляемые к посадочным площадкам, расположенным на территории России.** Для организации посадки возвращаемых аппаратов на территории России необходимо наличие нескольких посадочных площадок, удовлетворяющих соответствующим требованиям и ограничениям. Прежде всего географическая широта посадочной площадки  $\varphi_{п.п}$  должна быть оптимальной с точки зрения обеспечения максимального количества посадочных витков в каждые сутки орбитального полета. Поэтому широта  $\varphi_{п.п}$  должна быть на несколько градусов меньше наклона рабочей орбиты МПТК. При полетах МПТК на Международную космическую станцию (МКС), орбита которой имеет наклонение  $51,6^\circ$ , посадочная площадка возвращаемого аппарата может располагаться в южных районах территории России.

Безопасность экипажа при приземлении, сохранность возвращаемого аппарата для его многократного использования и минимальные затраты на эвакуацию экипажа и самого аппарата с места посадки обеспечиваются выполнением некоторых требований: по рельефу местности и высоте над уровнем моря; по плотности населения, проживающего вблизи него; по наличию лесов, водоемов, опасных сооружений; по скорости приземного ветра; по расположению дей-

ствующих транспортных коммуникаций (аэродромов, автомобильных трасс, железных дорог). Кроме того, районы посадочных площадок не подлежат отчуждению.

Размеры удовлетворяющих перечисленным требованиям нескольких посадочных площадок по радиусу не должны превышать 5...8 км. На основании этих данных и с учетом схемы работы системы мягкой посадки определяются требования к точности управления спуском возвращаемого аппарата.

**Определение требуемой точности управления спуском.** Возвращаемый аппарат перспективного МПТК планируется оборудовать системой мягкой посадки парашютно-реактивного типа. При этом на точность его приземления существенное влияние будет оказывать неопределенность ветрового сноса на участке парашютирования. Математическое ожидание силы и направления ветрового сноса учитываются при решении задачи прицеливания на основании прогноза ветровой обстановки в районе посадочной площадки. Тем не менее ошибка прогнозирования длины сноса может достигать нескольких километров. Поэтому учитывая размеры имеющихся посадочных площадок, следует полагать, что в процессе управляемого спуска в плотных слоях атмосферы возвращаемый аппарат необходимо приводить в точку начала работы системы мягкой посадки с максимальной погрешностью порядка 1 км.

Система управления спуском возвращаемого аппарата должна обеспечивать указанную точность, которая в 20 раз выше точности управления спуском возвращаемого аппарата транспортного пилотируемого корабля типа «Союз» последних модификаций, как указано выше, [3, 4]. Такая точность управления спуском возвращаемого аппарата скользящего типа при создании новой модификации орбитального корабля в истории отечественной космонавтики предлагается впервые.

**Решение навигационной задачи.** Одной из основных проблем при создании высокоточной системы управления спуском является обеспечение соответствующей высокой точности решения навигационной задачи, которая заключается в определении текущих параметров положения и скорости центра масс возвращаемого аппарата. Точность определения при этом должна быть, по крайней мере, на порядок выше требуемой точности приведения в точку начала работы системы мягкой посадки, т. е. не хуже 100 м. Современные средства инерциальной навигации (бесплатформенная инерциальная навигационная система — БИНС) не позволяют обеспечить такую точность на длительных интервалах времени [5, 6]. В случае спуска с орбиты продолжительность периода от включения тормозной двигательной установки до начала работы системы мягкой посадки без учета времени, прошедшего с момента начальной установки БИНС, составляет около 40 мин.

В настоящее время для получения высокоточной навигационной информации используется аппаратура спутниковой навигации. Точность определения положения и скорости центра масс возвращаемого аппарата в этом случае более чем достаточна для высокоточного управления спуском. Однако имеет место известная проблема организации радиосвязи с возвращаемым аппаратом на участке спуска в плотных слоях атмосферы, вызванная образованием его плазменной оболочки и невозможностью приема радиосигнала с навигационных спутников [7].

Проблема решается путем использования БИНС, комплексированной с аппаратурой спутниковой навигации. Такие системы в настоящее время выпускаются серийно [6]. На участках спуска, где спутниковая информация доступна, точность навигации определяется точностью аппаратуры спутниковой навигации. Продолжительность участка перерыва радиосвязи для частоты сигнала, принятой в спутниковых системах, в наиболее неблагоприятных случаях (прохождение сигнала через плазму с максимальной концентрацией свободных электронов в районе критической точки корпуса возвращаемого аппарата) составляет около 3...4 мин. За это время уход БИНС незначителен. Следует отметить, что интервал времени перерыва радиосвязи можно сократить посредством соответствующего выбора профиля атмосферного участка номинальной траектории спуска [8, 9]. Схема спуска возвращаемого аппарата с указанием участков возможного использования аппаратуры спутниковой навигации представлена на рис. 2.

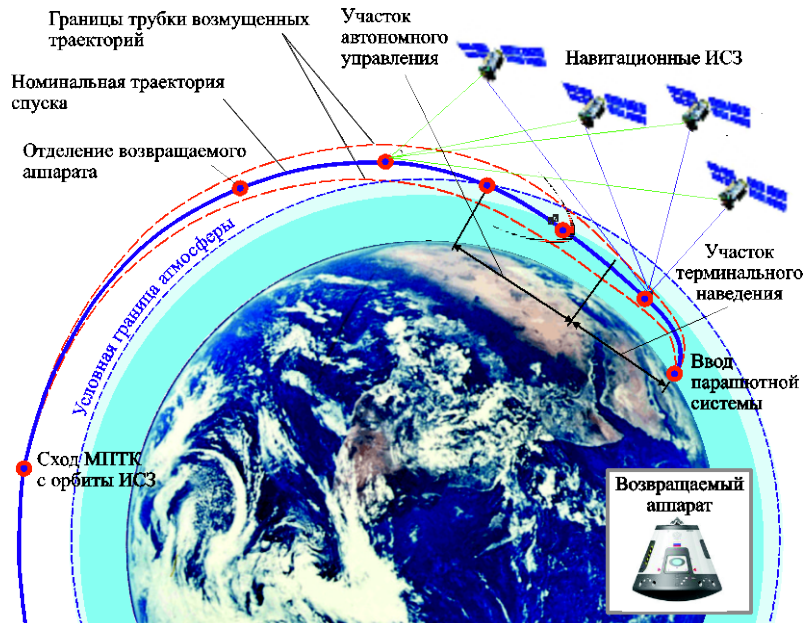


Рис. 2. Схема спуска возвращаемого аппарата

Другой проблемой использования спутниковой навигационной информации при спуске возвращаемого аппарата являются также возможные временные задержки в получении качественных данных от аппаратуры спутниковой навигации после восстановления радиосвязи. Вместе с тем время «жизни» эфемерид навигационных спутников велико по сравнению с интервалом времени от входа возвращаемого аппарата в плотные слои атмосферы до начала работы системы мягкой посадки [10]. Следовательно, решением проблемы является использование на участке спуска после восстановления радиосвязи одного и того же комплекса навигационных спутников, что и перед входом в плотные слои атмосферы.

Отметим, что данные аппаратуры спутниковой навигации на внеатмосферном участке спуска после выдачи тормозного импульса схода с орбиты можно использовать для коррекции профиля атмосферного участка номинальной попадающей траектории спуска в целях компенсации ошибок выдачи тормозного импульса.

**Выбор принципов управления спуском в атмосфере.** Управление движением центра масс возвращаемого аппарата скользящего типа выполняется посредством изменения угла скоростного крена, который определяет направление действия аэродинамической подъемной силы. Цель управления заключается в компенсации действия возмущающих факторов, вызывающих отклонение фактической траектории спуска возвращаемого аппарата от номинальной попадающей траектории.

Определение командного значения угла крена возвращаемого аппарата, относящегося к входным данным для системы его стабилизации в канале крена, можно осуществить с использованием двух различных принципов: управления относительно опорной траектории и терминального управления [11]. Рассмотрим кратко известные преимущества и недостатки этих принципов.

В случае применения принципа управления относительно опорной траектории система управления спуском в дискретные моменты времени определяет текущие значения отклонения параметров фактической траектории спуска от заданных параметров номинальной попадающей траектории, используемых в качестве опорных. На основании этих отклонений вычисляется поправка к номинальному значению угла крена, минимизирующая рассеяние точек начала работы системы мягкой посадки [3]. Преимущество принципа управления относительно опорной траектории заключается в том, что выбор траектории осуществляется с учетом выполнения фазовых ограничений по тепловому и перегрузочному режимам спуска, а также в малом объеме вычислений при определении значения командного угла крена. Существенным недостатком принципа является проблематичность его применения для одновременного управления продольной и боковой дальностью спуска, что связано с неполной управляемостью

траектории движения центра масс возвращаемого аппарата как динамической системы. Изменение одного управляющего параметра (угла крена) приводит к одновременному изменению двух управляемых параметров (продольной и боковой дальности спуска или географических координат точки ввода системы мягкой посадки).

Терминальное дискретное многошаговое управление спуском основано на прогнозировании координат конечных точек траектории спуска и выборе на основании его результатов значений командного угла крена, минимизирующих конечный промах. Преимущество принципа терминального управления — в его гибкости, т. е. в организации движения возвращаемого аппарата по свободным попадающим траекториям, в зависимости от значения начального отклонения (в допустимой по запасу маневра возвращаемого аппарата области). Другим важным преимуществом этого принципа является возможность устранения влияния неполной управляемости путем учета особенностей динамики движения возвращаемого аппарата и обеспечения заданных значений двух терминальных параметров траектории [8, 11].

Вместе с тем принцип терминального управления спуском возвращаемого аппарата имеет существенные недостатки, способные ограничить область его применения. Прежде всего это относится к прогнозированию наиболее протяженных участков траектории спуска в атмосфере (дальность от входа в атмосферу до посадки составляет порядка 2500 км), которое не обеспечивает высокой точности координат конечных точек траектории. Даже при адаптации бортовой модели движения на основании определения текущих параметров фактических аэродинамических ускорений невозможность прогнозирования случайных вариаций параметров атмосферы на оставшейся части траектории приводит к недопустимо большим погрешностям прогноза и, как следствие, к невозможности высокоточного приведения возвращаемого аппарата. В качестве примера (рис. 3) приведены некоторые модельные реализации возможных случайных вариаций плотности атмосферы. Как видно, значение вариации плотности с изменением высоты может весьма существенно изменяться по модулю и даже неоднократно менять знак. В таких условиях выбор ошибочного управления (при значительных погрешностях прогноза) на начальном участке спуска в атмосфере приводит к тому, что вследствие быстрого уменьшения запасов маневра приведение возвращаемого аппарата в заданную точку ввода системы мягкой посадки становится невозможным.

К недостаткам принципа терминального управления можно отнести также значительный объем вычислений для прогнозирования конечных точек траектории спуска, который существенно зависит от протяженности прогнозируемого участка.

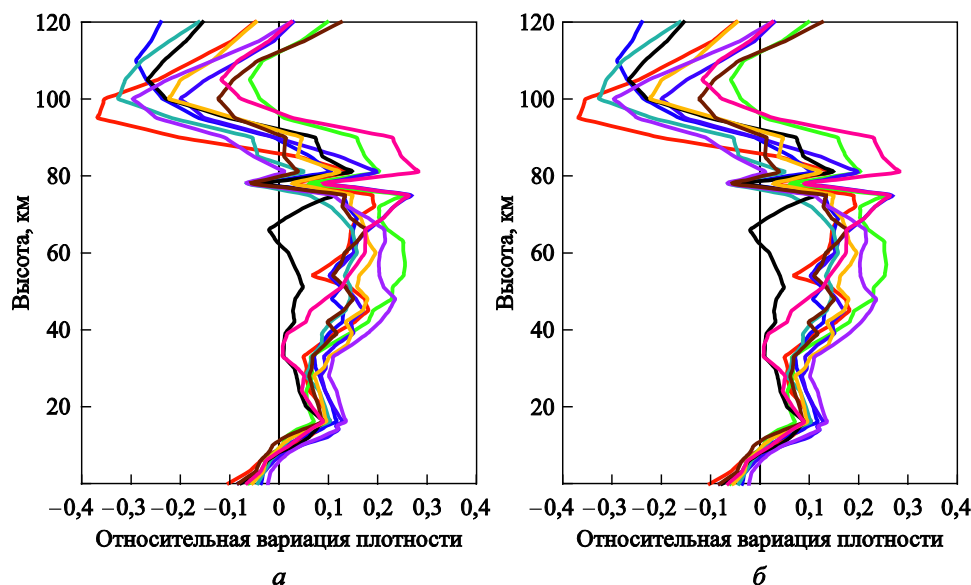


Рис. 3. Примеры возможных реализаций случайных значений плотности атмосферы (модель ЦНИИмаш) на параллели 40° с.ш.:  
а — январь; б — июль

Рассмотрим вариант построения системы управления спуском, в которой оптимально сочетаются преимущества обоих принципов управления, а именно:

- на начальном участке спуска в плотных слоях атмосферы до восстановления радиосвязи с навигационными спутниками (высота 45...48 км, оставшаяся дальность спуска 300...350 км [9]) применяется принцип управления относительно опорной траектории, отработанный на практике спусков транспортного пилотируемого корабля типа «Союз»; источник навигационной информации — БИНС, управление движением центра масс возвращаемого аппарата автономное;

- на участке спуска после восстановления связи, когда участок максимального аэродинамического нагрева возвращаемого аппарата пройден и достижение недопустимо больших значений перегрузки уже невозможно, применяется принцип терминального наведения в заданную точку ввода системы мягкой посадки; источник навигационной информации — БИНС и аппаратура системы навигации.

Такую систему управления спуском по признаку применения различных принципов управления можно назвать комбинированной. Проведенные исследования показали, что маневренных возможностей возвращаемого аппарата скользящего типа на момент восстановления связи достаточно для компенсации накопившихся погрешностей автономного управления и влияния возмущений на оставшейся части траектории спуска. Следовательно, необходимое условие



высокоточного наведения возвращаемого аппарата выполняется, и создание комбинированной системы управления спуском принципиально возможно [12].

**Выбор алгоритмов управления движением центра масс возвращаемого аппарата.** Состав алгоритмического обеспечения комбинированной системы управления спуском для определения значений командного угла крена определяется использованием рассмотренных выше двух различных принципов управления.

На участке автономного управления можно применить дискретный алгоритм, аналогичный алгоритму управления спуском транспортного пилотируемого корабля типа «Союз» последних модификаций и представляющий собой классический пропорциональный интегрально-дифференцирующий регулятор [3, 13]. Переменные коэффициенты закона управления следует выбирать методом стохастической оптимизации по критерию минимума рассеяния точек ввода системы мягкой посадки. Алгоритм использовался на практике для управления спуском нескольких десятков транспортных пилотируемых кораблей. Для применения в системе управления спуском перспективного МПТК коэффициенты закона управления необходимо уточнить с использованием аэродинамических характеристик возвращаемого аппарата и, возможно, модифицированного номинального профиля атмосферного участка спуска (профиля угла скоростного крена возвращаемого аппарата) [9].

Синтезу терминальных алгоритмов управления спуском возвращаемого аппарата скользящего типа посвящены некоторые работы, например [14–16]. Комплексному исследованию в ходе статистического моделирования работы комбинированной системы управления спуском, включая моделирование процесса схода с орбиты, подвергся алгоритм, рассмотренный в работах [8, 16]. Этот дискретный многошаговый алгоритм использует явление «стягивания» зоны маневра возвращаемого аппарата в точку [17], при этом единственным управляемым параметром является направление движения центра зоны маневра (в сторону прицельной точки ввода системы мягкой посадки).

По результатам исследования особенностей динамики возмущенного движения центра масс возвращаемого аппарата на высотах менее 15 км (размеры зоны маневра сравнимы с требуемой точностью приведения возвращаемого аппарата) была получена возможность сделать следующие выводы:

- решение задачи наведения должно продолжаться вплоть до достижения точки ввода системы мягкой посадки (с предварительным гашением угловых скоростей);
- максимальное значение погрешности приведения возвращаемого аппарата в точку ввода системы мягкой посадки в значительной

степени определяется максимальной угловой скоростью разворотов возвращаемого аппарата по крену [16] (рис. 4).

Согласно рис. 4, можно сделать вывод о необходимости наличия заключения специалистов по космической медицине относительно допустимой для экипажа угловой скорости разворота возвращаемого аппарата по крену, что и будет определять достижимую точность его приведения. Отметим также важность выбора значения управляющего момента двигателей системы стабилизации и алгоритма стабилизации возвращаемого аппарата в канале крена.

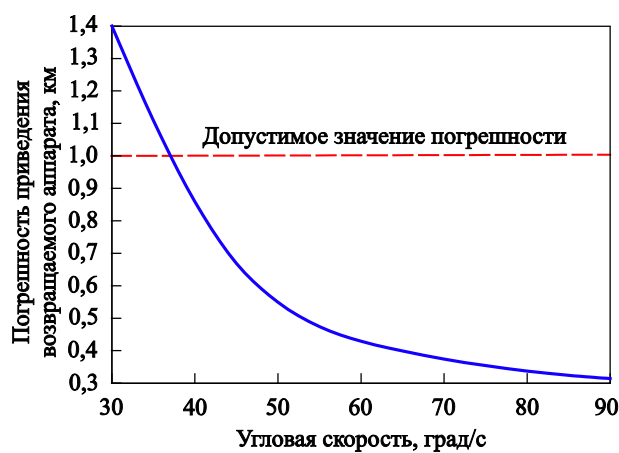


Рис. 4. Зависимость максимальной ошибки приведения возвращаемого аппарата от максимальной угловой скорости его разворота возвращаемого аппарата по крену на высотах менее 15 км

**Проблемы баллистико-навигационного обеспечения высокоточного управления спуском.** Одной из основных задач баллистико-навигационного обеспечения спуска является определение параметров номинальной попадающей траектории или задача прицеливания, суть которой состоит в выборе параметров тормозного импульса схода с орбиты и параметров бокового маневра при спуске в плотных слоях атмосферы для попадания возвращаемого аппарата в прицельную точку ввода системы мягкой посадки. Задача должна быть решена до начала динамических операций по спуску.

В настоящее время накоплен большой опыт по баллистико-навигационному обеспечению спусков транспортного пилотируемого корабля типа «Союз». Задача прицеливания решается с использованием номинальных характеристик возвращаемого аппарата и атмосферы. Для компенсации ветрового сноса возвращаемого аппарата на участке парашютирования (продолжительность около 15 мин) прицеливание выполняется в точку ввода системы мягкой посадки, смещенную относительно прицельной точки приземления (центр выде-

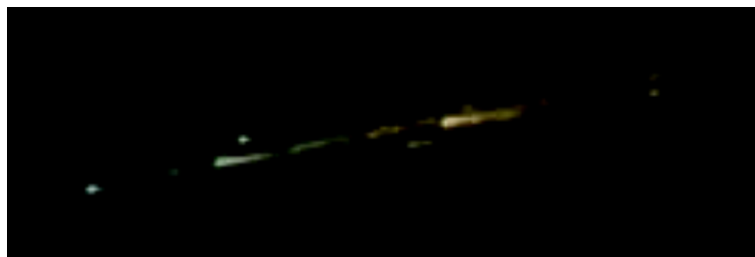
ленного района) на прогнозируемое значение сноса. Последнее определяется на основании моделирования работы системы мягкой посадки с учетом прогноза ветровой обстановки, предоставляемого Гидрометцентром РФ.

Исследования вопросов высокоточного управления спуском применительно к перспективному МПТК показали, что традиционный метод решения задачи прицеливания не обеспечивает выполнения необходимого условия попадания возвращаемого аппарата в прицельную точку ввода системы мягкой посадки. Необходимым условием в данном случае является нахождение прицельной точки ввода, используемой системой управления спуском в процессе спуска, внутри границ фактической зоны маневра возвращаемого аппарата при спуске в условиях влияния конкретных реализовавшихся возмущений параметров атмосферы и его аэродинамических характеристик. Уменьшение размеров зоны маневра фактической относительно номинальной (наиболее критично уменьшение запаса бокового маневра) приводит к невозможности высокоточного приведения возвращаемого аппарата.

Проблема решается с использованием модифицированного метода прицеливания, в котором используется дополнительное смещение прицельной точки ввода системы мягкой посадки (уже смещенной на значение сноса на участке парашютирования) на значение априорной статистической оценки возможного уменьшения бокового маневра возвращаемого аппарата.

**Возможные последствия падения элементов конструкции двигательного отсека.** Не оборудованный теплозащитой двигательный отсек МПТК при спуске в плотных слоях атмосферы под действием аэродинамических и тепловых нагрузок будет разрушаться (рис. 5), несгоревшие элементы конструкции в этом случае достигнут поверхности Земли. В соответствии с расчетами, поверхности Земли достигают не сгорающие полностью массивные элементы конструкции (двигатели, шар-баллоны высокого давления, элементы топливной арматуры и т. п.). Масса несгорающих элементов конструкции может достигать десятков килограммов, а их скорость при встрече с Землей — 100 м/с и более. При этом кинетической энергии таких элементов достаточно для причинения ущерба даже сооружениям с бетонными перекрытиями.

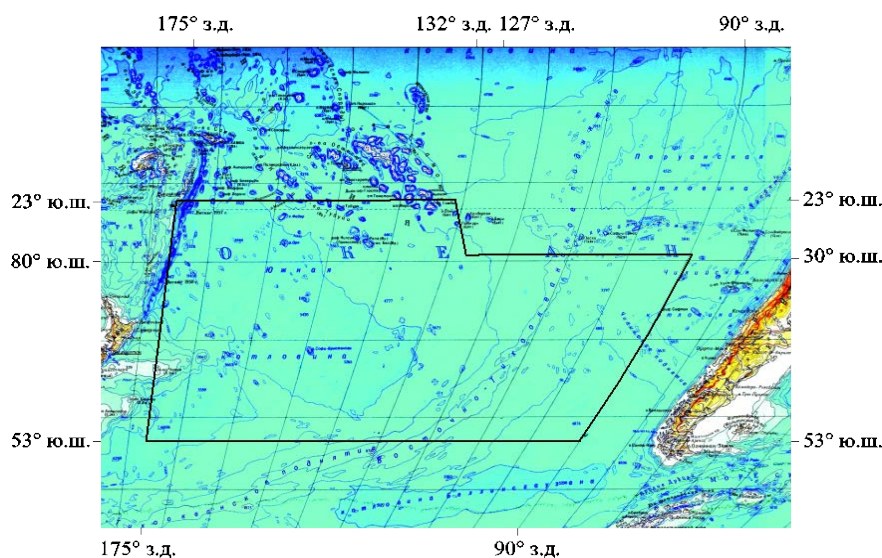
В случае непринятия специальных мер двигательный отсек МПТК после отделения от возвращаемого аппарата совершит вход в атмосферу вместе с этим аппаратом. Далее, двигаясь по баллистической траектории, он разрушится, центр группирования точек падения несгоревших элементов конструкции будет располагаться в 450...500 км в недолет по трассе посадочного витка от точки посадки возвращаемого аппарата (аналогично транспортному пилотируемому кораблю «Союз»).



**Рис. 5.** Видеокадр разрушения грузового корабля «Прогресс» с борта орбитального комплекса «Мир»

При организации посадки возвращаемого аппарата на территории России падение несгоревших элементов конструкции двигательного отсека может происходить вблизи районов с высокой плотностью населения. Например, при посадке возвращаемого аппарата в районе г. Энгельс Саратовской области участок падения несгоревших элементов будет располагаться в Воронежской области РФ, что недопустимо исходя из безопасности и населения, и объектов наземной инфраструктуры.

**Район затопления несгоревших элементов конструкции двигательного отсека.** Для решения проблемы обеспечения безопасности предусматривается организация завершения полета двигательного отсека с затоплением несгоревших элементов в отдаленном районе южных широт акватории Тихого океана (рис. 6), который используется для затопления элементов конструкции кораблей «Прогресс» и был использован для завершения полета орбитального комплекса «Мир».



**Рис. 6.** Выделенный на карте район затопления в Тихом океане несгоревших элементов конструкции двигательного отсека с указанием граничных координат

Размеры района позволяют осуществлять безопасный спуск беспилотных аппаратов с низкой орбиты с наклоном  $51,6^\circ$  на нескольких витках в каждые сутки полета. Максимальная протяженность трассы посадочного витка в пределах границ района достигает 6000 км. Это значение определяет предельно допустимый размер области рассеяния точек падения несгоревших элементов конструкции по продольной дальности. Следует отметить, что в случае спуска с эллиптической орбиты оптимальным с точки зрения минимума расхода топлива для данного района является положение точки с минимальной высотой, соответствующее аргументу широты  $220 \dots 240^\circ$ .

**Особенности баллистической схемы затопления двигательного отсека.** В отличие от грузовых кораблей «Прогресс», совершающих «независимый» спуск, операции по безопасному завершению полета двигательного отсека должны начинаться после схода МПТК с орбиты. Параметры тормозного импульса схода необходимо выбирать, как было отмечено выше, из условия решения целевой задачи посадки возвращаемого аппарата в заданном районе.

Требуемое время орбитального существования двигательного отсека для организации затопления в отведенном районе (см. рис. 6) обеспечивается путем приложения импульса доразгона. Минимальная высота орбиты двигательного отсека после этого не должна быть меньше 130 км (ограничение по аэродинамическому нагреву). Наиболее энергетически выгодным для «подъема» орбиты двигательного отсека является приложение импульса доразгона по возможности ближе по времени к сходу МПТК с орбиты. Следовательно, отделение двигательного отсека от возвращаемого аппарата также должно происходить вскоре после схода МПТК с орбиты ИСЗ.

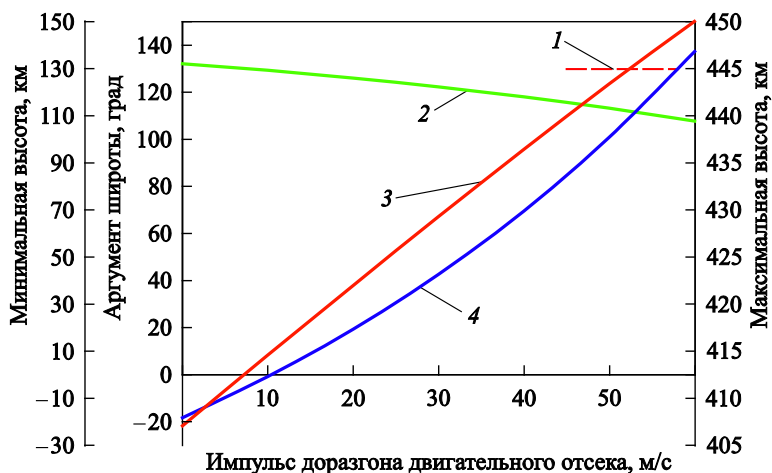
Пример зависимостей параметров орбиты двигательного отсека от величины трансверсального импульса доразгона (рис. 7) соответствует варианту спуска МПТК с орбиты МКС (средняя высота около 400 км) для посадки возвращаемого аппарата в районе г. Энгельс Саратовской обл.

Значение импульса доразгона для обеспечения орбитального существования двигательного отсека в течение нескольких витков должно составлять около 52 м/с. Положение точки орбиты с минимальной высотой весьма неблагоприятно для его затопления (аргумент широты  $\sim 110^\circ$  при оптимальных значениях  $220 \dots 240^\circ$ ).

Основной задачей при организации окончательного схода двигательного отсека с предпусковой орбиты является минимизация затрат топлива из условия обеспечения допустимого рассеивания точек падения несгоревших элементов конструкции. Приведем особенности задачи:

- обеспечение спуска с эллиптической орбиты (высота  $130 \text{ км} \times \times 440 \text{ км}$ ) при неблагоприятном расположении точки с минимальной высотой;

- оптимизация точек падения несгоревших элементов конструкции при входе двигательного отсека в плотные слои атмосферы на границе захвата с учетом размеров области рассеивания.



**Рис. 7.** Зависимости параметров предпусковой орбиты двигательного отсека от значения импульса доразгона:

- 1 — ограничение по минимальной высоте; 2 — аргумент широты точки с минимальной высотой; 3 — высота минимальная; 4 — высота максимальная

Некоторые вопросы решения подобной задачи и соответствующий метод оптимизации программы тангажа вектора тяги при выдаче тормозного импульса рассмотрены в работе [18].

**Заключение.** На основании рассмотрения содержания баллистических задач, решение которых необходимо для организации безопасной посадки возвращаемого аппарата перспективного пилотируемого корабля на территории России после спуска с орбиты ИСЗ, отмечены способы их решения, пригодные для реализации при современном уровне развития техники.

Создание перспективного пилотируемого корабля и средств обеспечения его полета позволит решить важную проблему исключения рисков использования объектов наземной космической инфраструктуры, к которым относятся полигоны посадки, расположенные вне границ Российской Федерации.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] 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. 12–20.
- [2] Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И. Использование в оперативном контуре управления космическим аппаратом перспективного алгоритма выбора

- наиболее безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 2 (50). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-2-1467
- [3] Беренов Н.К., Бранец В.Н., Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Комарова Л.И., Микрин Е.А., Рыжков В.С., Самитов Р.М. Система управления спуском космического аппарата «Союз ТМА». *Гироскопия и навигация*, 2004, № 3, с. 5–13.
- [4] Микрин Е.А., Орловский И.В., Комарова Л.И., Евдокимов С.Н. Алгоритмы управления траекторией спуска с орбиты искусственного спутника Земли спускаемого аппарата серии «Союз ТМА». *Вестник компьютерных и информационных технологий*, 2010, № 4, с. 10–15.
- [5] Кузнецов А.Г., Портнов Б.И., Измайлов Е.А. Современные бесплатформенные инерциальные навигационные системы двух классов точности. *Навигация и управление летательными аппаратами*, 2014, № 8, с. 24–32.
- [6] Коркишко Ю.Н., Фёдоров В.А., Прилуцкий В.Е., Пономарёв В.Г., Морев И.В., Скрипников С.Ф., Хмелевская М.И. и др. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы на основе волоконно-оптических гироскопов. *Гироскопия и навигация*, 2014, № 1 (84), с. 14–25.
- [7] Безменов А.Е., Алексашенко В.А. *Радиофизические и газодинамические проблемы прохождения атмосферы*. Москва, Машиностроение, 1982.
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] Белянко Е.А., Краснопольский И.А., Михайлов М.В., Рожков С.Н., Семёнов А.С. Метод повышения точности и «времени жизни» эфемерид ГЛОНАСС. *Космонавтика и ракетостроение*, 2011, № 4 (65), с. 111–121.
- [11] Охочимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. *Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу*. Москва, Наука, 1975.
- [12] 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.
- [13] Юревич Е.И. *Теория автоматического управления*. Москва, Энергия, 1969, 375 с.
- [14] Калужских Ю.Н., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритм управления спуском корабля-спасателя в атмосфере Земли. *Космические исследования*, 2000, т. 38, № 3, с. 278–284.
- [15] Бобылёв А.В., Ярошевский В.А. Управление возвращаемым в атмосферу космическим аппаратом на нижнем участке траектории. *Ученые записки ЦАГИ*, 2007, т. 38, № 3–4, с. 119–127.
- [16] 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, вып. 3 (51), DOI: 10.18698/2308-6033-2016-3-1473

- [17] Коросташевский Г.Н., Иванов Н.М., Ногов О.А. Об алгоритмах радионаведения в применении к управлению спуском в атмосфере Земли космических аппаратов. *Космические исследования*, 1973, т. XI, вып. 1, с. 173–181.
- [18] Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И. Метод и алгоритм оптимизации участка торможения при сходе с орбиты автоматических КА с низкой тяговооруженностью. *Космонавтика и ракетостроение*, 2016, № 1 (86), с. 27–33.

Статья поступила в редакцию 11.10.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

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, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-2-1731>

**Кудрявцев Сергей Иванович** родился в 1959 г., окончил с отличием Московский лесотехнический институт в 1981 г. Канд. техн. наук, начальник лаборатории, доцент ФГУП ЦНИИмаш. Доцент Мытищинского филиала МГТУ им. Н.Э. Баумана. Заслуженный испытатель космической техники. Область научных интересов: проектно-баллистические исследования проблем спуска и посадки, оперативное баллистико-навигационное обеспечение полета космических аппаратов в части спуска. e-mail: s.i.kudriavtsev@yandex.ru



## **Analysis of ballistic problems of management of prospective manned transport vehicle descending from the artificial Earth satellite orbit for safe landing on the territory of Russia**

© S.I. Kudryavtsev

Federal State Unitary Enterprise, Central Research Institute of Machine Building  
(TsNIIMach), Korolyov town, 141070, Moscow Region, Russia

*The article considers a set of problems of a prospective manned spacecraft descent management. The problems create significant difficulties for high-precision landing of the return vehicle on the territory of Russia and safe engine compartment submergence in the Pacific Ocean. The tasks of selecting the landing areas are formed as well as the requirements for accuracy of the return vehicle descent control. The features of high-precision navigation during letdown were studied using data obtained from satellites. A comparative analysis of the principles of controlled descent with reference to the choice of control system algorithms is performed. Characteristics of the features of descent trajectory control software for high-precision landing are given. The principles of safe completion of the flight of the spacecraft engine compartment in order to prevent the fall of structural elements near areas with high population density are presented. The possible ways of solving the assigned tasks are indicated and a conclusion is made about the principle possibility of arranging the manned return vehicle landing on the territory of Russia taking into account the modern level of high technology development.*

**Keywords:** *manned spacecraft, return vehicle, landing on the territory of Russia, submergence of the engine compartment*

### REFERENCES

- [1] Kutomanov A.Yu., Kudryavtsev S.I., Kutomanova T.V. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2016, no. 1 (86), pp. 12–20.
- [2] Kutomanov A.Yu., Kudryavtsev S.I. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, issue 2 (50). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-2-1467
- [3] Berenov N.K., Branets V.N., Evdokimov S.N., Klimanov S.I., Komarova L.I., Mikrin E.A., Ryzhkov V.S., Samitov R.M. *Girokopiya i navigatsiya — Gyroscopy and Navigation*, 2004, no. 3, pp. 5–13.
- [4] Mikrin E.A., Orlovskiy I.V., Komarova L.I., Evdokimov S.N. *Vestnik kompyuternykh i informatsionnykh tekhnologiy — Herald of computer and information technologies*, 2010, no. 4, pp. 10–15.
- [5] Kuznetsov A.G., Portnov B.I., Izmailov E.A. *Navigatsiya i upravlenie letatelnyimi apparatami — Navigation and flight vehicle control*, 2014, no. 8, pp. 24–32.
- [6] Korkishko Yu.N., Fedorov V.A., Prilutsky V.E., Ponomarev V.G., Morev I.V., Skripnikov S.F., Khmelevskaya M.I., et al. *Girokopiya i navigatsiya — Gyroscopy and Navigation*, 2014, no. 1 (84), pp. 14–25.
- [7] Bezmenov A.E., Aleksashenko V.A. *Radiofizicheskie i gazodinamicheskie problemy prokhozheniya atmosfery [Radiophysical and gasdynamic problems of atmospheric passage]*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1982.

- [8] Kudryavtsev S.I. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2015, no. 1 (80), pp. 5–13.
- [9] Kudryavtsev S.I. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2017, no. 6 (99), pp. 51–60.
- [10] Belyanko E.A., Krasnopolsky I.A., Mikhailov M.V., Rozhkov S.N., Semenov A.S. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2011, no. 4 (65), pp. 111–121.
- [11] Okhotsimsky D.E., Golubev Yu.F., Sikharulidze Yu.G. *Algoritmy upravleniya kosmicheskim apparatom pri vkhode v atmosferu* [Algorithms for controlling the spacecraft at the entrance to the atmosphere]. Moscow, Nauka Publ., 1975.
- [12] Kudryavtsev S.I. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2017, no. 5 (98), pp. 72–81.
- [13] Yurevich E.I. *Teoriya avtomaticheskogo upravleniya* [Theory of automatic control]. Moscow, Energiya Publ., 1969, 375 p.
- [14] Kaluzhskikh Yu.N., Sikharulidze Yu.G. *Kosmicheskie issledovaniya — Cosmic Research*, 2000, vol. 38, no. 3, pp. 278–284.
- [15] Bobylev A.V., Yaroshevsky V.A. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2007, vol. 38, no. 3–4, pp. 119–127.
- [16] Kudryavtsev S.I. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, issue 3 (51).  
DOI: 10.18698/2308-6033-2016-3-1473
- [17] Korostashevsky G.N., Ivanov N.M., Nogov O.A. *Kosmicheskie issledovaniya — Cosmic Research*, 1973, vol. 11, no. 1, pp. 173–181.
- [18] Kutomanov A.Yu., Kudryavtsev S.I. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2016, no. 1 (86), pp. 27–33.

**Kudryavtsev S.I.** (b. 1959) graduated with honors from Moscow State Forest University in 1981. Cand. Sc. (Eng.), Head of the Laboratory, Federal State Unitary Enterprise Central Research Institute of Machine Building (TsNIIMach), Assoc. Professor, Bauman Moscow State Technical University, Mytishi Branch. Honored Space System Test Engineer. Research interests: design and ballistic study of the problems of descent and landing, operational ballistic-navigational support of spacecraft flight during the letdown.  
e-mail: s.i.kudriavtsev@yandex.ru