

УЛЫБЫШЕВ СЕРГЕЙ ЮРЬЕВИЧ

**Разработка методик анализа характеристик безопасного увода и
формирования траекторий наведения в заданные районы посадки
возвращаемого аппарата при аварии ракеты-носителя**

Специальность: 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление
движением летательных аппаратов



АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Москва - 2012

Работа выполнена в Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана

Научный руководитель: Доктор технических наук, доцент
Беневольский Сергей Владимирович

Официальные оппоненты: Доктор технических наук, профессор,
член-корреспондент РАН
Бетанов Владимир Вадимович

Доктор технических наук,
Петров Николай Константинович

Ведущая организация: Центральный научно-исследовательский
институт машиностроения (г. Королев)

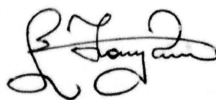
Защита состоится «20» декабря 2012 года в 14 часов 00 мин. на заседании диссертационного совета ДС 212.008.01 при Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 107005, Москва, Госпитальный пер., д.10, факультет Специального машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Автореферат разослан «___» _____ 2012 г.

Ваш отзыв в одном экземпляре, заверенный гербовой печатью, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д.5, стр. 1, МГТУ им. Н.Э. Баумана, диссертационный совет ДС 212.008.01

Учёный секретарь
диссертационного совета
доктор технических наук, профессор



Калугин В. Т.

НТБ МГТУ им. Н.Э. Баумана



2011399

Улыбышев С. Ю. Разработка ме

анн 411с

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность исследования. В космонавтике со времени первого запуска человека в космос, одной из важнейших является задача обеспечения безопасности на всех этапах полета и спасение экипажа при возникновении нештатных ситуаций (НШС). Ракетно-космическая техника отличается особой сложностью и требует повышенного внимания к обеспечению надежности на всех стадиях производства, сборки, отработки и эксплуатации. Однако и это не исключает возникновения сбоев из-за отказа в бортовых системах и средствах обеспечения или ошибках при подготовке к запуску. Последствия, к которым могут привести эти НШС, различны как по степени негативного воздействия, так и по возможности их своевременного устранения. Для пилотируемых полетов особую опасность представляют НШС, способные привести к потере управляемости и/или взрыву ракеты-носителя (РН) на этапе выведения космического аппарата (КА) на орбиту.

В настоящее время, для спасения экипажа на этом этапе используется система аварийного спасения (САС), которая выполняет экстренный отстрел отделяемого головного блока (ОГБ), в состав которого входит ракетный блок аварийного спасения (РБАС) и возвращаемый аппарат (ВА) с космонавтами от аварийной РН. Затем осуществляется его увод, с использованием двигателей, на безопасное расстояние и стабилизация для приземления и/или срабатывания парашютной системы.

За многие годы модернизации и развития системы аварийного спасения существенно изменили свой облик. На первых пилотируемых кораблях («Союз» и «Аполлон») САС решала задачу отделения от аварийной РН и спуск ВА по пассивной баллистической траектории. Затем были предложены схемы формирования траектории выведения РН с учетом снижения максимальной перегрузки при баллистическом спуске ВА в случае срабатывания САС. Такая схема дает определенные преимущества в части обеспечения более комфортных условий спуска экипажа в случае аварии, однако сопряжена с потерями в массе выводимого полезного груза самой РН. В настоящее время ведутся работы по реализации алгоритмов нештатного управляемого движения ВА как для снижения максимальных перегрузок, так и с целью приведения его в один из выбранных районов посадки.

Большой вклад в теорию моделирования и анализа движения спускаемых аппаратов в атмосфере, внесли такие авторы как Ярошевский В.А., Шкадов Л.М., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г., Охочимский Д.Е. Шилов А.А. и др. Вопросы спуска при нештатных ситуациях рассмотрены в работах Балакина В.Л., Лазарева Ю.Н., Хайруллина Р.З., Филатова А.С., Яновой О.В. и др. Разработанные ими подходы и методики исследования и построения алгоритмов управления в основном ориентированы на проблемы спуска в атмосфере при сходе с орбиты. Динамика движения

ОГБ имеет ряд отличий от движения спускаемого аппарата (СА), поскольку он постоянно движется в плотных слоях атмосферы, испытывая меньшую тепловую нагрузку, чем СА и может совершать активные маневры с использованием двигательной установки, существенно изменяя свою ориентацию в пространстве. В настоящее время опубликован ряд работ по управляемому наведению ВА в заданный район посадки при штатном спуске, однако не сформулировано конкретных методов анализа и построения алгоритмов наведения при возникновении аварийной ситуации на атмосферном участке полета РН. Отдельного рассмотрения заслуживают проблемы анализа характеристик увода ОГБ от аварийной РН, особенно в случае ее взрыва. Таким образом, разработка методик анализа характеристик безопасного увода ОГБ от аварийной РН и приведение ВА в один из заданных районов посадки является **актуальной научно-технической задачей**.

Объектом исследования является отделяемый головной блок, в состав которого входит ракетный блок аварийного спасения и возвращаемый аппарат с экипажем на борту.

Предметом исследования является методики и модели, используемые для анализа аварийных траекторий движения ОГБ и построения алгоритмов его наведения в заданный район посадки.

Целью диссертационной работы является повышение безопасности и эффективности функционирования САС в случае нештатного полета РН и вероятности выживания экипажа ВА при спуске в заданный район посадки на поверхности Земли. Для достижения указанной цели необходимо решить следующие **научно-технические задачи**:

1. Разработать методику оценки минимально требуемого количества районов приведения ВА и проанализировать траектории наведения ОГБ для формирования окончательного перечня районов приведения.
2. Провести анализ особенностей и видов аварийных траекторий движения ВА и разработать алгоритм оптимизации полета на максимальную и минимальную дальность для построения областей достижимости.
3. Сформулировать рекомендации по совершенствованию энергетических и временных характеристик двигателей ОГБ с целью повышения безопасности и эффективности работы САС.
4. Сравнить возможные варианты построения бортовых алгоритмов наведения ОГБ на основе статистического имитационного моделирования для траекторий наведения ВА в заданные районы.
5. Выработать методику оценки расстояния безопасного увода ОГБ при его движении в области воздействия ударной волны (УВ) и разлета осколков от взрыва РН.

Методы исследования. Решение перечисленных задач основано на классических методах баллистики, современных прикладных методах

оптимизации и численного решения задач траекторного анализа, элементах теории вероятностей и математической статистики.

Научная новизна диссертационной работы заключается в том, что:

1. Проведен анализ видов аварийных траекторий движения ВА с использованием карт изолиний, на основании которых оценены области достижимости при ограничениях на максимальную перегрузку по траектории полета ВА.
2. Разработана методика оценки минимального количества районов приведения ВА, позволяющая определить их местоположение и интервалы времен аварии, с которых осуществляется наведение в выбранный район при срабатывании САС на атмосферном участке полета РН.
3. Выполнен сравнительный анализ возможных вариантов построения бортовых алгоритмов для наведения ВА в заданный район посадки после аварийного отделения от РН. Предложен алгоритм наведения по условным частным производным, не требующий интегрирования уравнений движения непосредственно в полете.
4. Выработана методика определения расстояния безопасного увода ОГБ при воздействии УВ и разлете осколков на основе комплексной оценки влияния взрыва РН.

Практическая значимость результатов. Практическое значение работы состоит в том, что полученные результаты позволяют:

1. Обоснованно формировать перечень и местоположение районов, в которые будет осуществляться приведение ВА в случае возникновения аварийной ситуации.
2. Выбрать и реализовать бортовой алгоритм наведения ОГБ в заданный район посадки при срабатывании САС на основе анализа и статистического имитационного моделирования.
3. Оценить области достижимости ВА при заданной тяговооруженности и ограничение на максимальную перегрузку по траектории движения.
4. Задавать требования к энергетическим и временным параметрам работы двигателей ОГБ на этапе проектирования новых САС и модернизации существующих.
5. Определять расстояния безопасного увода при воздействии УВ и разлете осколков на основе комплексной оценки влияния взрыва РН на характеристики движения ОГБ.

Апробация результатов исследования. Основные положения диссертации доложены на: XXXV и XXXVI Академических чтениях по космонавтике в 2011 и 2012 годах; V всероссийской конференции молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России» в 2012 году.

Публикации. Результаты исследований опубликованы в 9 печатных работах, в том числе в 4 из перечня Высшей аттестационной комиссии Министерства образования и науки Российской Федерации.

Структура и объём работы. Работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы и трех приложений. Объём диссертации составляет 163 страницы машинописного текста, в том числе 24 таблицы, 102 рисунка. Список литературы включает 91 наименование.

На защиту выносятся следующие результаты:

1. Методика выбора районов приведения на основе приближенной оценки минимального их количества и анализа видов и характеристик аварийных траекторий движения ВА.
2. Алгоритм для решения краевой задачи наведения ВА в заданный район посадки с учетом ограничений по перегрузке и ориентации вектора тяги.
3. Возможные варианты построения бортовых алгоритмов наведения ОГБ в заданный район и их сравнительный анализ по результатам статистического имитационного моделирования. Алгоритм с использованием условных частных производных, не требующий интегрирования уравнений движения непосредственно в полете.
4. Выработанные рекомендации по совершенствованию энергетических и временных характеристик двигателей ОГБ для повышения безопасности и эффективности работы САС.
5. Методика определения расстояний безопасного увода ОГБ при воздействии УВ и разлете осколков на основе комплексной оценки влияния взрыва РН.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность исследования, определяются объект и предмет исследования, формулируется цель и характеризуются основные методы исследования, научная новизна и практическая значимость, описывается структура работы.

В первой главе приводится обзор современного состояния систем аварийного спасения (на примере отечественного проекта «пилотируемого транспортного корабля нового поколения» (ПТК НП) и американского корабля «Орион») и подробно рассматривается объект управления – отделяемый головной блок (ОГБ). Представлена классификация нештатных ситуаций (НШС) по степени опасности и специфике работы САС. Анализ статистических данных об авариях показывает, что почти четверть из них сопряжена с возможностью взрыва РН. В связи с этим формулируются основные предпосылки и постановка задачи исследования, учитывающая, что после срабатывания САС после некоторой временной задержки происходит взрыв РН. Циклограмма основных операций после срабатывания САС в этом случае представлена на рис. 1. Здесь цветом выделен круг вопросов, который непосредственно рассматривается в самой диссертации. Аэродинамическое управление наведением ВА и срабатывание парашютной системы исследованы

многими специалистами достаточно подробно и в данной работе не рассматриваются. Считается, что ВА после отработки импульса двигателей ОГБ для наведения движется с балансировочным углом атаки, обеспечивающим его устойчивость на траектории.

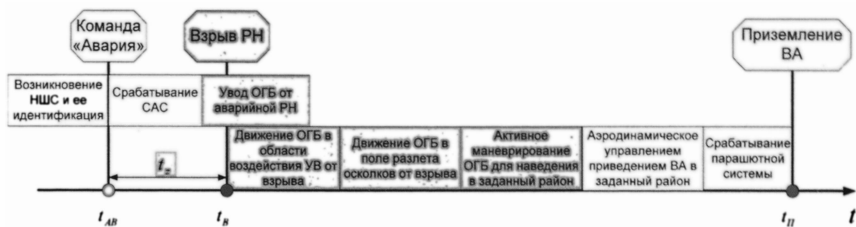


Рис. 1. Циклограмма работы САС и движения ОГБ при взрыве РН

В качестве математической модели движения используются уравнения пространственного движения в плоскопараллельном гравитационном поле с учетом влияния атмосферы. Основной упор в диссертации делается на анализ и исследование влияния состава, тяговооруженности и последовательности работы двигателей РБАС для обеспечения безопасного полета и приведения ВА в заданный район.

Представлен краткий обзор публикаций связанных с методами анализа и оптимизации аварийных траекторий движения в атмосфере, а также с вопросом определения характеристик взрыва РН. Автором предпринята попытка обобщения существующих разработок в области анализа характеристик взрыва РН и выработка комплексной методики оценки его негативного влияния для определения расстояния безопасного увода ОГБ при воздействии УВ и разлете осколков. В качестве расчетной, была выбрана траектория выведения для РН типа «РУСЬ-М».

Вторая глава диссертации посвящена вопросам оценки воздействия взрыва РН на характеристики движения ОГБ, определению требуемого времени задержки взрыва, обеспечивающего увод ОГБ на безопасное расстояние. Расчетная НШС предполагает, что возможность взрыва распознается, и срабатывание САС происходит до момента взрыва. Катастрофическая ситуация, когда происходит взрыв РН при неотделенном ОГБ, в диссертации не рассматривается. В ней представлены методики расчета и оценки основных параметров во фронте УВ от взрыва РН, скорости детонации компонентов топлива и начального разлета осколков. Кроме того проводится анализ характеристик относительного движения ОГБ в поле разлета осколков от взрыва РН и определение формы и размеров опасных областей. На основании этих данных определяется зона безопасного увода ОГБ, максимально допустимое ускорение и длительность работы двигателя увода. Сравнительные результаты данных расчетов для номинального ускорения двигателя увода ($a_u = 77.5 \text{ м/с}^2$) представлены в таблице 1.

Таблица 1.

Характеристики безопасного увода ОГБ от аварийной РН

	Взрыв на старте	Взрыв 1 ступени	Взрыв в области $q_{\max}$	Взрыв 2 ступени
Требуемое время задержки взрыва при воздействии УВ t_z , с	2.009	1.795	1.532	-
Расстояние безопасного увода при воздействии УВ r_h^{UV} , м	174.42	142.86	108.97	-
Время фазы минимального сближения с осколком $t_{F\min}$, с	2.076	1.962	2.112	18.68
Расстояние безопасного увода при воздействии осколков r_h^{OC} , м	105.33	97.29	125.28	3382
Требуемое время задержки взрыва при воздействии осколков t_z , с	1.652	1.589	1.796	9.35

Этот анализ так же позволяет сформировать уточненные исходные данные для оптимизации аварийных траекторий полета на максимальную и минимальную дальность и решения красовой задачи наведения ВА в заданный район посадки.

Третья глава описывает методы анализа и оптимизации аварийных траекторий движения ОГБ. В ней представлена методика приближенного анализа траекторий с использованием карт изолиний, позволяющая определить общую область достижимости ВА и оценить ее сужение с учетом наложения ограничений на ориентацию вектора тяги, длительность работы двигателя и максимальную перегрузку на траектории. На рис. 2 показан пример карты изолиний (для аварии на 50 с полета) зависимости длительности задержки при включении двигателя наведения, после окончания работы двигателя увода, от угла тангажа. Здесь синим цветом, показаны линии уровня дальности прилета ВА на момент достижения высоты полета 1 км. Зеленым цветом указана дальность пассивной траектории движения, когда отработан лишь импульс двигателя увода. Красным цветом показаны линии уровня максимальной перегрузки на траектории, а жирным цветом показаны значения перегрузки свыше 12 единиц. По этой карте видно, что для снижения перегрузки на траектории движения необходима некоторая временная задержка включения ДУ.

Проведена оптимизация траекторий полета на минимальную и максимальную дальность при учете указанных ограничений с применением метода псевдоимпульсов, который использует алгоритмы линейного программирования в сочетании с дискретизацией траектории на малые сегменты и формировании в каждом из них множеств псевдоимпульсов являющихся управлением. Он позволяет достаточно гибко учитывать требования связанные с особенностями двигательных

установок, ориентацией вектора тяги, операционными ограничениями и краевыми условиями во внутренних точках траектории.

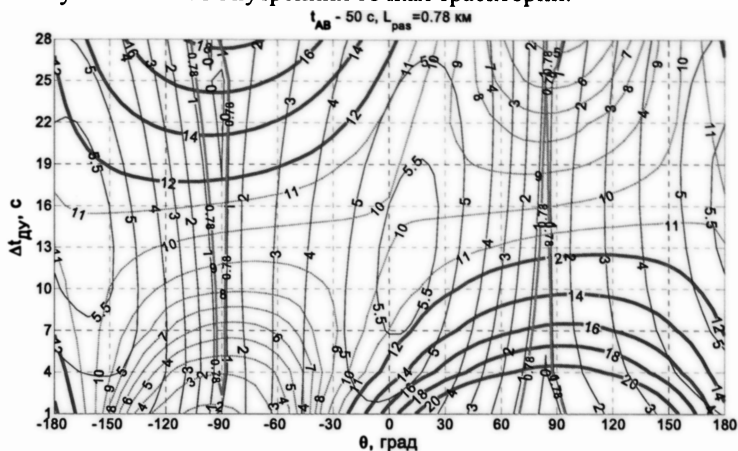


Рис. 2. Карта изолиний аварийных траекторий движения ВА

Тогда задачу полета на максимальную дальность можно сформулировать в следующем виде: для заданного начального вектора состояния $X_0 = (x_0, y_0, z_0, V_0, \theta_0, \psi_0)$ определить время включения двигателя $t_{дв}$ при ограничении суммарной длительности его работы и программу управления $\mathcal{Q}(t)$, обеспечивающие минимизацию функционала:

$$J = \max \{x_k(X_0, \mathcal{Q}(t), P_{дв})\} \quad (1)$$

где x_0, y_0, z_0 - координаты аварийной точки, V_0 - скорость в начальный момент (с учетом импульса двигателя увода), θ_0, ψ_0 - начальные углы тангажа и курса, $P_{дв} = (a_{0дв}, \mu, t_{дв}, \Delta t_{дв})$, $a_{0дв}$ - реактивное ускорение ДУ; μ - безразмерный массовый расход; $\Delta t_{дв}$ - время задержки включения ДУ.

В качестве краевого условия задается конечная высота полета 1 км. Пример траектории полета на максимальную дальность для некоторого момента аварии представлен на рис. 3, а на рис. 4 показано изменение угла тангажа на участке управления. Зеленым цветом показана пассивная траектория полета, а синим цветом ориентация вектора тяги. Красным и черным цветом на графиках показан профиль траектории и изменение угла тангажа при постоянной и переменной ориентации вектора тяги соответственно. Расхождение по величине максимальной дальности при постоянной и переменной ориентации вектора тяги не превышает 3 %, что позволяет для приближенных оценок рассматривать наведение с постоянным значением угла тангажа.

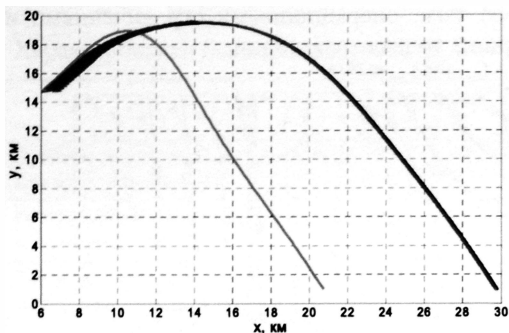


Рис. 3. Профиль траектории полета на максимальную дальность

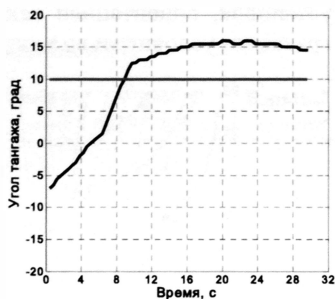


Рис. 4. Изменение угла тангажа на участке управления

В этой же главе разработаны методы формирования фактической области достижимости ВА и допустимых траекторных параметров движения с учетом ограничений на ориентацию вектора тяги, длительность работы двигателя и максимальную перегрузку на траектории. Проведен анализ влияния задержки включения основного ракетного двигателя (ОРД) САС на характер изменения максимальной перегрузки на траектории, показавший необходимость ее применения на большинстве траекторий для снижения перегрузки и удовлетворения условию оптимальности решения.

В четвертой главе рассмотрена методика оценки минимального количества районов приведения ВА и определения их местоположения, а так же проведен анализ возможности достижимости каждого из них для заданного момента аварии. На рис. 6 показана диаграмма области достижимости при номинальном запасе характеристической скорости для наведения, а в таблице 2 представлены характеристики районов приведения. В данной постановке принято, что весь импульс скорости двигателя наведения выдается мгновенно в требуемом направлении. Считается, что необходимо определить районы приведения при аварии после 30 с полета, поскольку до этого момента наведение осуществляется в заданный околостартовый район (далее обозначаемый как «С»). В этой главе так же представлена методика решения краевой задачи пространственного наведения ВА в заданный район посадки. Она может быть сформулирована в следующем виде: считая, что управление по углам тангажа и скольжения постоянно $\vartheta(t) = const$ и $\beta(t) = const$ обеспечить приведение ВА, на момент достижения высоты 1 км, в точку с заданными координатами:

$$\begin{cases} x_k(\mathbf{X}_0, [\vartheta, \beta], P_{ДУ}) = x_{ном} \\ z_k(\mathbf{X}_0, [\vartheta, \beta], P_{ДУ}) = z_{ном} \end{cases} \quad (2)$$

Таблица 2.

Характеристики районов
приведения ВА по
приближенным оценкам

Район	Удаленность от точки старта, км	Интервал времени аварии, с
С	2	<30
1	3	30-61
2	14	61-87
3	42	87-105
4	106	105-124
5	244	124-149
6	481	149-175
7	827	175-204
8	1269	204-220

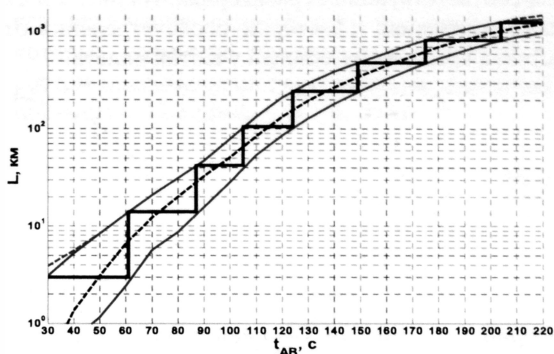


Рис. 6. Область достижимости ВА

Представленные на рис. 7 и 8 карты изолиний для четвертого района приведения (дальность 106 км) показывают, что с ростом времени задержки включения ДУ при номинальном уровне ускорения область расширяется, а при пониженном сужается.

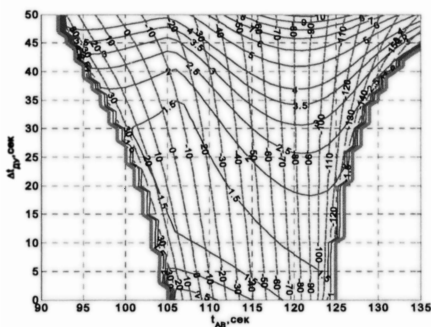


Рис. 7. Карта изолиний для района приведения (при номинальном ускорении)

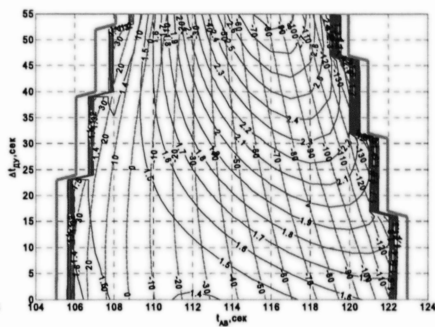


Рис. 8. Карта изолиний для района приведения (при пониженном ускорении)

Здесь зеленым цветом показана граница существования решения, синим линии уровня максимальных перегрузок, а красным линии уровня углов тангажа при наведении. При анализе карт изолиний районов приведения, выявлено, что на большинстве траекторий движения существует минимум максимальной перегрузки соответствующий некоторому времени задержки включения ОРД. Аналогичная картина наблюдается при наведении и в другие районы.

На рис. 9 показано семейство траекторий наведения для различных времен задержки $\Delta t_{ДУ}$ включения ОРД, а на рис. 10 изменение

максимальной перегрузки на соответствующих траекториях. На рис. 9 и 11 синим цветом показана часть пассивной траектории после отделения от РН, зеленым активный участок, а красным пассивный участок полета.

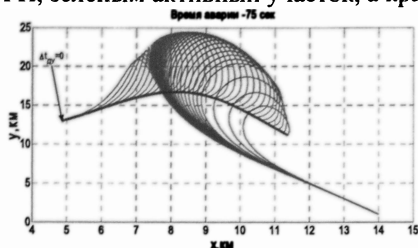


Рис. 9. Семейство траекторий наведения (номинальное ускорение ОРД)

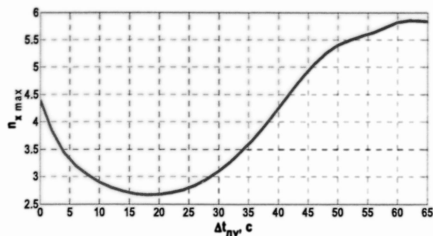


Рис. 10. Изменение максимальной перегрузки при номинальном ускорении

На поздних секундах аварии, при снижении ускорения создаваемого ОРД и увеличение длительности его работы, также удастся значительно снизить максимальную перегрузку на траектории, но только после существенной временной задержки включения (рис. 12).

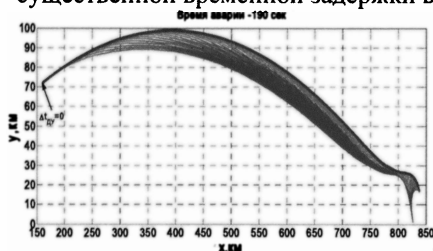


Рис. 11. Семейство траекторий наведения (пониженное ускорение ОРД)

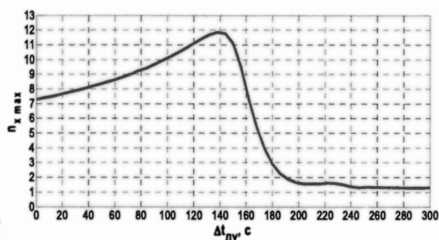


Рис. 12. Изменение максимальной перегрузки при пониженном ускорении

На рис. 13 представлена сравнительная диаграмма районов приведения по приближенной оценке и при численном интегрировании траектории наведения ВА с различным ускорением ОРД и при нулевом времени задержки включения двигателя. Суммарный импульс скорости ОРД составляет порядка 360 м/с. Видно, что результаты решений дают хорошее соответствие по интервалам времен аварии, при которых возможно наведение в заданный район. Это позволяет использовать данную приближенную методику в качестве первой итерации для уточненного численного решения задачи. Результаты такого решения для различных значений ускорения ОРД и фиксированной величине импульса характеристической скорости показали, что, начиная с некоторого значения этого ускорения, появляются разрывы по временам аварии (см. рис. 13). Это свидетельствует о том, что при пониженном ускорении на этих интервалах отсутствует решение. Таким образом, выбор районов приведения должен осуществляться с учетом тяговооруженности

двигателя. Увеличение ускорения ОРД наряду с ростом времени задержки его включения существенно расширяет интервалы времен аварии, с которых возможно наведение в заданный район, однако сопряжено с ростом максимальной перегрузки на аварийной траектории, которая может превышать 12 единиц (см. рис.7).

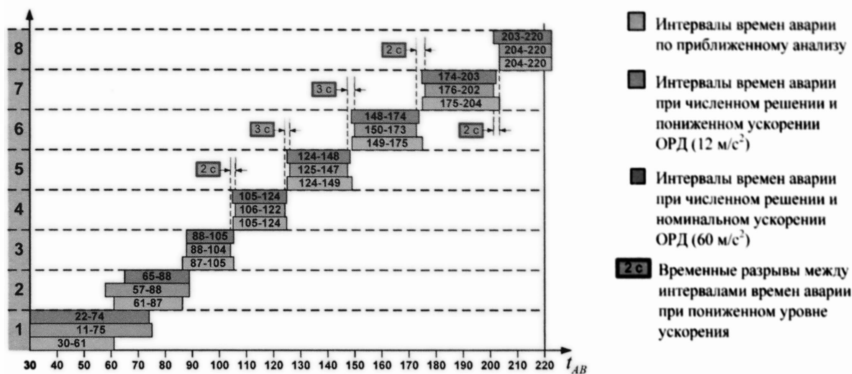


Рис. 13. Сравнительная диаграмма районов приведения ВА

Здесь важно найти компромисс между минимизацией количества районов приведения и формированием траекторий с наиболее комфортным уровнем перегрузок. На рис. 14 представлена общая диаграмма районов приведения для номинального уровня ускорения и максимально возможных интервалов времен аварии с учетом ограничения на перегрузку. Существенное перекрытие времен аварии смежными районами, позволяет исключить некоторые из них, снизив, тем самым, их общее количество. Следует сказать, что в данной схеме выбора районов не учтены ограничения на возможность их расположения вдоль конкретной трассы выведения с учетом особенностей рельефа поверхности. Поэтому для каждой трассы выведения необходимо уточнять и формировать свой перечень районов приведения, их местоположение и интервалы времен аварии, с которых осуществляется наведение.

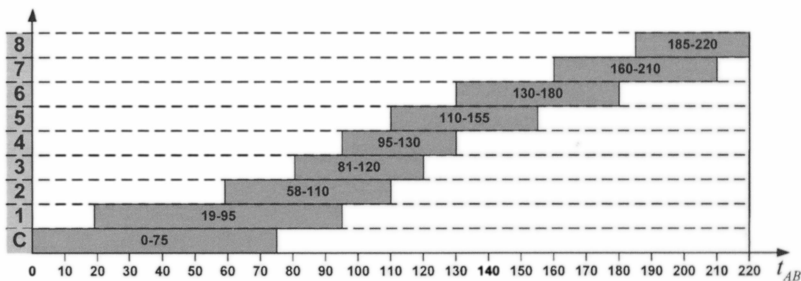


Рис. 14. Общая диаграмма районов приведения

Изложенная методика позволяет уже на этапе проектирования оценить возможность размещения районов приведения в предполагаемых областях.

В пятой главе представлены возможные варианты построения бортовых алгоритмов для наведения ОГБ в заданный район посадки и их сравнительный анализ на основе статистического моделирования. Предполагается, что известен текущий вектор состояния из системы управления движением и навигации (СУДН) на момент отделения от РН и используются данные полетного задания (ПЗ) рассчитанные заранее на этапе подготовки к запуску. Рассмотрено три алгоритма наведения. Первый – алгоритм по частным производным (ЧП) на возмущенной траектории полета, который реализует известный метод «предиктор-корректор». Суть его состоит в том, что после срабатывания САС производится интегрирование возмущенной траектории движения с номинальным управлением для получения конечного вектора состояния:

$$\mathbf{X}_K^* = (x_k^*, h_k^*, z_k^*, V_k^*, \theta_k^*, \psi_k^*) = \mathbf{F}(\mathbf{X}_0^*, \mathbf{U}_0, P_{ДВ}) \quad (3)$$

Затем определяется промах:

$$\begin{cases} \Delta x_k = x_k^* - x_{knom} \\ \Delta z_k = z_k^* - z_{knom} \end{cases}, \quad (4)$$

Далее рассчитываются ЧП по управлению вдоль возмущенной траектории по конечно-разностным соотношениям:

$$\begin{aligned} \frac{\partial x_k}{\partial \vartheta} &= \frac{[F_x(\mathbf{X}_0^*, [\vartheta_0 + \Delta \vartheta, \beta_0], P_{ДВ}) - x_k^*]}{\Delta \vartheta} & \frac{\partial x_k}{\partial \beta} &= \frac{[F_x(\mathbf{X}_0^*, [\vartheta_0, \beta_0 + \Delta \beta], P_{ДВ}) - x_k^*]}{\Delta \beta} \\ \frac{\partial z_k}{\partial \vartheta} &= \frac{[F_z(\mathbf{X}_0^*, [\vartheta_0 + \Delta \vartheta, \beta_0], P_{ДВ}) - z_k^*]}{\Delta \vartheta} & \frac{\partial z_k}{\partial \beta} &= \frac{[F_z(\mathbf{X}_0^*, [\vartheta_0, \beta_0 + \Delta \beta], P_{ДВ}) - z_k^*]}{\Delta \beta} \end{aligned} \quad (5)$$

Определяются поправки к закону управления:

$$\begin{bmatrix} \Delta x_k \\ \Delta z_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial x_k}{\partial \vartheta} & \frac{\partial x_k}{\partial \beta} \\ \frac{\partial z_k}{\partial \vartheta} & \frac{\partial z_k}{\partial \beta} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta \vartheta \\ \Delta \beta \end{bmatrix} = \Phi \cdot \Delta \mathbf{U} \Rightarrow \Delta \mathbf{U} = \Phi^{-1} \cdot \begin{bmatrix} \Delta x_k \\ \Delta z_k \end{bmatrix} \quad (6)$$

Второй – алгоритм с расчетом ЧП по опорной траектории. Он аналогичен предыдущему за исключением того, что частные производные по управлению берутся из ПЗ для соответствующей опорной траектории. Это позволяет обойтись лишь одним интегрированием возмущенной траектории движения для определения промаха.

В качестве третьего предложен алгоритм по условным ЧП. Он основан на том, что в ПЗ закладывается опорная траектория, по которой определяются отклонения возмущенной траектории в начальный момент:

$$\Delta \mathbf{X} = \mathbf{X}_0^* - \mathbf{X}_0, \quad (7)$$

Кроме того, в ПЗ заложены заранее посчитанные условные ЧП изменения управления по отношению к изменению компонент начального вектора состояния. Они включают в себя наборы данных в аппроксимируемых точках для каждого района и соответствующие интервалы времен аварии. В промежуточных точках производится интерполяция численных значений. Для каждой точки аппроксимации данные, рассчитываемые на этапе подготовки ПЗ, определяются из решения шести нелинейных краевых задач следующего вида:

$$\begin{cases} x_k(x_0 + \delta x, y_0, z_0, V_0, \theta_0, \psi_0, [\vartheta_x^*, \beta_x^*], P_{DY}) = x_{know} \\ z_k(x_0 + \delta x, y_0, z_0, V_0, \theta_0, \psi_0, [\vartheta_x^*, \beta_x^*], P_{DY}) = z_{know} \end{cases}$$

.....

$$\begin{cases} x_k(x_0, y_0, z_0, V_0, \theta_0, \psi_0 + \delta \psi, [\vartheta_x^*, \beta_x^*], P_{DY}) = x_{know} \\ z_k(x_0, y_0, z_0, V_0, \theta_0, \psi_0 + \delta \psi, [\vartheta_x^*, \beta_x^*], P_{DY}) = z_{know} \end{cases}$$

где $\delta x, \delta y, \delta z, \delta V, \delta \theta, \delta \psi$ - малые отклонения параметров для расчета частных производных, а $\vartheta_x^*, \beta_x^*, \vartheta_y^*, \beta_y^*, \vartheta_z^*, \beta_z^*, \vartheta_V^*, \beta_V^*, \vartheta_\theta^*, \beta_\theta^*, \vartheta_\psi^*, \beta_\psi^*$ - решение соответствующих краевых задач. Условные ЧП имеют следующий вид:

$$\frac{\partial g}{\partial x_0} = \frac{\vartheta_x^* - g}{\delta x}, \quad \frac{\partial g}{\partial y_0} = \frac{\vartheta_y^* - g}{\delta y}, \quad \frac{\partial g}{\partial z_0} = \frac{\vartheta_z^* - g}{\delta z}, \quad \dots, \quad \frac{\partial g}{\partial \psi_0} = \frac{\beta_\psi^* - g}{\delta \psi} \quad (9)$$

Путем интерполяции расчетной траектории выведения, для конкретных значений отклонений параметров траектории на момент срабатывания САС, определяются необходимые поправки в управление, имеющие следующий вид:

$$\begin{aligned} \Delta g &= \frac{\partial g}{\partial x_0} \Delta x_0 + \frac{\partial g}{\partial y_0} \Delta y_0 + \frac{\partial g}{\partial z_0} \Delta z_0 + \frac{\partial g}{\partial V_0} \Delta V_0 + \frac{\partial g}{\partial \theta_0} \Delta \theta_0 + \frac{\partial g}{\partial \psi_0} \Delta \psi_0 \\ \Delta \beta &= \frac{\partial \beta}{\partial x_0} \Delta x_0 + \frac{\partial \beta}{\partial y_0} \Delta y_0 + \frac{\partial \beta}{\partial z_0} \Delta z_0 + \frac{\partial \beta}{\partial V_0} \Delta V_0 + \frac{\partial \beta}{\partial \theta_0} \Delta \theta_0 + \frac{\partial \beta}{\partial \psi_0} \Delta \psi_0 \end{aligned} \quad (10)$$

В таблице 3 представлено сравнение описанных алгоритмов с позиции расчетов, проводимых СУДН в полете и параметров закладываемых в ПЗ на этапе подготовки к запуску. Выполнено статистическое моделирование с 1000 реализаций различных сочетаний возмущений распределенных по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием. Для сравнения всех алгоритмов использовалась единая выборка отклонений. Среднеквадратичные отклонения начальных возмущений элементов траектории, указаны в таблице 4.

Таблица 3. Сравнение алгоритмов наведения

Алгоритм	С расчетом ЧП по				По условным ЧП	
	возмущенной траектории		опорной траектории			
Расчеты	ПЗ	СУДН	ПЗ	СУДН	ПЗ	СУДН
Опорная траектория и номинальное управление	+		+		+	
Возмущенная траектория		+		+		
Частные производные по управлению		+	+			
Частные производные по начальному вектору состояния					+	
Количество интегрирований траектории в СУДН	3		1		-	

Таблица 4.
Начальные возмущения элементов траектории

Параметр	Значение
σ_x , м	1000
σ_y , м	1000
σ_z , м	500
σ_v , м/с	10
σ_θ , град.	1.0
σ_ψ , град.	0.3

Показано, что применение алгоритма наведения по условным ЧП не требующего численного интегрирования аварийной траектории движения в полете, позволяет получить приемлемую точность приведения ВА в заданный район (рис. 15). Условные обозначения для представленного рисунка указаны в таблице 5.

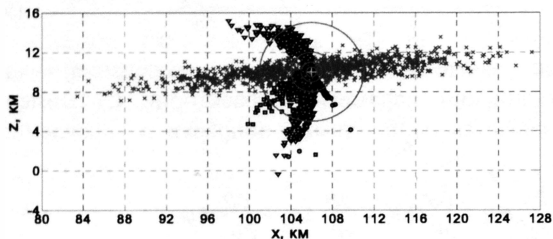


Рис. 15. Область рассеивания траекторий наведения при статистическом моделировании (для четвертого района приведения)

Таблица 5.
Условные обозначения для алгоритмов наведения

×	Номинальное управление (без поправок)
●	Алгоритм наведения с частными производными по возмущенной траектории
▽	Алгоритм наведения с частными производными по опорной траектории
■	Алгоритм наведения по условным частным производным
	Положение точки наведения
—	Границы окружностей заданного радиуса (0.5, 1, 2 и 5 км)

Алгоритм наведения по условным частным производным обладает наименьшими среднеквадратичными отклонениями по координатам точки приведения, обеспечивая наилучшую кучность попадания.

В приложениях представлен список сокращений, принятых в работе, расчетная траектория выведения РН и примеры семейств траекторий наведения для полученных районов.

В заключении формулируются основные результаты и выводы по диссертационной работе.

Основные выводы:

1. Представленная методика оценки минимального количества районов приведения позволяет проводить проектные расчеты по их выбору и дает хорошее приближение по интервалам времен аварии для численного решения задачи наведения. Для рассмотренной траектории выведения необходимо от 5 до 9 районов приведения в зависимости от тяговооруженности ОРД.
2. Двигатель увода должен создавать максимально допустимое ускорение, с учетом переносимости экипажем, а длительность его работы необходимо снижать до уровня порядка 2 с.
3. После работы двигателя увода требуется введение временной задержки включения ОРД, обусловленной несколькими факторами:
 - необходимость разворота ОГБ для формирования требуемого направления вектора тяги ОРД;
 - снижение максимальной перегрузки на траектории движения;
 - увеличение диапазона времен аварии, с которых возможно осуществить наведение в выбранный район.При этом для поздних времен аварии, когда осуществляется наведение в дальние районы, задержка включения ОРД может достигать нескольких минут, что значительно снижает максимальную перегрузку на траектории наведения ВА.
4. Сравнительный анализ и статистическое моделирование рассмотренных бортовых алгоритмов позволяет говорить о возможности формирования траекторий наведения на основе данных из ПЗ. В нем необходимо использовать условные ЧП, рассчитанные численно на этапе подготовки к запуску, обеспечивающие приемлемую точность приведения ВА в заданный район, и не требующие интегрирования аварийной траектории его движения в полете.
5. Разработанная методика оценки влияния взрыва РН на параметры безопасного движения ОГБ, позволяет определить ряд важных характеристик для проектирования САС: время задержки взрыва, обеспечивающее увод ОГБ на безопасное расстояние, само расстояние безопасного увода при воздействии УВ и разлете осколков, максимально допустимое ускорение для двигателя увода и минимальное время его работы.

Публикации по теме диссертации:

1. Улыбышев С.Ю. Оценка минимального количества районов приведения пилотируемого возвращаемого аппарата при аварии ракеты-носителя [Электронный ресурс] – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM); 12 см. // Будущее машиностроения России: Электронный сборник трудов всероссийской конференции молодых учёных и

специалистов. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012.

2. Улыбышев С.Ю. Анализ характеристик безопасного движения возвращаемого аппарата в поле разлета осколков от взрыва ракеты-носителя // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2012. №3. С. 76-81.
3. Улыбышев С.Ю. Оптимизация плоских аварийных траекторий приведения пилотируемого космического корабля в районы посадки // Актуальные проблемы Российской космонавтики: Тез. докл. XXXVI Всероссийских академических чтений по космонавтике. Москва, 2012. С. 384.
4. Улыбышев С.Ю. Методика определения характеристик районов приведения для пилотируемого возвращаемого аппарата при аварии ракеты-носителя // Будущее машиностроения России: Сб. тр. Всероссийской конференции молодых ученых и специалистов. Москва, 2012. С.217-218.
5. Улыбышев С.Ю. Предварительный анализ баллистических характеристик системы аварийного спасения при взрыве ракеты-носителя // Актуальные проблемы Российской космонавтики: Тез. докл. XXXV Всероссийских академических чтений по космонавтике. Москва, 2011. С. 398-399.
6. Улыбышев С.Ю. Анализ воздействия на спускаемый аппарат ударной волны от взрыва ракеты-носителя // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2012. №1. С. 58-65.
7. Улыбышев С.Ю. Оптимизация траекторий выведения ракет-носителей с использованием линейного программирования при учете ограничений // Космонавтика и ракетостроение. 2011. №4. С. 92-100.
8. Улыбышев С.Ю. Определение скоростей детонации и разлета осколков при взрыве ракеты-носителя // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2012. №1. С. 65-70.
9. Улыбышев С.Ю. Расчет воздействия ударной волны от взрыва ракеты-носителя на спускаемый аппарат // Актуальные проблемы Российской космонавтики: Тез. докл. XXXVI Всероссийских академических чтений по космонавтике. Москва, 2012. С. 200.