

## Парирование нештатных ситуаций при пусках исследовательских баллистических ракет с созданием резервных условий входа объекта испытаний в атмосферу

© В.Д. Куреев, С.И. Миняев, В.Б. Черниченко

АО «Корпорация «Московский институт теплотехники», Москва, 127273, Россия

*Представлено решение задачи определения и реализации резервных условий входа исследовательских баллистических ракет с объектами испытаний в условиях нештатных ситуаций в полете. Под объектом испытаний понимается спускаемый аппарат, движущийся при входе в атмосферу со скоростью, близкой к первой космической. При нештатных ситуациях во время пуска на активном участке траектории резервные условия входа позволяют гарантированно провести летные испытания, хотя и с меньшей эффективностью, но с исключением аварийного завершения пуска и полного невыполнения задач летных испытаний. Детальное исследование этой задачи, пригодное для практической реализации, выходит далеко за рамки настоящей работы, так как требуется проведение конструкторских проработок, в том числе аэродинамических, динамических, тепловых, прочностных расчетов, разработки дополнительных бортовых и предстартовых алгоритмов. Поэтому отмечены лишь некоторые основные особенности принятия решения о прекращении или продолжении полета после возникновения нештатных ситуаций для исследовательских баллистических ракет с жидкостными ракетными двигателями и ракетными двигателями на твердом топливе. Для решения этой задачи применяется математический аппарат внешнебаллистического проектирования.*

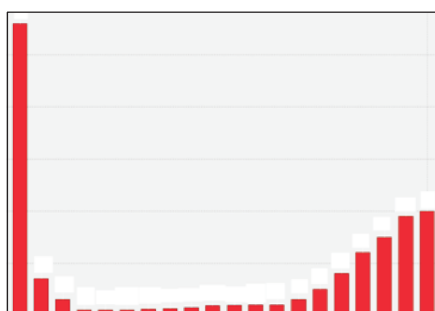
**Ключевые слова:** летные испытания, исследовательская баллистическая ракета, нештатная ситуация, резервные условия входа

**Введение.** Традиционная технология компенсации воздействий на баллистическую ракету (БР) при возникновении нештатных ситуаций (НШС) заключается в контроле во время полета на активном участке траектории (АУТ) параметров, характеризующих текущее угловое положение относительно требуемого, устойчивость продольной перегрузки, свидетельствующей о создании двигательной установки (ДУ) требуемой тяги, и ряда других параметров, а при фиксации отклонений контролируемых параметров выше допустимых пределов — в выдаче команды на аварийное прекращение полета (АПП). Аналогично принято компенсировать НШС и при выведении на орбиты космических аппаратов (КА) [1]. Для ракет космического назначения (РКН) получили признание разработки [2–5], направленные на поиск некоторых резервных краевых условий, позволяющих при НШС использовать КА по целевому назначению, хотя и с меньшей эффективностью.

В настоящей работе такой подход рассмотрен в отношении исследовательских баллистических ракет (ИБР). Под «исследовательскими» понимаются такие БР, которые используются для проведения летных испытаний (ЛИ) объектов различных классов. Показано, что достижение резервных условий входа объектов испытаний (ОИ) в атмосферу приводит к выполнению целевой задачи ЛИ, которое может быть обеспечено существующей системой наведения ИБР при отделении отказавшей и включении последующей ступени ИБР в момент НШС. Полученная в результате ЛИ эффективность выполнения задачи будет, естественно, ниже номинальной, но альтернатива этому — аварийное прекращение полета. Поэтому цель данной работы заключается в том, чтобы показать возможность повышения эффективности выполнения задачи ЛИ при возникновении НШС путем использования резервных условий входа в атмосферу.

**Анализ возможности парирования нештатных ситуаций на второй ступени.** В качестве НШС рассматривается ситуация, при которой в расчетный момент времени  $t_{3,2}$  не происходит включения ДУ второй ступени. При этом полагается, что движение ИБР относительно центра масс контролируется системой управления, а значит, можно безаварийно отделить вторую ступень и включить ДУ третьей ступени.

При выборе такой модели возникновения НШС учитывается то обстоятельство, что, по расчетным и статистическим данным отказов ступеней РКН [6, 7], вероятность отказа ДУ ступени на начальном участке ее функционирования существенно выше, чем в процессе установившегося режима на маршевом участке. Это проиллюстрировано гистограммой (рис. 1), на которой представлены данные о частоте возникновения отказов ДУ маршевых ступеней по времени полета на АУТ. Видны выраженные максимумы вероятности отказов в моменты начала и окончания работы ступеней и минимумы на маршевом режиме.



Частота отказов ДУ маршевых ступеней по времени полета

**Рис. 1.** Гистограмма отказов двигательных установок по времени полета на активном участке траектории

Парирование НШС на первой ступени выходит за рамки рассматриваемого в настоящей статье методического подхода ввиду относительно низкого запаса энергетических возможностей последующих ступеней по отношению к первой ступени.

Вариант частичного отказа ДУ второй ступени (преждевременное выключение, пониженный удельный импульс тяги, предпосылка к потере устойчивости по угловому движению и т. д.) может рассматриваться как промежуточное состояние между двумя крайними состояниями — нормальным полетом и полным отказом. Поэтому, если энергетические характеристики последующих ступеней позволяют решить задачу пуска в условиях НШС с полным отказом ДУ второй ступени с некоторыми резервными условиями входа ОИ в атмосферу, то задача пуска в условиях НШС с упомянутым выше частичным отказом ДУ второй ступени считается также решаемой аналогично крайнему состоянию полного отказа.

Для варианта «предпосылка к потере устойчивости углового движения» принимается следующее допущение. Полагается, что система угловой стабилизации не обеспечивает парирование НШС, но движение ИБР относительно центра масс контролируется системой управления и позволяет безаварийно отделить вторую ступень и включить ДУ следующей ступени. Указанное общее допущение содержит частные допущения по допустимости угловой скорости, угла атаки, произведения скоростного напора на угол атаки. При этом также учитывается, что некоторые из перечисленных ограничений имеют смысл только на весьма непродолжительных участках вследствие движения второй ступени, как правило, в сильно разреженных слоях атмосферы или в безвоздушном пространстве. Кроме того, для ИБР с ракетным двигателем на твердом топливе (РДТТ) без узла отсечки тяги подлежит отдельному детальному и всестороннему изучению практический вопрос «горячего» разделения второй (отказавшей) и третьей ступеней, выходящий за рамки настоящей статьи.

Анализ траекторий первой ступени ИБР показал, что на момент расчетного времени включения ДУ второй ступени полет происходит на высотах 30...40 км при скоростных напорах от 700 кг/м<sup>2</sup> (крутые траектории) до 3000 кг/м<sup>2</sup> (пологие траектории). Таким образом, для компенсации дестабилизирующего влияния атмосферы на динамику движения ИБР в момент возникновения НШС и успешного запуска ДУ третьей ступени должна быть обеспечена достаточная эффективность ее органов управления, участвующих в стабилизации, т. е. на уровне не хуже, чем для второй ступени. Для этого также на этапе проектирования траектории первой ступени могут быть выбрана более крутая траектория и обеспечены на расчетный момент включения ДУ второй ступени наиболее «мягкие» условия по скоростному напору — на уровне ~700 кг/м<sup>2</sup>.

**Постановка задачи парирования нештатной ситуации.** Основной задачей ЛИ с использованием ИБР является создание требуемых условий  $(|\bar{V}_{\text{вх}}^{\text{тр}}|; \theta_{\text{вх}}^{\text{тр}})$  входа ОИ в атмосферу [8]. Условия входа задаются на высоте условной границы атмосферы  $h_a = 75 \dots 100$  км, где  $|\bar{V}_{\text{вх}}|$  — модуль вектора скорости в любой земной системе координат (ЗСК);  $\theta_{\text{вх}}$  — угол наклона траектории (вектора скорости) к местному горизонту. При этом пуск ИБР осуществляется в полигонных условиях, для которых фиксированы дальность  $S_{\text{сф}}$  и геодезические координаты вершин многоугольников, являющихся выделенными районами (ВР), в пределах которых должны размещаться районы падения отделяющихся частей (РП ОЧ).

Требуется определить возможность продолжения полета ИБР и оптимизировать его результаты в пространстве параметров  $(|\bar{V}_{\text{вх}}|; \theta_{\text{вх}})$  после принудительного (в момент времени  $t_{32}$  возникновения НШС) преждевременного разделения второй и третьей ступеней.

В качестве объекта исследования рассматривается многоступенчатая ИБР с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) или РДТТ с суммарным запасом характеристической скорости, обеспечивающим скорость, близкую к первой космической, и близким к оптимальному распределением масс ступеней, рассчитанными на основе общепринятых положений [9].

Принятые при моделировании условия пуска соответствуют:

- точке старта (ТС) с координатами (широта, долгота)  $60^\circ$  с. ш. и  $40^\circ$  в. д.;
- азимуту пуска в диапазоне  $60 \dots 90^\circ$ ;
- протяженности трассы  $S_{\text{сф}} \sim 1600,0 \dots 2600,0$  км.

При расчетах используется математический аппарат внешнебаллистического проектирования, представленный, например, в [10, 11].

**Содержание решения задачи по определению резервных условий входа объекта испытаний в атмосферу.** Возможность существования резервных условий входа определяется тем, что требуемый запас скорости  $W_{\Sigma}^{\text{рез}}$  для дальности пуска  $S_{\text{сф}}$  в полигонных условиях значительно меньше располагаемой скорости ИБР, в составе которой  $n$  ступеней:

$$W_{\Sigma}^{\text{ИБР}} = \sum_{i=1}^n W_i. \quad (1)$$

Насколько требуемый запас скорости для реализации резервных условий входа меньше располагаемой скорости ИБР и позволяет ли

избыток скорости ИБР компенсировать запас скорости отказавшей ступени  $W_{\text{отказ}}$  — ответ на данные вопросы должны получить при решении поставленной задачи.

Реализация резервных условий входа возможна в следующих диапазонах располагаемой скорости ИБР:

– максимальная скорость при реализации резервных крутых или пологих траекторий

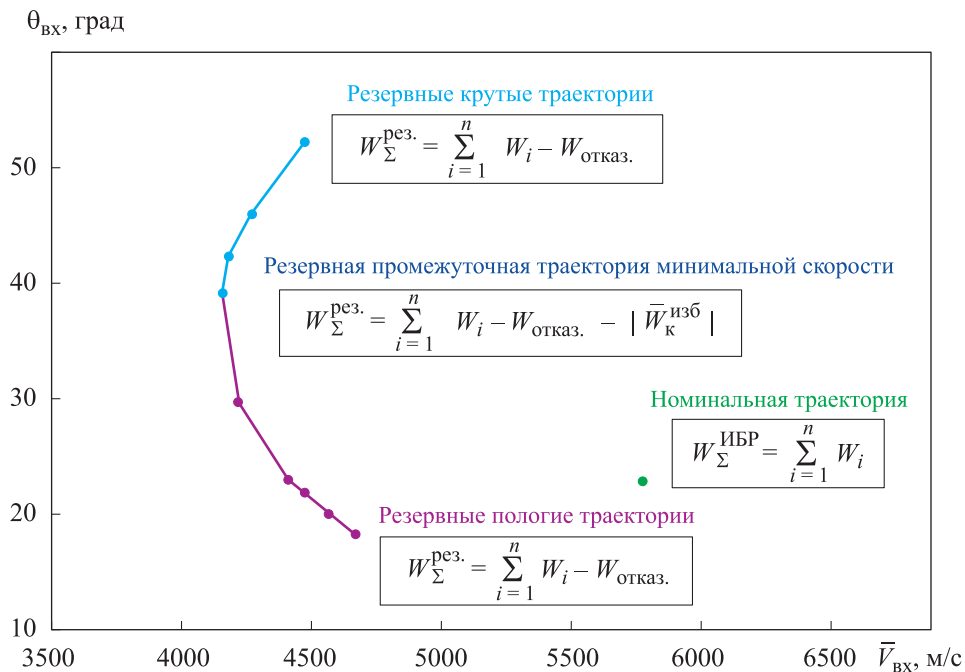
$$W_{\Sigma}^{\text{рез max}} = \sum_{i=1}^n W_i - W_{\text{отказ}}; \quad (2)$$

– минимальная скорость при реализации резервных промежуточных траекторий

$$W_{\Sigma}^{\text{рез min}} = \sum_{i=1}^n W_i - W_{\text{отказ}} - |\bar{W}_k^{\text{изб}}|, \quad (3)$$

где  $|\bar{W}_k^{\text{изб}}|$  — «избыток» характеристической скорости.

Качественная характеристика задачи определения резервных условий входа объекта испытаний в атмосферу в координатах  $(|\bar{V}_{\text{вх}}|; \theta_{\text{вх}})$  показана на рис. 2.

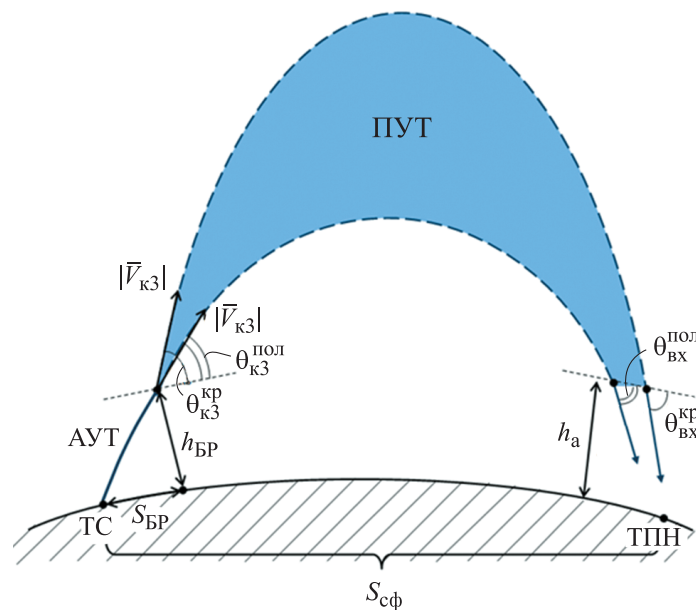


**Рис. 2.** Качественная характеристика задачи по определению резервных условий входа объекта испытаний в атмосферу

Решение поставленной задачи включает три этапа.

На первом этапе (предпусковом) посредством проведения баллистических расчетов определяются возможные варианты резервных условий входа  $(|\bar{V}_{вх}^{рез}|; \theta_{вх}^{рез})$ . В систему управления ИБР они вводятся с помощью соответствующих дополнительных резервных констант полетного задания (ПЗ).

Расчеты проводятся с учетом следующих положений и ограничений. В общем случае известно, что полет многоступенчатой БР, завершающей АУТ на восходящем участке, на заданную дальность  $S_{сф}$  с некоторым фиксированным «избытком» характеристической скорости  $|\bar{W}_к^{изб}|$  третьей ступени возможно реализовать с двумя значениями углов входа  $\theta_{вх}^{кр}$ ,  $\theta_{вх}^{пол}$  и соответствующими им значениями углов бросания  $\theta_{к3}^{кр}$ ,  $\theta_{к3}^{пол}$  на момент завершения работы ДУ третьей ступени — «выше» оптимального при реализации «крутой» траектории и «ниже» оптимального при реализации «пологой» траектории соответственно, что схематично пояснено на рис. 3.



**Рис. 3.** Схема траектории полета на заданную дальность с фиксированным «избытком» характеристической скорости:

ТС — точка старта ИБР; ТПН — точка прицеливания ИБР; индексы: кр — крутая траектория; пол — пологая траектория; ИБР — параметры ИБР; к3 — параметры в конце активного участка полета ИБР; вх — параметры на входе в атмосферу

Кроме того, при возможности варьирования величины  $|\bar{W}_k^{\text{изб}}|$  вплоть до нулевого значения, для реализации доступны целые интервалы  $[\theta_{\text{ВХ}}^{\text{пол}}, \theta_{\text{ВХ}}^{\text{кр}}]$  и  $[\theta_{\text{кЗ}}^{\text{пол}}, \theta_{\text{кЗ}}^{\text{кр}}]$ . Критерием близости резервных условий входа ОИ в атмосферу  $(|\bar{V}_{\text{ВХ}}^{\text{рез}}|; \theta_{\text{ВХ}}^{\text{рез}})$  к требуемым (номинальным)  $(|\bar{V}_{\text{ВХ}}^{\text{тр}}|; \theta_{\text{ВХ}}^{\text{тр}})$  может служить максимальный скоростной напор  $q_{\text{max}}$  (в случае необходимости обеспечения максимальных перегрузок для испытаний ОИ на прочность) или приведенный интегральный тепловой поток  $\hat{Q}_{\Sigma}$  [12–14] (в случае необходимости создания максимальных тепловых нагрузок).

Для ИБР предполагается возможность варьирования  $|\bar{W}_k^{\text{изб}}|$ , которая для ИБР с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) технически может быть реализована за счет выбора момента выключения ДУ, а для ИБР с РДТТ — за счет маневра по тангажу для «выжигания» топлива и/или срабатывания узла отсечки тяги. В случае невозможности варьирования  $|\bar{W}_k^{\text{изб}}|$ , например, из-за недостаточной маневренности ИБР на участке работы ДУ третьей ступени и отсутствия узла отсечки тяги, наведение будет осуществляться только на выбранный угол  $\theta_{\text{ВХ}}^{\text{рез}} \in \{\theta_{\text{кЗ}}^{\text{кр}}, \theta_{\text{кЗ}}^{\text{пол}}\}$  (т. е. реализуется «крутая» или «пологая» траектория).

На втором этапе (бортовом) в случае возникновения НШС определяется возможность продолжения полета ИБР по условию достижения заданной полетной дальности  $S_{\text{сф}}$  в условиях НШС. Под «условиями НШС» здесь понимается отсутствие приращения кажущейся скорости  $|\bar{W}_k^{2\text{ст}}|$ , обеспечиваемого в штатном полете работой ДУ второй ступени, и нахождение ИБР в точке, не соответствующей моменту штатного начала работы ДУ третьей ступени.

Для этого проводится расчет максимальной дальности полета  $S_{\text{сф}}^{\text{max}}$  в условиях НШС в направлении точки прицеливания носителя (ТПН). Если  $S_{\text{сф}}^{\text{max}} \geq S_{\text{сф}}$  (т. е. избыток кажущейся скорости  $|\bar{W}_k^{\text{изб}}| \geq 0$ ), то осуществляется переход к третьему этапу. В противном случае носитель не может достичь ТПН, задача считается неразрешимой и системе управления (СУ) следует задействовать системы аварийного выключения двигателя/аварийного подрыва ракеты (АВД/АПР).

На третьем этапе (бортовом) СУ выбирает из состава ПЗ наиболее близкие (по критерию первого этапа) к номинальным некоторые

резервные условия входа  $(|\bar{V}_{\text{ВХ}}^{\text{рез}}|; \theta_{\text{ВХ}}^{\text{рез}})$ . Затем рассчитывается продолжительность баллистической паузы от момента НШС до момента включения ДУ третьей ступени и после ее включения выполняется наведение ИБР для реализации выбранных условий входа.

Укрупненный алгоритм подготовки и использования резервных условий входа ОИ в атмосферу схематично приведен на рис. 4, 5.



Рис. 4. Алгоритм подготовки резервных условий входа

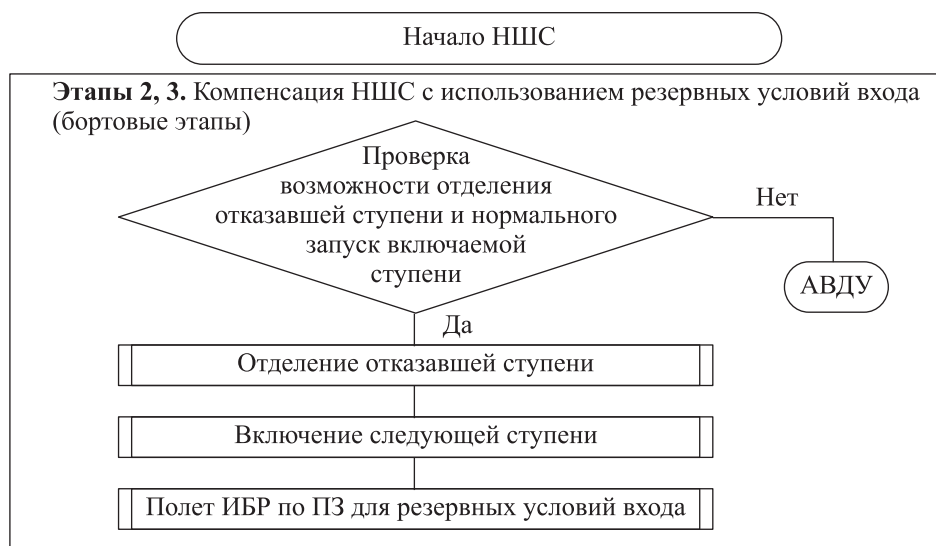


Рис. 5. Алгоритм использования резервных условий входа



**Результаты внешнебаллистических расчетов по определению возможности реализации резервных условий входа ОИ в атмосферу.** Номинальные и резервные условия входа ОИ для случая полного или частичного отказа ДУ второй ступени выбранной модельной ИБР и трассы качественно проиллюстрированы на рис. 6. На второй ступени НШС парируется обеспечением пуска на заданную дальность испытательной трассы и реализацией резервных условий входа. При этом снижение эффективности выполнения задачи летного эксперимента в виде снижения скорости входа компенсируется выходом на одну из резервных траекторий, эквивалентных или близких по нагрузкам номинальной траектории (точка 1):

траекторию, эквивалентную по интегральному тепловому потоку (точка 2);

траекторию, эквивалентную по скоростному напору (точка 3).

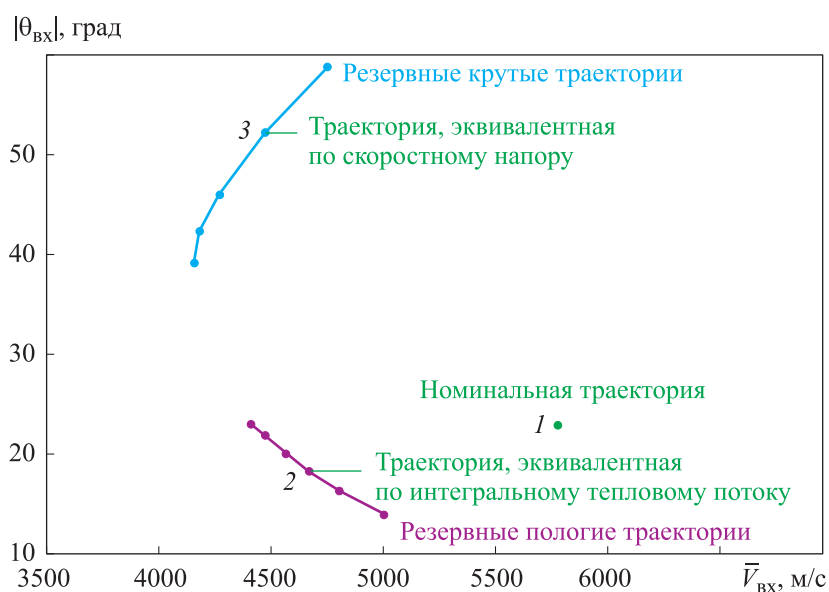
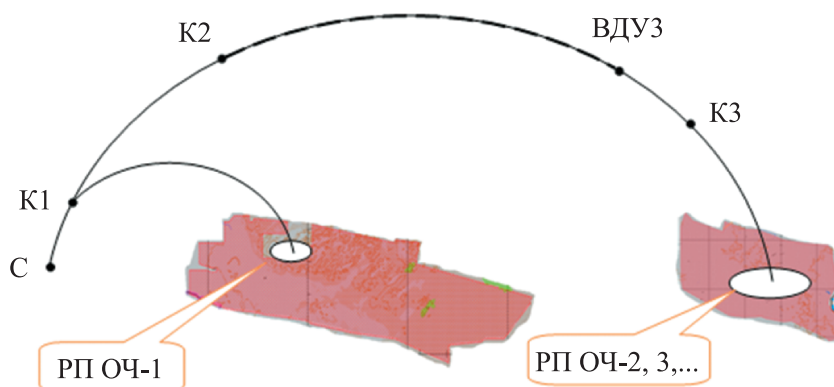


Рис. 6. Номинальные и резервные условия входа ОИ в атмосферу

**Парирование нештатных ситуаций при отказе третьей и следующих ступеней.** Решение задачи парирования НШС с использованием резервных условий входа на третьей и следующих ступенях ИБР возможно при реализации траекторий, когда скорость на момент выключения второй ступени обеспечивает достижение заданной дальности, а третья и следующие ступени используются после баллистической паузы лишь для доразгона ОИ и получения требуемой скорости входа [15]. Такая траектория схематично показана на рис. 7.

Для подобной траектории методика решения рассмотренной выше задачи по определению резервных условий входа и алгоритм

подготовки и использования резервных условий входа (см. рис. 4, 5) при отказе второй ступени распространяются и на случай отказа третьей и следующих ступеней.



**Рис. 7.** Схема траектории многоступенчатой ИБР с баллистической паузой:

С — точка старта ИБР; К1, К2, К3 — окончание работы первой, второй, третьей и следующих ступеней; ВДУ3 — включение ДУ третьей ступени; К2–ВДУ3 — баллистическая пауза

**Заключение.** Выполнена постановка задачи определения резервных условий входа ОИ ИБР при возникновении НШС на второй и следующих ступенях ракеты, а также построен алгоритм решения задачи. На расчетных моделях доказано существование решения данной задачи при типовых весовых, энергетических и конструктивных параметрах многоступенчатой ракеты в пределах принятой для моделирования дальности полета ракеты ИБР. В целом представленный материал подтверждает целесообразность и доказывает возможность разработки и применения резервных условий входа ОИ в атмосферу для многоступенчатых ракет при условии возникновения НШС на второй и следующих ступенях. Это позволяет повысить вероятность выполнения целевой задачи ЛИ ИБР, хотя и с меньшей эффективностью, но с исключением аварийного завершения пуска и полного невыполнения задач ЛИ.

Преимущество рассмотренного в статье способа определения резервных условий входа ИБР с ОИ при возникновении НШС заключается в том, что он реализуется алгоритмическим путем и не требуется доработка конструкции ИБР. При этом в состав компенсируемых параметров входят наиболее вероятные отказы ступени: незапуск ДУ, преждевременное выключение ДУ, пониженный удельный импульс тяги и предпосылка к потере устойчивости (последний тип отказа компенсируется при упомянутых выше ограничениях для ИБР с ЖРД и РДДТ, которые имеют систему отсечки тяги).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Мишин В.П., Безвербый В.К., Панкратов Б.М. *Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы)*. Москва, Машиностроение, 1985, 360 с.
- [2] Аверкиев Н.Ф. *Резервные орбиты космических аппаратов: монография*. Санкт-Петербург, ВКА им. А.Ф. Можайского, 2015, 116 с.
- [3] Аверкиев Н.Ф., Власов С.А., Кульвиц А.В., Салов В.В. Обоснование параметров резервных орбит при выведении космического аппарата в случае возникновения нештатных условий. *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*, 2019, т. 21, № 1, с. 105–113.
- [4] Аверкиев Н.Ф., Богачёв С.А., Власов С.А. и др. Квазисинхронные резервные орбиты КА. *Двойные технологии*, 2017, № 4 (81), с. 18–20.
- [5] Аверкиев Н.Ф., Булекбаев Д.А., Ключников В.Ю. Влияние районов падения отделяемых частей ракет космического назначения на параметры резервных орбит космических аппаратов. *Двойные технологии*, 2014, № 2 (67), с. 58–60.
- [6] Агапов И.В., Шатров Я.Т. Учет показателей безопасности при выборе трасс пусков ракет-носителей и районов падения их отделяющихся частей. *Космонавтика и ракетостроение*, 1999, № 15, с. 49–57.
- [7] Аверкиев Н.Ф., Булекбаев Д.А. Задача синтеза экономичных трасс запуска космических аппаратов. *Вооружение и экономика*, 2012, № 5 (21), с. 60–64.
- [8] Миняев С.И. О терминологических и методических направлениях совершенствования понятия области входа объекта испытаний в атмосферу. *Научно-технический журнал «Труды ФГУП «НПЦАП. Системы и приборы управления»*, 2022, № 3 (57), с. 31–52.
- [9] Алаторцев А.И., Андрух О.Н., Вышегородцев Е.Н., Силенко С.А. *Механика полета ракет*. Серпухов, МО РФ, 2014, 486 с.
- [10] Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П. *Баллистика управляемых ракет дальнего действия*. Москва, Наука, 1966, 307 с.
- [11] Куреев В.Д. *Введение в теорию синтеза траекторий безопасного выведения космических аппаратов на орбиты: монография*. Санкт-Петербург, ВКА им. А.Ф. Можайского, 1998, 111 с.
- [12] Куреев В.Д., Миняев С.И., Черниченко В.Б. Критерии формирования траекторий исследовательских баллистических ракет. *Тезисы докладов на XXII Научно-технической конференции ученых и специалистов, ПАО «РКК «Энергия»*. Королев, 2021, с. 465–467.  
<https://conf.energia.ru/images/tezis.pdf> (дата обращения 12.12.2021).
- [13] Куреев В.Д., Миняев С.И., Черниченко В.Б. Формирование траекторий исследовательских баллистических ракет по параметрам тепловых потоков и скоростных напоров, воздействующих на объект испытаний. *Сборник научных статей*. 4 ГЦМП МО РФ, 2021, книга 2, с. 275–286.
- [14] Миняев С.И., Черепенькина К.О. Глобальный численный поиск «жестких» и «горячих» точек атмосферы Земли. *Известия Института инженерной физики*, 2022, № 1 (63), с. 5–9.
- [15] Куреев В.Д., Миняев С.И., Черниченко В.Б. Внешнебаллистическая проработка возможностей сокращения числа используемых выделенных районов при проведении пусков исследовательских ракет. *Научно-технический сборник «Труды МИТ», том 21, часть 1*. Москва, 2021, с. 114–122.

Статья поступила в редакцию 20.06.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Куреев В.Д., Миняев С.И., Черниченко В.Б. Парирование нештатных ситуаций при пусках исследовательских баллистических ракет с созданием резервных условий входа объекта испытаний в атмосферу. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-2-2253>

**Куреев Виктор Дмитриевич** — д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник АО «Корпорация «Московский институт теплотехники»; автор более 50 работ в области внешней баллистики и безопасности космической и ракетной техники. e-mail: [vdkureev@mail.ru](mailto:vdkureev@mail.ru)

**Миняев Сергей Игоревич** — канд. физ.-мат. наук, начальник отдела АО «Корпорация «Московский институт теплотехники»; автор более 30 работ в области внешней баллистики ракет дальнего действия и математической теории управления объектами с временными запаздываниями. e-mail: [Sergey\\_integral@mail.ru](mailto:Sergey_integral@mail.ru)

**Черниченко Вадим Борисович** — канд. техн. наук, первый заместитель начальника отдела — начальник сектора АО «Корпорация «Московский институт теплотехники»; автор более 20 работ в области внешней и экспериментальной баллистики ракет дальнего действия. e-mail: [postvbcher@yandex.ru](mailto:postvbcher@yandex.ru)

## **Parrying emergency situations during launches of research ballistic missiles with creating backup conditions for the test object entry into the atmosphere**

© V.D. Kureev, S.I. Minyaev, V.B. Chernichenko

JSC "Corporation "Moscow Institute of Thermal Engineering",  
Moscow, 127273, Russia

*The article is devoted to solving the problem of determining and implementing backup conditions for the research ballistic missiles entry with the test objects in the inflight emergency situations. A test object is understood as a descent vehicle entering the atmosphere and moving at the speed close to the first cosmic velocity. In emergency situations during launch and on the active trajectory leg, backup entry conditions are making it possible to carry out the guaranteed flight testing, albeit with less efficiency, but with exception of the launch emergency completion and complete failure in fulfilling the flight test tasks. Detailed study of this problem is quite suitable for practical implementation and goes far beyond the scope of this work, since it requires design studies, including aerodynamic, dynamic, thermal and strength calculations, as well as the development of additional onboard and pre-launch algorithms. This paper notes only certain main features in decision making to terminate or continue the flight after the emergency situations for a research ballistic missile with liquid rocket engines and solid propellant rocket engines. Mathematical apparatus of the external ballistic design is used to solve the problem.*

**Keywords:** *flight tests, research ballistic missile, emergency situation, backup entry conditions*

### REFERENCES

- [1] Mishin V.P., Bezverby V.K., Pankratov B.M. *Osnovy proektirovaniya letatelnykh apparatov (transportnye sistemy)* [Fundamentals of aerial vehicles design (transport systems)]. Moscow, Mashinostroenie, 1985, 360 p.
- [2] Averkiev N.F. *Rezervnye orbity kosmicheskikh apparatov: monografiya* [Spacecraft reserve orbits: monograph]. Saint Petersburg, Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky Publ., 2015, 116 p.
- [3] Averkiev N.F., Vlasov S.A., Kulvits A.V., Salov V.V. Obosnovanie parametrov rezervnykh orbit pri vyvedenii kosmicheskogo apparata v sluchae vozniknoveniya neshtatnykh situatsiy [Substantiation of the parameters of backup orbits during injection of the spacecraft in case of emergency conditions]. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiyskoy akademii nauk — Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2019. vol. 21, no. 1, pp. 105–113.
- [4] Averkiev N.F., Bogachev S.A., Vlasov S.A. et al. Kvazisinkhronnye rezervnye orbity KA [Quasisynchronous reserve orbits]. *Dvoynye tekhnologii — Dual Technologies*, 2017, no. 4 (81), pp. 18–20.
- [5] Averkiev N.F., Bulekbaev D.A., Klyushnikov V.Yu. Vliyanie rayonov padeniya otdelnykh chastey raket kosmicheskogo naznacheniya na parametry rezervnykh orbit kosmicheskikh apparatov [Influence of impact areas of spacecrafts detachable elements on parameters of spacecrafts reserve orbits]. *Dvoynye tekhnologii — Dual Technologies*, 2014, no. 2 (67), pp. 58–60.
- [6] Agapov I.V., Shatrov Ya.T. Uchet pokazateley bezopasnosti pri vybore trass puskov raket-nositeley i rayony padeniya ikh otdelyayuschikhsya chastey

- [Accounting for safety indicators when choosing launch routes for launch vehicles and areas of their separating parts fall]. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 1999, no. 15, pp. 49–57.
- [7] Averkiev N.F., Bulekbaev D.A. Zadacha sinteza ekonomichnykh trass zapuska kosmicheskikh apparatov [The problem of synthesis of economical launch routes for spacecraft]. *Vooruzhenie i ekonomika — Armament and Economics*, 2012, no. 5 (21), pp. 60–64.
- [8] Minyaev S.I. O terminologicheskikh i metodicheskikh napravleniyakh sovershenstvovaniya ponyatiya oblasti vkhoda obyektu ispytaniya v atmosferu [On the terminological and methodological directions of improving the concept of the area of entry of the test object into the atmosphere]. *Nauchno-tekhnicheskii zhurnal “Trudy FGUP “NPTsAP. Sistemy i pribory upravleniya” — Scientific and technical journal “Proceedings of the Federal State Unitary Enterprise “NPTSAP. Systems and control devices”*, 2022, issue 3 (57), pp. 31–52.
- [9] Alatorsev A.I., Andrukh O.N., Vyshegorodtsev E.N., Silenko S.A. *Mekhanika poleta raket* [Rocket flight mechanics]. Serpukhov, MO RF Publ., 2014, 486 p.
- [10] Appazov R.F., Lavrov S.S., Mishin V.P. *Ballistika upravlyaemykh raket dalnego deystviya* [Ballistics of long-range guided missiles]. Moscow, Nauka Publ., 1966, 307 p.
- [11] Kureev V.D. *Vvedenie v teoriyu sinteza traektoriy bezopasnogo vyvedeniya kosmicheskikh apparatov na orbity: monografiya* [Introduction to the theory of synthesis of trajectories for the safe launch of spacecraft into orbits: monograph]. Saint Petersburg, Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky Publ., 1998, 111 p.
- [12] Kureev V.D., Minyaev S.I., Chernichenko V.B. Kriterii formirovaniya traektoriy issledovatel'skikh ballisticheskikh raket [Criteria for the formation of trajectories of research ballistic missiles]. In: *Tezisy dokladov na XXII Nauchno-prakticheskoy konferentsii uchenykh i spetsialistov PAO RKK “Energiya”* [Abstracts of reports at the XXII Scientific and Technical Conference of Scientists and Specialists, PJSC RSC Energia]. Korolev, 2021, pp. 465–467. Available at: <https://conf.energia.ru/images/tezis.pdf> (accessed December 12, 2021).
- [13] Kureev V.D., Minyaev S.I., Chernichenko V.B. Formirovanie traektoriy issledovatel'skikh ballisticheskikh raket po parametram teplovykh potokov i skorostnykh naporov, vozdeystvuyuschikh na obyekt ispytaniya [Formation of trajectories of research ballistic missiles according to the parameters of heat flows and velocity pressures affecting the test object]. In: *Sbornik nauchnykh statey* [Collection of scientific articles]. 4th GTsMP MO RF Publ., 2021, book two, pp. 275–286.
- [14] Minyaev S.I., Cherepenkina K.O. Globalnyi chislennyi poisk “zhestkikh” i “goryachikh” toчек atmosfery Zemli [Global numerical search for “hard” and “hot” points of the Earth's atmosphere]. *Izvestiya Instituta inzhenernoy fiziki (Proceedings of the Institute of Engineering Physics)*, 2022, iss. 1 (63), pp. 5–9.
- [15] Kureev V.D., Minyaev S.I., Chernichenko V.B. Vneshneballisticheskaya prarabotka vozmozhnostey sokrascheniya chisla ispolzuemykh vydelennykh rayonov pri provedenii puskov issledovatel'skikh raket [External ballistic study of the possibilities of reducing the number of allocated areas used during launches of the research missiles]. In: *Nauchno-tekhnicheskii sbornik “Trudy MIT”* [Scientific and technical collection Proceedings of MIT], vol. 21, part 1. Moscow, 2021, pp. 114–122.

**Kureev V.D.**, Dr. Sc. (Eng.), Leading Researcher, JSC “Corporation «MIT»”; author of more than 50 works in the field of external ballistics and safety of space and rocket systems. e-mail: vdkureev@mail.ru

**Minyaev S.I.**, Cand. Sc. (Phys.-Math.), Head of Department, JSC “Corporation «MIT»”; author of more than 30 works in the field of external ballistics of long-range missiles and mathematical theory of control of objects with time delays.

e-mail: [Sergey\\_integral@mail.ru](mailto:Sergey_integral@mail.ru)

**Chernichenko V.B.**, Cand. Sc. (Eng.), First Deputy Head of Department — Head of Sector, JSC “Corporation «MIT»”; author of more than 20 works in the field of external and experimental ballistics of the long-range missiles. e-mail: [postvbcher@yandex.ru](mailto:postvbcher@yandex.ru)