

УДК 623.543; 629.762.2

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-351-359

Для цитирования: Миняев С. И. Повышение возможностей испытательной баллистической ракеты по разведению объектов испытаний // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 3. С. 351–359. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-351-359.

For citation: Minyaev S. I. [Increasing the capabilities of a test ballistic missile to separate test objects]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 3, P. 351–359. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-351-359.

Повышение возможностей испытательной баллистической ракеты по разведению объектов испытаний

С. И. Миняев

АО «Корпорация «Московский институт теплотехники»
Российская Федерация, 127273, г. Москва, ул. Березовая аллея, 10
E-mail: info@corp-mit.ru

Предметом исследования настоящей работы являются траекторные характеристики испытательной баллистической ракеты (ИБР) дальнего действия.

Цель исследования – повышение возможностей ИБР по разведению объектов испытаний (ОИ). При этом в качестве обобщенной количественной меры данного повышения принят запас топлива ступени разведения (СР), расходуемого на разведение ОИ.

Поставлена и численно-аналитически решена проектно-баллистическая задача рационализации распределения имеющегося топлива СР ИБР между следующими основными характерными участками её полета: компенсации недолета последней маршевой ступени; разворотов с последующей угловой стабилизацией, отхода и увода; отделения ОИ (участок разведения).

В результате показано, что без снижения качества выполнения задач пусков ИБР допустимо перераспределение расходуемого топлива СР между данными участками относительно распределения для штатной баллистической ракеты (ШБР), приводящее к существенному увеличению его запаса, расходуемого на участке отделения ОИ (при полете по баллистической вертикали).

При этом достигается цель исследования – повышаются возможности ИБР по разведению ОИ, что, при непосредственном планировании пусков, может выражаться в увеличении количества и / или суммарной массы ОИ и/или увеличении скоростных или временных интервалов в порядке последовательного отделения ОИ.

В приведенных численных примерах (использующих в качестве ИБР переоборудованную трехступенчатую ШБР) также прослеживается существенная зависимость количества приращения топлива СР, расходуемого на участке отделения ОИ, от следующих траекторных условий испытательных пусков (соответствующие исходные данные (ИД) для расчетов заимствованы из ранее опубликованной работы автора): протяженности трассы; кинематических параметров выведения в момент начала автономного полета СР, определяемых задачей пуска.

В ходе исследования применены методы теории полета и проектной баллистики ракет дальнего действия.

В качестве заключения можно отметить, что рассмотренные задача и методы её решения могут быть полезны (естественно, с учетом проведения необходимых специализированных доработок) в работах уровня исполнительской баллистики при планировании и оценке результатов пусков ИБР.

Ключевые слова: рациональное распределение количества топлива, ступень разведения, испытательная баллистическая ракета.

Increasing the capabilities of a test ballistic missile to separate test objects

S. I. Minyaev

JSC Corporation Moscow Institute of Heat Technology
10, Berezhovaya alleya, Moscow, 127273, Russian Federation
E-mail: info@corp-mit.ru

The subject of this study is the trajectory characteristics of the long-range test ballistic missile (TBM).

The purpose of the study is to increase the capabilities of TBM in separating test object (TO). At the same time, as a generalized quantitative measure of this increasing the post-boost vehicle (PBV) fuel reserve consumed for separation of TO is taken.

The design-ballistic task of rationalizing the distribution of the available fuel of the TBM DS between the following main characteristic section of its flight has been set and numerically and analytically solved: final sustainer stage underperformance compensation; turns with subsequent angular stabilization, retreats and lead away; TO disconnection (separation section).

As a result, it is shown that without reducing the quality of TBM launch tasks, it is permissible to redistribute the consumed fuel of the PBV between these section relative to the distribution for a standard ballistic missile (SBM), leading to a significant increase in its reserve consumed in the section of disconnection of the TO (when flying along the ballistic vertical).

At the same time, the purpose of the study is achieved – the capabilities of the TBM in the separation of the TO are increased, which, while direct planning of launches is evaluating, can be expressed in an increase in the number and/or total mass of the TO and/or an increase in speed or time intervals in the order of sequential disconnections of the TO.

The given numerical examples (using a converted three-stage SBM as a TBM) also show a significant dependence of the amount of fuel increment of the PBV consumed at the TO disconnections of the trajectory conditions of test launches (the corresponding initial data (ID) for calculations are borrowed from the author's previously published work): length of the route; kinematic parameters of launch at the moment of independent PBS flight beginning determined by the launch task.

During the study, methods of flight theory and design ballistics of LR missiles were used.

As a conclusion, it can be noted that the considered task and methods for its solution can be useful (of course, taking into account the necessary specialized improvements) in works of the executive ballistics level when planning and evaluating the result of TBM launches.

Keywords: rational distribution of fuel quantity, post-boost vehicle, test ballistic missile.

1. Введение

Настоящая работа посвящена вопросу обоснования рационального распределения количества топлива, расходуемого СР ИБР дальнего действия (переоборудываемой из ШБР [1]) на характерных участках её полета.

Целью такой работы является повышение возможностей ИБР по разведению типовых баллистических ОИ [2] (под возможностями разведения понимается количество и/или суммарная масса ОИ и/или интервалы в порядке последовательного отделения ОИ. Стремление же повысить данные возможности естественным образом связано с желанием максимизировать экономическую отдачу от использования ИБР [1]).

Намеченная цель достигается при следующих основных положениях и ограничениях:

– под повышением располагаемых возможностей разведения понимается увеличение массы топлива, расходуемого при разведении ОИ на участке отделения ОИ от СР [3];

– с учетом принципиальных различий между идеологией построения траекторий ШБР (обеспечение попадания в заданную точку прицеливания (ТПр) с заданной точностью и

в заданное время) и ИБР (обеспечение выведения испытываемых ОИ с обеспечением запланированных уровней механических или тепловых нагрузений на атмосферном пассивном участке траектории [4]), в настоящей работе прорабатывается идея экономии топлива СР ИБР при компенсации недолета последней маршевой ступени относительно ТПр;

– реализуется данная идея за счет неполной компенсации вышеуказанного недолета (в общем случае, возможно, и перелета) компенсацией его только в проекции на λ -направление с расширением множества на поверхности Земли, на которое осуществляется наведение СР [2], с общепринятой ТПр [5] до некоторой линии прицеливания (ЛПр), ориентированной по оси естественной дальности целевой системы координат [6], с центром в ТПр (при этом допустимая длина ЛПр определяется исходя из требований по безопасности и информативности пуска с учетом размещения на местности траекторных средств получения информации [7]; условий обеспечения требуемой точности работы данных траекторных средств [8; 9]; обширности и доступности территорий, подлежащих обязательному обследованию и оповещению перед пуском [7]).

О ранее опубликованных работах других авторов, посвященных подобным исследованиям, автору настоящей статьи не известно.

Далее в статье:

- в разделе 2 приведено описание используемых модельных ИД и математических моделей;
- в разделе 3 сформулирована постановка задачи и изложены методы её решения;
- в разделе 4 приведены примеры решения поставленной задачи;
- в разделе 5 приведено заключение о проделанной работе.

2. Используемые ИД и математические модели

Настоящая работа больше относится к направлению проектной баллистики, чем к направлению баллистики обеспечения пусков (в терминологии [10; 11]), в связи с чем использование относительно простых математических моделей полета призвано повысить как наглядность исследований (не внося излишних сложностей чисто технического характера в восприятие материала), так и общность достигнутых результатов. С этой целью в статье приведены численные примеры. При желании читателем может быть проведено самостоятельное наращивание степени подробности используемых математических моделей.

2.1. Описание модельных ИД в части ШБР:

- максимальная прицельная дальность стрельбы 10000,0 км [12];
- максимальный недолет (разумеется, по некоторому достаточно высокому уровню вероятности [6]) последней маршевой ступени по кажущейся скорости $\Delta W_{\text{гар}} = 70,3$ м/с [12];
- СР отделяет все ОИ на одном участке движения в направлении баллистической вертикали (v -направление) [6] (при этом осуществляется трехпараметрическое терминальное наведение на плановые геодезические ТПр и полное полетное время [2]);
- совокупность ОИ имеет общую массу $m_{\text{ОИ}}$;
- полный запас топлива двигательной установки СР с начальной массой $m_{\text{СР}} = 525,5$ кг [12] составляет $\omega_{\text{пол}} = 25,62$ кг [12] и представляется в виде суммы [10; 12]

$$\omega_{\text{пол}} = \omega_{\text{гар}} + \omega_{\text{р+отх}} + \omega_{\text{уо}}, \quad (1)$$

где гарантийные запасы топлива [6; 12], расходуемые на компенсацию $\Delta W_{\text{гар}}$, вычисляются по формуле

$$\omega_{\text{гар}} = \frac{\Delta W_{\text{гар}} \cdot m_{\text{СР}}}{J_1 \cdot \cos(\alpha)}, \quad (2)$$

расходы на разворот СР на v -направление, её стабилизацию, отход и увод СР от последнего отделившегося ОИ задаются постоянными и равными $\omega_{\text{р+отх}} = 4,49$ кг [12];

– расходы на обеспечение отделения ОИ в заданном порядке $\omega_{\text{уо}}$ [12] вычисляются по формуле (1);

– масса СР представляется в виде суммы [12]

$$m_{\text{СР}} = 1,1 \cdot (m_{\text{ОИ}} + m_{\text{ПЛ}} + m_{\text{СУ}} + m_{\text{КСР}} + m_{\text{КДУ}} + \omega_{\text{пол}}). \quad (3)$$

2.2. Описание модельных ИД в части ИБР:

– задаются кинематические параметры траектории в момент t_k окончания работы двигательной установки последней (3-й) маршевой ступени и начала работы двигательной установки СР в следующем объеме:

V_k – модуль земной скорости;

θ_k – угол наклона земной скорости к местному горизонту;

h_k – высота над поверхностью Земли;

φ_k – угловая дальность от точки старта до подспутниковой точки;

$\varphi_{\text{пол}}$ – угловая дальность от точки старта до ТПр;

– используется «импульсный» подход [13] в пространстве кажущихся скоростей для расчета конечных параметров полета СР на основе заданных конечных параметров полета последней маршевой ступени;

– значение $\omega_{\text{р+отх}}$ заимствуется от ШБР;

– задается новое значение массы совокупности испытываемых ОИ $m_{\text{ОИ}}$.

3. Постановка задачи и методы её решения

3.1. Для ИД, приведенных в подразделе 2.2, задача состоит в получении количественной сравнительной оценки ω_{yo} :

– с полной компенсацией недолета последней маршевой ступени (идеология построения траектории ШБР);

– с неполной компенсацией недоleta последней маршевой ступени (идеология построения траектории ИБР).

3.2. Для решения поставленной задачи используются два метода:

– метод А – компенсация промаха последней маршевой ступени ИБР производится только в проекции на λ -направлении (т. е. осуществляется двухпараметрическое терминальное наведение на плановые геодезические ТПр [2]);

– метод Б – наведение СР на ЛПр (более точно применительно к практическим приложениям – например, на граничную точку ЛПр или ближайшую к ТПр достижимую точку ЛПр в зависимости от фактически реализовавшегося недоleta), в результате чего уменьшается величина компенсируемого промаха последней маршевой ступени λ -направления.

Естественно, что рациональное применение данных методов является последовательным:

– сначала метод А;

– затем метод Б (в совокупности с ранее примененным методом А).

В ходе применения метода А:

– проводится расчет максимального недоleta последней маршевой ступени в проекции на λ -направление:

$$\Delta W_{\text{гар},\lambda} = \Delta W_{\text{гар}} \cdot \cos(\theta_{\lambda} - \theta_k); \quad (4)$$

– определяется соответствующий гарантийный запас топлива:

$$\omega_{\text{гар},\lambda} = \frac{\Delta W_{\text{гар},\lambda} \cdot m_{\text{СР}}}{J_1 \cdot \cos(\alpha)}; \quad (5)$$

– определяется новое значение массы топлива, расходуемого на участке отделения:

$$\omega_{\text{yo},\lambda} = \omega_{\text{пол}} - \omega_{\text{гар},\lambda} - \omega_{\text{р+отх}}. \quad (6)$$

В ходе применения метода Б:

– задается допустимая ЛПр $[-L_{\text{ЛПр}}; L_{\text{ЛПр}}]$ с ТПр в точке в 0;

– вычисляется по первой формуле (3.9) источника [14] по значениям V_k , θ_k , h_k , φ_k и $\varphi_{пол}$ частная баллистическая производная $\partial L / \partial V_k$ (в настоящей работе она используется при оценке приращения дальности на пассивном участке траектории. Как видно, при этом предполагается упрощенный учет его атмосферной части, что, однако, является достаточным для проектно-баллистического уровня расчетов. Более точный расчет данной производной или полный отказ от её использования за счет выполнения непосредственного интегрирования уравнений движения ОИ с учетом зависимости метеопараметров атмосферы от геодезических координат и месяца года целесообразно выполнять при подготовке данных на пуски);

– определяется допустимая величина не компенсируемого промаха последней маршевой ступени:

$$\delta W_k = \frac{L_{лпр}}{\frac{\partial L}{\partial V_k}}; \quad (7)$$

– определяется её проекция на λ -направление:

$$\delta W_{гар,\lambda} = \delta W_{гар} \cdot \cos(\theta_\lambda - \theta_k); \quad (8)$$

– компенсируемый промах в проекции на λ -направление уменьшается на допустимую величину:

$$\Delta W_{гар,\lambda}^* = \Delta W_{гар,\lambda} - \delta W_{гар,\lambda}; \quad (9)$$

– корректируется гарантийный запас топлива:

$$\omega_{гар,\lambda}^* = \frac{\Delta W_{гар,\lambda}^* \cdot m_{ср}}{J_1 \cdot \cos(\alpha)}; \quad (10)$$

– определяется скорректированное значение массы топлива, расходуемого на участке отделения:

$$\omega_{уо,\lambda}^* = \omega_{пол} - \omega_{гар,\lambda}^* - \omega_{р+отх}. \quad (11)$$

Сравнение схем полета СР ШБР и СР ИБР без использования ЛПр проиллюстрировано на рис. 1. Схема полета СР ИБР при введении ЛПр приведена на рис. 2.

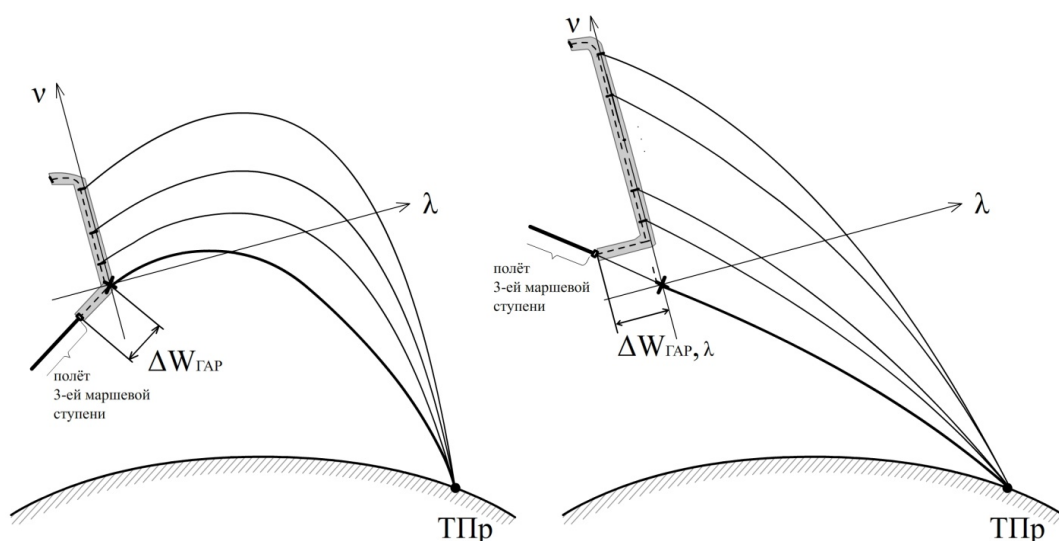


Рис. 1. Схемы полета СР (серым цветом) ШБР (слева) и ИБР (справа) без ЛПр

Fig. 1. Flight diagrams of SBM (left) and TBM (right) PBV (grey) without targeting line

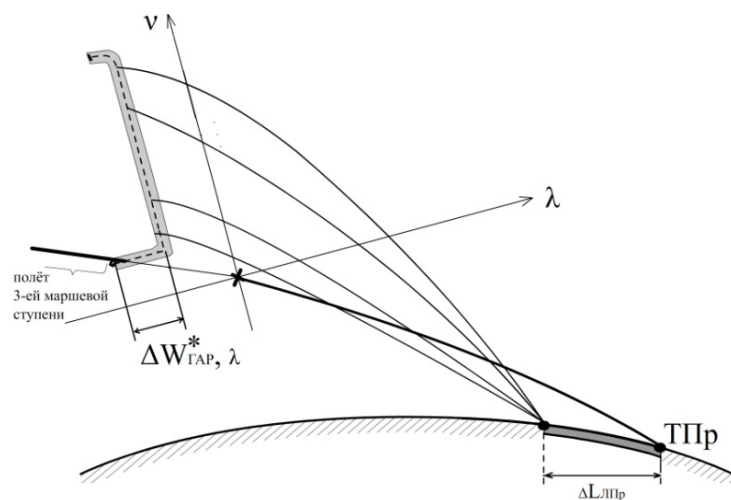


Рис. 2. Схема полета СР (серым цветом) ИБР с ЛПр

Fig. 2. Flight diagrams of TBM PBV (grey) with targeting line

4. Решение задачи на примере модельных ИД

4.1. Пример 1: стрельба ИБР на полигонную дальность 2000,0 км с траекторными параметрами в момент t_k [15]:

$$V_k = 5676,6 \text{ м/с};$$

$$\theta_k = -18,9^\circ;$$

$$h_k = 250847,1 \text{ м};$$

$$\varphi_k = 12,39^\circ;$$

$$\varphi_{\text{пол}} = 17,99^\circ.$$

Задается новое значение $m_{\text{ОИ}} = 331,3 \text{ кг}$ (на 100,0 кг больше исходного значения для ШБР [12]).

Задается $L_{\text{ЛПр}} = 1,0 \text{ км}$.

Результаты расчетов приведены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты расчетов для примера 1

	Идеология ШБР	Идеология ИБР	
		Метод А	Методы А и Б
Компенсированный недостаток, м/с	$\Delta W_{\text{гар}} = 70,3$ (ИД раздела 2)	$\Delta W_{\text{гар},\lambda} = 12,1$ (по формуле (4))	$\Delta W_{\text{гар},\lambda}^* = 8,5$ (по формулам (7, 8, 9))
Гарантийный запас топлива СР, кг	$\omega_{\text{гар}} = 19,75$ (по формулам (3, 2))	$\omega_{\text{гар},\lambda} = 3,40$ (по формуле (5))	$\omega_{\text{гар},\lambda}^* = 2,39$ (по формуле (10))
Топливо, расходуемое на отделение, кг	$\omega_{\text{yo}} = 1,38$ (по формуле (1))	$\omega_{\text{yo},\lambda} = 17,73$ (по формуле (6))	$\omega_{\text{yo},\lambda}^* = 18,74$ (по формуле (11))

Из табл. 1 следует, что для принятых ИД:

– применение метода А позволяет существенно (в 12,85 раза) увеличить ω_{yo} ;

– дополнительное применение метода Б позволяет увеличить ω_{yo} ещё в 1,06 раза.

4.2. Пример 2: стрельба ИБР на полигонную дальность 6000,0 км с траекторными параметрами в момент t_k [15]:

$$V_k = 5680,6 \text{ м/с};$$

$$\theta_k = 11,47^\circ;$$

$$h_k = 644904,6 \text{ м};$$

$$\varphi_k = 9,08^\circ;$$

$$\varphi_{\text{пол}} = 53,96^\circ.$$

Задается новое значение $m_{\text{ОИ}} = 281,3$ кг (на 50,0 кг больше исходного значения для ШБР [12]).
 Задается $L_{\text{ЛПР}} = 4,0$ км.
 Результаты расчетов приведены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты расчетов для примера 2

	Идеология ШБР	Идеология ИБР	
		Метод А	Методы А и Б
Компенсируемый недо- лет, м/с	$\Delta W_{\text{гар}} = 70,3$ (ИД раздела 2)	$\Delta W_{\text{гар},\lambda} = 63,3$ (по формуле (4))	$\Delta W_{\text{гар},\lambda}^* = 62,0$ (по формулам (7, 8, 9))
Гарантийный запас топ- лива СР, кг	$\omega_{\text{гар}} = 18,04$ (по формулам (3, 2))	$\omega_{\text{гар},\lambda} = 16,25$ (по формуле (5))	$\omega_{\text{гар},\lambda}^* = 15,9$ (по формуле (10))
Топливо, расходуемое на отделение, кг	$\omega_{\text{yo}} = 3,09$ (по формуле (1))	$\omega_{\text{yo},\lambda} = 4,88$ (по формуле (6))	$\omega_{\text{yo},\lambda}^* = 5,23$ (по формуле (11))

Из табл. 2 следует, что для принятых ИД:

- применение метода А позволяет увеличить ω_{yo} в 1,58 раза;
- дополнительное применение метода Б позволяет увеличить ω_{yo} еще в 1,07 раза.

5. Заключение

Из изложенного следует, что поставленная цель исследований достигнута, а именно:

- решена проектно-баллистическая задача реализации рационального распределения расходуемого топлива СР ИБР;
- разработан двухэтапный метод повышения возможностей ИБР по разведению ОИ.

Предлагаемый двухэтапный метод позволяет существенно (до нескольких раз) увеличить располагаемый запас топлива СР, предназначенный для разведения ОИ.

Рассмотренная задача и предложенные методы её решения могут быть, с необходимыми специализированными доработками (например, с учетом районов падения отделяемых частей ИБР по конкретной трассе пусков [16, 17]), использованы в работах уровня исполнительной баллистики при планировании и оценке результатов пусков ИБР дальнего действия.

Библиографические ссылки

1. Веселовский А. В. Ядерный щит. Записки испытателя // Саров: РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2003. 256 с.
2. Разорёнов Г. Н., Бахрамов Э. А., Титов Ю. Ф. Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями). М. : Машиностроение, 2003. 584 с.
3. Лебедев Г. Н. Системы управления летательными аппаратами. М. : Изд-во МАИ, 2007. 756 с.
4. 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 // Сб. науч. ст. 4 ГЦМП МО РФ 2021 г. 2021. Кн. 2. С. 275–286.
5. Энциклопедия Ракетных войск стратегического назначения. М. : Премьер Партнер, 2014. 875 с.
6. Разоренов Г. Н. Лекции по механике полета баллистических ракет. М. : Машиностроение ; Полет, 2019. 564 с.
7. Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения : монография / В. В. Авдошкин, Н. Ф. Аверкиев, А. А. Ардашок и др. ; под ред. А. С. Фадеева, Н. Ф. Аверкиева. СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. 372 с.
8. Проектирование и испытания баллистических ракет / под ред. В. И. Варфоломеева, М. И. Копытова. М. : Воениздат, 1970. 392 с.

9. Щит России: системы противоракетной обороны / В. С. Белоус и др. М. : Из-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009. 504 с.
10. Тестоведов Н. А., Кольга В. В., Семенов Л. А. Проектирование и конструирование баллистических ракет и ракет-носителей / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. 308 с.
11. Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н. Внешняя баллистика. М. : Машиностроение, 2005. 608 с.
12. Основы проектирования твердотопливных управляемых баллистических ракет / Ю. М. Николаев, С. Д. Панин, Ю. С. Соломонов, М. П. Сычев. Ч. 2. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2000. 140 с.
13. Сихарулидзе Ю. Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. 407 с.
14. Основы проектирования твердотопливных управляемых баллистических ракет / Ю. М. Николаев, С. Д. Панин, Ю. С. Соломонов, М. П. Сычев. Ч. 1. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1998. 104 с.
15. Миняев С. И. Баллистическая пауза на траекториях испытательных ракет: назначение и оценка эффективности // Труды НППЦАП. 2023. Т. 3(65). С. 27–40.
16. Куреев В. Д., Миняев С. И., Черниченко В. Б. Внешнебаллистическая проработка возможностей сокращения числа используемых выделенных районов при проведении пусков исследовательских ракет // Труды МИТ. 2021. Т. 21, ч. 1. С. 114–122.
17. Миняев С. И. Подход к назначению размеров районов падения отделяемых частей и аварийных трасс при пусках баллистических ракет дальнего действия // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2022. Вып. 122. С. 67–75.

References

1. Veselovskiy A. V. *Yadernyy shchit. Zapiski ispytatelya* [Nuclear shield. Notes from the tester]. Sarov, RFYaTs-VNIIEV Publ., 2003, 256 p.
2. Rasorenov G. N., Bakhramov E. A., Titov Yu. V. *Sistemy upravleniya letatel'nyimi apparatami (ballisticheskimi raketami i ikh golovnymi chastyami)* [Aircraft control systems (ballistic missiles and their warheads)], Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003, 584 p.
3. Lebedev G. N. *Sistemy upravleniya letatel'nyimi apparatami* [Aircraft control system], Moscow, MAI Publ., 2007, 756 p.
4. Kureev V. D., Minyaev S. I., Chernichenko V. B. [Formation of trajectories of research ballistic missiles by parameters of heat flows and velocity heads acting on the test object]. *Sb. nauch. st. 4 GTsMP MO RF 2021 g.* 2021, P. 275–286 (In Russ.).
5. *Entsiklopediya Raketnykh voysk strategicheskogo naznacheniya* [Encyclopedia of Strategic Missile Forces], Moscow, Prem'er partner Publ., 2014, 875 p.
6. Razorenov G. N. *Leksii po mekhanike poleta ballisticheskikh raket* [Lectures on ballistic missile flight mechanics], Moscow, Mashinostroenie, Polet Publ., 2019, 564 p.
7. Fadeev A. S., Avdoshin V. V., Averkiev N. F., Ardashok A. A. *Problemnye voprosy ispol'zovaniya trass zapuskov kosmicheskikh apparatov i rayonov padeniya otdelyayushchikhsya chastey raket kosmicheskogo naznacheniya* [Problematic issues of the use of spacecraft launch routes and areas of impact of separating parts of space rockets]. St. Petersburg, VKA im. A. F. Mozhayskogo Publ., 2016, 392 p.
8. *Proektirovanie i ispytaniya ballisticheskikh raket* [Ballistic missile design and testing]. Ed. Varfolomeev V. I., Kopytov M. I. Moscow, Voenizdat Publ., 1970, 392 p.
9. Belous V. S. et al. *Shchit Rossii: sistemy protivoraketnoy oborony* [Russia shield: missile defense system]. Moscow, MGTU imeni N. E. Bauman Publ., 2009, 504 p.
10. Testovedov N. A., Kolga V. V., Semenov L. A. *Proektirovanie i konstruirovaniye ballisticheskikh raket i raket-nositeley* [Design and engineering of ballistic missiles and launch vehicles]. Krasnoyarsk, 2013, 308 p.

11. Dmitrievskiy A. A, Lysenko L. N. *Vneshnyaya ballistika* [Exterior ballistic]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005, 608 p.
12. Nikolaev Yu. M., Panin S. D., Solomonov Yu. S., Sychev M. P. *Osnovy proektirovaniya tverdotoplivnykh upravlyaemykh ballisticheskikh raket* [Solid fuel guided ballistic missile design fundamentals]. Moscow, MGTU im. N. E. Baumana Publ., Part 2, 2000, 140 p.
13. Sikharulidze Yu. G. *Ballistika i navedenie letatel'nykh apparatov* [Ballistics and guidance of aircraft]. Moscow, BINOM. Laboratoriya znaniy Publ., 2013, 407 p.
14. Nikolaev Yu. M., Panin S. D., Solomonov Yu. S., Sychev M. P. *Osnovy proektirovaniya tverdotoplivnykh upravlyaemykh ballisticheskikh raket* [Solid fuel guided ballistic missile design fundamentals]. Moscow, MGTU im. N. E. Baumana Publ., 1998, Part 1, 104 p.
15. Minyaev S. I. [Ballistic pause on test missile trajectories: purpose and performance evaluation]. *Trudy NPTsAP*. 2023, Vol. 65, No. 3, P. 27–40 (In Russ.).
16. Kureev V. D., Minyaev S. I., Chernichenko V. B. [External ballistic study of the possibilities of reducing the number of allocated areas used when launching research missiles]. *Trudy MIT*. 2021, No. 21, P. 275–286 (In Russ.).
17. Minyaev S. I. [Approach to sizing of drop areas of separated parts and emergency routes during long-range ballistic missile launches]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii raketnykh i artilleriyskikh nauk*. 2022, No. 122, P. 67–75 (In Russ.).

© Миняев С. И., 2024

Миняев Сергей Игоревич – кандидат физико-математических наук, начальник отдела баллистики; АО «Корпорация «Московский институт теплотехники». E-mail: info@corp-mit.ru.

Minyaev Sergey Igorevich – Cand. Sc., head of the department of ballistics; JSC Corporation Moscow Institute of Heat Technology. E-mail: info@corp-mit.ru.
