



УДК 623.52  
ГРНТИ 78.25.13

## БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РАЗРАБОТКИ РАКЕТ С МНОГОРЕЖИМНЫМИ ДВИГАТЕЛЬНЫМИ УСТРОЙСТВАМИ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

*В.Л. БАРАНКИН, кандидат технических наук, доцент  
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)  
В.К. МАШЛЯКОВСКИЙ, кандидат технических наук, доцент  
ФГБУ «3 ЦНИИ» Минобороны России (г. Москва)  
Ф.П. МИРОПОЛЬСКИЙ, доктор технических наук, профессор  
ФГБУ «3 ЦНИИ» Минобороны России (г. Москва)*

В статье изложен новый подход к разработке оригинальных двигательных устройств твердого топлива, основанный на использовании основных положений внутренней и внешней баллистики, обеспечивающих увеличение боевых свойств и возможностей ракетных комплексов различных видов вооруженных сил.

*Ключевые слова:* неуправляемая авиационная ракета; многорежимное двигательное устройство; ракетный двигатель твердого топлива; реактивные системы залпового огня.

### BALLISTIC BASES OF WORKING OUT OF ROCKETS WITH MULTIMODE IMPELLENT DEVICES OF FIRM FUEL

*V.L. BARANKIN, Candidate of Technical Sciences, Assistant Professor  
MESC AF "N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy" (Voronezh)  
V.K. MASHLYAKOVSKIY, Candidate of Technical Sciences, Assistant Professor  
3 CRI of the Air Force of the Department of Defence of the Russian Federation (Moscow)  
F.P. MIROPOL'SKIY, Doctor of Technical Sciences, Professor  
3 CRI of the Air Force of the Department of Defence of the Russian Federation (Moscow)*

In article the new approach to working out of original impellent devices of the firm fuel, based on use of substantive provisions of the internal and external ballistics providing increase of fighting properties and possibilities rocket is stated complexes of various kinds of armed forces.

*Keywords:* an uncontrollable aviation rocket; the multimode impellent device; the rocket engine of firm fuel; jet systems fire.

При разработке ракетных комплексов всех видов Вооруженных сил часто используется энергомассовый критерий  $\bar{m}$ , который определяется как отношение массы полезной нагрузки к стартовой массе ракеты  $m_0$  [1]. Для неуправляемых ракет полезной нагрузкой является масса боевой части  $m_{БЧ}$ , поэтому аналитическое выражение этого критерия может быть представлено в виде [2, 3]:

$$\bar{m} = \frac{m_{БЧ}}{m_0} = \frac{1 - \alpha\lambda}{1 + \lambda}, \quad (1)$$

В формуле (1) обозначены:

$\lambda$  – число Циолковского,

$\alpha$  – коэффициент совершенства массы двигателя.



Согласно определению [4, 5]

$$\lambda = \frac{m_T}{m_0 - m_T}, \quad (2)$$

$$\alpha = \frac{m_{ДВ}}{m_T}, \quad (3)$$

где  $m_T$  – масса топлива,

$m_{ДВ}$  – масса «пустого» двигателя.

В теории ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) для ракет с геометрически подобными двигателями установлена зависимость калибра двигателя (и ракеты) от массы боевой части [6]:

$$d = 2\delta_{cm} + d_K = 2\delta_{cm} + \sqrt[3]{\frac{m_{БЧ}}{\frac{C_T}{\lambda} - (C_K + C_{ЭК})}}, \quad (4)$$

В этой формуле использованы обозначения:

$d_K$  – внутренний диаметр цилиндрической камеры,

$\delta_{cm}$  – толщина стенки камеры;

$C_T, C_K, C_{ЭК}$  – коэффициенты пропорциональности, определяющие массы топлива  $m_T$ , цилиндрической части камеры  $m_K$  и дополнительных элементов конструкции  $m_{ЭК}$  при использовании соотношения  $m = Cd_K^3$ .

Из уравнения (4) следует, что с увеличением массы  $m_{БЧ}$  калибр ракеты растет. Этот факт подтвержден на практике при разработке ракет реактивной системы залпового огня (РСЗО) Сухопутных Войск, системы неуправляемых авиационных ракет (НАР) фронтовой авиации типа С-8, С-13 и др.

Уместно подчеркнуть, что при определении оптимального значения калибра ракет по критерию  $\bar{m}$  согласно (1), его максимум должен находиться независимо от того, задается ли в качестве ограничения:

$$m_0 = const \text{ или } m_{БЧ} = const$$

Если же заданы оба этих параметра, то есть  $\bar{m} = const$  и согласно (4)  $d = const$ , то зависимость (1) должна рассматриваться как уравнение связи обобщенных параметров  $\lambda$  и  $\alpha$ , а их оптимальные значения должны находиться при использовании других критериев. Их примерами могут быть достижение максимальной дальности пуска ракеты, обеспечение минимального расхода топлива или минимального времени полета ракеты при ее пуске на заданную дальность и т.д. Ясно, что такие показатели (критерии) целесообразно использовать при решении задач модернизации конкретных ракетных комплексов, когда выдвигается требование сохранения их основных габаритно-массовых характеристик. Именно в рамках этих ограничений должна решаться одна из весьма актуальных задач совершенствования ракетных комплексов в настоящее время. Суть этой задачи состоит в приведении в соответствие располагаемого диапазона дальностей пуска ракет реальной ширине зоны расположения объектов, подлежащих огневому воз-



действию. Необходимость решения этой задачи обуславливается оценкой состава, функционального предназначения и дислокации военных объектов НАТО в Польше и странах Прибалтики, а также анализом масштаба, содержания, целей и задач учений их войск вблизи наших границ [7]. Сказанное означает, что совершенствование огневых свойств и возможностей ракетного вооружения должно рассматриваться, как насущная необходимость иметь средства сдерживания агрессивных намерений противника и предотвращения возрастающих угроз с его стороны.

С учетом отмеченных ограничений при решении сформулированной задачи в качестве объекта научно-технических исследований следует рассматривать двигатели твердого топлива. При этом кажется вполне естественным замена однорежимного стартового двигателя твердого топлива (РДТТ) на двух – или многорежимное двигательное устройство, представляющее собой некоторый гибрид стартового и маршевого двигателей. Выбор оригинальной конструкции таких двигателей, расчет и реализация улучшенных их баллистических и тяговых характеристик, а также запуск с подходящим временным интервалом обоих двигателей могут стать основой для обеспечения требуемых дальностей пуска ракет. Другими словами, задача сводится к разработке многорежимного двигательного устройства (МДУ), состоящее из конструктивно, функционально и параметрически связанных между собой стартового и маршевого двигателей твердого топлива, которое обеспечивает расширение диапазона дальностей пуска ракет, включая и увеличение максимальной дальности.

При обосновании конструкции, разработке математической модели и выборе методов оптимизации конструктивных параметров и характеристик МДУ возникла необходимость рассмотрения ряда частных задач. Основными из них являются:

- обоснование рациональной траектории полета ракеты и создание такой аэродинамической схемы, которая обеспечила бы ее управляемый полет на всех участках;
- выбор конструкции, схемы устройства и принципов действия однорежимного стартового и многорежимного (циклически действующего) маршевого двигателей;
- распределение общей массы топлива между стартовым и маршевым двигателями, а также определение порций зарядов топлива, сгораемого в каждом цикле работы маршевого двигателя;
- обоснование временных интервалов (времени задержки) между моментами запуска стартового и маршевого двигателей, а также между циклами работы маршевого двигателя;
- расчет параметров активных и пассивных участков траектории с учетом профиля силы тяги и баллистических характеристик ракеты на каждом из них.

Нетрудно установить, что решение этих и многих других задач возможно при использовании основных положений внутренней баллистики РДТТ и внешней баллистики ракеты [5, 8]. Некоторые положения этих наук для использования в расчетных алгоритмах были уточнены и представлены в удобном математическом описании. Их примером может служить решение уравнения движения центра массы ракеты с учетом действия сил лобового сопротивления воздуха и силы тяжести, а также начальной скорости носителя. Перечень расчетных формул представлен в докладе [9].

Приведенная система уравнений, дополненная полной совокупностью исходных данных, позволила решить ряд конкретных задач и получить весьма полезные результаты. Расчеты выполнялись применительно к ракете с габаритно-массовыми характеристиками, соответствующими реактивному снаряду «Смерч» [10]. Числовые значения по характеристикам топлива уточнялись по данным справочника [11]. Расчеты выполнялись при нормальной температуре заряда (+20 °С), с учетом расчетного режима работы сопла и при допущении о постоянстве секундного расхода топлива в каждом режиме работы МДУ.

Для выполнения расчетов была выбрана траектория, схема которой приведена на рисунке 1.

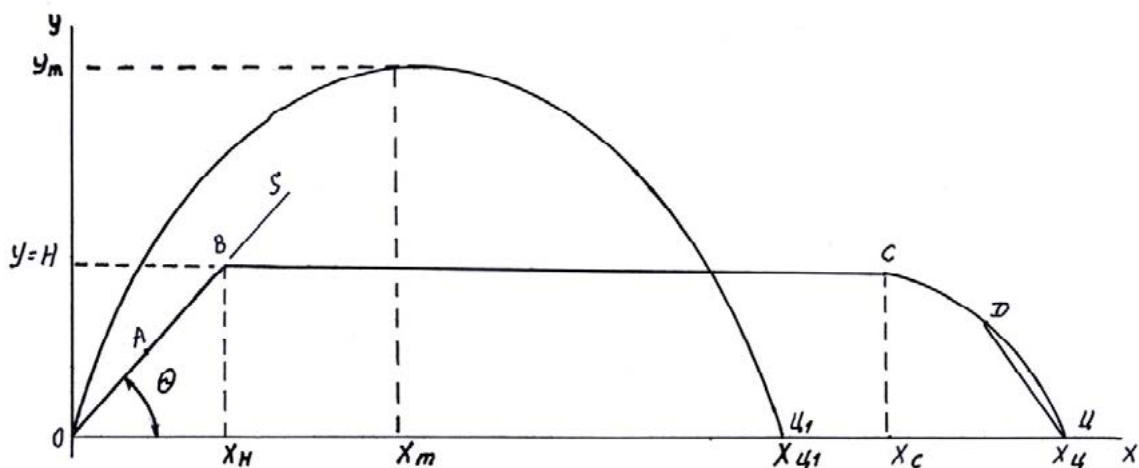


Рисунок 1 – Расчетные траектории РС

Из рисунка 1 следует, что начальная часть траектории представлена двумя участками: прямолинейным участком  $OB$ , описывающим полет ракеты на высоту  $H$ , и участком  $BC$ , соответствующим горизонтальному полету ракеты на этой высоте. Баллистическим элементом траектории рассматривалась скорость ракеты  $v$ . Расчеты выполнялись применительно к различным режимам работы двигательного устройства. Полученные результаты представлены на рисунке 2 в виде графических зависимостей  $v(X)$ .

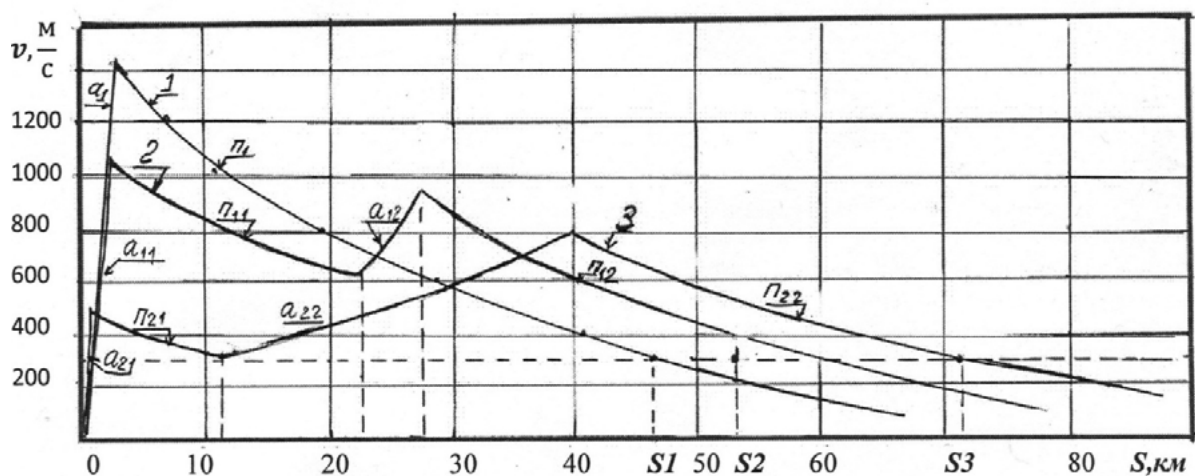


Рисунок 2 – Зависимость скорости  $v$  от пути  $S$  снаряда  
1 – однорежимный, 2 – двухрежимный, 3 – многорежимный двигатель

На рисунке 2 зависимость 1 соответствует однорежимному циклу работы стартового двигателя с максимальной массой топливного заряда  $m_T$ . Зависимость 2 получена для двухрежимного двигателя с массой топлива стартового и маршевого двигателей, определенных в отношении  $0,77/0,23$ . Зависимость 3 соответствует распределению массы топлива в отношении  $0,58/0,42$ . При расчетах вариантов 2 и 3 время задержки запуска маршевого двигателя по отношению к концу работы стартового принималось одинаковым. В варианте 2 продолжительности времен работы стартового и маршевого двигателей принималось равным. Так как масса топлива маршевого двигателя была значительно меньше, то расход топлива  $G_p$  был небольшим, и тяга



двигателя  $T = G_p v_e$  при  $v_e = const$  была значительно меньше, чем у стартового. При расчете третьего варианта рассматривался маршевый двигатель с торцевым горением заряда. В этом случае, естественно были реализованы небольшой секундный расход топлива, небольшая тяга двигателя и значительная продолжительность времени ее приложения. В конечном счете, при заданной скорости движения ракеты  $v_3$  к концу ее полета соответствующие дальности будут определяться соотношением  $X_1 < X_2 < X_3$ . Сама по себе эта зависимость подтверждает возможность увеличения дальности пуска при одной и той же массе топлива путем выбора соответствующего устройства и режима работы МДУ. Однако этот факт нуждается не только в качественном, но и в количественном подтверждении.

Для более подробного исследования этого вопроса была произведена оценка влияния силы лобового сопротивления  $R_x$  на движение ракеты во втором и третьем вариантах режимов работы двигателя. Расчетная зависимость  $R_x(S)$  приведена на рисунке 3.

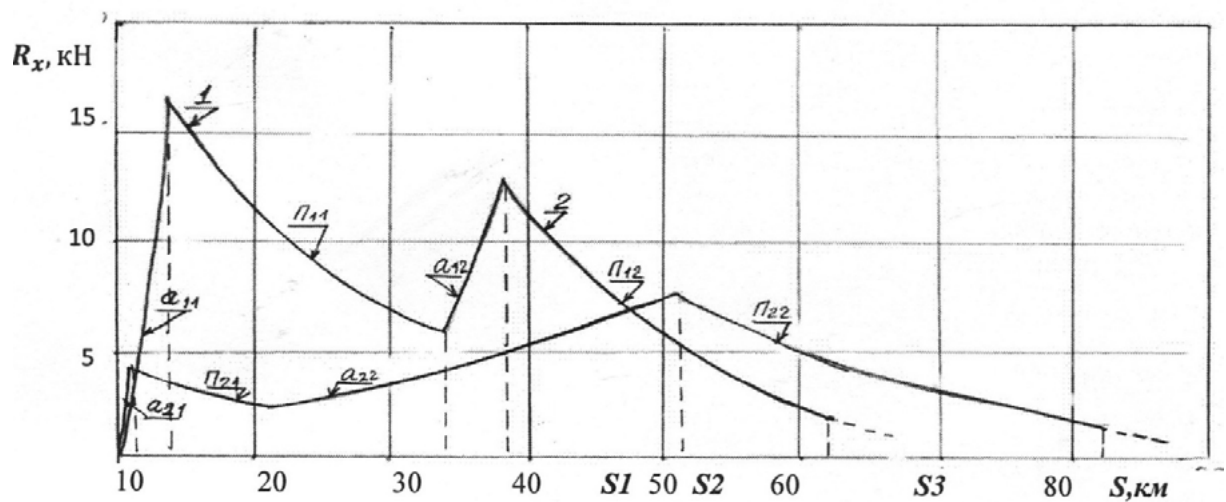


Рисунок 3 – Зависимость силы  $R_x$  от пути снаряда  $S$   
1 – двухрежимный двигатель, 2 - МТДУ

Так как  $R_x dS$  определяет элементарную работу, затрачиваемую на преодоление силы лобового сопротивления на пути  $dS$ , то площади, ограниченные кривыми 1 и 2, характеризуют общие затраты энергии, расходуемой при полете на рассматриваемом участке движения. На рисунке 3 разность этих затрат обозначена заштрихованной площадью. Из этого следует важный вывод: разгонять ракету до больших скоростей и расходовать энергию топлива на преодоление неоправданно большой силы лобового сопротивления  $R_x$  нецелесообразно. Поэтому для увеличения дальности пуска ракет целесообразно использовать энергетически выгодный режим работы двигателя. Такой режим может быть реализован путем разработки МДУ с управляемыми параметрами. Некоторым аналогом решения подобной задачи является обоснование крейсерской скорости горизонтального полета пассажирского самолета на заданной высоте, при которой реализуется минимальный расход топлива.

Следует уточнить, что при выполнении расчетов в третьем варианте, как отмечалось, рассматривалось МДУ с торцевым горением заряда. При этом, естественно, время работы двигателя может быть достаточно большим. В этом случае движение газов вдоль стенок камеры может приводить к их нагреву, что обостряет проблему обеспечения прочности двигателя. Возможны несколько вариантов ее решения. Наиболее простым из них является покрытие металлических стенок теплозащитным материалом. Ясно, что в этом случае может уменьшиться внутренний





диаметр камеры, что может привести к уменьшению заряда топлива, и должно быть учтено. Более привлекательным является вариант разработки циклически действующего маршевого двигателя. Такой двигатель должен быть многокамерный. Шашка топлива в каждой камере должна иметь свой воспламенитель, а заряд с противоположного торца должен покрываться теплозащитным покрытием, то есть быть забронированным. Циклически действующий двигатель может создавать такую тягу, при которой скорость ракеты может изменяться в узких пределах, что может быть использовано для увеличения максимальной дальности пуска.

Баллистические расчеты позволяют установить характер зависимости элементов траектории, в том числе и  $X_m$  от исходных величин. Пример зависимости  $X_m(\varphi)$  ( $\varphi = \frac{m_{TC}}{m_T}$  – доля массы топлива стартового двигателя) приведен на рис. 4. Видно, что максимум  $X_m$  приходится на  $\varphi_m \approx 0,5 - 0,6$ . Важно еще и то, что при других высотах  $H$  (от 1 до 20 км), максимум  $X_m$  вдоль оси  $Oy$  смещается незначительно, что дает возможность рассматривать  $\varphi_m$ , по крайней мере, для заданного калибра ракеты в качестве нерегулируемого параметра.

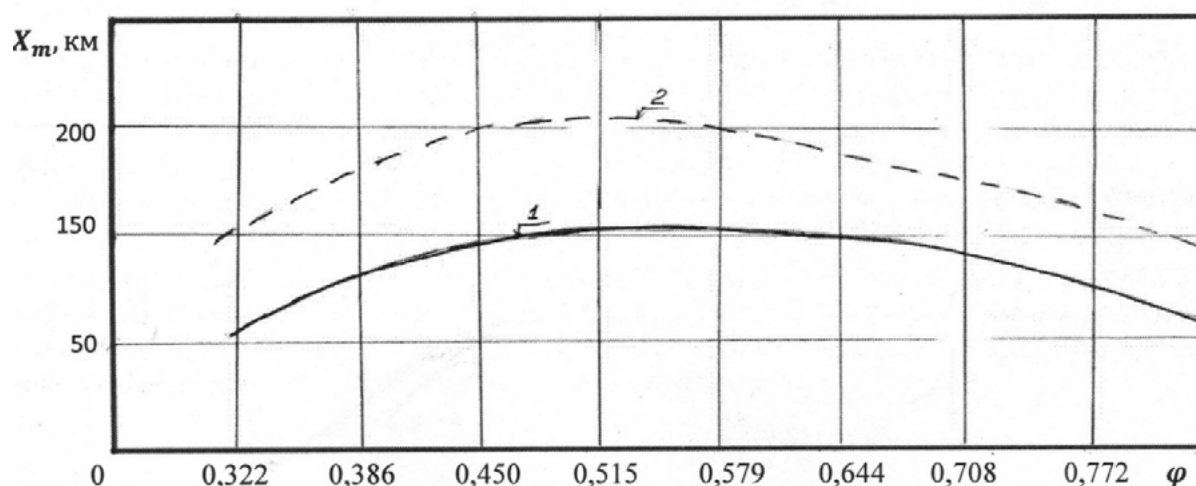


Рисунок 4 – Зависимость  $X_m(\varphi)$  при  $m_T = 388,5$  кг  
1 – высота  $H = 5$  км, 2 – высота  $H = 10$  км

Аналогичным образом можно рассчитать зависимость  $X_m(\theta, H)$  и найти оптимальный угол пуска ракеты  $\theta_m$  для каждой высоты  $H$ . Угол  $\theta_m$  устанавливается перед пуском ракеты через систему уравнения.

Большой практический интерес представляет зависимость  $X_m(H)$ . Расчетные значения этой функции от аргумента  $H$  приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Зависимость  $X_m(H)$ , вычисленная при  $\varphi_m = 0,56$

$H$ , км	1	5	10	15	20
$X_m$ , км	61,2	81,1	150,0	210,7	270,0

Данные этой таблицы подтверждают весьма существенную зависимость  $X_m$  от  $H$ . Уместно подчеркнуть, что, имея такие зависимости, можно решать обратную задачу – осуществлять выбор рациональной высоты  $H$ , если дальность стрельбы  $X_m$  задана.

Изложенные выше результаты подтверждают принципиальную возможность реконструкции РДТТ и модернизации ракет РСЗО в направлении увеличения максимальной дальности



пуска. Однако для разработки предлагаемых МДУ необходимо получить более надежные оценки их баллистических и тяговых характеристик, что требует решения других частных задач. Таковыми могут быть: построение кривых давления в камерах обоих двигателей; расчет диаметров критических сечений сопел; оценка влияния свободного объема камеры маршевого двигателя на режим его работы и тяговые характеристики; решение задачи обеспечения прочности стенок камеры, подвергающихся нагреву и др. К дополнительным задачам внешней баллистики следует отнести расчет траектории ракеты с использованием полной системы дифференциальных уравнений, описывающих в том числе и движение относительно центра массы; получение уточненных баллистических характеристик, в частности, зависимости  $C_x(v)$ , определяющей силу лобового сопротивления в управляемом режиме полета, то есть с задействованными рулями управления и т.д.

Конечное решение перечисленных и других задач позволяет разработать математические модели многорежимных РДТТ с большим числом степеней свободы и совершенствовать методы их многопараметрической оптимизации. Такие модели крайне нужны при решении задач по обоснованию перспектив развития ракетного вооружения и оценки степени совершенства входящих в него систем [12, 13].

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ерохин В.Т. Теоретические основы проектирования РДТТ. М.: Машиностроение, 1982. 206 с.
2. Головин П.И., Миропольский Ф.П. Оптимизация параметров ракетных двигателей твердого топлива / Учебное пособие. М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1984. 72 с.
3. Кувеко А.Е., Миропольский Ф.П. Внутренняя баллистика ствольных систем и ракетные двигатели твердого топлива. М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1987. 312 с.
4. Циолковский К.Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами // Часть 1. Научное обозрение. 1903. № 5, С.45-75.
5. Уимпресс Р.Н. Внутренняя баллистика пороховых ракет. М.: Иностранная литература, 1952. 192 с/
6. Миропольский Ф.П., Морозов А.А., Пырьев Е.В. Баллистика авиационных средств поражения. Часть 1. Внутренняя баллистика ствольных систем и ракетные двигатели твердого топлива / Под ред.Ф.П. Миропольского. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 255 с.
7. Зверев Ю. Военная инфраструктура НАТО в Польше. Аналитическая записка. Евразия эксперт. [Электронный ресурс] // URL: <http://eurasia.expert/voennaya-infrastruktura-nato-v-polshe-analiti-cheskaya-zapiska/>. (дата обращения 25.11.2016 г.)
8. Постников А.Г. Внешняя баллистика авиационных неуправляемых снарядов. М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2003. 396 с.
9. Миропольский Ф.П. Расчет элементов траектории снарядов с многорежимными двигательными устройствами твердого топлива. XXVIII Всероссийская НТК школы-семинара. Сборник статей. М.: ИД Академии Жуковского, 2017.
10. Гуров С.В. Реактивные системы залпового огня. Обзор. Электронное издание ФГУП «ГНПП «Сплав», Тула, 2008.
11. Энергетические конденсированные системы. Краткий энциклопедический словарь / Под ред. Б.П.Жукова. М.: Янус, 1999. 555 с.
12. Машляковский В.К. и др. Основные проблемы и направления развития ракетного вооружения Сухопутных войск // Труды 3 ЦНИИ МО, 2015.
13. Баранкин В.Л. Оценка степени совершенства и обоснование путей развития системы неуправляемых авиационных ракет самолетов фронтовой авиации. Дисс. ... канд. техн. наук. Москва, 1987. 230 с.



REFERENCES

1. Erohin V.T. Teoreticheskie osnovy proektirovaniya RDTT. M.: Mashinostroenie, 1982. 206 s.
2. Golovin P.I., Miropol'skij F.P. Optimizaciya parametrov raketnyh dvigatelej tverdogo topliva / Uchebnoe posobie. M.: VVIA im. prof. N.E.Zhukovskogo, 1984. 72 s.
3. Kuveko A.E., Miropol'skij F.P. Vnutrennyaya ballistika stvol'nyh sistem i raketnye dvigateli tverdogo topliva. M.: VVIA im. prof. N.E.Zhukovskogo, 1987. 312 s.
4. Ciolkovskij K.`E. Issledovanie mirovyh prostranstv reaktivnymi priborami // Chast' 1. Nauchnoe obozrenie. 1903. № 5, S.45-75.
5. Uimpress R.N. Vnutrennyaya ballistika porohovyh raket. M.: Inostrannaya literatura, 1952. 192 c
6. Miropol'skij F.P., Morozov A.A., Pyr'ev E.V. Ballistika aviacionnyh sredstv porazheniya. Chast' 1. Vnutrennyaya ballistika stvol'nyh sistem i raketnye dvigateli tverdogo topliva / Pod red.F.P. Miropol'skogo. M.: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2008. 255 s.
7. Zverev Yu. Voennaya infrastruktura NATO v Pol'she. Analiticheskaya zapiska. Evraziya `ekspert. [Elektronnyj resurs] // URL: <http://eurasia.expert/voennaya-infrastruktura-nato-v-polshe-analiti-cheskaya-zapiska/> <<http://eurasia.expert/%20voennaya-infrastruktura-nato-v-polshe-analiti-cheskaya%20zapiska/>>. (data obrascheniya 25.11.2016 g.)
8. Postnikov A.G. Vneshnyaya ballistika aviacionnyh neupravlyaemyh snaryadov. M.: VVIA im. prof. N. E. Zhukovskogo, 2003. 396 s.
9. Miropol'skij F.P. Raschet `elementov traektorii snaryadov s mnogorezhimnymi dvigatel'nyimi ustrojstvami tverdogo topliva. XXVIII Vserossijskaya NTK shkoly-seminara. Sbornik statej. M.: ID Akademii Zhukovskogo, 2017.
10. Gurov S.V. Reaktivnye sistemy zalpovogo ognya. Obzor. `Elektronnoe izdanie FGUP «GNPP «Splav», Tula, 2008.
11. Energeticheskie kondensirovannye sistemy. Kratkij `enciklopedicheskij slovar' / Pod red. B.P.Zhukova. M.: Yanus, 1999. 555 s.
12. Mashlyakovskij V.K. i dr. Osnovnye problemy i napravleniya razvitiya raketnogo vooruzheniya Suhoputnyh vojsk // Trudy 3 CNII MO, 2015.
13. Barankin V.L. Ocenka stepeni sovershenstva i obosnovanie putej razvitiya sistemy neupravlyaemyh aviacionnyh raket samoletov frontovoj aviacii. Diss. ... kand. tehn. nauk. Moskva, 1987. 230 s.

© Баранкин В.Л., Машляковский В.К., Миропольский Ф.П., 2018

Баранкин Валентин Львович, кандидат технических наук, доцент, преподаватель кафедры авиационного вооружения и эффективности боевого применения, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А.

Машляковский Виктор Кузьмич, кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник, Федеральное государственное бюджетное учреждение «3 Центральный научно-исследовательский институт» Министерства обороны Российской Федерации, Россия, 107564, г. Москва, Погонный проезд, 10.

Миропольский Федор Петрович, доктор технических наук, профессор, ведущий научный сотрудник, Федеральное государственное унитарное предприятие «3 Центральный научно-исследовательский институт» Министерства обороны Российской Федерации, Россия, 107564, г. Москва, Погонный проезд, 10.