

УДК 531.55
DOI 10.22213/2413-1172-2018-3-185-191

ИССЛЕДОВАНИЕ ПУТЕЙ ПОВЫШЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ СТРЕЛБЫ СТВОЛЬНОЙ АРТИЛЛЕРИИ

С. А. Королев, кандидат физико-математических наук, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия
А. М. Липанов, доктор технических наук, профессор, академик РАН, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия
И. Г. Русяк, доктор технических наук, профессор, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия

Проанализированы основные способы повышения дальности стрельбы из артиллерийского орудия. Исследования проведены на основе разработанной методики расчета траектории движения снаряда. Аэродинамические коэффициенты сил и моментов, действующих на снаряд, определялись путем численного моделирования обтекания снаряда. Применен подход, основанный на численном решении уравнений движения сплошной среды Навье – Стокса, осредненных по Фавру с использованием k - ϵ -модели турбулентности с учетом эффекта сжимаемости.

Сформулирована задача оптимизации коэффициента лобового сопротивления осколочно-фугасного снаряда классической формы от основных геометрических размеров. Проведены параметрические исследования зависимости коэффициента сопротивления снаряда от его геометрических размеров.

Исследована зависимость дальности стрельбы от баллистических условий: массы снаряда, начальной скорости, угла стрельбы. Определено оптимальное сочетание массы и начальной скорости снаряда с учетом решения задачи внутренней баллистики. Рассмотрен способ повышения дальности стрельбы за счет использования реактивного двигателя в конструкции артиллерийского снаряда. Исследована зависимость дальности стрельбы от времени старта реактивного двигателя. Определены углы стрельбы, обеспечивающие максимальную дальность полета снаряда.

Ключевые слова: внешняя баллистика, артиллерийский снаряд, реактивный двигатель, траектория, дальность стрельбы, аэродинамические коэффициенты, математическая модель, вычислительный эксперимент, оптимизация.

Введение

Проблема повышения дальности стрельбы решается различными способами. Одним из направлений исследований является оптимизация аэродинамической формы снаряда. На дальность стрельбы непосредственно влияют баллистические параметры: масса снаряда, начальная скорость и угол стрельбы. Также известны способы повышения дальности за счет применения дополнительного реактивного двигателя в конструкции снаряда, срабатывающего на траектории его движения [1, 2].

Математическая модель внешней баллистики снаряда

Расчет траектории движения снаряда включает решение полной системы уравнений движения с учетом вращения и колебаний снаряда относительно центра масс [3]. При этом аэродинамические коэффициенты снаряда, используемые в расчете, определяются на основе численного моделирования внешнего обтекания снаряда [4].

Траектория движения снаряда строится в стартовой системе координат $Ox_c y_c z_c$, свя-

занной с точкой расположения орудия и ориентированной по направлению стрельбы (рис. 1).

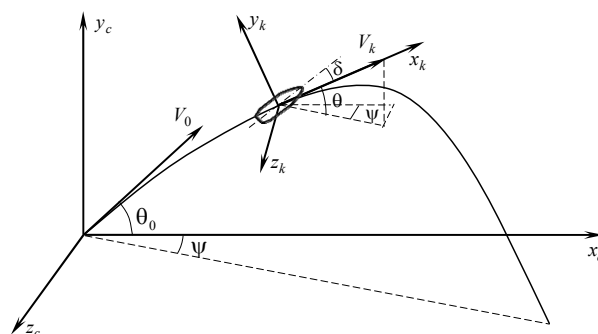


Рис. 1. Ориентация стартовой ($Ox_c y_c z_c$) и траекторной ($Ox_k y_k z_k$) систем координат

Координаты центра масс снаряда определяются из решения уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{dx_c}{dt} &= V_k \cos \theta \cos \psi; & \frac{dy_c}{dt} &= V_k \sin \theta; \\ \frac{dz_c}{dt} &= -V_k \cos \theta \sin \psi, \end{aligned} \quad (1)$$

где x_c – дальность в плоскости стрельбы; y_c – высота полета снаряда; z_c – боковое отклонение; θ – угол наклона траектории; ψ – угол направления; V_k – скорость центра масс снаряда.

Параметры движения снаряда определяются в траекторной системе координат $Ox_k y_k z_k$, связанной с центром масс снаряда и ориентированной по вектору скорости (см. рис. 1):

$$\frac{dV_k}{dt} = -g \sin \theta - \frac{C_{x_k} q S_M}{m}; \quad (2)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = -\frac{g \cos \theta}{V_k} - \frac{C_{y_k} q S_M}{m V_k} + \frac{d\theta_g}{dt}; \quad (3)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = -\frac{C_{z_k} q S_M}{m V_k \cos \theta} + \frac{d\psi_g}{dt}, \quad (4)$$

где g – ускорение силы тяжести; $C_{x_k}, C_{y_k}, C_{z_k}$ – коэффициенты составляющих аэродинамической силы по осям траекторной системы координат; $q = \frac{\rho M^2 a^2}{2}$ – скоростной напор воздуха; M – число Маха; a – скорость звука в воздухе; $S_M = \frac{\pi d^2}{4}$ – площадь миделева сечения снаряда; d – калибр снаряда; m – масса снаряда; θ_g, ψ_g – поправки, связанные с учетом геофизических параметров Земли [5].

Для вращающегося снаряда аксиальная угловая скорость определяется из решения уравнения

$$\frac{d\omega_x}{dt} = -\frac{m_x q S_M l}{I_x}, \quad (5)$$

где m_x – коэффициент аксиального аэродинамического момента; l – длина снаряда; I_x – аксиальный момент инерции.

Горизонтальная ω_1 и вертикальная ω_2 составляющие экваториальной угловой скорости снаряда определяются из решения уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{d\omega_1}{dt} &= \frac{m_1 q S_M l - I_x \omega_x \omega_2}{I_z}, \\ \frac{d\omega_2}{dt} &= \frac{m_2 q S_M l + I_x \omega_x \omega_1}{I_z}, \end{aligned} \quad (6)$$

где m_1, m_2 – коэффициенты составляющих экваториального аэродинамического момента; I_z – экваториальный момент инерции снаряда.

Составляющие угла нутации снаряда определяются из решения следующих уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{d\delta_1}{dt} &= \frac{\omega_1 - \dot{\psi} \cos(\theta + \delta_2) - \dot{\theta} \delta_1 \delta_2}{\cos \delta_2}, \\ \frac{d\delta_2}{dt} &= \omega_2 - \dot{\psi} \sin \theta \delta_1 - \dot{\theta} \cos \delta_1. \end{aligned} \quad (7)$$

Коэффициенты составляющих аэродинамической силы в уравнениях (2)–(4) определяются выражениями:

$$\begin{aligned} C_{x_k} &= C_x^a(M, \alpha); \\ C_{y_k} &= -C_y^a(M, \alpha_2) + C_z^a(\bar{\omega}_x, \alpha_1); \\ C_{z_k} &= -C_y^a(M, \alpha_1) - C_z^a(\bar{\omega}_x, \alpha_2), \end{aligned}$$

где $\alpha = \sqrt{\alpha_1^2 + \alpha_2^2}$ – пространственный угол атаки;

α_1, α_2 – составляющие угла атаки; $\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x l}{Ma}$ – безразмерная аксиальная угловая скорость; $C_x^a(M, \alpha), C_y^a(M, \alpha), C_z^a(\bar{\omega}_x, \alpha)$ – аппроксимационные зависимости коэффициентов силы сопротивления по осям x, y, z соответственно в связанной со снарядом системе координат.

Коэффициенты составляющих аэродинамического момента, используемые в уравнениях (5), (6), рассчитываются следующим образом:

$$\begin{aligned} m_x &= m_x^a(M, \bar{\omega}_x); \\ m_1 &= m_z^a(M, \alpha_1) + m_y^a(M, \alpha_2, \bar{\omega}_x); \\ m_2 &= m_z^a(M, \alpha_2) - m_y^a(M, \alpha_1, \bar{\omega}_x), \end{aligned}$$

где $m_x^a(M, \bar{\omega}_x), m_y^a(M, \alpha, \bar{\omega}_x), m_z^a(M, \alpha)$ – аппроксимационные зависимости коэффициентов момента аэродинамической силы по осям x, y, z соответственно.

Составляющие пространственного угла атаки связаны с составляющими угла нутации соотношениями:

$$\alpha_1 = \delta_1 - \varepsilon_{w_1}; \quad \alpha_2 = \delta_2 - \varepsilon_{w_2},$$

где $\varepsilon_{w_1}, \varepsilon_{w_2}$ – составляющие угла сноса ветром.

Система дифференциальных уравнений (1)–(7) решалась методом Рунге – Кутты – Вернера 6-го порядка точности с контролем погрешности вычислений [6].

Для расчета аэродинамических сил и моментов, действующих на снаряд, реализована методика численного моделирования обтекания снаряда на траектории [7]. Применен подход, основанный на численном решении уравнений движения сплошной среды Навье – Стокса осредненных по Фавру с использованием k - ε модели турбулентности с учетом эффекта сжи-

маемости. Он не требует значительных вычислительных ресурсов, что позволяет проводить исследование распределений аэродинамических характеристик обтекаемого тела в широком диапазоне параметров.

По результатам численного эксперимента с помощью метода наименьших квадратов построены регрессионные зависимости для коэффициентов аэродинамических сил и моментов для различных чисел Маха, углов атаки, безразмерных скоростей вращения снаряда. Это позволяет замкнуть модель решения траекторной задачи.

Оптимизация аэродинамической формы снаряда

При исследовании зависимости аэродинамического сопротивления от формы снаряда рассматривались следующие параметры: калибр d , длина l , длина головной части l_g , длина цилиндрической части l_c , длина донной части l_d , радиус кривизны головной части R_g , угол сужения донной части α_d [8]. Схема снаряда представлена на рис. 2.

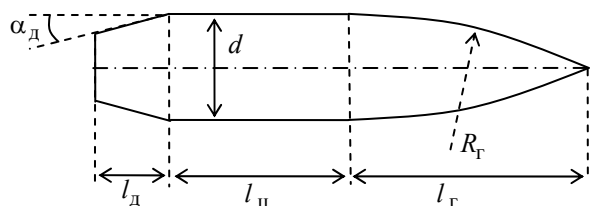


Рис. 2. Схема снаряда

Ниже исследования будем проводить для осколочно-фугасного снаряда калибра 152 мм. В таблице приведены параметры формы данного снаряда в соответствии со схемой, представленной на рис. 2.

Параметры формы снаряда

d , мм	l	l_g	l_c	l_d	R_g	α_d , °
152	$4,59d$	$2,66d$	$1,56d$	$0,37d$	$11,0d$	4,9

При незначительных изменениях формы характер обтекания снаряда существенно не меняется, поэтому кривая сопротивления параллельно перемещается по графику вниз или вверх. Характерный диапазон изменения чисел Маха при движении снаряда по траектории $M = 1,0 \dots 3,0$, поэтому в дальнейшем для оптимизации будем рассматривать коэффициент лобового сопротивления C_x для $M = 2,0$.

Выбор оптимальной аэродинамической формы снаряда заданного калибра d проводился на основе решения задачи оптимизации:

$$C_x = F_1(l_g, l_c, l_d, R_g, \alpha_d) \rightarrow \min. \quad (8)$$

При этом кроме естественных геометрических ограничений

$$\left(l_g + l_c + l_d = l, R_g \geq R_g^{\min} = \frac{l_g^2 + d^2 / 4}{d} \right)$$

вводились ограничения на общую длину снаряда $l \leq 5d$ и длину цилиндрической части $l_c \geq 1,5d$ для обеспечения устойчивости движения снаряда в стволе орудия.

На рис. 4 представлены зависимости коэффициента сопротивления C_x рассматриваемого снаряда от параметров формы. Вертикальными линиями на графиках отмечены значения параметров для штатной формы снаряда (сплошная линия) и оптимальные значения параметров (пунктирная линия). Расчеты показали, что за счет выбора оптимального радиуса кривизны головной части снаряда R_g коэффициент сопротивления можно снизить на 3 % (рис. 4, а), а за счет выбора оптимального угла сужения донной части α_d – на 2 % (рис. 4, б).

Как показывают расчеты, представленные на рис. 4, в, г, при увеличении длины головной l_g и донной l_d частей коэффициент сопротивления снижается, однако это требует увеличения общей длины снаряда и ограничено положением ведущих поясков снаряда и его устойчивостью в стволе орудия. За счет доведения длины снаряда до максимального значения $l = 5d$, а также оптимального сочетания длины головной и донной частей коэффициент сопротивления рассматриваемого снаряда можно снизить на 5 %. Сравнение штатной и оптимальной формы рассматриваемого снаряда приведено на рис. 5.

Для штатной формы снаряда расчетное значение коэффициента лобового сопротивления $C_x = 0,288$ ($M = 2,0$), при этом максимальная дальность стрельбы при начальной скорости $V_0 = 945$ м/с и массе снаряда $m = 46$ кг составляет $D = 28,1$ км. Комплексная оптимизация аэродинамической формы снаряда позволяет снизить коэффициент лобового сопротивления C_x на 10 % по сравнению с существующей формой. При этом максимальная дальность стрельбы при равной начальной скорости и массе увеличится на 8 %.

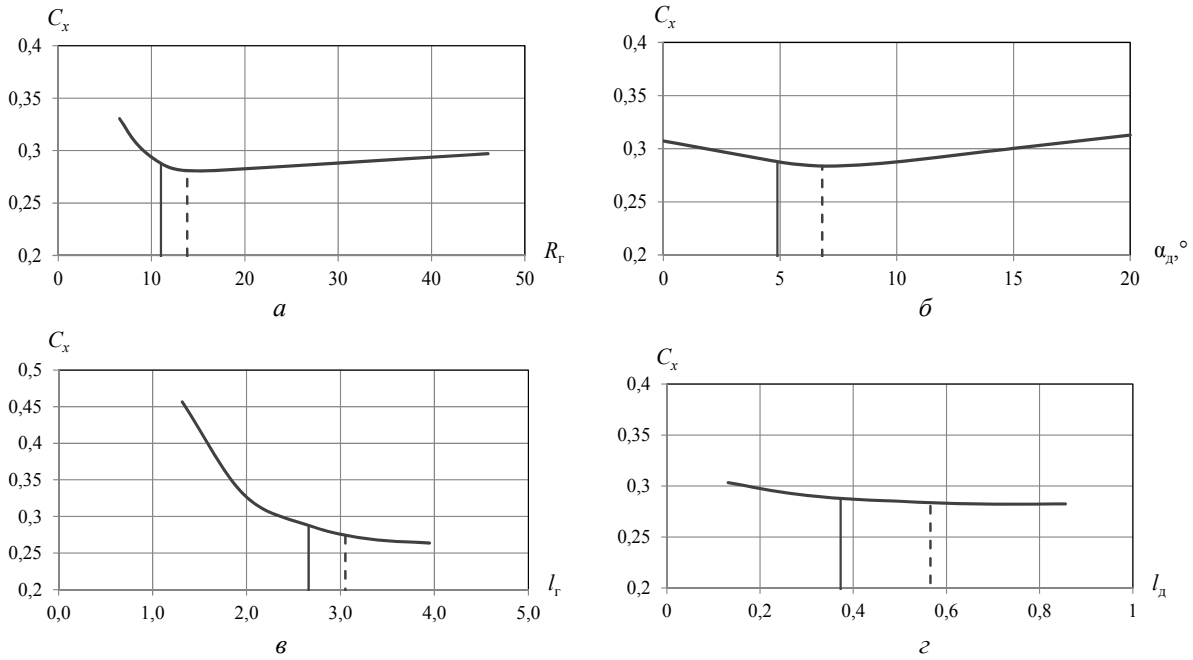


Рис. 4. Зависимость коэффициента сопротивления C_x : а – от радиуса кривизны головной части R_r ; б – от угла сужения донной части α_d ; в – от длины головной части l_r ; з – от длины донной части l_d

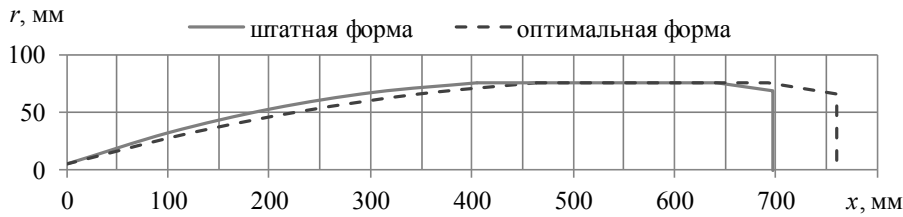


Рис. 5. Сравнение параметров формы снаряда

Оптимизация баллистических условий стрельбы

Помимо оптимальной аэродинамической формы снаряда непосредственное влияние на дальность стрельбы оказывают баллистические параметры: масса снаряда m , начальная скорость V_0 и угол стрельбы θ_0 . В этой связи для выбора оптимальных баллистических условий стрельбы решалась задача максимизации дальности D [9]:

$$D = F_2(m, V_0, \theta_0) \rightarrow \max,$$

где $V_0 = f(m)$ определяется из решения задачи внутренней баллистики при постоянной энергии заряда E_n [10]; $0 \leq \theta_0 \leq 90^\circ$; $m_1 \leq m \leq m_2$.

Зависимость начальной скорости снаряда от его массы при постоянной энергии метательного заряда представлена на рис. 6.

Результаты расчета максимальной дальности стрельбы для различной массы снаряда представ-

лены на рис. 7. При этом оптимальный угол стрельбы изменяется в диапазоне $\theta_{\max} = 44 \dots 55^\circ$.

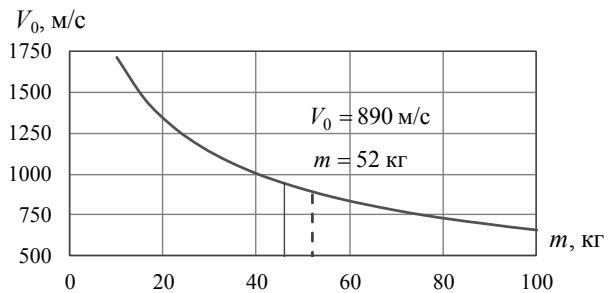


Рис. 6. Зависимость начальной скорости от массы снаряда

Максимальная дальность стрельбы составляет $D_{\max} = 29,3$ км и достигается при массе снаряда $m = 52$ кг, начальной скорости $V_0 = 890$ м/с и угле стрельбы $\theta_0 = 52,5^\circ$. Параметры штатного снаряда находятся вблизи точки оптимума.

Увеличение дальности стрельбы по сравнению с максимальной дальностью штатного снаряда составило 4 %. Однако для всего диапазона исследования внешнебаллистических параметров изменение максимальной дальности стрельбы превышает 30 %.

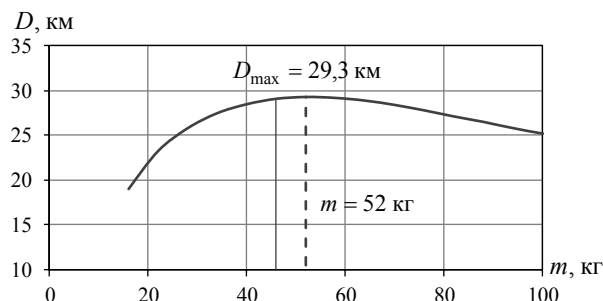


Рис. 7. Зависимость дальности стрельбы от массы снаряда

Использование реактивного двигателя в конструкции снаряда

Очевидно, что при увеличении начальной скорости снаряда дальность повышается. Однако увеличение начальной скорости снаряда требует использования более мощного метательного заряда. Это приводит к повышению максимального давления в канале ствола и бо-

лее высоким прочностным требованиям к орудию. Другой способ повышения дальности – использование реактивного двигателя в конструкции артиллерийского снаряда, срабатываемого на траектории его движения. Дальность стрельбы для такого снаряда существенно зависит от параметров работы реактивного двигателя [11–13]. Для выбора оптимальных баллистических условий стрельбы решалась задача максимизации дальности:

$$D = F_3(m_0, V_0, \theta_0, t_1, I_p, \Delta t_p) \rightarrow \max,$$

где t_1 – время старта реактивного двигателя; I_p – суммарный импульс тяги; Δt_p – время работы реактивного двигателя.

В качестве снаряда с реактивной тягой рассмотрим осколочно-фугасный снаряд калибра 152 мм, оснащенный реактивным двигателем (РД), со следующими характеристиками: начальная масса снаряда $m_0 = 52$ кг, в том числе масса топливного заряда $m_p = 5,0$ кг; суммарный импульс тяги $I_p = 12,0$ кН·с; время работы двигателя $\Delta t_p = 1,0 \dots 5,0$ с. На рис. 8 представлены траектории движения снаряда при различном времени старта реактивного двигателя.

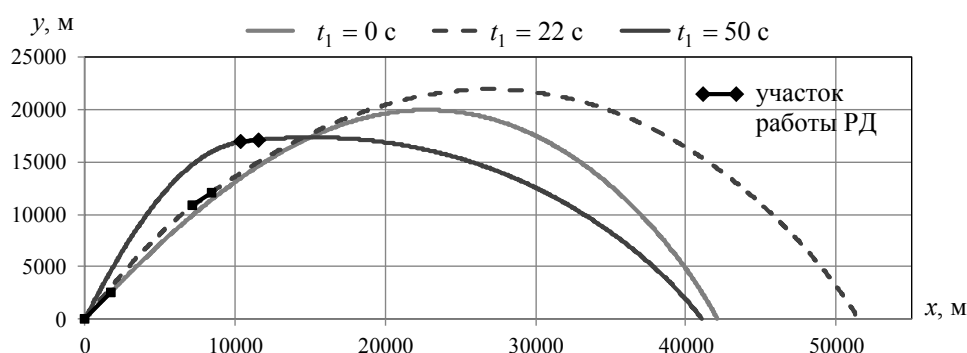


Рис. 8. Траектории движения снаряда при различном времени t_1 старта РД

Оптимальное время старта реактивного двигателя $t_1 = 22$ с от начала выстрела. Углы максимальной дальности для снаряда с реактивной тягой находятся в диапазоне $\theta_{\max} = 56 \dots 70^\circ$. Расчеты показали, что за счет применения реактивного двигателя, срабатываемого в момент вылета снаряда, максимальная дальность увеличивается в 1,5 раза. За счет оптимального выбора времени работы реактивного двигателя максимальную дальность можно повысить в 1,8 раза.

Заключение

Разработана методика решения задачи внешней баллистики артиллерийского снаряда, по-

зволяющая исследовать влияние различных факторов на дальность стрельбы. Исследования, проведенные на примере осколочно-фугасного снаряда калибра 152 мм, показали, что за счет оптимизации аэродинамической формы максимальную дальность стрельбы можно повысить на 8 %. Выбор оптимальных внешнебаллистических параметров позволяет увеличить дальность стрельбы на 4 %. В случае применения реактивного двигателя за счет выбора оптимальных параметров его работы максимальную дальность стрельбы рассматриваемого снаряда можно повысить в 1,8 раза. Таким образом, актуальной является задача комплексной оптими-

зации параметров артиллерийских систем с целью повышения дальности стрельбы.

Библиографические ссылки

1. Способы повышения баллистической эффективности артиллерийских управляемых снарядов / В. И. Бабичев, В. В. Ветров, В. П. Елесин и др. // Известия РАН. 2010. Вып. 3(65). С. 3–9.
2. Баллистика ствольных систем / В. В. Бурлов и др. / РАН ; под ред. Л. Н. Лысенко и А. М. Липанова. М. : Машиностроение, 2006. 461 с.
3. Королев С. А., Липанов А. М., Русяк И. Г. К вопросу о точности решения прямой задачи внешней баллистики // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2017. № 47. С. 63–74. DOI: 10.17223/19988621/47/7.
4. Расчет траектории движения снаряда в атмосфере с учетом гидродинамики его обтекания / И. Г. Русяк и др. // Вопросы оборонной техники. Серия 14. 2015. Вып. 2. С. 130–140.
5. Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н. Внешняя баллистика. М. : Машиностроение, 2005. 608 с.
6. Hairer E., Norsett S. P., Wanner G. Solving Ordinary Differential Equations. Vol. 1. Berlin : Springer - Verlag, 1991. 528 p.
7. Королев С. А., Карсканов С. А. Математическое моделирование обтекания тела вращения сверхзвуковым потоком газа // Вестник Удмуртского университета. Математика. Механика. Компьютерные науки. 2014. № 3. С. 123–133.
8. Lipanov A. M., Korolev S. A., Ruyak I. G. [Optimization of aerodynamic form of projectile for solving the problem of shooting range increasing]. *Proc. XXV Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM 2017). AIP. Conf. Proc. 1893*. AIP Publ., 2017, p. 030085. DOI: 10.1063/1.5007543.
9. Русяк И. Г., Королев С. А. Исследование путей повышения дальности стрельбы за счет внешнебаллистических факторов // Фундаментальные основы баллистического проектирования : сб. трудов. Сер. Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ». 2017. С. 37–45.
10. Русяк И. Г., Липанов А. М., Ушаков В. М. Физические основы и газовая динамика горения порохов в артиллерийских системах. Ижевск : Ижевский институт компьютерных исследований, 2016. 456 с.
11. Мищенко О. В. Выбор параметров твердотопливного двигателя при оптимизации траектории полета ракеты // Вестник ИжГТУ имени М. Т. Калашникова. 2016. № 3(71). С. 74–77.
12. Arkhipov V., Perfilieva K. [Optimization of construction of the rocket-assisted projectile]. *Proc. International Youth Scientific Conference "Heat and Mass Transfer in the Thermal Control System of Technical and Technological Energy Equipment"* (HMTTSC-2017), 2017, p. 01003.
13. Алиев А. В., Сермягин К. В. Анализ эффективности применения газогенерирующих устройств в ствольной артиллерии // Известия РАН. 2014. № 2. С. 77–81.

References

1. Babichev V. I., Vetrov V. V., Yelesin V. P. [Ways to improve the ballistic efficiency of artillery guided projectiles]. *Izvestiya RAN*, 2010, no. 3(65), pp. 3-9 (in Russ.).
2. Burlov V. V. *Ballistika stvol'nykh sistem* [Ballistics of barrel systems] Moscow, Mashinostroenie Publ., 2006, 461 p. (in Russ.).
3. Korolev S. A., Lipanov A. M., Ruyak I. G. [On the issue of accuracy of the solution of the direct problem of external ballistics]. *Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*, 2017, no. 47, pp. 63-74 (in Russ). DOI: 10.17223/19988621/47/7.
4. Ruyak I. G. [Calculation trajectory of projectile in the atmosphere taking into account hydrodynamics of the external flow]. *Voprosy oboronnoy tekhniki. Seriya 14*, 2015, no. 2, pp. 130-140 (in Russ.).
5. Dmitriyevskiy A. A., Lysenko L. N. *Vneshnyaya ballistika* [External ballistics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005, 608 p. (in Russ.).
6. Hairer E., Norsett S. P., Wanner G. Solving Ordinary Differential Equations. Vol. 1. Berlin, Springer-Verlag, 1991, 528 p.
7. Korolev S. A., Karskanov S. A. [Mathematical simulation of supersonic airflow around the rotary body]. *Vestnik Udmurtskogo universiteta. Matematika. Mekhanika. Komp'yuternye nauki*, 2014, no 3, pp. 123-133 (in Russ.).
8. [Optimization of aerodynamic form of projectile for solving the problem of shooting range increasing]. *Proc. XXV Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM 2017). AIP. Conf. Proc. 1893*. AIP Publ., 2017, p. 030085. DOI: 10.1063/1.5007543.
9. Ruyak I. G., Korolev S. A. *Issledovaniye putey povysheniya dal'nosti strel'by za schet vneshneballisticheskikh faktorov* [Investigation of ways to increase the range of fire due to extra-ballistic factors]. *Fundamental'nyye osnovy ballisticheskogo proyektirovaniya: Sbornik trudov. Ser. Biblioteka zhurnala "VOENMEKH. Vestnik BGTU"* [Fundamental basics of ballistic design: Proc. Ser. Library of the magazine "VOENMEKH. Bulletin of BSTU"], 2017, pp. 37-45 (in Russ.).
10. Ruyak I. G., Lipanov A. M., Ushakov V. M. *Fizicheskiye osnovy i gazovaya dinamika goreniya porokhov v artilleriyskikh sistemakh* [Physical basis and gas dynamics of combustion of gunpowders in artillery systems]. Izhevsk, Institute of Computer Research, 2016, 456 p. (in Russ.).
11. Mishchenkova O. V. [Choice of Rocket Engine Parameters at the Optimization of Flight Trajectories]. *Vestnik IzhGTU imeni M. T. Kalashnikova*, 2016, no. 3(71), pp. 74-77 (in Russ.).
12. Arkhipov V., Perfilieva K. [Optimization of construction of the rocket-assisted projectile]. *Proc. International Youth Scientific Conference "Heat and Mass Transfer in the Thermal Control System of Technical and Technological Energy Equipment"* (HMTTSC-2017), 2017, p. 01003.
13. Aliev A. V., Sermyagin K. V. [The analysis of gas generators application effectiveness in cannon artillery projectiles]. *Izvestiya RAN*, 2014, no. 2, pp. 77-81 (in Russ.).

Investigation of the Ways of Increasing the Shooting Range of the Barrel Artillery

S. A. Korolev, PhD (Physics and Mathematics), Kalashnikov ISTU, Izhevsk, Russia

A. M. Lipanov, DSc in Engineering, Professor, Academician of RAS, Kalashnikov ISTU, Izhevsk, Russia

I. G. Rusyak, DSc in Engineering, Professor, Kalashnikov ISTU, Izhevsk, Russia

The main methods of increasing the shooting range from artillery are analyzed. The investigations were carried out on the basis of the developed method for calculating the trajectory of the projectile. The aerodynamic coefficients of the forces and moments acting on the projectile were determined by numerical modeling of the flow around the projectile. An approach is applied based on the numerical solution of the Favre averaged Navier-Stokes equations using the k - ε model turbulence with compressibility effects.

The problem of optimizing the drag coefficient of a high-explosive fragmentation projectile from the main geometric dimensions is formulated. Parametric studies of the dependence of the drag coefficient of the projectile on its geometric dimensions were carried out.

The dependence of the shooting range from the ballistic conditions: projectile mass, initial velocity, shooting angle was investigated. The optimum combination of projectile mass and initial velocity is determined taking into account the solution of the internal ballistics problem. A method for increasing the shooting range due to the use of a jet engine in the design of an artillery projectile is considered. The dependence of the shooting range on the time of starting the jet engine is investigated. The shooting angles are determined, which provide the maximum shooting range.

Keywords: external ballistics, artillery projectile, jet engine, trajectory, shooting range, aerodynamic coefficients, mathematical model, computational experiment, optimization.

Получено 06.07.2018