

УДК 533

DOI: 10.22213/2410-9304-2025-3-71-78

Повышение устойчивости движения активно-реактивного снаряда за счет специального оребрения внутренней поверхности сопла

С. А. Королев, доктор технических наук, доцент, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия

Р. Р. Мансуров, аспирант, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия

В работе представлены результаты исследования возможности повышения устойчивости движения активно-реактивного снаряда во время работы реактивного двигателя. Устойчивость активно-реактивного снаряда на траектории определяется по коэффициенту гироскопической устойчивости, который зависит от коэффициента гироскопического и аэродинамического момента. Для повышения устойчивости движения снаряда рассматривается сопло со специальным оребрением внутренней поверхности выходной части, за счет которого некоторая доля тяги будет направлена на повышение вращения снаряда.

Представлена математическая модель задачи внутренней баллистики твердотопливного реактивного двигателя. В модели приняты некоторые допущения: площадь поверхности горения топлива и давление в камере сгорания постоянно, скорость горения топлива подчиняется степенному закону. Параметры в выходном сечении сопла определялись с помощью газодинамических функций. Предложены аналитические зависимости для расчета силы тяги и момента вращения реактивного двигателя в зависимости от параметров ребер: высота, угол наклона и количество ребер.

Для верификации аналитических зависимостей проведено численное моделирование течения газа в сопле с ребрами в Ansys Fluent. На основе 3D-модели сопла реактивного двигателя со специальным оребрением внутренней поверхности сопла построена конечно-объемная расчетная сетка. По результатам численного моделирования определена сила тяги, расход продуктов горения через сопло и доля тяги на вращательный момент при различных высоте, угле наклона и количестве ребер.

Исследована устойчивость полета 152-мм осколочно-фугасного снаряда, активно-реактивного снаряда и активно-реактивного снаряда со специальным оребрением внутренней поверхности сопла. Определены параметры ребер, при которых 152-мм активно-реактивный снаряд является устойчивым на всей траектории.

Ключевые слова: внутренняя баллистика, активно-реактивный снаряд, реактивный двигатель, оребрение сопла, численное моделирование, гироскопическая устойчивость.

Введение

В артиллерии используют два основных способа стабилизации снаряда в полете [1]. Первый способ основан на принципе гироскопической стабилизации за счет высокой скорости вращения снаряда вокруг оси симметрии. Второй способ основан на аэродинамической стабилизации за счет раскрываемого в полете оперения снаряда [2, 3]. Преимуществом первого способа стабилизации является незначительное влияние на сопротивление снаряда, в отличие от второго, при котором оперение снаряда существенно повышает его сопротивление движению.

Для дальнобойных активно-реактивных снарядов (АРС) предпочтительным является гироскопическая стабилизация, обеспечивающая минимальное сопротивление движению. Скорость вращения снаряда подбирается под его начальную скорость для обеспечения устойчивости снаряда на всей траектории. Однако при повышении скорости АРС во время

работы реактивного двигателя для обеспечения устойчивости полета необходимо также увеличивать скорость вращения снаряда.

За счет добавления в конструкцию снаряда реактивного двигателя общая длина АРС возрастает по сравнению со штатным осколочно-фугасным снарядом (ОФС). Длина снаряда также существенно влияет на гироскопическую устойчивость, поэтому при проектировании АРС необходимо контролировать условие устойчивости – нахождение коэффициента гироскопической устойчивости в допустимом диапазоне. В работе [4] представлено исследование коэффициента гироскопической устойчивости снаряда в зависимости от величины удлинения активной части снаряда.

Для создания момента вращения реактивного двигателя применяются конструкции с боковыми импульсными двигателями [5–7], многосопловые схемы с боковыми соплами [8]. Несмотря на их эффективность в контроле и коррекции траектории, авторы указывают на сложность

реализации таких систем и их негативное влияние на дальность полета.

Одним из направлений исследований в области конструкции реактивного двигателя является использование особенностей геометрии и свойств поверхности сопла с целью повышения рабочих характеристик двигателя. В работе [9] приводится анализ эффективности сопла внешнего расширения с перфорированным центральным телом, за счет которого достигается увеличение тяги, по сравнению с традиционной схемой сопла.

В данной работе предложен способ повышения устойчивости активно-реактивного снаряда (АРС) за счет специального оребрения внутренней поверхности выходной части сопла (рис. 1). Ребра располагаются под углом к оси снаряда, за счет чего при движении газов через сопло создается момент вращения.

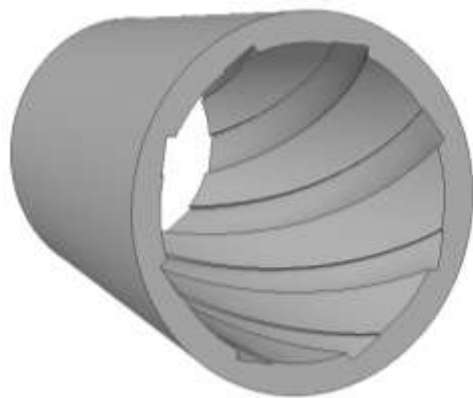


Рис. 1. 3D-модель сопла с ребрами на внутренней поверхности

Fig. 1. 3D model of a nozzle with ribs on the inner surface

Изменяя такие параметры, как высота, угол наклона и количество ребер, можно достичь необходимого эффекта увеличения скорости вращения, при котором активно-реактивный снаряд будет устойчивым на всей траектории [10].

Методика расчета сопла реактивного двигателя в одномерной постановке на основе газодинамических функций не учитывает особенности геометрии внутренней поверхности стенки сопла [11]. Для более детального моделирования потока газа в соплах со сложной геометрией применяется методика численного моделирования на основе моделей сплошной среды [12, 13]. В работе [14] представлены результаты численного моделирования потока газа через сопло в пакете программ Ansys Fluent, при сравнении результатов расчета тяги, полученных численно и аналитически, была достигнута сходимость результатов. При моделировании течения газа вблизи стенки сопла необходимо учитывать

возникновение турбулентности. Для пристенных течений газов в Ansys Fluent принято использовать семейство k-ε-моделей. В статье [15] автор провел исследования основных моделей k-ε, выделил их преимущества и недостатки.

В данной работе предложена методика расчета доли тяги, направленной на вращение, и момента вращения реактивного двигателя в зависимости от параметров ребер. Для верификации методики проводилось численное моделирование течения газа в сопле с ребрами в пакете AnsysFluent.

Математическая модель

внутренней баллистики РДТТ

Для определения параметров в критическом и выходном сечении сопла решалась задача внутренней баллистики твердотопливного реактивного двигателя (РДТТ). Рассматривается заряд торцевого горения. Схема РДТТ представлена на рис. 2.

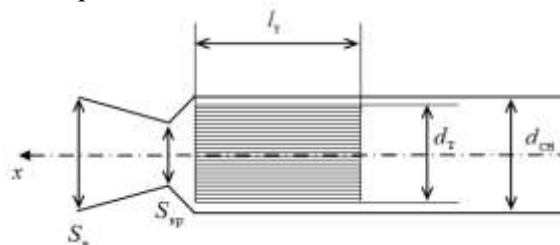


Рис. 2. Схема реактивного двигателя

Fig. 2. Scheme of jet engine

Основные допущения модели:

- 1) площадь поверхности горения топлива постоянна;
- 2) давление в камере сгорания постоянно;
- 3) скорость горения топлива подчиняется степенному закону.

Математическая модель внутренней баллистики РДТТ включает следующие соотношения [16]:

– уравнение скорости горения

$$u = u_1 p_k^u; \quad (1)$$

– формула давления в камере сгорания (формула Бори)

$$p_k = \left(\frac{\rho_t u_1 S_g \sqrt{\chi R T_k}}{\Phi_c S_{кр} A_1} \right)^{\frac{1}{1-u}}; \quad (2)$$

– расход продуктов горения через сопло

$$G_{соп} = G_{кр} = \frac{S_{кр} p_k A_1}{\sqrt{\chi R T_k}}; \quad (3)$$

– суммарная тяга реактивного двигателя, без учета ребер

$$P_{\Sigma} = G_{соп} u_b + S_b (p_b - p_n); \quad (4)$$

– суммарный импульс тяги двигателя

$$I_T = \int_0^{\Delta t_T} P_\Sigma dt. \quad (5)$$

Здесь p_k, T_k – давление и температура в камере сгорания; u_1, μ – параметры закона горения; S_r – площадь горения топлива, $S_r = \pi d_r^2 / 4$; Δt_T – время горения, $\Delta t_T = l_T / u$; $S_{кр}$ – площадь критического сечения сопла; S_b – площадь выходного сечения; A_1 – коэффициент расхода; χ – коэффициент тепловых потерь; ϕ_c – коэффициент механических потерь.

Параметры в выходном сечении сопла определяются с помощью газодинамических функций:

$$\begin{aligned} p_b &= p_k \pi(\lambda) = p_k \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}, \\ T_b &= T_k \tau(\lambda) = T_k \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right), \\ u_b &= a_{кр} \lambda, a_{кр} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_k}. \end{aligned} \quad (6)$$

Приведенная скорость λ определяется из решения нелинейного уравнения:

$$\lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} = \frac{S_{кр}}{S_b}. \quad (7)$$

При равенстве давлений $p_b = p_n$ тяга P_Σ зависит от параметров газа в выходном сечении и площади сечения: $P_\Sigma = \rho_b S_b u_b^2$. Тогда долю тяги, идущей на вращательный момент, будем определять по следующей приближенной формуле:

$$\nu = \frac{S_1}{S_b} = f(h) \approx \frac{4h}{d_b}, \quad (8)$$

где S_1 – площадь ребер в выходном сечении, $S_1 = S_b - \frac{\pi(d_b - 2h)^2}{4} \approx \pi d_b h$; $S_b = \frac{\pi d_b^2}{4}$, d_b – диаметр выходного сечения сопла; h – высота ребер (рис. 3, а).

Сила тяги и момент вращения реактивного двигателя в случае наличия ребер на внутренней поверхности сопла определяются следующими соотношениями:

$$P = P_\Sigma [(1 - \nu) + \nu \cos \beta], \quad (9)$$

$$M_{px} = P_\Sigma r_e \sin \beta, \quad (10)$$

где r_e – радиус приложения силы вращения, примем $r_e = \frac{d_e}{2}$; β – угол наклона ребер относительно оси снаряда (рис. 3, б).

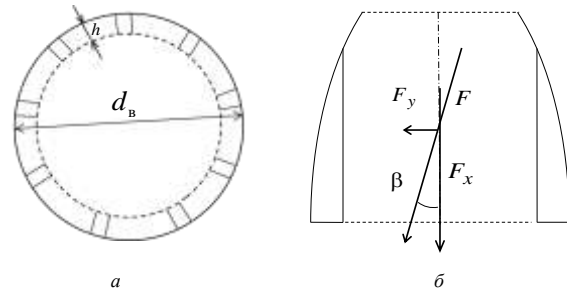


Рис. 3. Схема сопла с ребрами на внутренней поверхности: а – торцевое сечение; б – боковое сечение

Fig. 3. Scheme of a nozzle with ribs on the inner surface: а – end section; б – side section

Для исследования устойчивости движения снаряда на траектории воспользуемся коэффициентом гироскопической устойчивости [17]:

$$\sigma = \sqrt{1 - \frac{\beta_1}{\alpha_1^2}}, \quad (11)$$

где $\alpha = \frac{I_x}{2I_y} \omega_x$ – коэффициент гироскопического

момента; $\beta_1 = \frac{m_z^\alpha q S_M l}{I_y}$ – коэффициент аэродинамического момента; I_y – экваториальный момент инерции; m_z^α – производная коэффициента аэродинамического момента.

Моделирование внешней баллистики активно-реактивного снаряда проводилось по математической модели, представленной в работе [18].

Численное моделирование течения газа в выходной части сопла с ребрами на внутренней поверхности

Для верификации аналитических зависимостей (8)–(10), учитывающих влияние ребер при расчете газодинамики сопла, была проведена серия численных экспериментов с моделированием течения газа в выходной части сопла с ребрами на внутренней поверхности. Моделирование проводилось в пакете прикладных программ Ansys Fluent. В критическом сечении сопла задавались параметры потока $a_{кр}, p_{кр}, T_{кр}$, определяемые по формулам (6) при $\lambda = 1$ (тип граничных условий velocity-inlet), в выходном сечении задавалось давление $p_b = p_n$ (тип pressure-outlet), на стенке сопла задавались условия прилипания (тип wall).

В качестве модели турбулентности выбрана k-ε RNG-модель, в данной модели присутствует дополнительный член в уравнении для ε, кото-

рый улучшает точность вычислений для сред с высокими скоростями деформаций. На рис. 4 приведена расчетная сетка, состоящая из $1,7 \cdot 10^6$ элементов.

Вблизи стенки сопла проводилось сгущение сетки с помощью метода inflation [19].

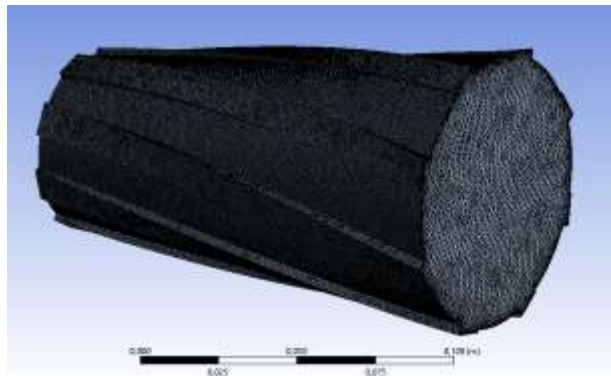


Рис. 4. Расчетная сетка области течения газа в выходной части сопла с ребрами

Fig. 4. Calculation grid of the gas flow region in the outlet part of the nozzle with ribs

Расчеты проводились для различных геометрических параметров ребер: высота, угол наклона и количество ребер. Для верификации аналитических зависимостей были определены различия между численным решением и аналитическими зависимостями.

Результаты расчета параметров сопла с ребрами на внутренней поверхности

Для анализа влияния геометрических параметров оребрения на характеристики работы реактивного двигателя проведено исследование зависимости силы тяги и вращательного момента от высоты ребер $h: h = 1, 2, 4$ мм. Зависимости доли тяги на вращение от высоты ребер, полученные на основе численного решения и по аналитической зависимости (8), представлены на рис. 5.

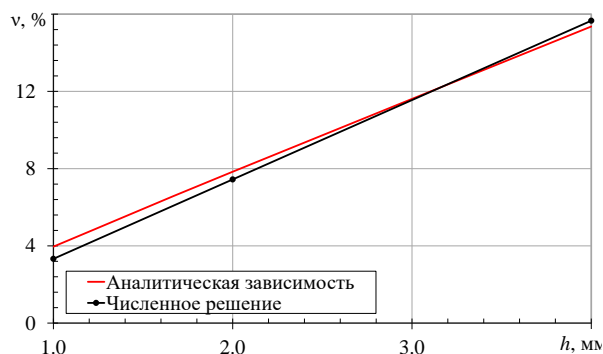


Рис. 5. Зависимость доли тяги на вращение от высоты ребер

Fig. 5. Dependence of the proportion of thrust on rotation on the height of the ribs

С увеличением высоты ребер наблюдается линейное увеличение доли тяги, идущей на вращательный момент.

Зависимости момента вращения от высоты ребер, полученные на основе численного решения и по аналитической зависимости (10), представлены на рис. 6.

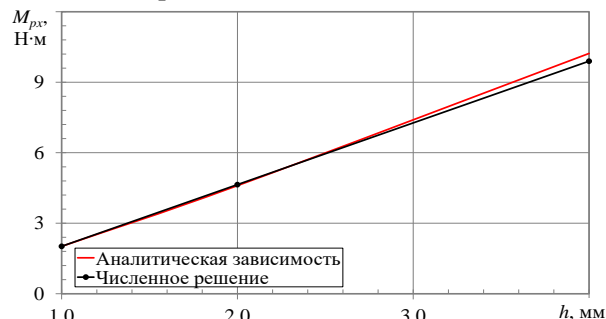


Рис. 6. Зависимость момента вращения от высоты ребер

Fig. 6. Dependence of the torque on the height of the ribs

Увеличение высоты ребер приводит к линейному росту момента вращения.

В табл. 1 приведены значения доли тяги и момента вращения при различной высоте ребер.

Таблица 1. Значение доли тяги и момента вращения при различной высоте ребер

Table 1. The value of the thrust and torque share at different rib heights

Высота ребра, мм	Численное решение (отклонение по аналитической зависимости)	
	Момент вращения, Н·м (%)	Доля тяги на вращение (%)
1	2,02 (0,1 %)	3,3 (1,0 %)
2	4,64 (0,9 %)	7,4 (0,3 %)
4	9,89 (3,2 %)	15,7 (0,1 %)

Отклонение результатов расчета по аналитической зависимости от численного решения для момента вращения составило не более 3,2 %, для доли тяги – 1,0 %.

Для оценки влияния количества ребер n на вращательный момент на основе обработки результатов численного решения был определен поправочный коэффициент

$$k(n) = 1 + 0.09 \cdot \ln(n). \quad (12)$$

Тогда доля тяги на вращение будет определяться по формуле

$$v = k(n) \cdot f(h) = (1 + 0.09 \ln(n)) \cdot \frac{4h}{d_b}. \quad (13)$$

Доля тяги, идущей на вращение, на основе численного решения определялась из формулы (10):

$$v_q = \frac{M_{px}}{r_e \sin \beta P_\Sigma} \quad (14)$$

Зависимости доли тяги на вращение от количества ребер для численного решения и по аналитической зависимости (13) представлены на рис. 7.

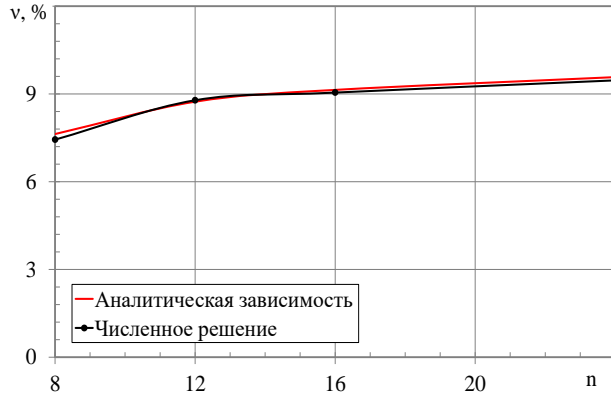


Рис. 7. Зависимость доли тяги на вращение от количества ребер

Fig. 7. Dependence of the proportion of thrust on rotation on the number of ribs

График зависимости доли тяги на вращение от количества ребер показывает, что с увеличением числа ребер от 8 до 16 доля тяги увеличивается, тогда как дальнейшее увеличение их числа приводит к незначительным изменениям. С учетом введения поправочного коэффициента (12) отклонение аналитической зависимости (13) от численного решения составило не более 0,5 %.

Для определения влияния угла наклона ребер β на момент вращения и силу тяги рассчитаем данные параметры по аналитическим зависимостям (9), (10) и на основе численного решения при различных значениях угла β .

На рис. 8 отображена зависимость силы тяги от угла наклона ребер.

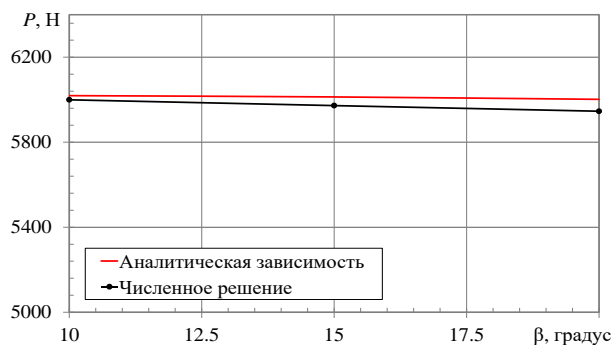


Рис. 8. Зависимость силы тяги от угла наклона ребер

Fig. 8. Dependence of the traction force on the angle of inclination of the ribs

Из полученных данных следует вывод, что угол наклона ребер слабо влияет на силу тяги.

На рис. 9 представлена зависимость момента вращения от угла наклона ребер.

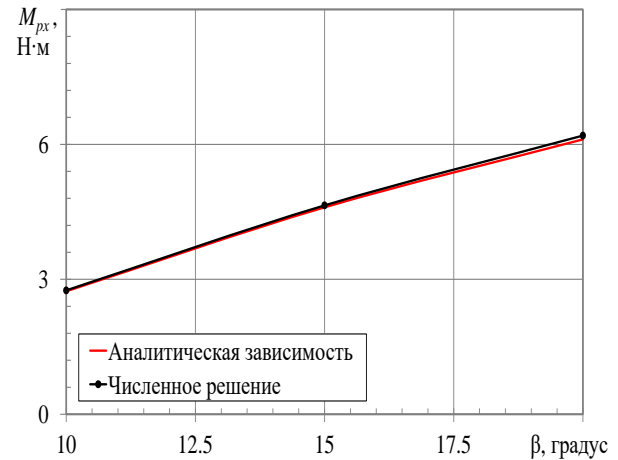


Рис. 9. Зависимость момента вращения от угла наклона ребер

Fig. 9. Dependence of the torque on the angle of inclination of the ribs

При изменении угла наклона ребер от 10 до 20 градусов момент вращения увеличился с 2,75 до 6,20 Н·м.

В таблице 2 представлены значения силы тяги и момента вращения при различном угле наклона ребер.

Таблица 2. Значение силы тяги и момента вращения при различном угле наклона ребер

Table 2. The value of the thrust force and torque at different rib inclination angles

Угол наклона ребер, градус	Численное решение (отклонение по аналитической зависимости)	
	Момент вращения, Н·м (%)	Сила тяги, Н (%)
10	2,75 (0,8 %)	6000 (0,3 %)
15	4,64 (0,9 %)	5972 (0,7 %)
20	6,20 (1,4 %)	5945 (0,9 %)

Отклонение аналитической зависимости от численного решения для момента вращения составило не более 1,4 %, для силы тяги максимальное отклонение составило 0,9 %.

На основе комплексной математической модели внутренней и внешней баллистики активно-реактивного снаряда [6] с учетом предложенных аналитических зависимостей расчета параметров сопла с ребрами на внутренней поверхности проведен анализ устойчивости движения снаряда по критерию (11). На рис. 10 изображены зависимо-

сти коэффициента гироскопической устойчивости для различных типов снарядов.

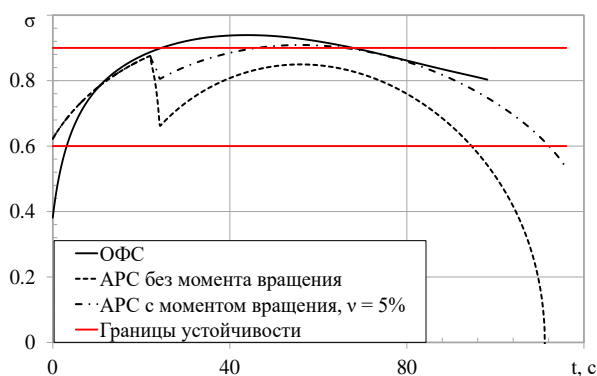


Рис. 10. Изменение коэффициента устойчивости по траектории движения для различных типов снарядов

Fig. 10. Change in the stability coefficient along the trajectory of movement for different types of projectiles

Как видно из графиков, ОФС является устойчивым на всей траектории. АРС без дополнительного момента вращения двигателя теряет устойчивость на 100 секунде, тогда как АРС с моментом вращения двигателя (доля тяги на вращение $\nu = 5\%$) устойчив практически на всей траектории.

Заключение

Разработана математическая модель внутренней баллистики РДТТ со специальным оребрением внутренней поверхности выходной части сопла, обеспечивающим создание дополнительного момента вращения при работе реактивного двигателя. Предложены аналитические зависимости для расчета силы тяги и момента вращения в зависимости от геометрических параметров ребер.

Проведена верификация аналитических зависимостей расчета параметров сопла с ребрами путем сравнения с результатами численного моделирования течения в выходной части сопла в Ansys Fluent. Различие между численным решением и аналитическими зависимостями составило не более 3,2 %.

Исследована устойчивость активно-реактивного снаряда с моментом вращения РДТТ и без него. При доле тяги на вращательный момент равной 5 % угловая скорость в момент включения РДТТ увеличилась, что позволило снаряду сохранить устойчивость на всей траектории полета.

Библиографические ссылки

1. Некоторые перспективные направления развития боеприпасов и выстрелов / В. М. Буренок, О. Т. Чижевский, К. М. Иванов [и др.]. Часть II //

Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2021. № 2 (117). С. 11–24.

2. Зубов В. Н. Разработка управляемых артиллерийских снарядов за рубежом // Военная мысль. 2018. № 3. С. 79–93.

3. Зубов В. Н. Разработка в США 40-мм артиллерийского комплекса и корректируемого боеприпаса для борьбы с асимметричными угрозами // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2019. № 4 (109). С. 88–94.

4. Быков А. А., Знаменский Е. А. Исследование коэффициента гироскопической устойчивости бронебойного подкалиберного снаряда, стабилизируемого вращением, от величины удлинения активной части // Наука. Промышленность. Оборона : труды XXII Всероссийской научно-технической конференции, посвященной 60-летию со дня первого полета человека в космос / под ред. С. Д. Саленко. Т. 2. Новосибирск : Новосибирский государственный технический университет, 2021. С. 25–29.

5. Патент № 2707616 C1 Российская Федерация, МПК F41G 7/22, F42B 35/00, F42C 9/00. Способ коррекции траектории артиллерийских вращающихся снарядов: № 2019101929: заявл. 24.01.2019: опубл. 28.11.2019 / Н. С. Кузнецов; заявитель акционерное общество «Научно-производственное предприятие «Дельта». – EDN VCDCKJ.

6. Патент RU2247926C1 Российская Федерация. Способ стабилизации ракеты в полете и ракета для его реализации: опубл. 10.03.2005 / В. П. Жуков и др.; заявитель Государственное унитарное предприятие «Конструкторское бюро приборостроения».

7. Беженцев А. Ю., Поляков А. Е., Тумаков В. М. Высокоточные боеприпасы ствольной артиллерии, результаты полигонных испытания, направления развития // Военная мысль. 2022. № 8. С. 106–112.

8. Зубов В. Н. Применение «Российской концепции импульсной коррекции» для повышения точности ракетного и артиллерийского оружия // Инновационная наука. 2016. № 4-3. С. 107–110.

9. Каун Ю. В., Чернышов М. В. Анализ эффективности сопла внешнего расширения с перфорированным центральным телом // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2023. № 2. С. 67–74.

10. Королев С. А., Мансуров Р. Р. Решение задачи максимизации дальности полета активно-реактивного снаряда с учетом устойчивости движения на всей траектории // Внутрикамерные процессы и горение в установках на твердом топливе и ствольных системах (ICOC'2023). 2024. С. 99–107.

11. Баллистика ракетного и ствольного оружия : учебник для вузов / под ред. А. А. Королева, В. А. Комочкова; науч. конс. В. А. Шурыгин. Волгоград, 2010. 472 с.

12. Carbajosa C.; Martinez-Cava A.; Valero E.; Paniagua G. Efficiency of Pulsating Base Bleeding to Control Trailing Edge Flow Configurations. Appl. Sci. 2022, 12, 6760. URL: <https://doi.org/10.3390/app12136760>.

13. Aziz M.M., M.Y. Ahmed, A.Z. Ibrahim, A.M. Riad Numerical Simulations and Drag Prediction for

base bleed projectile // Journal of Multidisciplinary Engineering Science and Technology, Vol 7.Issue 9. 2020. P. 12717- 12722.

14. Киришина А. А., Левихин А. А., Киришин А. Ю. Численная методика расчета тяги сопла широкодиапазонного ракетного двигателя / // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2022. Т. 22, № 5. С. 1016–1024.

15. Коркодинов Я. А. Обзор семейства к-ε-моделей для моделирования турбулентности // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Машиностроение, материаловедение. 2013. С. 5–16.

16. Королев С. А., Мансуров Р. Р. Разработка математического и программного обеспечения баллистического расчета и оптимизации параметров активно-реактивного снаряда // Интеллектуальные системы в производстве. 2024. Т. 22, № 4. С. 98–107. DOI 10.22213/2410-9304-2024-4-98-107.

17. Балаганский И. А. Основы баллистики и аэродинамики : учеб. пособие. Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2017. 200 с.

18. Королев С. А., Мансуров Р. Р. Исследование пределов повышения дальности стрельбы активно-реактивным снарядом // Проектирование систем вооружения и измерительных комплексов : труды 19-й Всероссийской научно-технической конференции. Нижний Тагил, 2023. С. 159–170.

19. ANSYS Fluent Theory Guide. ANSYS, Inc. Release 2023 R1. January 2023. 1112 p.

References

1. Burenok V.M., Chizhevsky O.T., Ivanov K.M. [et al.] [Some promising directions for the development of ammunition and shots. Part II]. *Izvestiya Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk*. 2021. No. 2. Pp. 11-24 (in Russ.).

2. Zubov V.N. [Development of guided artillery shells abroad]. *Voennaya Mysl*. 2018. No. 3. Pp. 79-93 (in Russ.).

3. Zubov V.N. [Development of a 40-mm artillery system and a guided projectile in the USA for countering asymmetric threats]. *Izvestiya Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk*. 2019. No. 4(109). Pp. 88-94 (in Russ.).

4. Bykov A.A., Znamensky E.A. [Study of the gyroscopic stability coefficient of an armor-piercing fin-stabilized discarding sabot projectile depending on the elongation of its active part]. *Nauka. Promyshlennost. Oborona: Trudy XXII Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii, posvyashchennoi 60-letiyu pervogo poleta cheloveka v kosmos* [Science. Industry. Defense: Proceedings of the XXII All-Russian Scientific and Technical Conference Dedicated to the 60th Anniversary of the First Human Spaceflight]. Ed. by S.D. Salenko. Vol. 2. Novosibirsk: Novosibirsk State Technical University, 2021. Pp. 25-29 (in Russ.).

5. Patent No. 2707616 C1 Russian Federation, IPC F41G 7/22, F42B 35/00, F42C 9/00. *Sposob korrektsii traektorii artilleriiskikh vrashchayushchikhsya snaryadov*. [Method for trajectory correction of rotating artillery shells]. No. 2019101929: filed 24.01.2019:

publ. 28.11.2019 / N.S. Kuznetsov; applicant JSC "Scientific and Production Enterprise 'Delta'". – EDN VCDCKJ (in Russ.).

6. Patent RU2247926C1 Russian Federation. *Sposob stabilizatsii rakety v polete i raketa dlya ego realizatsii*. [Method for stabilizing a missile in flight and a missile for its implementation]. Publ. 10.03.2005 / V.P. Zhukov et al.; applicant State Unitary Enterprise "Instrument Design Bureau" (in Russ.).

7. Bezhtsev A.Yu., Polyakov A.E., Tumakov V.M. [High-precision artillery ammunition, results of field tests, development directions]. *Voennaya Mysl*. 2022. No. 8. Pp. 106-112 (in Russ.).

8. Zubov V.N. [Application of the "Russian concept of impulse correction" to improve the accuracy of missile and artillery weapons]. *Innovatsionnaya Nauka*. 2016. No. 4-3. Pp. 107-110 (in Russ.).

9. Kaun Yu.V., Chernyshov M.V. [Analysis of the efficiency of an external expansion nozzle with a perforated central body]. *Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedenii. Aviatsionnaya Tekhnika*. 2023. No. 2. Pp. 67-74 (in Russ.).

10. Korolev S.A., Mansurov R.R. *Reshenie zadachi maksimizatsii dal'nosti poleta aktivno-reaktivnogo snaryada s uchetom ustoychivosti dvizheniya na vsey traektorii* [Solution to the problem of maximizing the flight range of a rocket-assisted projectile considering motion stability over the entire trajectory]. *Vnutrikamernye Protsessy i Gorenje v Ustanovkakh na Tverdom Toplivo i Stvolnykh Sistemakh (ICOC'2023)*. 2024. Pp. 99-107 (in Russ.).

11. Korolev A.A., Komochkov V.A. (Eds.); Shurygin V.A. (Scientific Consultant). [Ballistics of missile and barrel weapons: textbook for universities]. Volgograd, 2010. 472 p. (in Russ.). 12. Carbajosa, C.; Martinez-Cava, A.; Valero, E.; Paniagua, G. Efficiency of Pulsating Base Bleeding to Control Trailing Edge Flow Configurations. *Appl. Sci*. 2022, 12, 6760. <https://doi.org/10.3390/app12136760>

12. Carbajosa, C.; Martinez-Cava, A.; Valero, E.; Paniagua, G. Efficiency of Pulsating Base Bleeding to Control Trailing Edge Flow Configurations. *Appl. Sci*. 2022, 12, 6760. <https://doi.org/10.3390/app12136760>

13. Aziz M.M., M.Y. Ahmed, A.Z. Ibrahim, A.M. Riad Numerical Simulations and Drag Prediction for base bleed projectile // Journal of Multidisciplinary Engineering Science and Technology, Vol 7. Issue 9. 2020. P. 12717- 12722

14. Kirshina A.A., Levikhin A.A., Kirshin A.Yu. [Numerical method for calculating the thrust of a wide-range rocket engine nozzle]. *Nauchno-Tekhnicheskii Vestnik Informatsionnykh Tekhnologii, Mekhaniki i Optiki*. 2022. Vol. 22. No. 5. Pp. 1016-1024 (in Russ.).

15. Korkodinov Ya.A. [Review of the k-ε turbulence models for turbulence simulation]. *Vestnik Permskogo Natsionalnogo Issledovatel'skogo Politehnicheskogo Universiteta. Mashinostroyeniye, Materialovedeniye*. 2013. Pp. 5-16 (in Russ.).

16. Korolev S.A., Mansurov R.R. *Razrabotka matematicheskogo i programmnogo obespecheniya ballisticheskogo rascheta i optimizatsii parametrov aktivno-reaktivnogo snaryada* [Development of mathematical and software for ballistic calculation and optimization of parameters of a rocket-assisted projectile]. *Intellektualnye Sistemy v Proizvodstve*. 2024. Vol. 22. No. 4. Pp. 98-107. DOI 10.22213/2410-9304-2024-4-98-107 (in Russ.).

17. Balagansky I.A. [Fundamentals of ballistics and aerodynamics: textbook]. Novosibirsk: NSTU Publishing House, 2017. 200 p. (in Russ.).

18. Korolev S.A., Mansurov R.R. *Issledovanie predelov povysheniya dal'nosti strel'by aktivno-reaktivnym snaryadom* [Study of the limits of increasing the firing range of a rocket-assisted projectile]. *Proektirovanie Sistem Vooruzheniya i Izmeritel'nykh Kompleksov. Trudy 19-i Vserossiiskoi Nauchno-Tekhnicheskoi Konferentsii* [Design of Weapon Systems and Measuring Complexes. Proceedings of the 19th All-Russian Scientific and Technical Conference]. Nizhny Tagil. 2023. Pp. 159-170 (in Russ.).

19. ANSYS Fluent Theory Guide. ANSYS, Inc. Release 2023 R1. January 2023. 1112 p.

* * *

Increasing the Stability of the Active-Reactive Projectile Movement Due to Special Ribbing of the Inner Surface of the Nozzle

S. A. Korolev, DSc in Engineering, Associate Professor, Kalashnikov Izhevsk State Technical University, Izhevsk, Russia

R. R. Mansurov, Post-graduate, Kalashnikov Izhevsk State Technical University, Izhevsk, Russia

The paper presents the results of a study into the possibility of increasing the stability of a jet-propelled projectile during operation of a jet engine. The stability of a jet-propelled projectile on its trajectory is determined by the gyroscopic stability coefficient, which depends on the gyroscopic and aerodynamic moment coefficients. To increase the stability of the projectile, a nozzle with special ribbing of the inner surface of the outlet section is considered, due to which some of the thrust will be directed to increasing the rotation of the projectile. A mathematical model of the internal ballistics problem of a solid-propellant jet engine is presented. The model makes some assumptions: the area of the fuel combustion surface and the pressure in the combustion chamber are constant, the fuel combustion rate obeys a power law. The parameters in the outlet section of the nozzle were determined using gas-dynamic functions. Analytical dependencies are proposed for calculating the thrust and torque of a jet engine depending on the rib parameters: height, angle of inclination and number of ribs. To verify the analytical dependencies, numerical simulation of gas flow in a nozzle with ribs was performed in Ansys Fluent. Based on a 3D model of a jet engine nozzle with special ribbing of the inner surface of the nozzle, a finite-volume computational grid was constructed. Based on the results of numerical simulation, the thrust force, combustion product flow rate through the nozzle, and the thrust share per torque were determined at different heights, angles of inclination, and numbers of ribs. The flight stability of a 152-mm high-explosive fragmentation projectile, a rocket-propelled projectile, and a rocket-propelled projectile with special ribbing of the inner surface of the nozzle was investigated. The rib parameters were determined at which the 152-mm rocket-propelled projectile is stable along the entire trajectory.

Keywords: interior ballistics, active-reactive projectile, jet engine, nozzle ribbing, numerical modeling, gyroscopic stability.

Получено: 14.05.25

Образец цитирования

Королев С. А., Мансуров Р. Р. Повышение устойчивости движения активно-реактивного снаряда за счет специального оребрения внутренней поверхности сопла // Интеллектуальные системы в производстве. 2025. Т. 23, № 3. С. 71–78. DOI: 10.22213/2410-9304-2025-3-71-78.

For Citation

Korolev S.A., Mansurov R.R. [Increasing the stability of the active-reactive projectile movement due to special ribbing of the inner surface of the nozzle]. *Intellektual'nye sistemy v proizvodstve*. 2025, vol. 23, no. 3, pp. 71-78. DOI: 10.22213/2410-9304-2025-3-71-78.