

УДК 629.7.038

Методика определения оптимального соотношения масс топливных зарядов донного газогенератора и ракетного двигателя с позиции достижения максимальной дальности^{*}

В.В. Ветров, П.Д. Шилин

ФГБОУ ВО Тульский государственный университет

Methodology for determining the optimal mass ratio of fuel charges for an aft gas generator and a rocket engine from the perspective of achieving maximum range

V.V. Vetrov, P.D. Shilin

Tula State University

Предложена методика определения оптимального соотношения масс топливных зарядов донного газогенератора и ракетного двигателя твердого топлива, направленная на достижение максимальной дальности полета летательного аппарата. Методика основана на принципе максимизации суммарного импульса, включающего в себя импульс ракетного двигателя твердого топлива и условный импульс донного газогенератора (импульс противодействия донному аэродинамическому сопротивлению). В отличие от традиционных подходов, рассматривающих только тяговые характеристики ракетного двигателя твердого топлива, предлагаемая методика учитывает вклад донного газогенератора в повышение энергетики летательного аппарата за счет компенсации донного сопротивления. Это позволяет более точно оценить влияние соотношения масс топливных зарядов на баллистические характеристики. На основе предложенной методики оценена эффективность комбинированной энергетической установки.

EDN: НКНВКВ, <https://elibrary/hknbkb>

Ключевые слова: донный газогенератор, ракетный двигатель твердого топлива, условный удельный импульс, донное сопротивление, комбинированная энергетическая установка, максимальная дальность полета

A methodology for determining the optimal mass ratio of the propellant charges for an aft gas generator and a rocket motor has been proposed, aiming to achieve the maximum flight range of a vehicle. The methodology is based on the principle of maximizing the total impulse, which includes both the solid rocket motor impulse and the conditional impulse of the aft gas generator (the impulse counteracting the base drag). Unlike traditional approaches that consider only the engine's thrust characteristics, this method accounts for the contribution of the aft gas generator to improving the vehicle's energetics by compensating

^{*} Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 24-29-20023 (<https://rscf.ru/project/24-29-20023/>).

for base drag. This allows for a more accurate assessment of the influence of the propellant mass ratio on the ballistic performance. Based on the proposed methodology, an evaluation of the effectiveness of using a combined propulsion system is provided.

EDN: HKHBKB, <https://elibrary/hkhbkbb>

Keywords: aft gas generator, solid-propellant rocket motor, equivalent specific impulse, base drag, combined propulsion system, maximum flight range

Повышение дальности полета летательных аппаратов (ЛА) остается одной из основных задач их модернизации, приобретая особую значимость для систем активного старта [1–6]. Внедрение в их состав спутниковых навигационных систем позволило повысить точность наведения [7]. Однако, несмотря на возросшие требования к дальности, сохраняются жесткие массогабаритные ограничения, что делает задачу оптимизации энергетических характеристик ЛА особенно актуальной.

Цель исследования — разработка методики определения оптимального соотношения масс топливных зарядов донного газогенератора (ДГГ) и ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ), обеспечивающего максимальную дальность полета ЛА.

Использование ДГГ в сочетании с РДТТ относится к перспективным направлениям развития комбинированных энергетических установок ЛА [8, 9]. Основная идея заключается в согласованной работе этих систем. Хотя ДГГ не создает тяги в традиционном понимании, его работа приводит к уменьшению донного сопротивления, что в итоге обеспечивает увеличение дальности полета, которая напрямую зависит от суммарного импульса бортовой комбинированной энергетической установки, состоящей из ДГГ и РДТТ:

$$I_{\Sigma} = I_{\Sigma}^{\text{РДТТ}} + I_{\Sigma}^{\text{ДГГ}},$$

где $I_{\Sigma}^{\text{РДТТ}}$ и $I_{\Sigma}^{\text{ДГГ}}$ — суммарные импульсы РДТТ и ДГГ.

Принципиальным отличием ДГГ от традиционных двигательных установок является отсутствие прямой реактивной тяги. Однако его работа оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики ЛА, что требует особого подхода к оценке энергетической эффективности ЛА в целом. Физическая суть этого воздействия заключается в значительном снижении донного сопротивления за счет инжекции газов в закормовую область ЛА [10].

Этот эффект можно количественно оценить введением понятия условного удельного им-

пульса ДГГ $I_{\text{уд}}^{\text{ДГГ}}$. Хотя ДГГ не создает тяги, его работа направлена на нейтрализацию силы аэродинамического сопротивления. Такой подход позволяет рассматривать ДГГ как своеобразный двигатель, уменьшающий потери энергии на преодоление сопротивления воздуха.

Для количественной оценки этого эффекта предложена следующая зависимость, связывающая расходные характеристики ДГГ с текущим изменением аэродинамических параметров:

$$I_{\text{уд}}^{\text{ДГГ}} = \frac{\Delta X_{\text{аэр}}}{\dot{m}}. \quad (1)$$

Здесь

$$\Delta X_{\text{аэр}} = \frac{\Delta C_x \rho V^2 S_{\text{м}}}{2}; \quad (2)$$

$$\dot{m} = \rho V S_{\text{м}} k, \quad (3)$$

где $\Delta X_{\text{аэр}}$ и ΔC_x — величины уменьшения силы аэродинамического сопротивления и ее коэффициента за счет работы ДГГ; $\dot{m}$ — секундный массовый расход газа из ДГГ; ρ — плотность воздуха; V — скорость движения ЛА; $S_{\text{м}}$ — площадь миделя ЛА; k — коэффициент, определяющий потребный расход из ДГГ.

Преобразуя соотношение (1) с учетом выражений (2) и (3), получаем формулу для определения текущего значения условного удельного импульса ДГГ

$$I_{\text{уд}}^{\text{ДГГ}} = \frac{\Delta C_x V}{2k}. \quad (4)$$

Зависимость (4) показывает, что эффективность ДГГ существенно возрастает с увеличением скорости полета и плотности внешней среды. Это объясняет целесообразность применения ДГГ на участках полета в плотных слоях атмосферы при высоких скоростных режимах.

Для количественной оценки влияния ДГГ на аэродинамические характеристики ЛА проведено численное моделирование обтекания с использованием уравнений Навье — Стокса для сжимаемого газа. Исходный уровень сопротивления определен при моделировании обте-

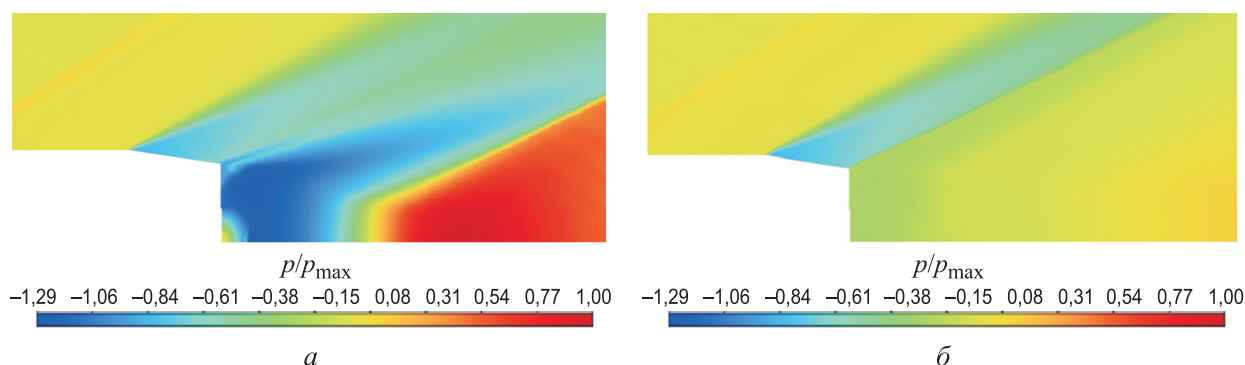


Рис. 1. Поля относительного давления $p/p_{\max}$ в закормовом пространстве инертного ЛА (а) и при работе ДГГ (б)

кания инертного ЛА (без работы ДГГ), когда в его закормовой области формируется зона разрежения, характерная для отрывного течения (рис. 1, а). Полученное значение коэффициента сопротивления принято за базовое.

При том же числе Маха смоделирована работа ДГГ (рис. 1, б). Исследование выполнено для различных значений секундного массового расхода газа $\dot{m}$, истекающего из ДГГ. Для каждого значения расхода решена задача о взаимодействии сверхзвукового набегающего потока со встречной струей газа, в результате чего определено новое сниженное значение коэффициента сопротивления.

Зависимость относительного давления на дне $\bar{p} = p_{\text{дн}}/p_a$ (где $p_{\text{дн}}$ — среднее значение давления на дне; p_a — атмосферное давление) от коэффициента $I = \dot{m}/(\rho V S_m)$ приведена на рис. 2.

При коэффициенте $I < 0,009$ относительное давление на дне $\bar{p}$ резко возрастает, достигая максимума при $I \approx 0,009$, что соответствует минимальному донному сопротивлению. При дальнейшем увеличении коэффициента I относительное давление на дне $\bar{p}$ постепенно снижается.

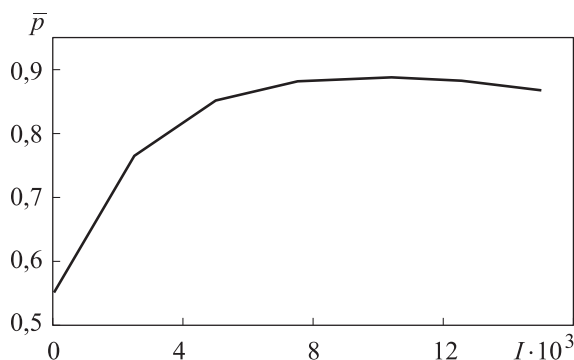


Рис. 2. Зависимость относительного давления на дне $\bar{p}$ от коэффициента I

Общие подходы к построению численной модели, описывающей взаимодействие реактивной струи ДГГ с закормовым течением потока, включая верификацию расчетных методов на основе экспериментальных данных, детально изложены в публикациях [10–15].

Основной принцип проектирования рассматриваемой комбинированной энергетической установки состоит в необходимости обеспечить максимальный суммарный импульс при жестком ограничении общей массы ее топливного заряда. Математически это условие можно представить в виде целевой функции оптимизации, учитывающей прямой вклад РДТТ и косвенный вклад ДГГ через снижение аэродинамических потерь:

$$\int_0^{m_t^{\text{ДГГ}}} I_{\text{уд}}^{\text{ДГГ}} dm + I_{\text{уд}}^{\text{РДТТ}} m_t^{\text{РДТТ}} \rightarrow \max \quad (5)$$

при $m_t^{\text{РДТТ}} + m_t^{\text{ДГГ}} = \text{const}$,

где $m_t^{\text{ДГГ}}$ и $m_t^{\text{РДТТ}}$ — массы топливных зарядов ДГГ и РДТТ.

Важно подчеркнуть, что оптимальное соотношение масс топливных зарядов будет существенно зависеть от предполагаемого профиля полета и характеристик ЛА.

Физическая модель формирования максимального импульса комбинированной энергетической установки, графическая интерпретирующая выражение (5), приведена на рис. 3.

Как видно из рисунка, чтобы эффективнее использовать энергетику топлива РДТТ и ДГГ, необходимо выполнить переход от работы ДГГ к РДТТ в момент, когда их удельные импульсы будут равны ($I_{\text{уд}}^{\text{ДГГ}} = I_{\text{уд}}^{\text{РДТТ}}$), после чего удельный импульс ДГГ будет уменьшаться. Это будет реализовываться на определенной высоте полета, так как тяга РДТТ определяется зависимостью,

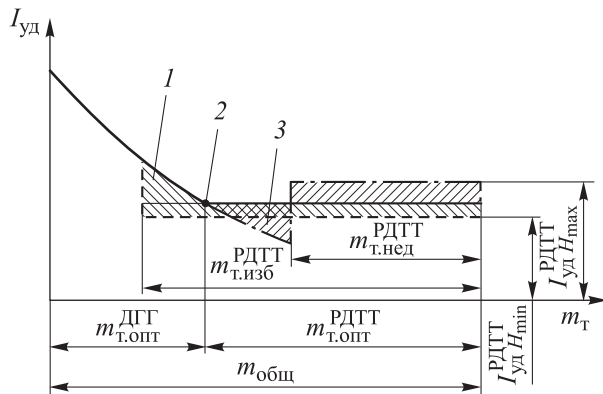


Рис. 3. Физическая модель формирования максимального импульса комбинированной энергетической установки:

1 и 3 — потери удельного импульса $I_{уд}$ из-за недостаточной и избыточной массы $m_{т.ДГГ}$; 2 — точка оптимального перехода от ДГГ к РДТТ;
 $m_{т.ДГГ}^{опт}$ и $m_{т.РДТТ}^{опт}$ — оптимальные значения масс $m_{т.ДГГ}$ и $m_{т.РДТТ}$; $I_{уд H_{max}}^{РДТТ}$ и $I_{уд H_{min}}^{РДТТ}$ — удельные импульсы РДТТ при высоте полета H_{max} и H_{min} ; $m_{т.нед}^{РДТТ}$ и $m_{т.изб}^{РДТТ}$ — недостаточная и избыточная масса $m_{т.РДТТ}$

содержащей две составляющие — реактивную и статическую (высотную):

$$R = \dot{m}_т \omega_a + S_a (p_a - p_n), \quad (6)$$

где $\dot{m}_т$ и ω_a — секундный массовый расход продуктов сгорания топлива и соответствующая им скорость истечения; S_a — площадь выходного сечения сопла; p_n — давление на срезе сопла.

Из выражения (6) следует, что статическая составляющая возрастает с увеличением высоты полета, что обусловлено снижением атмосферного давления.

Как видно из рис. 3, если ДГГ заканчивает работу при условии $I_{уд}^{ДГГ} > I_{уд}^{РДТТ}$, то возникает

недобор суммарного импульса (левая область графика) и дополнительно будет снижаться тяга РДТТ, так как он будет начинать работу на меньшей высоте. Если время работы РДТТ начинается позже момента оптимального перехода, а значит, и его заряд будет меньше оптимального, то также происходит некоторая потеря $I_{\Sigma}^{РДТТ}$, хотя она будет несколько компенсирована увеличением его тяги, так как он начнет работать на большей высоте. Следовательно, допуск на отклонение от оптимального соотношения масс топливных зарядов ДГГ и РДТТ следует выбирать путем уменьшения массы топливного заряда РДТТ.

Изложенные теоретические положения находят практическое подтверждение в результатах численного моделирования работы комбинированной энергетической установки. Результаты расчета демонстрируют работоспособность предложенной методики и позволяют количественно оценить преимущества оптимального распределения масс топливных зарядов. В ходе моделирования установлено, что при оптимальном соотношении масс заряда ДГГ и РДТТ (2 и 4 % общей массы ЛА соответственно) установка достигает максимального суммарного импульса 32,7 кН·с.

Результаты моделирования в виде зависимостей суммарного импульса комбинированной энергетической установки I_{Σ} и коэффициента k , определяющего расход из ДГГ, показаны на рис. 4, а и б.

Проведенное моделирование выявило особенности поведения системы при изменении массы топлива РДТТ. При уменьшении заряда РДТТ на 20 % относительно оптимального значения наблюдается рост суммарного импульса

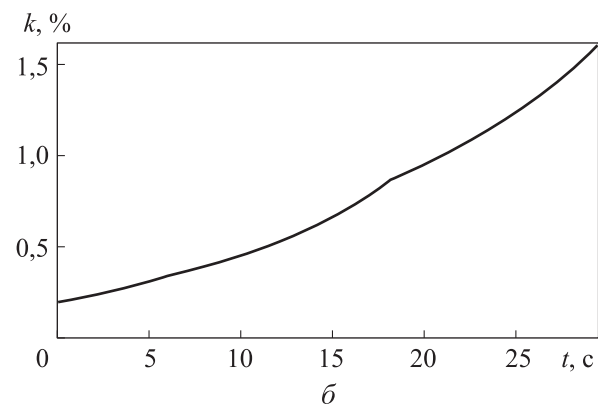
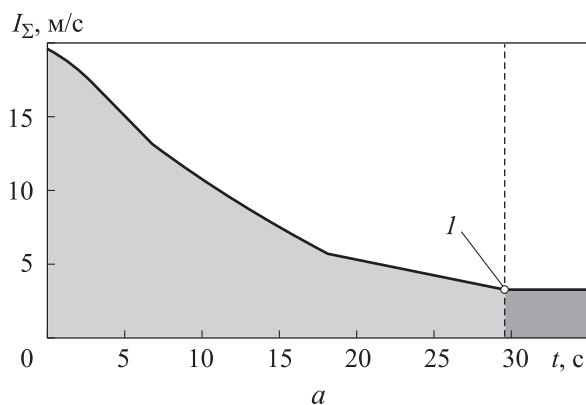


Рис. 4. Зависимости суммарного импульса комбинированной энергетической установки I_{Σ} (а) и коэффициента k (б) от времени работы ДГГ t :
 1 — точка перехода от ДГГ к РДТТ

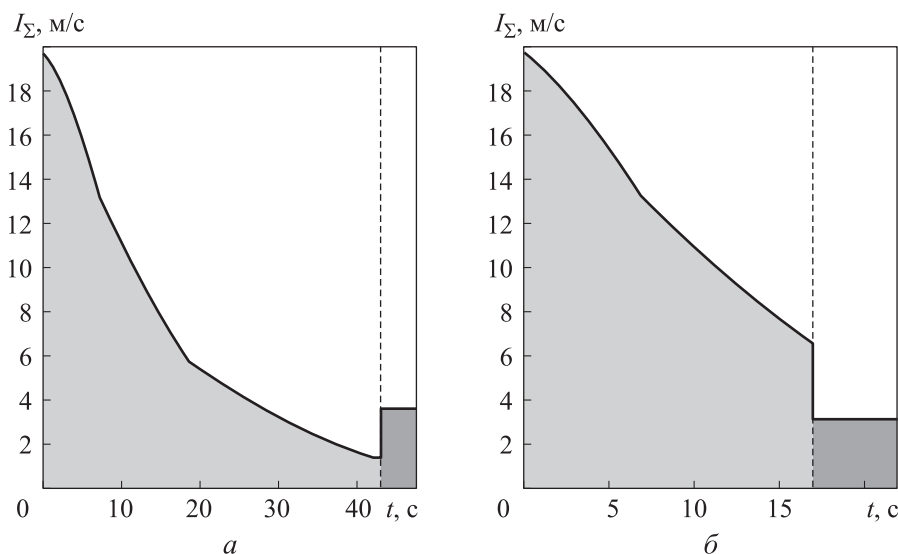


Рис. 5. Изменение суммарного импульса I_{Σ} во времени t при недостатке (а) и избытке (б) массы РДТТ

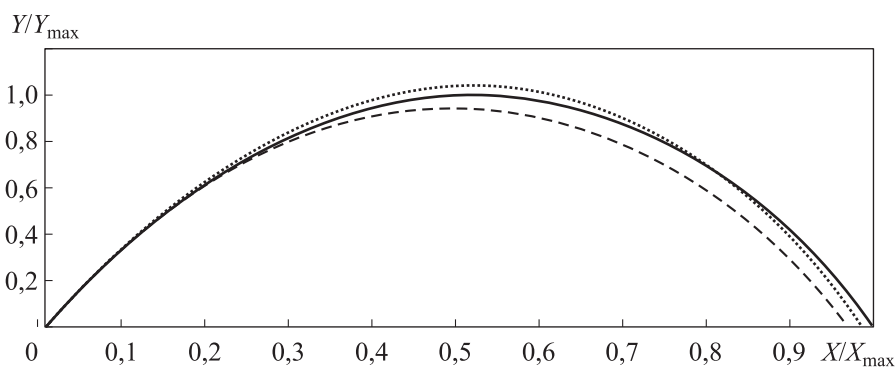


Рис. 6. Траектории ЛА для различных случаев распределения массы в комбинированной энергетической установке:
— точка оптимального перехода от ДГГ к РДТТ;
-- и — недостаток и избыток массы РДТТ

на 1...2 %, что обусловлено более продолжительной работой ДГГ в измененных условиях. Однако этот кажущийся положительный эффект сопровождается снижением дальности полета на 4 %, что свидетельствует о сложном характере взаимосвязи между энергетическими параметрами системы и траекторными параметрами ЛА.

Обратная ситуация — увеличение массы РДТТ на те же 20 % приводит к снижению суммарного импульса на 6...7 %, а потеря дальности составляет лишь 2 %. Графическая интерпретация этих результатов приведена на рис. 5 и 6.

На основании результатов проведенного исследования разработан алгоритм оптимизации массового распределения топлива в комбинированной энергетической установке. Алгоритм

основан на последовательном расчете полетных характеристик ЛА до момента достижения равенства между импульсом РДТТ и условным импульсом ДГГ (рис. 7).

В качестве исходных данных выступают две скоростные зависимости, определяющие эффективность комбинированной энергетической установки — два параметра в функции числа Маха M : эффективность ДГГ, т. е. величина уменьшения коэффициента аэродинамического сопротивления за счет работы ДГГ, $\Delta C_x = f(M)$ и коэффициент расхода массы заряда топлива ДГГ относительно расхода воздуха, проходящего через площадь миделя ЛА $k = f(M)$.

Эти скоростные зависимости можно определить предварительными исследованиями на основе математического моделирования газоди-

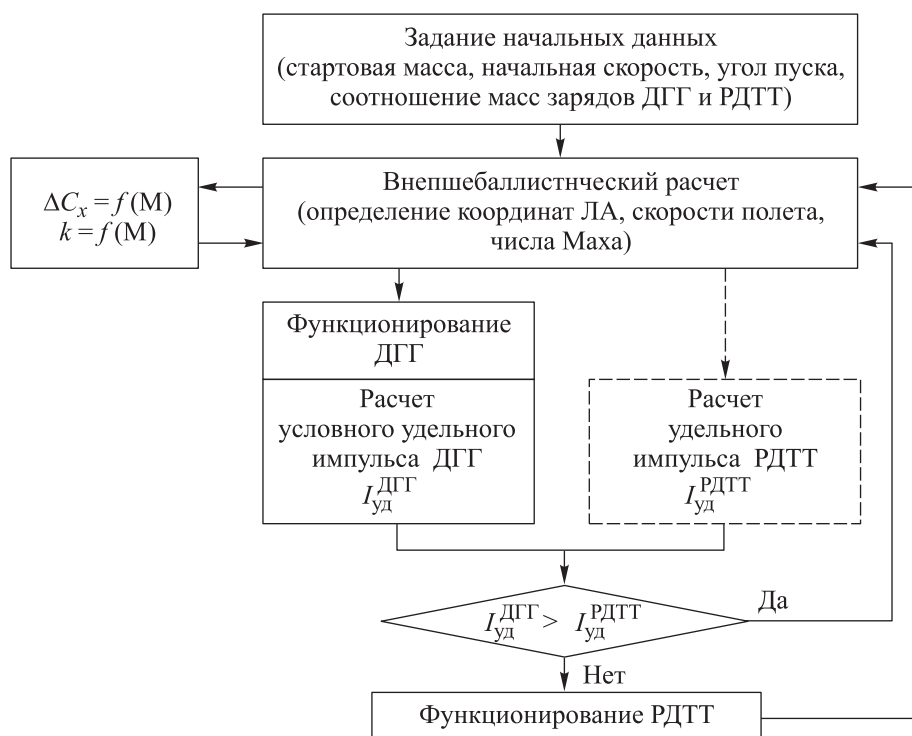


Рис. 7. Блок-схема алгоритма оптимизации массового распределения топлива в комбинированной энергетической установке

намических процессов, характеризующих работу ДГГ и верифицированных результатами экспериментальных исследований, опубликованных в зарубежных работах, в частности [11–15].

Выводы

1. Предложена методика оптимизации соотношения масс топливных зарядов в комбинированной энергетической установке, состоящей из ДГГ и РДТТ. Методика учитывает не только прямой импульс тяги РДТТ, но и условный импульс ДГГ, обусловленный снижением аэродинамического сопротивления.

2. Разработан алгоритм, основанный на балансе импульсов и учитывающий скоростные зависимости эффективности ДГГ, который продемонстрировал работоспособность в ходе

численного моделирования. Полученные результаты выявили нелинейный характер зависимости суммарного импульса от распределения масс топлива, а также показали чувствительность системы к вариациям параметров. Отмечено, что максимальный суммарный импульс не всегда соответствует максимальной дальности полета.

3. Результаты исследования подтвердили перспективность использования комбинированных энергетических установок для повышения дальности полета ЛА без увеличения их массогабаритных характеристик. Разработанная методика может быть успешно применена при проектировании перспективных образцов ЛА, позволяя находить оптимальные решения в рамках заданных конструктивных ограничений.

Литература

- [1] Бабичев В.И., Ветров В.В., Костяной Е.М. Анализ целесообразности использования ракетно-прямоточных двигателей на артиллерийских снарядах. *Известия РАН*, 2012, № 4, с. 3–8.
- [2] Зубов В.Н. Разработка новых управляемых 155-мм артиллерийских снарядов в европейских и азиатских странах. *Известия РАН*, 2017, № 1, с. 111–118.
- [3] Зубов В.Н. Разработка управляемых артиллерийских снарядов за рубежом. *Военная мысль*, 2018, № 3, с. 79–93.

- [4] Сорокин В.А., ред. *Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 317 с.
- [5] Сорокин В.А., ред. *Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. 305 с.
- [6] Ветров В.В., Дикшев А.И., Дунаев В.А. и др. О концепции повышения баллистической эффективности летательных аппаратов с доминирующим энергопассивным участком траектории. *Известия вузов. Авиационная техника*, 2015, № 2, с. 23–28.
- [7] Хилькевич В.Я., Яновский Л.С. Использование эффектов рикошетирувания и кабрирования для увеличения дальности полета ракет. *Известия вузов. Авиационная техника*, 2005, № 3, с. 70–72.
- [8] Розанов Л.А., Смирнов В.Е. Применение нового типа моноблочной комбинированной двигательной установки в практике конструирования активно — реактивных снарядов. *Известия РАН*, 2021, № 1, с. 101–106.
- [9] Ветров В.В., Дунаев В.А., Костяной Е.М. и др. Реализация концепции повышения баллистической эффективности летательных аппаратов ближней зоны. *Фундаментальные исследования*, 2012, № 11–2, с. 377–382. URL: <https://fundamental-research.ru/ru/article/view?id=30541>
- [10] Dali M.A., Jaramaz S. Optimization of artillery projectiles base drag reduction using hot base flow. *Therm. Sci.*, 2019, vol. 23, no. 1, pp. 353–364, doi: <https://doi.org/10.2298/TSCI180413210D>
- [11] Abou-Elela H., Ibrahim A., Mahmoud O. et al. Ballistic analysis of a projectile provided with base bleed unit. *15th ASAT*, 2013. URL: https://www.researchgate.net/publication/298353391_Ballistic_analysis_of_a_projectile_provided_with_base_bleed_unit (дата обращения: 15.10.2025).
- [12] Aziz M., Ibrahim A., Riad A. et al. Live firing and 3D numerical investigation of base bleed exit configuration impact on projectile drag. *Adv. Mil. Technol.*, 2022, vol. 17, no. 1, pp. 137–152, doi: <https://doi.org/10.3849/aimt.01529>
- [13] Xue X., Yu Y. An improvement of the base bleed unit on base drag reduction and heat energy addition as well as mass addition. *Appl. Therm. Eng.*, 2016, vol. 109-A, pp. 238–250, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2016.08.072>
- [14] Yu W., Yu Y., Ni B. Numerical simulation of base flow with hot base bleed for two jet models. *Def. Tech.*, 2014, vol. 10, no. 3, pp. 279–284, doi: <https://doi.org/10.1016/j.dt.2014.06.010>
- [15] Aziz M.M., Ahmed M.Y.M., Ibrahim A.Z. et al. Numerical simulations and drag prediction for base bleed projectile. *JMEST*, 2020, vol. 7, no. 9, pp. 12717–12722.

References

- [1] Babichev V.I., Vetrov V.V., Kostyanoy E.M. Analysis of the feasibility of using ramjet rocket engines on artillery shells. *Izvestiya RARAN*, 2012, no. 4, pp. 3–8. (In Russ.).
- [2] Zubov V.N. The development of new guided 155-mm artillery projectiles in the European and Asian countries. *Izvestiya RARAN*, 2017, no. 1, pp. 111–118. (In Russ.).
- [3] Zubov V.N. Development of guided artillery shells abroad. *Voennaya mysl*, 2018, no. 3, pp. 79–93. (In Russ.).
- [4] Sorokin V.A., ed. *Proektirovanie i otrabotka raketno-pryamotochnykh dvigateley na tverdom toplive* [Design and development of solid-propellant ramjet engines]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2016. 317 p. (In Russ.).
- [5] Sorokin V.A., ed. *Konstruktsiya i proektirovanie kombinirovannykh raketnykh dvigateley na tverdom toplive* [Design and construction of combined solid-propellant rocket engines]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2012. 305 p. (In Russ.).
- [6] Vetrov V.V., Dikshev A.I., Dunaev V.A. et al. On the concept of improving the ballistic efficiency of a rocket vehicle with the dominant midcourse phase. *Izvestiya vuzov. Aviatsionnaya tekhnika*, 2015, no. 2, pp. 23–28. (In Russ.). (Eng. version: *Russ. Aeronaut.*, 2015, vol. 58, no. 2, pp. 160–166, doi: <https://doi.org/10.3103/S106879981502004X>)
- [7] Khilkevich V.Ya., Yanovskiy L.S. Using ricochet and pitch effects to increase the range of missiles. *Izvestiya vuzov. Aviatsionnaya tekhnika*, 2005, no. 3, pp. 70–72. (In Russ.).

- [8] Rozanov L.A., Smirnov V.E. Adopting a new type of single - block integral propulsion system for use in design of rocket - assisted projectiles. *Izvestiya RARAN*, 2021, no. 1, pp. 101–106. (In Russ.).
- [9] Vetrov V.V., Dunaev V.A., Kostyanov E.M. et al. Realization of the concept increasing the ballistic efficiency. *Fundamentalnye issledovaniya* [Fundamental Research], 2012, no. 11–2, pp. 377–382. URL: <https://fundamental-research.ru/ru/article/view?id=30541> (in Russ.).
- [10] Dali M.A., Jaramaz S. Optimization of artillery projectiles base drag reduction using hot base flow. *Therm. Sci.*, 2019, vol. 23, no. 1, pp. 353–364, doi: <https://doi.org/10.2298/TSCI180413210D>
- [11] Abou-Elela H., Ibrahim A., Mahmoud O. et al. Ballistic analysis of a projectile provided with base bleed unit. *15th ASAT*, 2013. URL: https://www.researchgate.net/publication/298353391_Ballistic_analysis_of_a_projectile_provided_with_base_bleed_unit (accessed: 15.10.2025).
- [12] Aziz M., Ibrahim A., Riad A. et al. Live firing and 3D numerical investigation of base bleed exit configuration impact on projectile drag. *Adv. Mil. Technol.*, 2022, vol. 17, no. 1, pp. 137–152, doi: <https://doi.org/10.3849/aimt.01529>
- [13] Xue X., Yu Y. An improvement of the base bleed unit on base drag reduction and heat energy addition as well as mass addition. *Appl. Therm. Eng.*, 2016, vol. 109-A, pp. 238–250, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2016.08.072>
- [14] Yu W., Yu Y., Ni B. Numerical simulation of base flow with hot base bleed for two jet models. *Def. Tech.*, 2014, vol. 10, no. 3, pp. 279–284, doi: <https://doi.org/10.1016/j.dt.2014.06.010>
- [15] Aziz M.M., Ahmed M.Y.M., Ibrahim A.Z. et al. Numerical simulations and drag prediction for base bleed projectile. *JMEST*, 2020, vol. 7, no. 9, pp. 12717–12722.

Статья поступила в редакцию 27.10.2025

Информация об авторах

ВЕТРОВ Вячеслав Васильевич — доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Ракетное вооружение». ФГБОУ ВО Тульский государственный университет (300012, Тула, Российская федерация, пр. Ленина, д. 92, e-mail: vvvetr@mail.ru).

ШИЛИН Павел Дмитриевич — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетное вооружение». ФГБОУ ВО Тульский государственный университет (300012, Тула, Российская федерация, пр. Ленина, д. 92, e-mail: pvl.shilin@yandex.ru).

Information about the authors

VETROV Vyacheslav Vasilyevich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Rocket Armament Department. Tula State University (300012, Tula, Russian Federation, Lenina Ave, Bldg. 92, e-mail: vvvetr@mail.ru).

SHILIN Pavel Dmitrievich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Rocket Armament Department. Tula State University (300012, Tula, Russian Federation, Lenina Ave, Bldg. 92, e-mail: pvl.shilin@yandex.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Ветров В.В., Шилин П.Д. Методика определения оптимального соотношения масс топливных зарядов донного газогенератора и ракетного двигателя с позиции достижения максимальной дальности. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2026, № 7, с. 125–132.

Please cite this article in English as:

Vetrov V.V., Shilin P.D. Methodology for determining the optimal mass ratio of fuel charges for an aft gas generator and a rocket engine from the perspective of achieving maximum range. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2026, no. 7, pp. 125–132.