

УДК: 623.462

**ПРИМЕНЕНИЕ НОВОГО ТИПА МОНОБЛОЧНОЙ КОМБИНИРОВАННОЙ
ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ В ПРАКТИКЕ КОНСТРУИРОВАНИЯ
АКТИВНО-РЕАКТИВНЫХ СНАРЯДОВ**

**ADOPTING A NEW TYPE OF SINGLE-BLOCK INTEGRAL PROPULSION
SYSTEM FOR USE IN DESIGN OF ROCKET-ASSISTED PROJECTILES**

По представлению чл.-корр. РАН В.В. Зеленцова

Л.А. Розанов, В.Е. Смирнов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

L.A. Rozanov, V.E. Smirnov

В данной статье предложена инженерная методика определения запаса топлива для активно-реактивного снаряда с новым типом двигательной установки, сочетающей в себе признаки как ракетного двигателя, так и донного газогенератора. Методика применена к снаряду, по ряду характеристик соответствующему перспективному дальнобойному снаряду. Проведено сравнение полученного образца с ближайшим аналогом по максимальной дальности стрельбы и рассеиванию по дальности. Показано преимущество снаряда с новой двигательной установкой.

Ключевые слова: дальнобойные боеприпасы, инженерная методика, запас топлива, кучность.

This article presents an engineering technique for evaluating fuel load of a rocket-assisted projectile fitted with a new type of propulsion system that combines properties of both rocket engine and base bleed. The technique is implemented for a projectile with characteristics corresponding to those of an advanced long-range projectile. Presented is comparison between the resultant projectile and the counterpart in terms of maximum range and distance dispersion. Advantage of the projectile with the new propulsion system is demonstrated.

Keywords: extended range munitions, engineering practice, fuel load, shot grouping.

Необходимость повышения максимальной дальности стрельбы полевой артиллерии выше значений, достигаемых при использовании ракетных двигателей на твёрдом топливе (РДТТ) или донных газогенераторов (ДГГ) подталкивает учёных и инженеров к поиску новых решений в области энергосиловых установок (ЭСУ) активно-реактивных снарядов (АРС). По состоянию на 2020 год, наибольшее внимание уделяется снарядам, в которых после вылета из канала ствола работает ДГГ, а затем срабатывает РДТТ по истечении времени, установленного в замедлителе воспламенения [1]. Однако, как

показывает ряд теоретических и экспериментальных исследований, перспективной является и, так называемая моноблочная двигательная установка (МКДУ), сочетающая в себе признаки нескольких ЭСУ и имеющая всего один бортовой источник рабочего тела [2, 3]. Термин «МКДУ» введён с целью различать эти системы, и ЭСУ типа «РДТТ + ДГГ», которые содержат в своём составе два и более бортовых источника рабочего тела. Одним из вариантов МКДУ является рассмотренная в [3] установка, сочетающая в себе достаточно высокий уровень собственной тяги и эффект снижения аэродинамического



Рис. 1. Принципиальная схема функционирования перспективной МКДУ для АРС

сопротивления на активном участке траектории — т.е. фактически являющаяся гибридом РДТТ и ДТГ. Желаемый эффект достигается за счёт распределённой подачи в донную часть снаряда продуктов первичного сгорания твёрдого топлива (ППС ТТ) через ряд периферийных сопел, создающих тягу. При этом ППС заполняют практически весь донный след снаряда, смешиваясь с воздухом и дожигаясь с выделением тепла (см. схему на рис. 1). Внешнебаллистические расчёты, выполненные для АРС с такой МКДУ, показывают его способность удовлетворить требованиям по дальности, предъявляемым к снарядам перспективного отечественного артиллерийского комплекса.

Снаряд с МКДУ такого типа не имеет специализированных воздухозаборных устройств, а частичное дожигание ППС ТТ осуществляется в донной выемке («юбке») и донном следе АРС. Этим обуславливается его сравнительно низкое аэродинамическое сопротивление. Моделирование рабочих процессов в МКДУ показало, что коэффициент формы снаряда на активном участке траектории слабо зависит от глубины выемки (рис. 2). Моделирование проводилось при помощи программного комплекса ANSYS CFX с учётом дожигания по редуцированной модели горения Eddy Dissipation Model. Эти средства математического моделирования на основании проведенной верификации зарекомендовали себя как подходящий инструмент теоретических исследований в первом приближении [4, 5].

Глубина донной выемки варьировалась от равной длине запясковой части снаряда $l_{\text{зап}}$ до 0, т.е. в предельном случае АРС имел плоскую кормовую часть. В процессе проведенных исследований было установлено, что коэффициент фор-

мы определяется характером вихревого течения в кормовой части АРС, который при глубине выемки меньше $0,5 l_{\text{зап}}$ изменяется незначительно. Также заметим, что в ряде научных работ высказано обоснованное предположение о том, что цилиндрическая выемка в дне снаряда слабо влияет на его аэродинамическое сопротивление и на пассивном участке траектории [6]. Это означает, что существует возможность почти весь внутренний объём снаряда, не занятый боевой частью (БЧ) отвести под размещение заряда ТТ, тем самым радикально повысив максимальную дальность стрельбы АРС. В таком случае длина заряда будет определяться, в первую очередь, гироскопической устойчивостью снаряда на полёте.

В результате проведенных исследований, представленных в данной работе, предложена инженерная методика для выбора массы заряда МКДУ, исходя из условия гироскопической устойчивости снаряда. Указанную методику возможно использовать для АРС перспективного отечественного артиллерийского комплекса с целью сравнения полученного образца с ближайшим аналогом по дальности и кучности стрельбы.

Инженерная методика определения запаса топлива для АРС с МКДУ

Коэффициент гироскопической устойчивости АРС при вылете из канала ствола может быть найден по следующей формуле

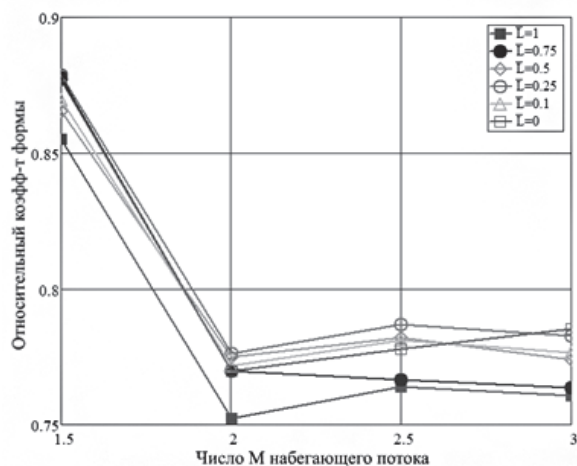


Рис. 2. Графики зависимости от M отношения коэффициента формы АРС с работающей МКДУ к коэффициенту формы с неработающей МКДУ для различных значений приведённой глубины донной выемки

$$\sigma = \sqrt{1 - \frac{\eta^2 \cdot \frac{z}{d} B 4 \cdot K_m(V_0)}{\mu_{ин} \cdot C_q A \pi^2}},$$

где η — крутизна нарезов в канале ствола, клб;
 z — расстояние между центром давления и центром масс, мм;

d — калибр снаряда, мм;

$\mu_{ин}$ — коэффициент инерции снаряда;

C_q — коэффициент массы снаряда, кг/м³;

B — момент инерции АРС относительно оси, перпендикулярной оси симметрии снаряда, кг·м²;

A — момент инерции АРС относительно оси симметрии снаряда, кг·м²;

$K_m(V_0)$ — коэффициент опрокидывающего момента, действующего на АРС при начальной скорости V_0 .

Основными проектными параметрами АРС с МКДУ при этом являются моменты инерции A и B . По мере увеличения массы ТТ их соотношение (B/A) может расти до тех пор, пока условие гироскопической стабилизации не будет нарушено. Предложенная методика позволяет математически увязать их величины с параметром заряда ТТ (длиной заряда). В ходе расчёта снаряд представляется в виде головной части (ГЧ) и 7 условных составляющих (рис. 3):

– цилиндрической стенки толщиной δ , длиной $l_{цил}$, внешним радиусом $R_{АРС}$ и внутренним радиусом ($R_{АРС} - \delta$);

– запясковой части в виде усечённого конуса длиной $l_{зап}$ с радиусами оснований $R_{АРС}$, R_k и сквозным цилиндрическим отверстием радиусом ($R_{АРС} - \delta$);

– опорной трубки с внутренним радиусом $r_{тр}$, толщиной стенки $\delta_{тр}$ и длиной ($l_{ТТ} + h_{диа}$);

– диафрагмы с внешним радиусом ($R_{АРС} - \delta$), внутренним радиусом ($r_{тр} + \delta_{тр}$) и толщиной $h_{диа}$;

– заряда ТТ длиной $l_{ТТ}$ с внешним радиусом ($R_{АРС} - \delta$) и каналом радиусом ($r_{тр} + \delta_{тр}$);

– опорного элемента диафрагмы в виде кольца с внешним радиусом ($R_{АРС} - \delta$), внутренним радиусом $r_{кол}$ и высотой $h_{кол}$;

– днища АРС в виде цилиндра радиусом ($R_{АРС} - \delta$) и высотой $h_{дн}$.

Дополнительные величины, используемые в расчёте и обозначенные на рис. 3:

$l_{АРС}$ — полная длина снаряда;

$l_{ГЧ}$ — длина головной части снаряда;

$l_{ц.д. ГЧ}$ — расстояние от носика снаряда до центра давления ГЧ;

$l_{ц.м. ГЧ}$ — расстояние от носика снаряда до центра масс ГЧ;

$\Delta_{зар}$ — величина зазора между дном БЧ и торцем заряда ТТ.

В методике принят ряд допущений с целью значительного упрощения вычислений:

– ведущий пояс и канавка под него в корпусе АРС не учитываются;

– демпфирующие и теплоизоляционные прокладки в камере сгорания не учитываются;

– принимается, что бронировка заряда ТТ имеет ту же плотность, что и само топливо, а её геометрические характеристики учитываются как составляющие размеров заряда;

– днище снаряда (сопловой блок) принимается как сплошной цилиндр, т.е. наличие ряда периферийных сопел не учитывается;

– соединительные элементы между частями снаряда не учитываются;

– радиус донной выемки, играющей роль камеры дожигания, принимается равным радиусу камеры сгорания, в которой размещается ТТ;

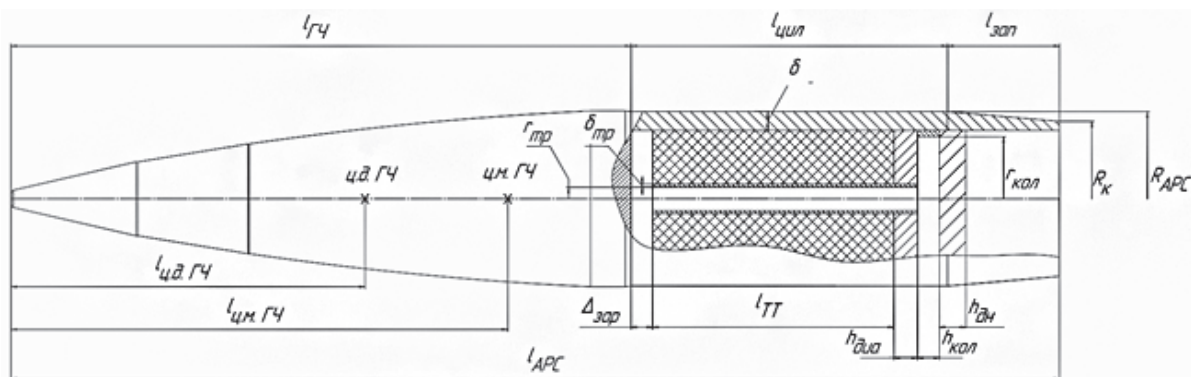


Рис. 3. Схема АРС, используемая в методике определения запаса ТТ

– ввиду, как правило, малого сужения кормовой части и $l_{\text{зап}} < 0,75 \dots 0,85d$ считается, что центр давления всего АРС совпадает с центром давления ГЧ;

– моменты инерции ГЧ, а также $I_{\text{ГЧ}}$, $I_{\text{ц.д. ГЧ}}$ и $I_{\text{ц.м. ГЧ}}$ вводятся в начале расчёта.

Последнее допущение принято не только с целью упрощения вычислений, но и с целью сделать методику более доступной для расчёта АРС с различными конфигурациями ГЧ, как то: различной аэродинамической формы, с устройствами коррекции, с готовыми поражающими элементами и т.д. В таком случае желательно построение 3D-модели ГЧ в одном из пакетов программ для автоматизированного проектирования и определение необходимых для расчёта величин в этом же пакете.

При расчёте $I_{\text{ТТ}}$ является основным варьируемым параметром, задаваясь которым инженер определяет коэффициент гироскопической устойчивости σ для того или иного варианта АРС с МКДУ и сравнивает полученный результат с допустимыми значениями σ . Геометрические характеристики, такие как толщины стенок и днищ, задаются из условий прочности. Несомненно, что по мере увеличения массы ТТ требования к ним будут ужесточаться, что означает пересчёт прочностных характеристик для каждого рассматриваемого значения массы ТТ или изначальное задание данных характеристик с большим коэффициентом запаса. В данной работе рассмотрен второй вариант, а необходимые значения δ , h и r взяты для прототипа отработанного стрельбовыми испытаниями АРС с прямоточным двигателем.

На основании заданных геометрических величин и плотности материалов вычисляются массы соответствующих условных элементов. По известным формулам вычисляются: координата центра масс каждого элемента, его осевой и экваториальный моменты инерции относительно центра масс [7]. Координата центра масс снаряда, состоящего из ГЧ и 7 условных элементов, определяется по следующей формуле [8]

$$x_{\text{цм}} = \frac{\sum_i^n x_i m_i}{\sum_i^n m_i},$$

где i — номер условного элемента, включая ГЧ;

n — число элементов;

x_i — координата центра масс элемента относительно носика АРС;

m_i — масса элемента.

После этого определяется расстояние z между центром давления АРС и его центром масс. Определяются суммарные моменты инерции АРС, при этом осевой момент A может быть найден как простая сумма осевых моментов каждого из элементов, а экваториальный момент B находится по теореме Штейнера

$$B = \sum_i^n (B_i + x_i^2 \cdot m_i),$$

где B_i — экваториальный момент инерции элемента относительно его центра масс.

Зная соотношение моментов инерции АРС (B/A), можно задаться необходимыми характеристиками орудия (η , V_0) и найти значение коэффициента гироскопической устойчивости для АРС с запасом топлива, определяемым $I_{\text{ТТ}}$. Стоит иметь в виду, что из-за ряда упрощений значения моментов инерции являются приближёнными. Однако данная методика позволяет найти удовлетворяющий критерию гироскопической стабилизации АРС запас топлива с точностью, достаточной для сравнения максимальной дальности полёта вариантов исполнения АРС с различными ГЧ и для различных характеристик орудия.

В качестве примера принята ГЧ, соответствующая по всем используемым в расчёте характеристикам ГЧ перспективного 152-мм дальнобойного АРС. Характеристики орудия заданы соответствующими перспективному отечественному артиллерийскому комплексу. Потребное значение коэффициента гироскопической устойчивости при вылете из канала ствола задано $\sigma = 0,7$.

В результате подбора $I_{\text{ТТ}}$ по представленной методике получено его максимально допустимое значение порядка $1,7d$ для заданных условий. При этом глубина донной выемки составляет около $0,3d$. Дальнейшее увеличение длины заряда и уменьшение глубины выемки приводит к недопустимому росту величины (B/A) и снижению σ ниже потребного значения.

Определение максимальной дальности стрельбы АРС с МКДУ, его характеристик рассеивания и сравнение с аналогом

Расчёт базируется на интегрировании системы известных дифференциальных уравнений

движения материальной точки в вертикальной плоскости [9]. Для определения характеристик рассеивания используется методика № 2, описанная в [10]. Основной выходной характеристикой расчёта кучности в данной работе является отклонение точек попадания по дальности B_d , поскольку принятая методика с целью упрощения вычислений для определения бокового отклонения B_6 учитывает только разброс угла курса.

Ближайшим аналогом АРС с новой двигательной установкой является снаряд, реализующий схему «РДТТ + ДГГ», в котором после вылета из канала ствола работает ДГГ, а затем запускается РДТТ. Все характеристики аналога, кроме коэффициента формы, принимались на уровне перспективного 152-мм дальнобойного АРС. Коэффициент формы во время работы ДГГ принимался равным 0,75 от коэффициента формы на пассивном участке. Коэффициент формы снаряда на пассивном участке траектории принят одинаковым для обоих АРС и вычислен путём моделирования в среде ANSYS CFX. Для активного участка траектории АРС с МКДУ коэффициент формы также определялся из результатов численного моделирования (рис. 2). Масса АРС с МКДУ получена из массы ГЧ и масс условных элементов в ходе расчёта по методике, представленной выше. Начальная скорость и собственная тяга МКДУ получены в результате решения задач внутренней баллистики орудия и газогенератора МКДУ соответственно.

Как и в работе [10], отклонения таких параметров работы ЭСУ, как скорость горения ТТ, давление в камере, плотность заряда ТТ и т.п. учиты-

вались путём задания отклонений массы топлива и расхода рабочего тела. Среднеквадратические отклонения параметров, принятые в расчёте, представлены в таблице.

Дополнительные параметры, необходимые для решения задачи внешней баллистики, вычислялись на основе приведённых в таблице. Число «выстрелов», т.е. вариантов интегрирования уравнений движения с разбросом указанных параметров, подчиняющимся нормальному закону распределения, равнялось 500 для АРС с МКДУ и для его аналога по схеме «РДТТ + ДГГ». Результаты в виде гистограмм координаты точек попадания по дальности представлены на рис. 4, 5.

Результаты показывают, что АРС с МКДУ обладает преимуществом в дальности порядка 8 % по отношению к аналогу, имеющему схему «РДТТ + ДГГ» при той же массе ГЧ. При этом на максимальной дальности его $B_d = 1/210$, в то время как для аналога получено значение $B_d = 1/185$. На основании этого можно сделать заключение не только о большей энергетической эффективности рассмотренного типа МКДУ, но и о её положительном влиянии на кучность боя по местности. Оно обусловлено использованием одного заряда ТТ вместо двух и отсутствием замедлителя воспламенения, т.е. меньшим количеством факторов, отклонения которых влияют на кучность.

Заключение

Научные результаты, полученные в ходе исследования рабочих процессов в перспектив-

Таблица

Среднеквадратические отклонения, использованные в расчёте

Параметр	Среднеквадратическое отклонение
Стартовая масса m_0	0,3 кг
Начальная скорость V_0	0,2 % V_0
Коэффициент формы i_ϕ	0,3 % i_ϕ
Запас топлива МКДУ, ДГГ, РДТТ ω	1 % ω
Расход рабочего тела МКДУ, ДГГ, РДТТ G	1 % G
Начальный угол тангажа (угол бросания) θ	0,002°
Начальный угол курса ψ	0,002°
Удельный импульс РДТТ $I_{уд}$	0,1 % $I_{уд}$
Время срабатывания замедлителя воспламенения $t_{зам}$	0,03 с

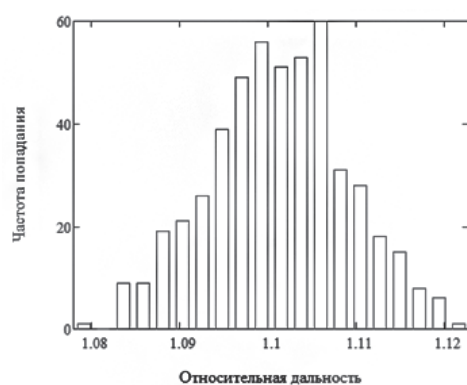


Рис. 4. Гистограмма координаты точек попадания по дальности для АРС с МКДУ. Дальность отнесена к требуемой для АРС перспективного отечественного арткомплекса

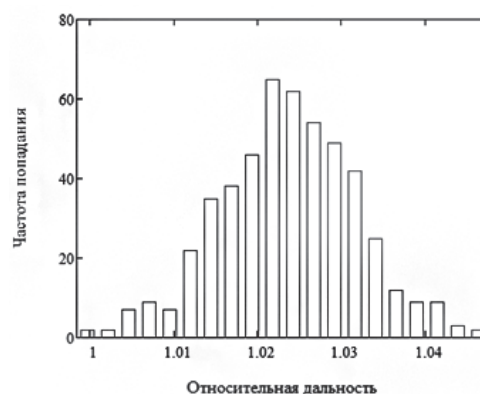


Рис. 5. Гистограмма координаты точек попадания по дальности для снаряда-аналога. Дальность отнесена к требуемой для АРС перспективного отечественного арткомплекса

ной МКДУ, требуют определённых методик для их использования в инженерной практике. В связи с этим на основании ряда закономерностей для рассмотренной МКДУ был выбран критерий по гироскопической устойчивости, позволяющий обосновать ограничения на запас топлива МКДУ, и разработана методика для определения запаса топлива. На основании полученного запаса топлива АРС с МКДУ было проведено сравнение с аналогом по максимальной дальности стрельбы и характеристике рассеивания B_d . Полученные результаты свидетельствуют о том, что АРС с МКДУ превосходит аналог не только по дальности стрельбы, но и по кучности боя по местности.

Литература

1. 155mm Artillery System Claims World Record: 76 km. / Tamir Eshel. URL: https://defenseupdate.com/20191127_long_range_artillery.html (Дата обращения: 17.02.2020)
2. Смирнов В.Е. Перспективы улучшения баллистических характеристик современных дальнобойных снарядов / В.Е. Смирнов, И.Е. Никитина, Л.А. Розанов, И.В. Кытманов // Оборонная техника. 2017. № 10. С. 56–62.
3. Розанов Л.А. Исследование возможности создания дальнобойного активно-реактивного снаряда с моноблочной комбинированной двигательной установкой: научно-квалификационная работа аспиранта: 20.02.14: защищена 30.09.19/ Розанов Лев Алексеевич. — М. 2019. 152 с.
4. Широков И.Н. Облик сверхзвуковой двухконтурной камеры сгорания твёрдого топлива:

диссертация на соискание ученой степени кандидат. техн. наук: 05.07.05: защищена 04.06.18: утв. 04.06.18 / Широков Игорь Николаевич. — М. 2018. 153 с.

5. Богачёва Д.Ю. Моделирование внутреннего (завесного) охлаждения ракетного двигателя малой тяги на экологически чистых газобразных компонентах топлива: диссертация на соискание ученой степени кандидат. техн. наук: 05.07.05: защищена 25.12.14: утв. 25.12.14 / Богачёва Дарья Юрьевна. — М. 2014. 139 с.
6. Хиеу Ч.Ч. Методика определения донного сопротивления летательных аппаратов с учетом управления обтеканием и их компоновки: диссертация на соискание ученой степени кандидат. техн. наук: 05.07.01/ Чин Чунг Хиеу. — М. 2013. 184 с.
7. Гусев Ю.И. Конструирование и расчет машин химических производств: Учебник для машиностроительных вузов по специальности «Химическое машиностроение и аппаратостроение» / Ю.И. Гусев, И.Н. Карасев, Э.Э. Кольман-Иванов и др. — М.: Машиностроение. 1985. 408 с.
8. Основы аэродинамической компоновки / Т.П. Астахова // Под ред. Ю.Н. Морозова. — М.: МВТУ. 1973. 49 с.
9. Лебедев А.А. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов / А.А. Лебедев, С.Л. Чернобровкин. — М.: Машиностроение. 1973. 615 с.
10. Розанов Л.А. Сравнительный анализ методик расчета характеристик рассеивания активно-реактивного снаряда / В.Е. Смирнов, Л.А. Розанов, А.В. Фомичёв // Известия РАН. 2018. № 3 (103). С. 103–109.