

УДК: 623.462

**СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДИК РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК
РАССЕИВАНИЯ АКТИВНО-РЕАКТИВНОГО СНАРЯДА**
**COMPARATIVE ANALYSIS OF METHODS FOR EVALUATING CHARACTERISTICS
OF A ROCKET-ASSISTED PROJECTILE'S DISPERSION PATTERN**

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

Л.А. Розанов¹, А.В. Фомичёв², В.Е. Смирнов¹

¹АО «Научно-исследовательский машиностроительный институт им. В.В. Бахирева»,

²АО «Корпорация «Московский институт теплотехники»

L.A. Rozanov, A.V. Fomichyov, V.E. Smirnov

В данной статье описываются три подхода к расчёту показателей кучности при стрельбе 152-мм артиллерийским снарядом, оснащённым ракетно-прямоточным двигателем (РПД) на твёрдом топливе. Для каждого подхода приводится пример расчёта характеристик рассеивания точек попадания, проводится сравнение результатов расчёта и оценка влияния отклонения некоторых начальных параметров стрельбы от номинального значения на показатели кучности. Делается вывод о применимости каждого из подходов на определённом этапе проектирования артиллерийских снарядов с различными способами стабилизации на траектории.

Ключевые слова: дальнобойные боеприпасы, кучность, эллипс рассеивания, математическое моделирование.

This article describes three approaches to evaluation of shot grouping characteristics for 152 mm artillery shell with solid-fuel ramjet engine. Each approach is accompanied by an example of dispersion characteristics calculation and comparison with other approaches. Rating of influence of certain initial firing parameters' dispersion on shot grouping is also presented. Conclusion is made on the applicability of aforementioned approaches on different stages of designing artillery shells with different means of in-flight stabilization.

Keywords: extended range munitions, shot grouping, dispersion pattern, mathematical modelling.

Введение

Вопрос повышения тактико-технических характеристик артиллерийских боеприпасов в настоящее время стоит перед конструкторами большей части промышленно развитых стран [1]. В основном акцент делается на повышение дальности стрельбы [2], что ведёт к научно-исследовательским и опытно-конструкторским работам по созданию снарядов с высокоэффективными двигательными установками, такими как ракетно-прямоточный двигатель (РПД) [3, 4]. Тем

не менее следует помнить, что одним из наиболее важных критериев эффективности ракетного и артиллерийского оружия является кучность стрельбы, что особенно актуально при стрельбе на большие дистанции.

Расчет кучности стрельбы артиллерийскими снарядами, которая может оцениваться как вероятность попадания в заданную область или выражаться в значении среднеквадратичного отклонения (СКО) координат точки падения, можно провести путем аналитического решения задачи расчета кучности или с по-

мощью численного эксперимента на ЭВМ [5]. Во втором случае задаются количество экспериментов и значения предельных отклонений начальных условий интегрирования, основных геометрических, массовых и функциональных характеристик снаряда. Каждый эксперимент представляет собой численное решение прямой задачи внешней баллистики, начальные условия для которой задаются Гауссовым распределением с математическим ожиданием, равным номинальному значению параметра и СКО, соответствующим значению предельного отклонения данного параметра [6, 7]. Распределение начальных условий на примере отклонения массы снаряда представлено на рис. 1.

Результатом численного эксперимента является множество значений координат точек падения снаряда, на основании которых вычисляются основные параметры кучности стрельбы.

Исходные данные для расчета кучности

Исходные данные для расчета кучности стрельбы снарядом с ракетно-прямоточным двигателем (РПД) [3, 8] представляют собой номинальные значения основных характеристик и их СКО, приведенные в табл. 1. При решении задачи численными методами (Методики II и III) расчет проводится для $N = 100$ экспериментов. За

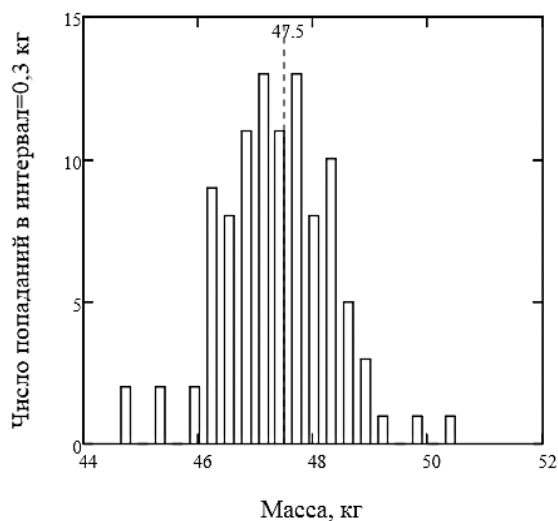


Рис. 1. Иллюстрация разброса значений начальных данных стрельбы на примере отклонения массы снаряда от номинального значения в 47,5 кг

показатель кучности при этом принимается отношения СКО координат точек падения к их номинальному значению.

Методика I: Аналитическое решение задачи определения характеристик рассеивания

Для теоретической оценки кучности стрельбы (технического рассеивания) по аналитическому методу применяются следующие формулы оценки рассеивания по дальности и боковому отклонению соответственно:

$$B_d = \sqrt{\left(\frac{dX}{dV} \cdot r_{V_0}\right)^2 + \left(\frac{dX}{dc} \cdot r_c \cdot 1,449\right)^2 + \left(\frac{dX}{d\theta} \cdot r_\theta \cdot 1,449\right)^2 + \left(\frac{dX}{dG} \cdot r_G\right)^2};$$

$$B_b = \sqrt{\left(X_{\max} \cdot \operatorname{tg}(\theta_{X_{\max}}) \cdot r_z \cdot 1,449\right)^2 + \left(\frac{dZ}{d\Psi} \cdot r_\Psi \cdot 1,449\right)^2 + \left(\frac{dZ}{dG} \cdot r_G\right)^2},$$

где $\frac{dX}{dV}$, $\frac{dX}{dc}$, $\frac{dX}{d\theta}$, $\frac{dX}{dG}$, $\frac{dZ}{d\Psi}$, $\frac{dZ}{dG}$ — чувствитель-

ность траектории снаряда к изменению параметров выстрела снаряда (начальная скорость V_0 , коэффициент формы c , угол вылета в вертикальной плоскости θ , расход продуктов сгорания (ПС) G [8, 9] и угол вылета в горизонтальной плоскости Ψ соответственно); r_{V_0} , r_c , r_θ , r_G , r_Ψ , r_G — вероятные отклонения этих параметров (r_z — приведённое срединное отклонение за счёт действия всех неучтённых в формуле факторов, формирующих B_b); X_{\max} — максимальная дальность, для которой определяются характеристики рассеивания; $\theta_{X_{\max}}$ — угол наклона траектории в плоскости тангажа. Величины вероятных отклонений при расчётном прогнозе могут быть определены с использованием принципа баллистических аналогий на основании значений параметров, достигнутых на уже отработанных выстрелах.

Чувствительность траектории снаряда определялась путём решения задачи внешней баллистики по известному алгоритму для температуры воздуха $+15^\circ\text{C}$, а значения срединных отклонений определялись из таблиц стрельбы (r_c , r_θ , r_Ψ)

Таблица 1

Исходные данные для расчета кучности

Параметр	Обозначение	Значение
Номинальные значения параметров		
Скорость вылета из канала ствола, м/с	V_0	829
Тяга РПД, Н	P	166,2
Угол стрельбы в плоскости тангажа, град.	θ	55
Угол стрельбы в плоскости рыскания, град.	ρ_0	0
Номинальные значения параметров		
Калибр, мм	d	152
Стартовая масса снаряда, кг	m	48,56
Масса заряда РПД, кг	ω	3,26
Коэффициент формы снаряда	i	1,03
Скорость прецессии снаряда, с-1	ω_z	15
Угол атаки (угол нутации), град	α	1
Скорость ветра, м/с	V_B	0
СКО параметров		
СКО скорости вылета из канала ствола, м/с	σ_{V_0}	1,7
СКО тяги РПД, Н	σ_P	0,01
СКО угла стрельбы в плоскости тангажа, град.	σ_θ	0,006
СКО угла стрельбы в плоскости рыскания, град.	σ_r	0,006
СКО калибра, мм	σ_d	0,15
СКО стартовой массы снаряда, кг	σ_m	0,3
СКО массы заряда РПД, кг	σ_ω	0,01
СКО коэффициента формы снаряда	σ_i	0,01
СКО скорости прецессии снаряда, с-1	σ_{ω_z}	4
СКО угла атаки (угла нутации), град	σ_α	0,3
СКО скорости ветра, м/с	σ_{V_B}	12

и по результатам экспериментальной отработки (r_z) баллистических аналогов.

Значение СКО расхода ПС ГГ принято равным 1% от номинального значения (что соответствует СКО значения тяги, представленному в табл. 1).

В формулах применяется коэффициент 1,449 — коэффициент пересчёта генерального значения в чертёжное для 1-ой группы выстрелов. В обосновании значения этого коэффициента можно отметить тот факт, что из опыта отработки метательных зарядов величина показателя r_{γ_0} , как правило, меньше чертёжного значения для 1-ой группы выстрелов в среднем в ~1,5 раза. Следовательно, определённые аналитическим методом предельные значения характеристик B_d и B_0 будут отличаться от чертёжных значений в 1,449 раз в меньшую сторону. Значения расчётных параметров приведены в табл. 2.

Для заданных начальных условий согласно формулам аналитического метода определения характеристик рассеивания для 1-ой группы выстрелов получены следующие характеристики рассеивания:

B_d в диапазоне от 1/180 до 1/260,

B_0 в диапазоне от 44,6 до 30 м.

Первое значение в диапазоне — чертёжное значение характеристики, второе — предельное (генеральное) значение.

Методика II: Решение задачи определения характеристик рассеивания путём численного интегрирования

Численный эксперимент проводится путём многократного ($N = 100$) решения системы уравнений движения снаряда [5, 10] с характери-

Таблица 2

Расчётные параметры технического рассеивания для 152-мм дальнбойного снаряда с РПД

Обозначение величины	Значение величины	Обозначение величины	Значение величины
r_{V_0}	2,2 м/с	$\frac{dX}{dV}$	90 м/(м/с)
r_c	0,25 · С	$\frac{dX}{dc}$	260 м/%
r_θ	0,3 тыс. (0,018 град)	$\frac{dX}{d\theta}, \frac{dZ}{d\Psi}$	125 м/град; 966 м/град
r_Ψ	0,3 тыс. (0,018 град)	$\frac{dX}{dG}, \frac{dZ}{dG}$	5 м/(кг/с), 0,3 м/(кг/с)
r_z	0,00044 рад	r_G	$0,01 \cdot G$ (0,0017 кг/с)

ками, заданными в исходных данных, с учётом их предельных отклонений:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = P \cdot H(t) - g \cdot \sin(\theta) - I_x \cdot i_{43} \times \\ \times C_{x43}(M) \cdot \Pi(y) \cdot M^2; \\ \frac{d\theta}{dt} = -g \cdot \frac{\cos(\theta)}{V}; \\ \frac{d\theta}{dt} = V \cdot \sin(\theta); \\ \frac{dx}{dt} = V \cdot \cos(\theta); \\ \frac{dz}{dt} = \frac{x \cdot \rho_0}{\cos(\theta_0)}, \end{cases}$$

где $I_x = \frac{k \cdot p_{0N} \cdot \pi \cdot d^2}{8m_0};$

$$M = \frac{V}{a};$$

$$\Pi(y) = \frac{p(y)}{p_{0N}};$$

k — показатель адиабаты воздуха;

p_{0N} — атмосферное давление у поверхности Земли;

i_{43} — коэффициент формы снаряда;

a — скорость звука;

$C_{x43}(M)$ — закон изменения коэффициента лобового сопротивления;

V — скорость полёта;

θ — текущий угол наклона траектории (угол тангажа);

x, y, z — координаты центра масс;

ρ_0 — угол вылета в боковом направлении;

$p(y)$ — атмосферное давление на высоте y ;

R — газовая постоянная воздуха;

P — тяга прямоточного двигателя;

$$H(t) = \begin{cases} 1, & \text{если } t < t_A; \\ 0, & \text{если } t \geq t_A; \end{cases} \text{ — функция Хевисайда,}$$

где t_A — время полёта на активном участке траектории.

При расчётах в данной постановке задачи приняты следующие допущения:

— кривизна поверхности Земли и вращение Земли не учитываются;

— снаряд рассматривается как материальная точка переменной массы;

— снаряд считается невращающимся, и как следствие, не учитывается отклонение угла атаки (нутаии) снаряда.

В данных условиях боковое отклонение точки падения снаряда обуславливается только отклонением угла стрельбы в плоскости рыскания и наличием бокового ветра.

Решение системы дифференциальных уравнений движения снаряда производится методом Рунге-Кутты 4-го порядка.

В ходе выполнения расчета характеристик рассеивания были получены основные характеристики рассеивания:

$$B_d = 1/250, B_6 = 14 \text{ м.}$$

Визуализация эксперимента представлена на рис. 2.

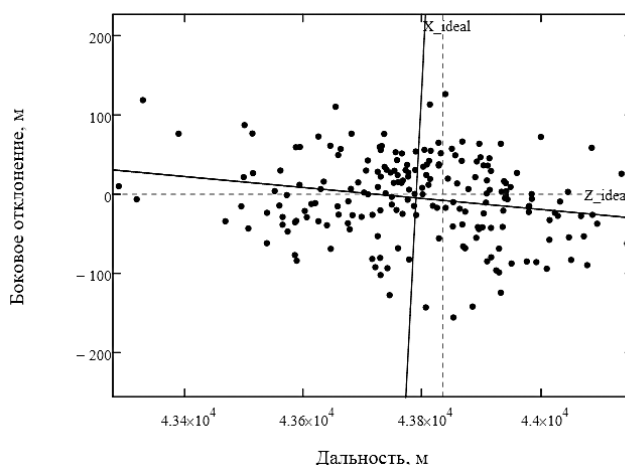


Рис. 2. Визуализация численного эксперимента по Методике II (разброс точек попадания)

Методика III: Решение задачи определения характеристик рассеивания путём численного интегрирования траектории снаряда с учетом его вращения

Данная методика определения параметров B_d и B_6 аналогична Методике II, однако Методика III учитывает также эффект от вращения снаряда вокруг своей оси, что позволяет сократить перечень допущений:

- кривизна поверхности Земли и вращение Земли не учитываются;
- снаряд рассматривается как материальная точка переменной массы

Стабилизированный вращением снаряд можно рассматривать как гироскоп, облада-

ющий на определенном участке траектории ненулевым значением угла атаки (в системе углов гироскопа — угол нутации) и осуществляющий вращение вокруг касательной к траектории (т.е. прецессию) [11]. При этом из-за набегающего потока воздуха на снаряд начинает действовать подъемная сила, вектор которой вращается вокруг касательной к траектории со скоростью прецессии. Приблизительно это явление пояснено на рис. 3.

Однако это не единственный фактор, вызывающий боковое отклонение снаряда. Углы атаки (нутации) могут появляться также в процессе периода последствия под воздействием пороховых газов, истекающих из ствола орудия.

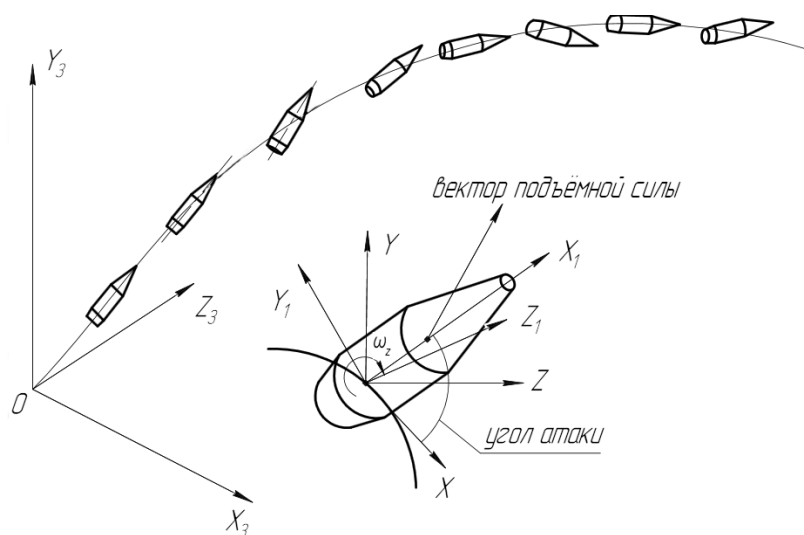


Рис. 3. Схема появления у снаряда угла атаки (нутации) и возникновения явления прецессии

С учетом вышеописанных факторов система уравнений движения снаряда принимает вид:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = \frac{P}{m(t)} - C_x \frac{\rho V^2}{2} \frac{S_m}{m(t)} - g \cdot \sin(\theta); \\ \frac{dx}{dt} = V \cdot \cos(\theta); \\ \frac{dy}{dt} = V \cdot \sin(\theta); \\ \frac{d\theta}{dt} = -g \cdot \frac{\cos(\theta)}{V} + \frac{\rho V}{2} \cdot \frac{C_y \cdot S_m}{m(t)} \cdot \cos(\gamma) \cdot \alpha - \\ - \frac{\rho V}{2} \cdot \frac{C_y \cdot S_m}{m(t)} \cdot \sin(\gamma) \cdot \alpha; \\ \frac{d\psi}{dt} = -\frac{\rho V}{2} \cdot \frac{C_y \cdot S_m \cdot \cos(\gamma) \cdot \alpha + \frac{\rho V}{2} \cdot C_y \cdot S_m \cdot \sin(\gamma) \cdot \alpha}{m(t) \cdot \cos(\theta)}; \\ \frac{dz}{dt} = \omega_z. \end{cases}$$

В данной системе уравнений приняты следующие обозначения:

- V — скорость, м/с;
- t — время, с;
- θ — угол бросания, град;
- x — дальность, м;
- y — высота, м;
- P — тяга, Н;
- C_x — коэффициент аэродинамического сопротивления;
- ρ — плотность воздуха, кг/м³;
- S_m — площадь миделевого сечения, м²;
- g — ускорение свободного падения, м/с²;
- $m(t)$ — закон изменения массы в зависимости от времени полёта;
- C_y — коэффициент подъёмной силы;
- Ψ — угол отклонения траектории в горизонтальной плоскости;
- α — угол атаки;
- γ — угол поворота снаряда вокруг касательной к траектории;
- z — боковое отклонение, м;
- ω_z — скорость прецессии снаряда, с⁻¹.

Визуализация эксперимента представлена на рис. 4.

В результате многократного решения задачи внешней баллистики в указанных выше условиях для образца снаряда с РПД были получены следующие характеристики рассеивания на максимальной дальности:

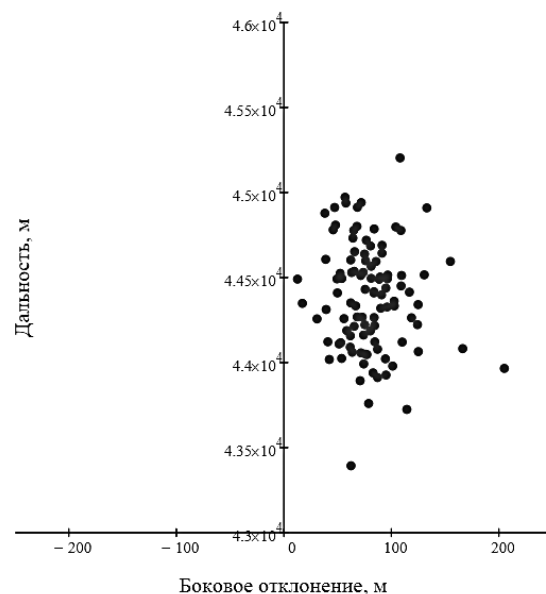


Рис. 4. Визуализация численного эксперимента по Методике III (разброс точек попадания)

$$B_d = 1/220, B_{\sigma} = 22,3 \text{ м.}$$

Заключение

Методика I является достаточно упрощенной и не предполагает проведения численного эксперимента, не требует большого количества времени машинного счета и может выступать как методика приближенной оценки характеристик рассеивания снаряда. Однако, учитывая, что Методика I основана на использовании ранее полученных результатов стрельб аналогичными снарядами, применение её для оценки характеристик рассеивания принципиально новых образцов не вполне рационально.

Методика II предполагает проведение численного эксперимента путем многократного решения прямой задачи внешней баллистики и для больших значений выборки ($N > 200$) требует привлечения ЭВМ с высокой производительностью. В то же время точность данной методики не зависит от степени подобия рассматриваемого снаряда его предшествующим аналогам.

Методика III принципиально подобна Методике II и, в сущности, является наиболее точной, поскольку она учитывает наибольшее число факторов, влияющих на характеристики рассеивания. Данная методика также требует высокой производительности ЭВМ, на которой произво-

Таблица 3

Оценка погрешности использованных методик

	B_d	B_6 , м	B_d , %	B_6 , %
Методика I	1/260	30,0	15,4	34,5
Методика II	1/250	17,0	12,0	28,0
Методика III	1/220	22,3	0	0

дится расчет, а точность её результатов не зависит от степени подобия рассматриваемого снаряда его предшествующим аналогам.

Принимая результаты расчета по Методике III как наиболее точные, можно оценить погрешность Методик I и II, обусловленную оговоренными выше допущениями (табл. 3).

Выводы

Методика I может применяться для оперативной оценки характеристик рассеивания снаряда на ранних этапах проектирования снарядов, аналогичных ранее разработанным с известными характеристиками рассеивания.

Методика II применима для расчета характеристик рассеивания на любом этапе проектирования непрецессирующих снарядов, стабилизация которых осуществляется иными способами, например, аэродинамическими поверхностями, а актуальность её результатов не зависит от наличия испытанных аналогов. Для снарядов, стабилизация которых производится посредством вращения, результаты данной методики актуальны только на ранних этапах проектирования.

Методика III применима для расчета характеристик рассеивания снаряда вне зависимости от способа его стабилизации или наличия испытанных аналогов на любом этапе проектирования.

Литература

1. Смирнов В.Е., Розанов Л.А. Повышение уровня унификации перспективных артиллерийских снарядов // Сб. науч. трудов XVI конференции «Техника XXI века глазами молодых учёных и специалистов». — Тула. 2017. С. 120–126.
2. Ветров В.В. Концепция повышения баллистической эффективности артиллерийских управляемых снарядов // Научные исследования

в области транспортных, авиационных и космических систем «АКТ-2009» (авиация, космос, транспорт): труды X Всерос. науч.-техн. конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов. — Воронеж: ООО «Фирма «Элист». 2009. С. 476–486.

3. Смирнов В.Е., Никитина И.Е., Розанов Л.А., Кытманов И.В. Перспективы улучшения баллистических характеристик современных дальнобойных снарядов // Оборонная техника. 2017. № 10. С. 56–62.

4. Бабичев В.И., Ветров В.В., Елесин В.П., Коликов А.А., Костяной Е.М. Способы повышения баллистической эффективности артиллерийских управляемых снарядов / Известия РАН. 2010. № 3 (65). С. 3–9.

5. Лебедев А.А., Чернобровкин С.Л. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов. — М.: Машиностроение. 1973. 615 с.

6. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. 6-е изд. стер. — Москва: Высшая школа. 1999. 576 с.

7. Строгалева В.П., Толкачёва И.О. Имитационное моделирование: учебное пособие. — Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э.Баумана. 2015. 295 с.

8. Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верхолюмов Л.С. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. Яновский Л.С., ред. Москва, ИКЦ «АКАДЕМКНИГА», 2006, 343 с.

9. Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзинер Р.И., Поляков В.В. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей. Шляхтенко С.М., ред. — М.: Машиностроение. 1987. 568 с.

10. Шапиро Я.М. Внешняя баллистика. — М.: Государственное издательство оборонной промышленности. Переизд. 1987. 408 с.

11. Никифоров Н.Н., Туркин П.И., Жеребцов А.А., Галиенко С.Г. Артиллерия. Под общ. ред. Чистякова М.Н., — М.: Воениздат МО СССР. 1988.