

## **ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ**

Научная статья  
УДК 623.55.023  
DOI: [10.34759/trd-2023-131-16](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-16)

### **МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ПРИМЕНЕНИЯ НЕУПРАВЛЯЕМЫХ РЕАКТИВНЫХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ТЕЛ С ПОДВИЖНОГО НОСИТЕЛЯ**

**Аманбай Аватович Испулов<sup>1</sup>, Андрей Владимирович Калмыков<sup>2</sup>✉**

<sup>1,2</sup>Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», Воронеж, Россия

<sup>2</sup>[kalmykov\\_an@bk.ru](mailto:kalmykov_an@bk.ru)✉

**Аннотация.** Задача баллистики представляет собой процесс расчета траектории неуправляемого реактивного баллистического тела после отделения его от носителя.

В настоящее время основу расчета траектории составляет каноническая модель движения. Однако данная модель адекватна лишь в условиях равномерного прямолинейного полета, при маневрировании носителя дополнительно вносятся поправки, зависящие от углов атаки и скольжения носителя. Точность применения неуправляемых реактивных баллистических тел зависит от начальных условий пуска, которые определяются параметрами движения носителя и цели. В статье

разработана методика определения начальных условий пуска неуправляемого реактивного баллистического тела при вертикальном маневре подвижного носителя, полученные значения которых будут использоваться для решения дифференциальных уравнений, описывающих процесс движения неуправляемого реактивного баллистического тела, что в свою очередь позволит повысить точность прицеливания.

**Ключевые слова:** внешняя баллистика, траектория, неуправляемое реактивное баллистическое тело, подвижный носитель, начальные условия пуска

**Для цитирования:** Испулов А.А., Калмыков А.В. Методика определения начальных условий применения неуправляемых реактивных баллистических тел с подвижного носителя // Труды МАИ. 2023. № 131. DOI: [10.34759/trd-2023-131-16](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-16)

Original article

## **INFORMATICS, COMPUTATION ENGINEERING AND MANAGEMENT**

### **METHOD FOR DETERMINING THE INITIAL CONDITIONS FOR THE USE OF UNCONTROLLED REACTIVE BALLISTIC BODIES FROM MOBILE CARRIER**

**Amanbai A. Ispulov<sup>1</sup>, Andrey V. Kalmykov<sup>2</sup>✉**

<sup>1,2</sup>Military Educational and Scientific Center of the Air Force "Air Force Academy named after Professor N.Ye. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin ", Voronezh, Russia

<sup>2</sup>[kalmykov\\_an@bk.ru](mailto:kalmykov_an@bk.ru)✉

*Abstract.* The problem of ballistics is the process of calculating the trajectory of an uncontrolled reactive ballistic body after it has been separated from the carrier. At present, the basis for calculating the trajectory is the canonical model of motion, which describes the change in velocity, nutation angle, angular velocity of nutation, trajectory inclination angle, and rocket coordinates. However, this model is adequate only in conditions of uniform rectilinear flight; when the carrier is maneuvering, additional corrections are made depending on the angles of attack and slip of the carrier. The accuracy of the use of unguided reactive ballistic bodies depends on the initial launch conditions, which are determined by the parameters of the carrier and target motion. Development of a methodology for determining the initial conditions for launching an unguided reactive ballistic body with a vertical maneuver of a movable carrier. A technique has been developed for determining the initial conditions for launching an uncontrolled reactive ballistic body with a vertical maneuver of a movable carrier, for which analytical expressions have been obtained to determine the initial values of velocity, nutation angle, angular velocity of the nutation angle, and trajectory inclination angle. The results obtained make it possible to obtain the dependences of the resulting initial velocity, the initial nutation angle, the initial nutation angular velocity, and the initial trajectory inclination angle on various conditions for launching an uncontrolled reactive ballistic body during a vertical maneuver of a movable carrier. The obtained experimental dependences can be used in the development of a ballistic algorithm to obtain the exact initial conditions necessary for integrating the differential equations of a complete ballistic motion model, which in turn will improve the aiming accuracy.

**Keywords:** external ballistics, trajectory, uncontrolled reactive ballistic body, moving carrier, initial launch conditions

**For citation:** Ispulov A.A., Kalmykov A.V. Method for determining the initial conditions for the use of uncontrolled reactive ballistic bodies from mobile carrier. *Trudy MAI*, 2023, no. 131. DOI: [10.34759/trd-2023-131-16](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-16)

## Введение

Задача баллистики представляет собой процесс расчета траектории неуправляемого реактивного баллистического тела (НРБТ) после отделения его от носителя. Траектория НРБТ представляет собой пространственную кривую, соединяющую начальную точку пуска с ее конечным положением на поверхности земли (объекта) [1, 2]. Тип траектории и точность НРБТ зависит от начальных условий пуска (высота, модуль и направление вектора скорости), динамических параметров НРБТ (тяга двигателя, аэродинамические характеристики, моментные характеристики) и параметров атмосферы, в которых осуществляется полет НРБТ [3].

Актуальность. Наиболее распространенной в настоящее время моделью, описывающую траекторию НРБТ является каноническая модель. Это обусловлено широким кругом допущений и упрощений при описании движения неуправляемых объектов: совпадение продольной оси снаряда и вектора скорости, нормировка индивидуальной функции сопротивления к эталонной, соответствие параметров атмосферы и силового поля Земли стандартной атмосфере [4, 5]. Однако данная модель адекватна лишь в условиях равномерного прямолинейного полета без

маневров носителя. В противном случае возникают условия, требующие дополнительно учитывать параметры движения относительно центра масс НРБТ. На сегодняшний день в работах [6-10] проводились исследования, учитывающие значения начального угла нутации НРБТ, возникающего при наличии углов атаки подвижного носителя в момент пуска, в работах [11, 12] проведен учет ветровых возмущений. Следует также отметить, что в данных работах рассматриваемые модели являются моделями второго типа, т.е. на основе дифференциальных уравнений. Известно, что для решения любой системы дифференциальных уравнений необходимы начальные параметры каждого уравнения системы [13], которые постоянно изменяются в процессе управления носителем.

Таким образом, целью исследования является разработка методики определения начальных условий пуска НРБТ при вертикальном маневре подвижного носителя.

### Математическое описание решаемой задачи

Для достижения цели исследования рассмотрим задачу применения НРБТ с подвижного носителя при вертикальном маневре. Движение НРБТ описывается уравнением в стартовой системе координат [4]:

$$\dot{V} = \frac{P}{m} \cos \delta - EV^2 - g \sin(\theta), \quad V(0) = V_0; \quad (1)$$

$$\dot{\theta} = \frac{P}{mV} \sin \delta - \frac{g}{V} \cos \theta, \quad \theta(0) = \theta_0; \quad (2)$$

$$\dot{\delta} = \dots, \quad \delta(0) = \delta_0; \quad (3)$$

$$\dot{\omega} = \left( -\frac{P}{mV} + B \right) \omega - \left( \frac{1}{mV} \left( \frac{P}{V} i \dots \right) \dots \right) \delta, \quad \omega(0) = \omega_0; \quad (4)$$

$$\dot{\theta} = \dots, \quad \theta(0) = \theta_0; \quad (5)$$

$$\dot{y} = \dots, \quad y(0) = y_0, \quad (6)$$

где  $\theta$  – угол наклона траектории;  $E = \frac{id^2}{8m} \pi \rho_0 H(y) C_{x3}(M) V$  – функция

сопротивления НРБТ;  $C_{x3}(M)$  – эталонный закон сопротивления НРБТ от числа

Маха  $M = \frac{V}{a}$ ;  $V$  – скорость НРБТ,  $a$  – скорость звука;  $i$  – коэффициент формы;  $P$  –

тяга НРБТ;  $m, d$  – масса и диаметр миделевого сечения НРБТ;  $\rho_0$  – плотность

стандартной атмосферы;  $H(y) = \frac{20000 - y}{20000 + y}$  – нормированная плотность атмосферы

(формула Ветчинкина В.П.);  $g$  – ускорение свободного падения,

$A = \pi \rho_0 \frac{d^2 L}{8 I_z} H(y) V^2 m_z^\delta, B = \pi \rho_0 \frac{d^2 L^2}{8 I_z} H(y) V m_z^{\omega_z}$  – величины, характеризующие

инерциальные свойства НРБТ,  $m_z^{\omega_z}, m_z^\delta$  – коэффициенты демпфирующего и

стабилизирующего моментов;  $L$  – длина НРБТ;  $I_z$  – момент инерции.

Особенности моделирования стрельбы с подвижного носителя связаны с учетом факторов, влияющих на начальные условия стрельбы и начальный участок траектории НРБТ. К числу основных возмущающих факторов при стрельбе с подвижного носителя относятся динамические параметры движения носителя и потока воздуха, создаваемого несущими конструкциями [14-19].

Для достижения цели рассмотрим рисунок 1 на примере вертикальной плоскости  $XOY$  при формировании результирующей начальной скорости НРБТ.

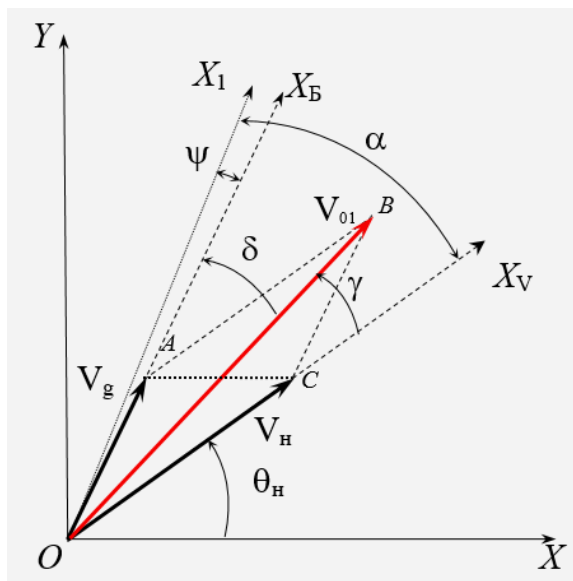


Рисунок 1 – Схема формирования результирующей скорости НРБТ

где  $OX_1$ ,  $OX_B$ ,  $OX_V$  – оси координат скоростной СК носителя, пускового блока НРБТ и носителя соответственно;  $\psi$  – угол вертикальной наводки оружия;  $\alpha$  – угол атаки подвижного носителя;  $\delta$  – угол нутации НРБТ,  $\theta_n$  – угол наклона траектории подвижного носителя,  $\gamma$  – угол между вектором скорости носителя и результирующим вектором скорости НРБТ;  $V_n$  – вектор воздушной скорости подвижного носителя;  $V_g$  – вектор дульной скорости НРБТ;  $V_{01}$  – результирующий вектор начальной скорости НРБТ.

Двумерная постановка задачи вызвана следующими причинами: во-первых, простота и наглядность полученных аналитических выражений; во-вторых, реализация метода индукции от простого к сложному; в-третьих, в теории прицеливания приняты упрощения (допущения) о возможности разделения

вертикальной и горизонтальной плоскости при описании движения материального тела.

Методика определения начальных условий системы уравнений (1)-(6) состоит из следующих этапов:

1. Определение результирующей начальной скорости стрельбы НРБТ

Рассмотрев полученный параллелограмм скоростей ОАВС, представленный на рисунке 1, по теореме косинусов определим в нем длину малой диагонали  $|AC| = d_{кор}$

$$d_{кор} = \sqrt{V_g^2 + V_n^2 - 2V_g V_n \cos(\alpha - \psi)}. \quad (7)$$

Из свойств параллелограмма известно [20]

$$d_{кор}^2 + d_{ол}^2 = 2(a^2 + b^2), \quad (8)$$

где  $d_{кор}, d_{ол}$  – короткая и длинная диагонали параллелограмма соответственно;  $a, b$  – стороны параллелограмма.

С учетом выражений (7) и (8) определим длину диагонали ВО параллелограмма  $|BO| = d_{ол} = V_{01}$

$d_{кор}^2 + V_{01}^2 = 2(V_g^2 + V_n^2)$ , тогда подставляя полученное  $d_{кор}$

$$V_{01}^2 = 2(V_g^2 + V_n^2) - (V_g^2 + V_n^2 - 2V_g V_n \cos(\alpha - \psi)),$$

$$V_{01} = \sqrt{V_g^2 + V_n^2 + 2V_g V_n \cos(\alpha - \psi)} \quad (9)$$

Таким образом, полученное выражение (9) является результирующей начальной скоростью НРБТ с учетом маневра в вертикальной плоскости



подвижного носителя и представляет собой сложную нелинейную функцию: квадратный корень из суммы квадратов скорости подвижного носителя и дульной скорости НРБТ, а также дополнительного слагаемого – удвоенного произведения этих скоростей на косинус угла между ними, с учетом угла вертикальной наводки оружия.

## 2. Определение начального угла нутации НРБТ.

Начальный угол нутации  $\delta$  найдем по теореме косинусов, рассмотрев треугольник ОАВ, представленный на рисунке 1

По теореме косинусов имеем:

$$V_H^2 = V_g^2 + V_{01}^2 - 2V_g V_{01} \cos(\delta),$$

$$2V_g V_{01} \cos(\delta) = V_g^2 + V_{01}^2 - V_H^2$$

$$\begin{aligned} \cos(\delta) &= \frac{V_g^2 + V_{01}^2 - V_H^2}{2V_g V_{01}} = \frac{V_g^2 + V_g^2 + V_H^2 + 2V_g V_H \cos(\alpha - \psi) - V_H^2}{2V_g \sqrt{V_g^2 + V_H^2 + 2V_g V_H \cos(\alpha - \psi)}} = \\ &= \frac{2V_g^2 + 2V_g V_H \cos(\alpha - \psi)}{2V_g \sqrt{V_g^2 + V_H^2 + 2V_g V_H \cos(\alpha - \psi)}} = \frac{V_g + V_H \cos(\alpha - \psi)}{\sqrt{V_g^2 + V_H^2 + 2V_g V_H \cos(\alpha - \psi)}} = \frac{V_g + V_H \cos(\alpha - \psi)}{V_{01}} \end{aligned} \quad (10)$$

Тогда начальный угол нутации НРБТ в момент пуска определим, как

$$\delta = \arccos\left(\frac{V_g + V_H \cos(\alpha - \psi)}{V_{01}}\right) \quad (11)$$

Выражение (11) представляет собой сложную тригонометрическую функцию начального угла нутации от скорости подвижного носителя, дульной скорости и результирующей начальной скорости НРБТ с учетом угла атаки подвижного носителя и угла вертикальной наводки оружия.

## 3) Определение начальной угловой скорости нутации

Как следует из рассматриваемой математической модели (1)-(6), угловая скорость нутации это первая производная угла нутации, тогда запишем выражение для начальной угловой скорости нутации в следующем виде

$$\begin{aligned} \omega = \delta' &= \arccos \left( \frac{V_g + V_n \cos(\alpha - \psi)}{V_{01}} \right)' = \\ &= \frac{\frac{a_n \cos(\alpha - \psi) - V_n \omega_n \sin(\alpha - \psi)}{V_{01}} - \frac{(V_g + V_n \cos(\alpha - \psi)) \times (2V_n a_n + 2V_g a_n \cos(\alpha - \psi) - 2V_g V_n \omega_n \sin(\alpha - \psi))}{2V_{01}^3}}{\sqrt{1 - \frac{(V_g + V_n \cos(\alpha - \psi))^2}{V_{01}^2}}} = \quad (12) \\ &= \frac{2V_{01}^3 (a_n \cos(\alpha - \psi) - V_n \omega_n \sin(\alpha - \psi)) - ((V_g + V_n \cos(\alpha - \psi)) \times (2V_n a_n + 2V_g a_n \cos(\alpha - \psi) - 2V_g V_n \omega_n \sin(\alpha - \psi)))}{2V_{01}^3 \sqrt{1 - \frac{(V_g + V_n \cos(\alpha - \psi))^2}{V_{01}^2}}} \end{aligned}$$

где  $a_n, \omega_n$  - ускорение и угловая скорость угла атаки.

Полученное выражение (12) представляет собой сложную нелинейную функцию, учитывающую параметры маневра носителя в вертикальной плоскости и зависящую от четырех навигационных параметров носителя ( $\alpha, a_n, \omega_n, V_n$ ), с учетом угла вертикальной наводки оружия.

#### 4) Определение начального угла наклона траектории НРБТ

Начальный угол наклона траектории НРБТ  $\theta_{стр}$  найдем из параллелограмма скоростей OABC (рисунок 1).

$\gamma = \alpha - \psi - \delta$ , тогда

$$\gamma = \alpha - \psi - \arccos \left( \frac{V_g + V_n \cos(\alpha - \psi)}{V_{01}} \right) \quad (13)$$

Приняв во внимание условие (6), угол наклона траектории  $\theta_{стр}$  определим по следующим формулам

$$\theta_{стр} = \theta_n + \gamma,$$

$$\theta_{стр} = \theta_n + \alpha - \psi - \arccos\left(\frac{V_g + V_n \cos(\alpha - \psi)}{V_{01}}\right) \quad (14)$$

Выражение (14) представляет собой линейную функцию, зависящую от параметров маневра носителя в вертикальной плоскости и от углов, характеризующих пространственное положение вертолета (угол атаки и угол наклона траектории), с учетом угла нутации и угла вертикальной наводки оружия.

#### 5) Проверка предлагаемых соотношений на основе векторного анализа

Для проверки полученных аналитических выражений: результирующей начальной скорости, начального угла нутации, начальной угловой скорости нутации и угла наклона траектории НРБТ рассмотрим схему, представленную на рисунке 2.

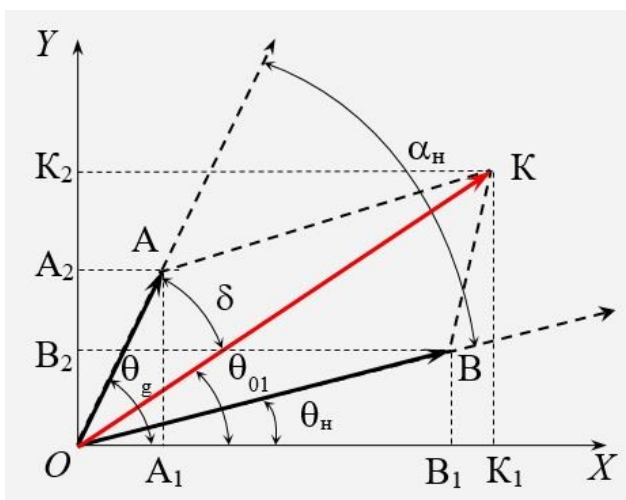


Рисунок 2 – Получение результирующей начальной скорости НРБТ

Для этого, в декартовой системе координат, используя правило параллелограмма, отложим векторы  $\overline{OA}$ ,  $\overline{OB}$  от одной точки  $O$ , построим

параллелограмм на векторах  $\overline{OA}$  и  $\overline{OB}$ , диагональ  $OK$  этого параллелограмма – вектор  $\overline{OA} + \overline{OB}$ . Векторы  $\overline{OA}$ ,  $\overline{OB}$  и  $\overline{OK}$  соответствуют векторам дульной скорости, скорости подвижного носителя и результирующей скорости соответственно:

$$OA = V_g, OB = V_n, OK = V_{01}.$$

Зададим координаты начала и конца векторов следующими точками

$$O = (0, 0), A = (1, 4), B = (5, 0.5).$$

Тогда координаты вектора

$$\begin{aligned}\overline{OA} &= (A_1 - O_1; A_2 - O_2) = (1 - 0; 4 - 0) = (1; 4), \\ \overline{OB} &= (B_1 - O_1; B_2 - O_2) = (5 - 0; 0.5 - 0) = (5; 0.5).\end{aligned}$$

Используя свойство сложения векторов определим координаты вектора  $OK$ ,

$$\overline{OK} = \overline{OA} + \overline{OB} = (OA_1 + OB_1; OA_2 + OB_2) = (5 + 1; 4 + 0.5) = (6; 4.5).$$

Проведя действия над векторами с заданными координатами определим модули векторов скоростей:

$$V_g = |\overline{OA}| = \sqrt{(OA_1)^2 + (OA_2)^2} = \sqrt{1^2 + 4^2} = 4,123,$$

$$V_n = |\overline{OB}| = \sqrt{(OB_1)^2 + (OB_2)^2} = \sqrt{5^2 + 0,5^2} = 5,025,$$

$$V_{01} = |\overline{OK}| = \sqrt{(OK_1)^2 + (OK_2)^2} = \sqrt{6^2 + 4,5^2} = 7,5.$$

Направление векторов скорости найдем, используя тригонометрические функции острого угла прямоугольного треугольника. Рассмотрим прямоугольный треугольник  $OAA_1$ , где векторы  $OA_1$ ,  $AA_1$  – катеты треугольника, а вектор  $OA$  гипотенуза.

$$\text{Тогда } \cos(\theta_g) = \frac{AO_1}{|OA|}, \theta_g = \arccos\left(\frac{AO_1}{|OA|}\right) = 75,96$$

Проведя аналогичные преобразования получим аналитические выражения для определения других углов:

$$\cos(\theta_n) = \frac{OB_1}{|OB|}, \text{ тогда } \theta_n = \arccos\left(\frac{OB_1}{|OB|}\right) = 5,72$$

$$\cos(\theta_{01}) = \frac{OK_1}{|OK|}, \text{ тогда } \theta_{01} = \arccos\left(\frac{OK_1}{|OK|}\right) = 36,87$$

Угол атаки подвижного носителя и угол нутации определим по следующим выражениям:

$$\alpha_n = \theta_g - \theta_n = 75,96 - 5,72 = 70,24$$

$$\delta = \theta_g - \theta_{01} = 75,96 - 36,87 = 39,09$$

Подставим полученные значения модулей скоростей, а также угла атаки подвижного носителя и угла нутации в выражения (9), (11), (12), (14), выведенные в ходе исследования. Сравнительный анализ результатов расчетов аналитических выражений с результатами расчётов по формулам векторного анализа показал их полную сходимость. Для сравнительной характеристики существующей методики и разработанной, в таблице 1 в качестве примера приведены значения результирующей начальной скорости, рассчитанной при различных значениях угла нутации. Анализ полученных данных указывает на адекватность разработанной методики, что подтверждается уменьшением значения скорости при возникновении угла нутации, а соответственно изменением площади сопротивления.

Таблица -1 Результирующая начальная скорость при различных значениях угла нутации

		Параметры	
		$\delta$ , град	$V_{01}$ , м/с
Существующая методика	$V_n = 30$ м/с, $V_g = 85$ м/с	0	115
	$V_n = 60$ м/с, $V_g = 85$ м/с		145
	$V_n = 90$ м/с, $V_g = 85$ м/с		175
Разработанная методика	$V_n = 30$ м/с, $V_g = 85$ м/с	5	114,91
		10	114,66
		15	114,24
	$V_n = 60$ м/с, $V_g = 85$ м/с	5	144,87
		10	144,46
		15	143,79
	$V_n = 90$ м/с, $V_g = 85$ м/с	5	174,83
		10	174,33
		15	173,5

### Заключение

Таким образом, в ходе исследования была разработана методика определения баллистических характеристик НРБТ, позволяющая получить зависимости результирующей начальной скорости, начального угла нутации, начальной угловой скорости нутации и начального угла наклона траектории от различных условий пуска НРБТ при вертикальном маневре подвижного носителя. Полученные экспериментальные зависимости могут быть использованы при разработке баллистического алгоритма для получения точных начальных условий, необходимых при интегрировании дифференциальных уравнений полной баллистической модели движения НРБТ.

## Список источников

1. Ганулич А.К. Авиационные прицельные системы, их исследование и испытание. - М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1984. – 210 с.
2. Мубаракшин Р.В. Прицельные системы стрельбы. - М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1973. - 332 с.
3. Краснов А.М. Авиационные прицельно-навигационные системы. - М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2005. - 623 с.
4. Постников А.Г. Внешняя баллистика авиационных неуправляемых средств поражения. - М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2003. - 396 с.
5. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика. - М.: Машиностроение, 2005. - 608 с.
6. Вытришко В.М., Гулятьев Н.Н. Совершенствование канонической баллистической модели движения неуправляемой ракеты с целью учета движения ее вокруг центра масс // Труды МАИ. 2013. № 71. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=46808>
7. Бельский А.Б., Постников А.Г. Повышение точности применения неуправляемых авиационных средств поражения за счет совершенствования баллистических алгоритмов бортовых вычислительных систем летательных аппаратов // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2014. № 3. С. 60-69.
8. Краснов А.М. Основы анализа прицеливания в авиационных системах управления вооружением // Труды МАИ. 2012. № 61. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35640>

9. Краснов А.М. Управление поражением цели в комплексе авиационного вооружения со случайным изменением структуры // Труды МАИ. 2013. № 49. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=27946>
10. Бельский А.Б. Направления совершенствования бортовых баллистических алгоритмов прицельных систем перспективных боевых вертолетов // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2018. № 11. С. 175-189.
11. Лебедев В.В., Моисеев С.Н., Филиппов А.В. Анализ влияния ветровой функции реальной атмосферы на траекторию движения объекта со сложной баллистикой // II Всероссийская научно-практическая конференция «Калибр»: сборник научных статей. - Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. С. 242-248.
12. Илюхин С.Н., Казаковцев В.П., Корянов В.В. Баллистический анализ возможности парирования ветровой нагрузки на начальном участке траектории перспективных летательных аппаратов // Молодежный научно-технический вестник. 2015. № 11. С. 193-203.
13. Арнольд В.И. Обыкновенные дифференциальные уравнения. - М.: Наука, 2000. - 368 с.
14. Богословский С.В., Дорофеев А.Д. Динамика полета летательных аппаратов. - СПб.: СПбГУАП, 2002. - 64 с.
15. Королев С.А., Зорина Е.К. Разработка методики учета возмущающих факторов при стрельбе с подвижного носителя // IV Всероссийская научно-техническая конференция «Молодые ученые – ускорению научно-технического прогресса в XXI



веке» (Ижевск, 20–21 апреля 2016): сборник трудов. – Ижевск: Изд-во ИННОВА. С. 50-56.

16. Королев С.А., Русяк И.Г., Суфиянов В.Г. Методика расчета траектории движения снарядов и ракет при стрельбе с подвижного носителя // Интеллектуальные системы в производстве. 2016. № 4 (31). С. 13-18.

17. Русяк И.Г., Королев С.А., Тененев В.А., Вагин А.В., Белобородов М.Н. Моделирование возмущающих факторов, влияющих на точность стрельбы с подвижного носителя // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. Проблемы специального машиностроения. 2018. № 12-3. С. 231-239.

18. Королев С.А., Русяк И.Г., Тененев В.А. Исследование влияния динамических характеристик подвижного носителя на кучность стрельбы // Интеллектуальные системы в производстве. 2018. Т. 21. № 3. С. 103-109.

19. Королев С.А., Русяк И.Г., Суфиянов В.Г. Исследование влияния возмущающих факторов на траекторию движения снарядов и ракет при стрельбе с подвижного носителя // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2017. № 11-3. С. 23-33.

20. Выгодский М.Я. Справочник по высшей математике. - М.: АСТ: Астрель, 2006. - 991 с.

## References

1. Ganulich A.K. *Aviatsionnye pritsel'nye sistemy, ikh issledovanie i ispytanie* (Aviation sighting systems, their study and test), Moscow, VVIA im. N.E. Zhukovskogo, 1984, 210 p.
2. Mubarakshin R.V. *Pritsel'nye sistemy strel'by* (Sighting firing systems), Moscow, VVIA im. N.E. Zhukovskogo, 1973, 332 p.
3. Krasnov A.M. *Aviatsionnye pritsel'no-navigatsionnye sistemy* (Aviation sighting and navigation systems), Moscow, VVIA im. N.E. Zhukovskogo, 2005, 623 p.
4. Postnikov A.G. *Vneshnyaya ballistika aviatsionnykh neupravlyaemykh sredstv porazheniya* (External ballistics of aviation unguided weapons), Moscow, VVIA im. N.E. Zhukovskogo, 2003, 396 p.
5. Dmitrievskii A.A., Lysenko L.N. *Vneshnyaya ballistika* (External ballistics), Moscow, Mashinostroenie, 2005, 608 p.
6. Vytrishko V.M., Gul'tyaev N.N. *Trudy MAI*, 2013, no. 71. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=46808>
7. Bel'skii A.B., Postnikov A.G. *Izvestiya Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk*, 2014, no. 3, pp. 60-69.
8. Krasnov A.M. *Trudy MAI*, 2012, no. 61. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35640>
9. Krasnov A.M. *Trudy MAI*, 2013, no. 49. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=27946>

10. Bel'skii A.B. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki*. 2018, no. 11, pp. 175-189.
11. Lebedev V.V., Moiseev S.N., Filippov A.V. *II Vserossiiskaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya «Kalibr»: sbornik nauchnykh statei*. Voronezh, VUNTs VVS «VVA», 2018, pp. 242-248.
12. Ilyukhin S.N., Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V. *Molodezhnyi nauchno-tekhnicheskii vestnik*, 2015, no. 11, pp. 193-203.
13. Arnol'd V.I. *Obyknoennyye differentsial'nye uravneniya* (Ordinary differential equations), Moscow, Nauka, 2000, 368 p.
14. Bogoslovskii S.V., Dorofeev A.D. *Dinamika poleta letatel'nykh apparatov* (Aircraft Flight Dynamics: A Study Guide), Saint Petersburg, SPbGUAP, 2002, 64 p.
15. Korolev S.A., Zorina E.K. *IV Vserossiiskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya «Molodye uchenye – uskoreniyu nauchno-tekhnicheskogo progressa v XXI veke»: sbornik trudov*. Izhevsk, Izd-vo INNOVA, pp. 50-56.
16. Korolev S.A., Rusyak I.G., Sufiyarov V.G. *Intellektual'nye sistemy v proizvodstve*, 2016, no. 4 (31), pp. 13-18.
17. Rusyak I.G., Korolev S.A., Tenenev V.A., Vagin A.V., Beloborodov M.N. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki. Problemy spetsial'nogo mashinostroeniya*, 2018, no. 12-3, pp. 231-239.
18. Korolev S.A., Rusyak I.G., Tenenev V.A. *Intellektual'nye sistemy v proizvodstve*, 2018, vol. 21, no. 3, pp. 103-109.

19. Korolev S.A., Rusyak I.G., Sufiyanov V.G *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki*, 2017, no. 11-3, pp. 23-33.

20. Vygodskii M.Ya. *Spravochnik po vysshei matematike* (Handbook of higher mathematics), Moscow, AST: Astrel', 2006, 991 p.

Статья поступила в редакцию 19.05.2023

Одобрена после рецензирования 23.05.2023

Принята к публикации 28.08.2023

The article was submitted on 19.05.2023; approved after reviewing on 23.05.2023; accepted for publication on 28.08.2023