

УДК 531.55

С. А. Королев, кандидат физико-математических наук  
 И. Г. Русяк, доктор технических наук, профессор  
 В. Г. Суфиянов, кандидат физико-математических наук  
 ИжГТУ имени М. Т. Калашникова

### МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ СНАРЯДОВ И РАКЕТ ПРИ СТРЕЛЬБЕ С ПОДВИЖНОГО НОСИТЕЛЯ

Статья посвящена исследованию факторов, влияющих на точность стрельбы с подвижного носителя (вертолета): влияние параметров движения подвижного носителя на начальные условия стрельбы, влияние воздушного потока, создаваемого несущим винтом вертолета, на начальный участок траектории. Представлена методика решения траекторной задачи с учетом приведенных факторов. Приведены результаты исследования влияния рассматриваемых факторов на траекторию движения снарядов и ракет.

**Ключевые слова:** внешняя баллистика, траектория, аэродинамические коэффициенты, подвижный носитель, начальные условия стрельбы, несущий винт вертолета, индуктивная скорость.

#### Введение

При стрельбе с подвижного носителя (ПН) необходимо учитывать множество факторов, влияющих на начальные условия стрельбы и начальный участок траектории снарядов и ракет. Основными возмущающими факторами при стрельбе с вертолета являются параметры движения вертолета и поток воздуха, создаваемый несущим винтом. Для исследования приведенных факторов разработана методика расчета траектории движения снарядов и ракет при стрельбе с подвижного носителя.

#### Расчет начальных условий стрельбы с подвижного носителя<sup>1</sup>

Координаты ПН  $r_3^{п.н} = (x_3^{п.н}, y_3^{п.н}, z_3^{п.н})$  определяются в земной неподвижной системе координат  $Ox_3y_3z_3$  с началом в некоторой точке позиционирования на местности, где ось  $x_3$  ориентирована на север;  $y_3$  – вертикальная ось;  $z_3$  – образует правую тройку векторов. Движение вертолета будем задавать горизонтальной и вертикальной скоростями  $V_{гор}^{п.н}$ ,  $V_{верт}^{п.н}$  и дирекционным углом  $\alpha^{п.н}$  относительно направления на север. Тогда скорость ПН

$V^{п.н} = \sqrt{(V_{гор}^{п.н})^2 + (V_{верт}^{п.н})^2}$ , угол наклона траектории

$$\theta^{п.н} = \arctan\left(\frac{V_{верт}^{п.н}}{V_{гор}^{п.н}}\right).$$

Введем подвижную нормальную систему координат  $Ox_ny_nz_n$ , связанную с центром масс ПН, где ось  $x_n$  направлена вдоль вектора скорости в горизонтальной плоскости, ось  $y_n$  направлена вертикально, ось  $z_n$  образует правую тройку векторов. Связанная система координат  $Ox_by_bz_b$  с началом в центре масс ПН и осями  $x_b, y_b, z_b$ , сориентированными вдоль продольной, вертикальной и поперечной осей ПН соответственно. Ориентация связанной системы координат относительно нормальной системы

координат определяется углами тангажа  $\phi^{п.н}$ , крена  $\gamma^{п.н}$  и рыскания  $\psi^{п.н}$  (см. рис. 1) [1].

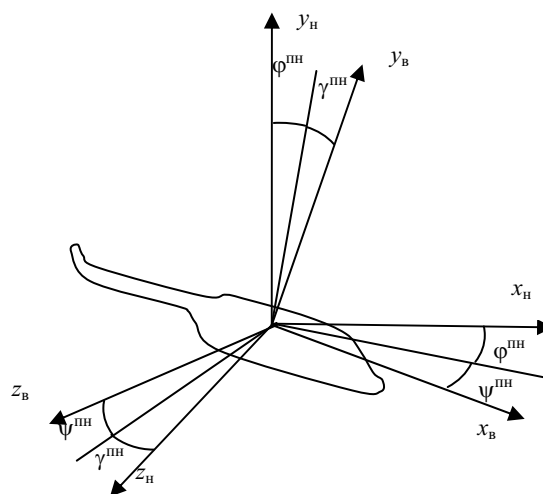


Рис. 1. Ориентация подвижного носителя в пространстве

Компоненты вектора скорости в нормальной системе координат

$$V_n^{п.н} = (V_{x_n}^{п.н}, V_{y_n}^{п.н}, V_{z_n}^{п.н}) = (V_{гор}^{п.н}, V_{верт}^{п.н}, 0).$$

Компоненты вектора скорости в связанной системе координат определяются путем поворота на углы  $\phi^{п.н}$ ,  $\gamma^{п.н}$ ,  $\psi^{п.н}$ :

$$V_b^{п.н} = (V_{x_b}^{п.н}, V_{y_b}^{п.н}, V_{z_b}^{п.н}) = M(\gamma^{п.н}, \psi^{п.н}, \phi^{п.н}) V_n^{п.н}, \quad (1)$$

где  $M(\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z) = M_x(\alpha_x)M_y(\alpha_y)M_z(\alpha_z)$  – матрица поворота системы координат,  $M_x(\alpha_x)$ ,  $M_y(\alpha_y)$ ,  $M_z(\alpha_z)$  – матрицы поворота вокруг осей  $x, y, z$  на углы  $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$  соответственно.

© Королев С. А., Русяк И. Г., Суфиянов В. Г., 2016

<sup>1</sup>Ниже в качестве объекта моделирования рассматривается выстрел снаряда из орудия. Особенности моделирования, связанные с пуском ракет, в тексте отмечены при необходимости.

Угловая скорость вращения вертолета вокруг центра масс задается в связанной системе координат

$$\boldsymbol{\omega}_B^{\text{п.н}} = (\omega_{x_B}^{\text{п.н}}, \omega_{y_B}^{\text{п.н}}, \omega_{z_B}^{\text{п.н}}).$$

Координаты центра масс снаряда в земной системе координат в момент вылета из ствола орудия:

$$\mathbf{r}_{30}^{\text{сн}} = (x_{30}^{\text{сн}}, y_{30}^{\text{сн}}, z_{30}^{\text{сн}}) = \mathbf{r}_3^{\text{пн}} + \mathbf{M}(\gamma^{\text{пн}}, \alpha^{\text{пн}} + \psi^{\text{пн}}, \phi^{\text{пн}}) \mathbf{r}_B^{\text{сн}}, \quad (2)$$

где  $\mathbf{r}_B^{\text{сн}} = (x_B^{\text{сн}}, y_B^{\text{сн}}, z_B^{\text{сн}})$  – координаты центра масс снаряда в момент вылета из ствола орудия относительно центра масс вертолета в связанной системе координат.

Траектория движения снаряда строится в неподвижной стартовой системе координат  $Ox_c y_c z_c$ , связанной с центром масс снаряда в момент выстрела  $\mathbf{r}_{30}^{\text{сн}}$ , где ось  $x_c$  направлена вдоль направляющей орудия в горизонтальной плоскости, ось  $y_c$  направлена вертикально, ось  $z_c$  образует правую тройку векторов.

Суммарная скорость снаряда в момент выстрела  $\mathbf{V}_0$  в стартовой системе координат определяется из соотношения:

$$\mathbf{V}_0 = \mathbf{V}_c^{\text{сн}} + \mathbf{V}_c^{\text{п.н}}, \quad (3)$$

где  $\mathbf{V}_c^{\text{сн}}$  – скорость снаряда относительно орудия;  $\mathbf{V}_c^{\text{п.н}}$  – переносная скорость снаряда, связанная с движением подвижного носителя.

Компоненты вектора скорости снаряда в стартовой системе координат определяются соотношением

$$\mathbf{V}_c^{\text{сн}} = (V_{\text{сн}} \cos \theta^{\text{оп}}, V_{\text{сн}} \sin \theta^{\text{оп}}, 0),$$

где  $V_{\text{сн}}$  – дульная скорость снаряда (скорость ракеты при сходе с пусковой установки);  $\theta^{\text{оп}}$  – угол возвышения орудия. Если ось орудия параллельна продольной оси ПН, то  $\theta^{\text{оп}} = \phi^{\text{п.н}}$ .

Вектор переносной скорости снаряда в стартовой системе координат:

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_c^{\text{п.н}} &= (V_{x_c}^{\text{п.н}}, V_{y_c}^{\text{п.н}}, V_{z_c}^{\text{п.н}}) = \\ &= \mathbf{M}(-\gamma^{\text{п.н}}, 0, -\phi^{\text{п.н}}) (\mathbf{V}_B^{\text{п.н}} + \boldsymbol{\omega}_B^{\text{п.н}} \times \mathbf{r}_B^{\text{сн}}) = \\ &= \mathbf{M}(0, \psi^{\text{п.н}}, 0) \mathbf{V}_B^{\text{п.н}} + \mathbf{M}(-\gamma^{\text{п.н}}, 0, -\phi^{\text{п.н}}) (\boldsymbol{\omega}_B^{\text{п.н}} \times \mathbf{r}_B^{\text{сн}}). \end{aligned} \quad (4)$$

В качестве начальных условий решения задачи внешней баллистики задаются модуль вектора начальной скорости снаряда с учетом движения ПН:

$$V_0 = \sqrt{(V_{\text{сн}} \cos \theta^{\text{оп}} + V_{x_c}^{\text{п.н}})^2 + (V_{\text{сн}} \sin \theta^{\text{оп}} + V_{y_c}^{\text{п.н}})^2 + (V_{z_c}^{\text{п.н}})^2} \quad (5)$$

и начальные значения угла наклона траектории  $\theta$  и угла направления стрельбы  $\psi$ :

$$\begin{aligned} \theta_0 &= \arctan \left( \frac{V_{\text{сн}} \sin \theta^{\text{оп}} + V_{y_c}^{\text{п.н}}}{V_{\text{сн}} \cos \theta^{\text{оп}} + V_{x_c}^{\text{п.н}}} \right), \\ \psi_0 &= \arctan \left( \frac{V_{z_c}^{\text{п.н}}}{V_{\text{сн}} \cos \theta^{\text{оп}} + V_{x_c}^{\text{п.н}}} \right), \end{aligned} \quad (6)$$

где  $V_{x_c}^{\text{п.н}}, V_{y_c}^{\text{п.н}}, V_{z_c}^{\text{п.н}}$  – составляющие вектора переносной скорости в стартовой системе координат, определяемые из соотношения (4).

Поскольку при движении ПН ось орудия и, соответственно, ось симметрии снаряда не совпадают с суммарным вектором скорости снаряда, то возникают углы нутации, которые в начальный момент времени равны:

$$\delta_1 = -\psi_0, \quad \delta_2 = \theta^{\text{оп}} - \theta_0. \quad (7)$$

Начальные значения горизонтальной и вертикальной составляющих экваториальной угловой скорости снаряда определяются через компоненты угловой скорости ПН:

$$\omega_1 = \omega_{y_B}^{\text{п.н}}, \quad \omega_2 = \omega_{z_B}^{\text{п.н}}. \quad (8)$$

#### Расчет траектории движения снаряда (ракеты)

Координаты центра масс снаряда в стартовой системе координат определяются уравнениями [2]:

$$\begin{aligned} \frac{dx_c}{dt} &= V_{\text{к}} \cos \theta \cos \psi; \quad \frac{dy_c}{dt} = V_{\text{к}} \sin \theta; \\ \frac{dz_c}{dt} &= -V_{\text{к}} \cos \theta \sin \psi, \end{aligned} \quad (9)$$

где  $x_c$  – дальность;  $y_c$  – высота полета;  $z_c$  – боковое отклонение в стартовой системе координат;  $V_{\text{к}}$  – скорость центра масс снаряда (рис. 2). Начальные значения переменных  $(x_c, y_c, z_c) = (0, y_{30}^{\text{сн}}, 0)$ , где начальная высота  $y_{30}^{\text{сн}}$  определяется из соотношения (2).

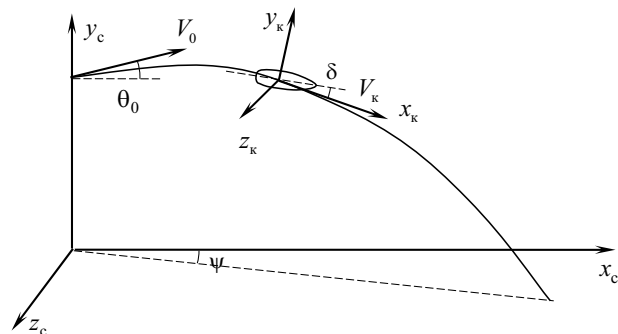


Рис. 2. Траектория движения снаряда

Параметры движения снаряда определяются в траекторной системе координат  $Ox_k y_k z_k$ , связанной с центром масс снаряда и ориентированной по вектору скорости (см. рис. 2):

$$\frac{dV_k}{dt} = -g \sin \theta - \frac{C_{x_k} q S_M - b_{x_k} P}{m}; \quad (10)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = -\frac{g \cos \theta}{V_k} - \frac{C_{y_k} q S_M - b_{y_k} P}{m V_k} + \frac{d\theta_g}{dt}; \quad (11)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = -\frac{C_{z_k} q S_M - b_{z_k} P}{m V_k \cos \theta} + \frac{d\psi_g}{dt}. \quad (12)$$

Здесь  $g$  – ускорение силы тяжести;  $C_{x_k}, C_{y_k}, C_{z_k}$  – коэффициенты составляющих аэродинамической силы по осям траекторной системы координат;  $q = \rho M^2 a^2 / 2$  – скоростной напор воздуха;  $M$  – число Маха;  $a$  – скорость звука в воздухе;  $S_M = \pi d^2 / 4$  – площадь миделева сечения снаряда;  $d$  – калибр снаряда;  $m$  – масса снаряда;  $b_{x_k}, b_{y_k}, b_{z_k}$  – коэффициенты составляющих силы тяги;  $P$  – тяга реактивного двигателя;  $\theta_g, \psi_g$  – дополнительные углы, связанные с учетом геофизических параметров Земли [3].

Начальные условия для системы (10)–(12) задаются соотношениями (5)–(6).

Для вращающегося снаряда аксиальная угловая скорость определяется из уравнения

$$\frac{d\omega_x}{dt} = -\frac{m_x q S_M l}{I_x}, \quad \omega_x(0) = \omega_{x0}, \quad (13)$$

где  $m_x$  – коэффициент аэродинамического аксиального демпфирующего момента (момента трения) в системе координат  $Oxyz$ , связанной с центром масс снаряда, где оси  $x, y, z$  направлены вдоль продольной, вертикальной и поперечной осей снаряда, соответственно;  $l$  – длина снаряда;  $I_x$  – аксиальный момент инерции;  $\omega_{x0}$  – аксиальная угловая скорость в момент выстрела.

Горизонтальная и вертикальная составляющие угла нутации снаряда  $\delta_1, \delta_2$  определяются из системы дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{d\delta_1}{dt} &= \frac{\omega_1 - \dot{\psi} \cos(\theta + \delta_2) - \dot{\theta} \delta_1 \delta_2}{\cos \delta_2}; \\ \frac{d\delta_2}{dt} &= \omega_2 - \dot{\psi} \sin \theta \delta_1 - \dot{\theta} \cos \delta_1, \end{aligned} \quad (14)$$

где  $\omega_1, \omega_2$  – составляющие экваториальной угловой скорости снаряда.

Для определения составляющих экваториальной угловой скорости снаряда решается система уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{d\omega_1}{dt} &= \frac{m_1 q S_M l - I_x \omega_x \omega_2}{I_z}; \\ \frac{d\omega_2}{dt} &= \frac{m_2 q S_M l + I_x \omega_x \omega_1}{I_z}, \end{aligned} \quad (15)$$

где  $m_1, m_2$  – коэффициенты составляющих аэродинамического момента;  $I_z$  – экваториальный момент инерции снаряда.

Начальные условия для уравнений (14)–(15) определяются соотношениями (7)–(8).

Коэффициенты составляющих аэродинамической силы в уравнениях (10)–(12) определяются выражениями:

$$C_{x_k} = C_x^a(M, \alpha),$$

$$C_{y_k} = -C_y^a(M, \alpha_2) + C_z^a(\bar{\omega}_x, \alpha_1),$$

$$C_{z_k} = -C_y^a(M, \alpha_1) - C_z^a(\bar{\omega}_x, \alpha_2),$$

где  $\alpha = \sqrt{\alpha_1^2 + \alpha_2^2}$  – пространственный угол атаки;

$\alpha_1, \alpha_2$  – составляющие угла атаки;  $\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x l}{Ma}$  – без-

размерная аксиальная угловая скорость;  $C_x^a(M, \alpha),$

$C_y^a(M, \alpha), C_z^a(\bar{\omega}_x, \alpha)$  – аппроксимационные зависи-

мости коэффициентов силы сопротивления по осям  $x, y, z$  соответственно, в связанной со снарядом системе координат.

Коэффициенты составляющих аэродинамического момента, используемые в уравнениях (14), (15), рассчитываются следующим образом:

$$m_x = m_x^a(M, \bar{\omega}_x),$$

$$m_1 = m_z^a(M, \alpha_1) + m_y^a(M, \alpha_2, \bar{\omega}_x),$$

$$m_2 = m_z^a(M, \alpha_2) - m_y^a(M, \alpha_1, \bar{\omega}_x).$$

Здесь  $m_x^a(M, \bar{\omega}_x), m_y^a(M, \alpha, \bar{\omega}_x), m_z^a(M, \alpha)$  – аппроксимационные зависимости коэффициентов моментов аэродинамической силы по осям  $x, y, z$  соответственно.

Составляющие пространственного угла атаки связаны с составляющими угла нутации соотношениями:

$$\alpha_1 = \delta_1 - \varepsilon_{w1}, \quad \alpha_2 = \delta_2 - \varepsilon_{w2},$$

где  $\varepsilon_{w1}, \varepsilon_{w2}$  – составляющие угла сноса ветром.

Для расчета аэродинамических сил и моментов, действующих на снаряд, реализована методика численного моделирования обтекания снаряда на траектории [4, 5]. Применен подход, основанный на численном решении уравнений движения сплошной среды Навье – Стокса осредненных по Фавру (FANS) с использованием  $k$ - $\varepsilon$ -модели турбулентности. Он не требует значительных вычислительных ресурсов, что позволяет проводить исследование распределений аэродинамических характеристик обтекаемого тела в широком диапазоне параметров.

По результатам численного эксперимента с помощью метода наименьших квадратов построены регрессионные зависимости для коэффициентов аэродинамических сил и моментов для различных чи-

сел Маха, углов атаки, безразмерных скоростей вращения снаряда [6]. Это позволяет замкнуть модель решения траекторной задачи.

**Учет влияния воздушного потока на траекторию движения снаряда (ракеты)**

С целью учета влияния несущего винта (НВ) вертолета на движение снаряда (ракеты) на начальном участке траектории разработана методика расчета параметров воздушного потока, создаваемого вращением винта вертолета [7]. Для заданного режима полета вертолета определяется среднее значение индуктивной скорости на основе решения уравнений стационарного движения вертолета, которая в нормальной системе координат, связанной с центром масс вертолета, имеет вид

$$\begin{aligned}
 2\rho(v_{x_H}^{H.B})^2 B^2 F^{H.B} &= C_{x_B}^{п.н}(\alpha^{п.н}) \frac{\rho(V_{x_H}^{п.н})^2}{2} F^{H.B}, \\
 2\rho(v_{y_H}^{H.B})^2 B^2 F^{H.B} &= C_{y_B}^{п.н}(\alpha_2^{п.н}) \frac{\rho(V_{x_H}^{п.н})^2}{2} F^{H.B} + \\
 + C_{y_B}^{п.н}(\pi/2 - \alpha_2^{п.н}) \frac{\rho(V_{y_H}^{п.н} + v_{y_H}^{H.B})^2}{2} F^{H.B} + m_{п.н}g, \\
 2\rho(v_{z_H}^{H.B})^2 B^2 F^{H.B} &= C_{z_B}^{п.н}(\alpha_1^{п.н}) \frac{\rho(V_{x_H}^{п.н})^2}{2} F^{H.B},
 \end{aligned}
 \tag{16}$$

где  $\mathbf{v}_H^{H.B} = (v_{x_H}^{H.B}, v_{y_H}^{H.B}, v_{z_H}^{H.B})$  – вектор индуктивной скорости НВ;  $F^{H.B} = \pi(R^{H.B})^2$  – ометаемая площадь НВ;  $R^{H.B}$  – радиус НВ;  $B$  – коэффициент учета комлевых и концевых потерь;  $C_{x_B}^{п.н}, C_{y_B}^{п.н}, C_{z_B}^{п.н}$  – аэродина-

мические коэффициенты обтекания фюзеляжа вертолета;  $\alpha_1^{п.н}, \alpha_2^{п.н}$  – горизонтальная и вертикальная составляющие пространственного угла атаки фюзеляжа вертолета  $\alpha^{п.н}$ ,  $\alpha_1^{п.н} = \psi^{п.н}$ ,  $\alpha_2^{п.н} = \theta^{п.н} - \varphi^{п.н}$ ;  $m_{п.н}$  – масса вертолета.

Система нелинейных уравнений (16) решается численно относительно компонентов вектора индуктивной скорости НВ. Аэродинамические коэффициенты вертолета Ми-8, отнесенные к ометаемой площади НВ, аппроксимировались зависимостями второго порядка от углов атаки фюзеляжа в соответствии с данными, приведенными в [8].

Компоненты индуктивной скорости в системе координат, связанной с плоскостью НВ  $O\xi\eta\zeta$ , где  $\xi$  – продольная,  $\eta$  – нормальная,  $\zeta$  – боковая оси, определяются путем преобразования:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{v}_B^{H.B} &= (v_{\xi}^{H.B}, v_{\eta}^{H.B}, v_{\zeta}^{H.B}) = \\
 &= \mathbf{M}(\gamma^{п.н}, \psi^{п.н}, \varphi^{п.н} + \Delta\varphi^{H.B}) \mathbf{v}_H^{H.B},
 \end{aligned}$$

где  $\Delta\varphi^{H.B}$  – угол наклона оси НВ по отношению к продольной оси вертолета.

Компоненты скорости  $v_{\xi}^{H.B}, v_{\zeta}^{H.B}$  считаются постоянными в плоскости НВ. Распределение нормальной компоненты индуктивной скорости  $v_{\eta}^{H.B}$  определяется на основе двух характерных видов распределений, показанных на рис. 3 [9]. Первый вид (см. рис. 3, а) представляет собой осесимметричное распределение на вертикальных режимах полета, второй (см. рис. 3, б) – треугольное распределение при больших горизонтальных скоростях полета.

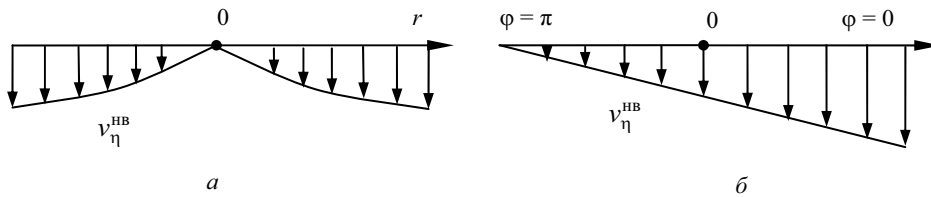


Рис. 3. Формы распределения индуктивной скорости несущего винта вертолета: а – при вертикальном режиме полета; б – при максимальной скорости полета

В общем случае распределение нормальной составляющей индуктивной скорости в плоскости НВ задается в виде комбинации представленных выше распределений [10]:

$$v_{\eta}^{H.B}(r, \varphi) = v_{\eta}^{H.B} \left[ \sqrt{1,5\bar{r}^{1/2}} f_1(\mu) + (1 + \bar{r}\cos\varphi) f_2(\mu) \right],
 \tag{17}$$

где  $r, \varphi$  – координаты по радиусу и азимуту в плоскости винта ( $\varphi = \pi$  соответствует направлению движения);  $v_{\eta}^{H.B}$  – среднее значение индуктивной скорости;  $\bar{r} = r/R^{H.B}$  – безразмерный радиус;  $\mu$  – пара-

метр режима полета;  $f_1(\mu), f_2(\mu)$  – эмпирические функции зависимости распределения скорости от режима полета,  $f_1(\mu) + f_2(\mu) = 1$ .

Режим полета определяется безразмерным параметром

$$\mu = \frac{V^{п.н} \cos\alpha^{H.B}}{\omega^{H.B} R^{H.B}},$$

где  $\alpha^{H.B} = \theta^{п.н} - \psi^{п.н} - \Delta\varphi^{H.B}$  – угол атаки НВ;  $\omega^{H.B}$  – угловая скорость вращения винта.

**Результаты исследования влияния подвижного носителя на точность стрельбы**

В качестве подвижного носителя рассмотрим во-енно-транспортный вертолет Ми-8 с установленным вооружением:

– авиационная пушка калибра 23 мм с осколочно-фугасно-зажигательным снарядом ОФЗ (начальная скорость  $V_0 = 740$  м/с);

– пусковой блок неуправляемых авиационных ракет С-8 калибра 80 мм (начальная скорость  $V_0 = 42$  м/с).

Поскольку от начальных возмущений существенно зависит точность стрельбы, исследуем влияние параметров движения вертолета на возникновение начальных углов нутации снарядов и ракет (см. табл. 1).

Таблица 1. Зависимость начальных углов нутации от параметров движения ПН

Параметры движения ПН			Начальные условия стрельбы			
1. $\omega_{\text{в}}^{\text{п.н}} = (0, 0, 0)$ рад/с			Снаряд ОФЗ ( $V_0 = 740$ м/с)		Ракета С-8 ( $V_0 = 42$ м/с)	
$V_{x_{\text{в}}}^{\text{п.н}}$ , км/ч	$V_{y_{\text{в}}}^{\text{п.н}}$ , км/ч	$V_{z_{\text{в}}}^{\text{п.н}}$ , км/ч	$\delta_1, ^\circ$	$\delta_2, ^\circ$	$\delta_1, ^\circ$	$\delta_2, ^\circ$
50,0	0	0	0	0	0	0
50,0	5,0	0	0	-0,106	0	-1,42
50,0	0	5,0	-0,106	0	-1,42	0
2. $V_{\text{в}}^{\text{п.н}} = (50, 0, 0)$ км/ч			Снаряд ОФЗ		Ракета С-8	
$\omega_{x_{\text{в}}}^{\text{п.н}}$ , рад/с	$\omega_{y_{\text{в}}}^{\text{п.н}}$ , рад/с	$\omega_{z_{\text{в}}}^{\text{п.н}}$ , рад/с	$\delta_1, ^\circ$	$\delta_2, ^\circ$	$\delta_1, ^\circ$	$\delta_2, ^\circ$
1,0	0	0	0,15	0,17	2,05	2,30
0	1,0	0	0,076	0	0,98	0
0	0	1,0	0	-0,076	0	-0,98

Исходя из данных, представленных в табл. 1, видно, что величина возмущения начальных условий, вызванных движением ПН, напрямую зависит от начальной скорости снаряда (ракеты). Для ракеты, вследствие низкой стартовой скорости, возникают значительные углы нутации, которые в дальнейшем приводят к значительному отклонению траектории.

Для исследования влияния на траекторию снарядов и ракет воздушного потока от несущего винта вертолета проведем расчет индуктивности скорости для вертолета, движущегося с постоянной горизонтальной скоростью  $V_{\text{гор}}^{\text{п.н}} = 50$  км/ч. На рис. 4 представлено распределение индуктивной скорости, создаваемой НВ. В продольной плоскости вертолета ( $\varphi = 0$ ) наблюдается комбинация линейного и симметричного распределения скорости; в поперечной плоскости ( $\varphi = \pi/2$ ) распределение симметрично.

В табл. 2 представлены результаты исследования влияния параметров движения вертолета и воздушного потока от несущего винта на характеристики точности стрельбы ( $\Delta X$  – отклонение по дальности;  $\Delta Z$  – отклонение по боковой координате в плоскости стрельбы) при стрельбе с вертолета, летящего на высоте 300 м со скоростью 50 км/ч с нулевыми углами атаки и горизонтальным направлением стрельбы.

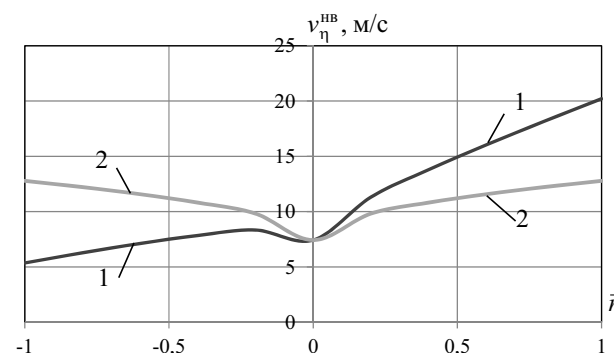


Рис. 4. Распределение индуктивной скорости НВ: 1 – в продольном сечении ( $\varphi = 0$ ); 2 – в поперечном сечении ( $\varphi = \pi/2$ )

При отсутствии возмущающих факторов результаты стрельбы ( $X$  – дальность;  $Z$  – боковая координата в плоскости стрельбы) снарядом ОФЗ соответственно равны  $X = 2993,5$  м,  $Z = 50,4$  м; результаты пуска ракет С-8:  $X = 2584,6$  м,  $Z = 109,4$  м.

Анализ данных, представленных в табл. 2, показывает, что значительные отклонения начальных условий для ракеты приводят к большим отклонениям (до 10 %) конечной точки траектории. При этом существенное влияние на движение ракет на начальном участке траектории оказывает воздушный поток от несущего винта вертолета.

Таблица 2. Зависимость результатов стрельбы от параметров движения ПН

Параметры движения ПН			Результаты стрельбы			
1. $\omega_B^{пн} = (0, 0, 0)$ рад/с			Снаряд ОФЗ		Ракета С-8	
$V_{x_B}^{пн}$ , км/ч	$V_{y_B}^{пн}$ , км/ч	$V_{z_B}^{пн}$ , км/ч	$\Delta X$ , м	$\Delta Z$ , м	$\Delta X$ , м	$\Delta Z$ , м
50,0	0	0	0	0	0	0
50,0	5,0	0	21,0	0,9	238,9	16,9
50,0	0	5,0	0,3	4,8	16,6	-140,1
2. $V_B^{пн} = (50, 0, 0)$ км/ч			Снаряд ОФ-3		Ракета С-8	
$\omega_{x_B}^{пн}$ , рад/с	$\omega_{y_B}^{пн}$ , рад/с	$\omega_{z_B}^{пн}$ , рад/с	$\Delta X$ , м	$\Delta Z$ , м	$\Delta X$ , м	$\Delta Z$ , м
1,0	0	0	-32,6	14,2	-252,2	37,5
0	1,0	0	4,2	0,0	27,7	-142,4
0	0	1,0	7,4	0,0	164,6	14,1
3. Влияние воздушного потока от НВ вертолета			-0,9	0,0	140,8	6,7

### Заключение

Представленная методика реализована в виде программного комплекса расчета траектории движения снарядов и ракет при стрельбе с подвижного носителя. Результаты моделирования могут быть использованы для исследования влияния различных факторов на точность стрельбы с подвижного носителя и разработки алгоритмов управления стрельбой.

### Библиографические ссылки

1. Вертолеты. Расчет и проектирование / М. Л. Миль и др. – Т. 1. Аэродинамика. – М. : Машиностроение, 1966. – 455 с.
2. Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н. Внешняя баллистика. – М. : Машиностроение, 2005. – 608 с.
3. Там же.
4. Королев С. А., Карсканов С. А. Математическое моделирование обтекания тела вращения сверхзвуковым потоком газа // Вестник Удмуртского университета. Серия

«Математика. Механика. Компьютерные науки». – 2014. – № 3. – С. 123–133.

5. Русяк И. Г., Карпов А. И., Королев С. А., Карсканов С. А. Расчет траектории движения снаряда в атмосфере с учетом гидродинамики его обтекания. // Вопросы оборонной техники. Серия 14. – 2015. – Вып. 2. – С. 130–141.

6. Там же.

7. Королев С. А., Зорина Е. К. Разработка методики учета возмущающих факторов при стрельбе с подвижного носителя // Сборник материалов IV Всероссийской научно-технической конференции аспирантов, магистрантов и молодых ученых с международным участием, Ижевск, 20–21 апреля 2016 г. – С. 50–56.

8. Вертолеты. Расчет и проектирование / М. Л. Миль и др. – Т. 1. Аэродинамика. – М. : Машиностроение, 1966. – 455 с.

9. Браверман А. С., Вайнтруб А. П. Динамика вертолета. Предельные режимы полета. – М. : Машиностроение, 1988. – 280 с.

10. Там же.

\*\*\*

S. A. Korolev, PhD (Physics and Mathematics), Kalashnikov ISTU  
I. G. Rusyak, DSc in Engineering, Professor, Kalashnikov ISTU  
V. G. Sufiyarov, PhD (Physics and Mathematics), Kalashnikov ISTU

### Method for Calculating the Trajectory of Projectiles and Rockets Shooting from Moving Carrier

The article is devoted to the research of factors affecting the accuracy of shooting from the moving carrier (helicopter): the influence of motion parameters of a movable carrier for the initial conditions of shooting, the effect of air flow created by the main rotor of the helicopter, in the initial part of the trajectory. The method for solving the trajectory problem of accounting the above-mentioned factors is presented. The results of influence of the considered factors on the trajectory of projectiles and rockets are given.

**Keywords:** External ballistics, trajectory, aerodynamic coefficients, moving carrier, initial conditions of shooting, helicopter rotor, induced velocity.

Получено: 25.10.16