

УДК 531.395+531.55

DOI 10.22213/2410-9304-2018-3-103-109

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОДВИЖНОГО НОСИТЕЛЯ НА КУЧНОСТЬ СТРЕЛЬБЫ

С. А. Королев, кандидат физико-математических наук, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия

И. Г. Русяк, доктор технических наук, профессор, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия

В. А. Тенев, доктор физико-математических наук, профессор, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия

А. В. Вагин, кандидат технических наук, ФКП «НИИ «Геодезия», Московская область, Красноармейск, Россия

М. Н. Белобородов, кандидат технических наук, ФКП «НИИ «Геодезия», Московская область, Красноармейск, Россия

В работе приводится математическая модель механической системы подвижного носителя, позволяющая учесть движение и вибрации вертолета, а также взаимное влияние системы «вертолет – вооружение». Механическая система «вертолет – вооружение» представляется в виде совокупности материальных точек: жесткая оболочка (корпус вертолета), подвижные материальные точки, приводящие к вибрациям (винты и турбины) и покидающие систему (снаряды и ракеты). Система уравнений движения в подвижной системе координат записывается в векторной форме относительно суммарного импульса и кинетического момента механической системы. Ориентация подвижной системы координат определяется с помощью направляющих косинусов. Для источников вибраций (винты и турбины) амплитуда и частота колебаний определяются на основе экспериментальных данных. Для материальных точек, соответствующих боеприпасам, характеристики движения определяются законами движения снаряда в стволе (ракеты по направляющей пусковой установки). Система дифференциальных уравнений движения решается численно методом Рунге – Кутты – Вернера 6-го порядка точности с контролем погрешности интегрирования. По результатам моделирования механической системы подвижного носителя рассчитываются начальные условия стрельбы в моменты выстрелов. Траектория движения снарядов и ракет рассчитывается на основе разработанной методики решения задачи внешней баллистики при стрельбе с подвижного носителя. Представлены результаты исследования разброса снарядов и ракет при стрельбе очередью в зависимости от параметров движения подвижного носителя и режима стрельбы.

Ключевые слова: подвижный носитель, механическая система, внешняя баллистика, траектория, стрельба очередью, рассеивание снарядов и ракет.

Введение

При стрельбе очередью с подвижного носителя (ПН) необходимо учитывать целый ряд динамических факторов, влияющих на кучность стрельбы: изменение линейных и угловых скоростей, углов ориентации, транспортные вибрации, создаваемые винтами и турбинами, а также возмущения, вызванные отстрелом боеприпасов [1, 2].

Математическая модель механической системы подвижного носителя

Механическую систему «вертолет – вооружение» представим в виде совокупности K материальных точек с массами $m_k, k = \overline{0, K}$. Рассматривается три типа материальных точек:

- 1) жесткая оболочка ($k = 0$) без подвижных частей (корпус вертолета);
- 2) подвижные материальные точки носителя ($k = \overline{1, K_1}$), движение которых приводит к вибрациям (винты и турбины);
- 3) подвижные материальные точки ($k = \overline{K_1 + 1, K}$), которые могут покидать систему

(снаряды и ракеты), где $K = K_1 + K_{sn} + K_{roc}$, K_{sn} – количество снарядов; K_{roc} – количество ракет.

Динамику механической системы рассмотрим в двух системах координат: неподвижная (инерциальная) система $(Oxyz)$ и подвижная $(O_1\xi\eta\zeta)$, жестко связанная с телом (рис. 1). Центр подвижной системы координат (точка O_1) совпадает с центром масс жесткой оболочки и имеет координаты в неподвижной системе координат \mathbf{r}_0 .

Обозначим радиус-вектор материальной точки в неподвижной системе координат $Oxyz$ через $\mathbf{r}_k = (x_k, y_k, z_k)^T$, а в подвижной системе координат $O_1\xi\eta\zeta$ через $\mathbf{p}_k = (\xi_k, \eta_k, \zeta_k)^T$.

Для вывода уравнений, описывающих перемещение точек механической системы, запишем кинетическую энергию рассматриваемой системы в виде [3]:

$$T = \frac{1}{2} \sum_{k=0}^K m_k \left(\frac{d\mathbf{r}_k}{dt} \cdot \frac{d\mathbf{r}_k}{dt} \right). \quad (1)$$

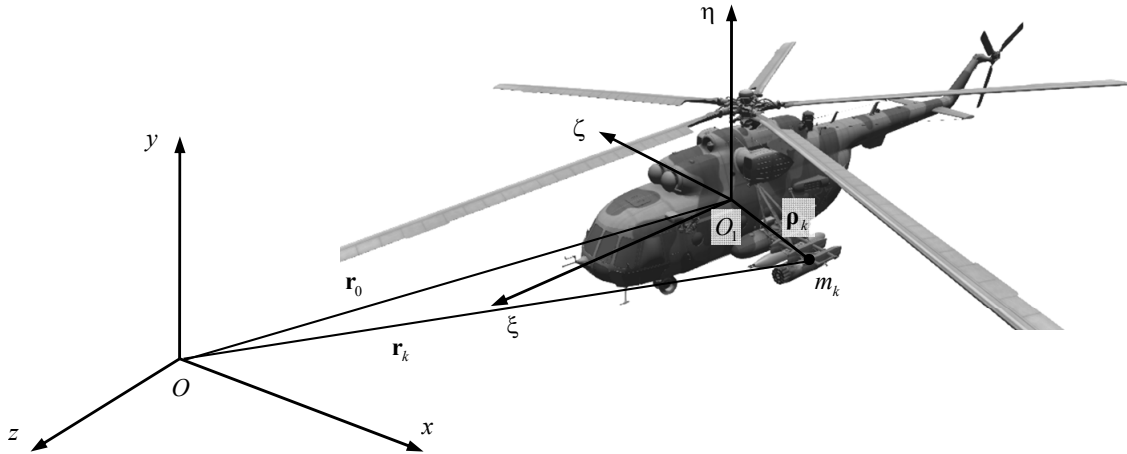


Рис. 1. Схема механической системы «вертолет – вооружение»

Скорость движения материальных точек в неподвижной системе координат определяется выражением:

$$\frac{d\mathbf{r}_k}{dt} = \mathbf{V} + \dot{\mathbf{r}}_k + [\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}_k], \quad (2)$$

где $\mathbf{V} = \frac{d\mathbf{r}_0}{dt}$ – скорость начала подвижной системы координат; $\boldsymbol{\omega}$ – угловая скорость вращения подвижной системы координат.

Импульс механической системы $\mathbf{P} = \frac{\partial T}{\partial \mathbf{V}}$ с учетом (1) и (2) вычисляется по формуле

$$\mathbf{P} = m\mathbf{V} + \sum_{k=1}^K m_k \dot{\mathbf{r}}_k + \sum_{k=1}^K m_k [\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}_k], \quad (3)$$

где $m = m_0 + \sum_{k=1}^K m_k$ – суммарная масса механической системы.

Кинетический момент системы определяется выражением $\mathbf{M} = \frac{\partial T}{\partial \boldsymbol{\omega}}$, откуда, с учетом (1) и (2), получим

$$\mathbf{M} = \mathbf{B}\boldsymbol{\omega} + \sum_{k=1}^K m_k [\boldsymbol{\rho}_k \times [\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}_k]] + \sum_{k=1}^K m_k [\boldsymbol{\rho}_k \times \dot{\mathbf{r}}_k] + \left[\sum_{k=1}^K m_k \boldsymbol{\rho}_k \times \mathbf{V} \right], \quad (4)$$

где $\mathbf{B} = \begin{pmatrix} J_\xi & -D_\zeta & -D_\eta \\ -D_\zeta & J_\eta & -D_\xi \\ -D_\eta & -D_\xi & J_\zeta \end{pmatrix}$ – матрица моментов

инерции жесткой оболочки; $J_\xi, J_\eta, J_\zeta, D_\xi, D_\eta,$

D_ζ – осевые и центробежные моменты инерции жесткой оболочки, вычисляемые по формулам

$$J_\xi = \int (\eta^2 + \zeta^2) dm, \quad D_\xi = \int \eta \zeta dm,$$

$$J_\eta = \int (\xi^2 + \zeta^2) dm, \quad D_\eta = \int \xi \zeta dm,$$

$$J_\zeta = \int (\eta^2 + \xi^2) dm, \quad D_\zeta = \int \xi \eta dm.$$

Поступательная \mathbf{V} и угловая $\boldsymbol{\omega}$ скорости подвижного носителя определяются из системы алгебраических уравнений

$$\mathbf{A}\mathbf{W} = \mathbf{b}, \quad (5)$$

где $\mathbf{W} = (\mathbf{V}, \boldsymbol{\omega})^T = (v_1, v_2, v_3, \omega_1, \omega_2, \omega_3)^T$. Матрица \mathbf{A} и вектор \mathbf{b} определяются в соответствии с выражениями (3), (4):

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \mathbf{A}_{11} & \mathbf{A}_{12} \\ \mathbf{A}_{12}^T & \mathbf{A}_{22} \end{pmatrix}, \quad \mathbf{b} = \begin{pmatrix} \mathbf{b}_1 \\ \mathbf{b}_2 \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{A}_{11} = \begin{pmatrix} m & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 \\ 0 & 0 & m \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{A}_{12} = \begin{pmatrix} 0 & \sum_{k=1}^K m_k \zeta_k & -\sum_{k=1}^K m_k \eta_k \\ -\sum_{k=1}^K m_k \zeta_k & 0 & \sum_{k=1}^K m_k \xi_k \\ \sum_{k=1}^K m_k \eta_k & -\sum_{k=1}^K m_k \xi_k & 0 \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{A}_{22} = \begin{pmatrix} J_{\xi} + \sum_{k=1}^K m_k (\eta_k^2 + \zeta_k^2) & -D_{\zeta} - \sum_{k=1}^K m_k \xi_k \eta_k & -D_{\eta} - \sum_{k=1}^K m_k \xi_k \zeta_k \\ -D_{\zeta} - \sum_{k=1}^K m_k \xi_k \eta_k & J_{\eta} + \sum_{k=1}^K m_k (\xi_k^2 + \zeta_k^2) & -D_{\xi} - \sum_{k=1}^K m_k \eta_k \zeta_k \\ -D_{\eta} - \sum_{k=1}^K m_k \xi_k \zeta_k & -D_{\xi} - \sum_{k=1}^K m_k \eta_k \zeta_k & J_{\zeta} + \sum_{k=1}^K m_k (\xi_k^2 + \eta_k^2) \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{b}_1 = \begin{pmatrix} P_1 - \sum_{k=1}^K m_k \dot{\xi}_k \\ P_2 - \sum_{k=1}^K m_k \dot{\eta}_k \\ P_3 - \sum_{k=1}^K m_k \dot{\zeta}_k \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{b}_2 = \begin{pmatrix} M_1 - \sum_{k=1}^K m_k (\eta_k \dot{\zeta}_k - \dot{\eta}_k \zeta_k) \\ M_2 + \sum_{k=1}^K m_k (\xi_k \dot{\zeta}_k - \dot{\xi}_k \zeta_k) \\ M_3 - \sum_{k=1}^K m_k (\xi_k \dot{\eta}_k - \dot{\xi}_k \eta_k) \end{pmatrix}.$$

Для определения положения начала подвижной системы координат $O_1 = (x_0, y_0, z_0)$ и углов ориентации вертолета решается система уравнений [4]:

$$\begin{aligned} \frac{dx_0}{dt} &= (\mathbf{V}, \boldsymbol{\alpha}), \quad \frac{dy_0}{dt} = (\mathbf{V}, \boldsymbol{\beta}), \quad \frac{dz_0}{dt} = (\mathbf{V}, \boldsymbol{\gamma}), \\ \frac{d\boldsymbol{\alpha}}{dt} &= [\boldsymbol{\alpha} \times \boldsymbol{\omega}], \quad \frac{d\boldsymbol{\beta}}{dt} = [\boldsymbol{\beta} \times \boldsymbol{\omega}], \quad \frac{d\boldsymbol{\gamma}}{dt} = [\boldsymbol{\gamma} \times \boldsymbol{\omega}], \end{aligned} \quad (6)$$

где $\boldsymbol{\alpha} = \begin{pmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \alpha_3 \end{pmatrix}, \boldsymbol{\beta} = \begin{pmatrix} \beta_1 \\ \beta_2 \\ \beta_3 \end{pmatrix}, \boldsymbol{\gamma} = \begin{pmatrix} \gamma_1 \\ \gamma_2 \\ \gamma_3 \end{pmatrix}$ – направляющие косинусы, образующие матрицу перехода

$\mathbf{Q} = (\boldsymbol{\alpha}, \boldsymbol{\beta}, \boldsymbol{\gamma})$ от неподвижной системы координат $Oxyz$ к подвижной $O_1\xi\eta\zeta$.

Уравнения изменения импульса и момента в подвижной системе координат записываются в виде

$$\frac{d\mathbf{P}}{dt} + [\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{P}] = \mathbf{Q}\mathbf{F}_0, \quad (7)$$

$$\frac{d\mathbf{M}}{dt} + [\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{M}] + [\mathbf{V} \times \mathbf{P}] = \mathbf{M}_0, \quad (8)$$

где $\mathbf{F}_0, \mathbf{M}_0$ – внешняя сила и момент, действующие на механическую систему.

На рассматриваемую механическую систему действуют сила тяжести, сила сопротивления и

сила тяги вертолета. Будем считать, что в начальный момент времени сила тяги уравновешивает силу тяжести и силу сопротивления, то есть вертолет находится в режиме зависания либо движется с постоянной скоростью. На каждую подвижную точку действует сила тяжести $\mathbf{F}_k = (0, -m_k g, 0)^T$. Поскольку для внутренних точек $\sum_{k=1}^{K(t)} \mathbf{F}_k \neq 0$ результирующая сила, приложенная к жесткой оболочке, в неподвижной системе координат равна

$$\mathbf{F}_0 = \left(0, \sum_{k=K(t)}^K m_k g, 0 \right)^T,$$

где $K(t)$ – число материальных точек в системе, которое изменяется со временем при отстреле боеприпасов.

Момент внешних сил, действующих на механическую систему, определяется по формуле

$$\mathbf{M}_0 = \left[\sum_{k=0}^{K(t)} \mathbf{r}_k \times \mathbf{Q}\mathbf{F}_k \right].$$

Начальные условия для системы дифференциальных уравнений (7)–(8) определяются из соотношений (3), (4) для начальных координат и скоростей точек механической системы при $t = 0$.

Начальные условия для векторов $\boldsymbol{\alpha}, \boldsymbol{\beta}, \boldsymbol{\gamma}$ находятся через углы, определяющие положение вертолета в пространстве: φ – угол крена; ψ – угол рыскания; θ – угол тангажа:

$$\mathbf{Q}^T = (\boldsymbol{\alpha}, \boldsymbol{\beta}, \boldsymbol{\gamma})^T = \mathbf{G}(\varphi, \psi, \theta) = \mathbf{G}_2(\psi)\mathbf{G}_3(\theta)\mathbf{G}_1(\varphi),$$

где $\mathbf{G}_1(\varphi), \mathbf{G}_2(\psi), \mathbf{G}_3(\theta)$ – матрицы поворота на углы φ, ψ, θ соответственно [5].

Углы φ, ψ, θ в процессе расчета выражаются через направляющие косинусы по следующим формулам:

$$\varphi = -\frac{\arcsin \beta_3}{\sqrt{1 - \beta_1^2}}, \quad \psi = -\frac{\arcsin \gamma_1}{\sqrt{1 - \beta_1^2}}, \quad \theta = \arcsin \beta_1. \quad (9)$$

Для источников вибраций (винты и турбины) характеристики $\mathbf{p}_k(t)$, $\dot{\mathbf{p}}_k(t)$, $k = \overline{1, K_1}$ задаются в виде

$$\mathbf{p}_k(t) = \mathbf{p}_k(0) + \mathbf{L}_k \sin(2\pi\Omega_k t),$$

$$\dot{\mathbf{p}}_k(t) = \mathbf{L}_k 2\pi\Omega_k \cos(2\pi\Omega_k t),$$

где \mathbf{L}_k – вектор амплитуд вибраций и Ω_k – вектор частот колебаний, определяемые на основе экспериментальных амплитудно-частотных показателей вибрации в различных точках жесткой оболочки.

Для материальных точек, соответствующих боеприпасам, характеристики $\mathbf{p}_k(t)$, $\dot{\mathbf{p}}_k(t)$, $k = \overline{K_1 + 1, K}$ определяются законами движения снаряда в стволе при выстреле и движения ракеты по направляющей пусковой установки при пуске.

Система дифференциальных уравнений движения (6)–(8) решается численно методом Рунге – Кутты – Вернера 6-го порядка точности с контролем погрешности интегрирования [6]. Алгебраическая система (5) решается на каждой итерации по времени путем обращения матрицы \mathbf{A} .

Расчет начальных условий стрельбы с подвижного носителя¹

По результатам моделирования механической системы подвижного носителя рассчитываются начальные условия стрельбы в моменты выстрелов t_k^0 , $k = \overline{K_1 + 1, K}$.

Траектория движения снаряда строится в неподвижной стартовой системе координат $O_c x_c y_c z_c$, связанной с центром масс снаряда в момент выстрела $\mathbf{r}_k^0 = \mathbf{r}_k(t_k^0)$, где ось x_c направлена по дирекционному углу стрельбы $\alpha_{ц}$ в горизонтальной плоскости, ось y_c направлена вертикально, ось z_c образует правую тройку векторов [7]. Начальная скорость снаряда в стартовой системе координат определяется из соотношения (2):

$$\mathbf{V}_k^0 = \frac{d\mathbf{r}_k(t_k^0)}{dt} = (V_{xk}^0, V_{yk}^0, V_{zk}^0)^T,$$

где $V_{xk}^0, V_{yk}^0, V_{zk}^0$ – проекции вектора скорости на координатные оси x_c, y_c, z_c для k -го снаряда в момент выстрела.

В качестве начальных условий решения задачи внешней баллистики задаются модуль век-

тора начальной скорости снаряда с учетом движения ПН:

$$V_k^0 = \sqrt{(V_{xk}^0)^2 + (V_{yk}^0)^2 + (V_{zk}^0)^2} \quad (10)$$

и начальные значения угла наклона траектории θ и угла направления стрельбы ψ :

$$\theta_k^0 = \arctan\left(\frac{V_{yk}^0}{V_{xk}^0}\right), \quad \psi_k^0 = \arctan\left(\frac{V_{zk}^0}{V_{xk}^0}\right). \quad (11)$$

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

$$\delta_{1k}^0 = \psi_k^{\text{ПН}} - \psi_k^0, \quad \delta_{2k}^0 = \theta_k^{\text{ПН}} - \theta_k^0, \quad (12)$$

где $\psi_k^{\text{ПН}} = \psi(t_k^0)$, $\theta_k^{\text{ПН}} = \theta(t_k^0)$ – углы ориентации ПН в пространстве в моменты выстрелов (считаем, что направление орудия или пусковой установки совпадает с направлением продольной оси ПН), определяемые соотношениями (9).

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

$$\omega_{1k}^0 = \omega_y^{\text{ПН}}(t_k^0), \quad \omega_{2k}^0 = \omega_z^{\text{ПН}}(t_k^0). \quad (13)$$

Траектория движения снарядов и ракет рассчитывается на основе методики решения задачи внешней баллистики при стрельбе с подвижного носителя, представленной в работах [8–11], при начальных условиях, определяемых соотношениями (10)–(13).

Результаты исследования влияния подвижного носителя на кучность стрельбы

В качестве подвижного носителя рассмотрим военно-транспортный вертолет Ми-8 с вооружением:

– авиационная пушка калибра 23 мм с осколочно-фугасно-зажигательным снарядом ОФЗ (интервал между выстрелами $\tau_c = 0,02$ с, масса снаряда $m_c = 0,18$ кг, начальная скорость $V_{c0} = 740$ м/с);

– пусковой блок неуправляемых авиационных ракет С-8 калибра 80 мм (интервал между пусками $\tau_p = 0,05$ с, масса ракеты $m_p = 16,3$ кг, начальная скорость $V_{p0} = 42$ м/с).

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

При исследовании влияния параметров движения подвижного носителя на траекторию снарядов и ракет рассматривались различные режимы стрельбы (таблица). Горизонтальная скорость движения вертолета изменялась в диапазоне $V_{\text{пн}} = 50 \div 250$ км/ч. Средняя дальность стрельбы составляет 3000 м.

Режимы стрельбы с подвижного носителя

№	Режим стрельбы	Кол-во снарядов (ракет)	Время очереди, Δt , с
1	Стрельба из 2 пушек параллельно с каждого борта	20–100	0,2–1,0
2	Пуски из 2 блоков ракет поочередно с каждого борта	10–40	0,25–1,0
3	Стрельба из пушки с левого борта	10–50	0,2–1,0
4	Пуски из блока ракет с левого борта	5–20	0,25–1,0

На рис. 2, 3 представлены результаты моделирования для рассматриваемых режимов стрельбы при скорости движения вертолета 100 км/ч. На рис. 2 представлены максимальные отклонения точек падения снарядов и ракет в очереди по дальности ΔX при стрельбе с двух бортов (см. таблицу, режимы стрельбы 1, 2). На рис. 3 представлены максимальные отклонения точек падения снарядов и ракет в очереди по боковой координате ΔZ при стрельбе с одного борта (см. таблицу, режимы стрельбы 3, 4).

Из приведенных данных видно, что отклонение снарядов в очереди от точки прицеливания происходит в сторону уменьшения дальности (см. рис. 2). Это объясняется тем, что при стрельбе из пушек за счет отдачи угол тангажа вертолета отклоняется в отрицательную сторону, следовательно, его продольная ось наклоняется вниз. При пусках ракет наблюдается обратная картина. За счет изменения суммарного импульса системы «вертолет – оружие» угол тангажа вертолета отклоняется в положительную сторону, при этом продольная ось наклоняется вверх. Поэтому отклонение ракет в очереди от точки прицеливания происходит в сторону увеличения дальности. Аналогично, при стрельбе с одного борта отклонение снарядов и ракет по боковой координате происходит в разные стороны (см. рис. 3). С увеличением длины очереди разброс точек падения снарядов и ракет прогрессивно возрастает.

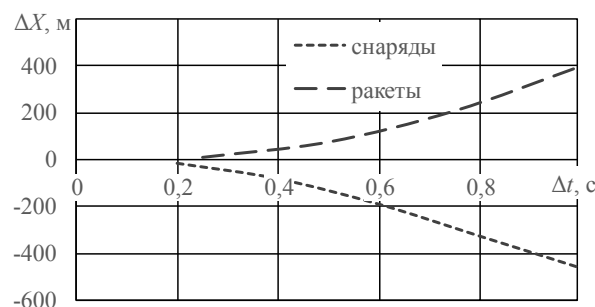


Рис. 2. Зависимость максимального отклонения точек падения снарядов и ракет в очереди по дальности ΔX от времени очереди Δt (режимы стрельбы 1, 2)

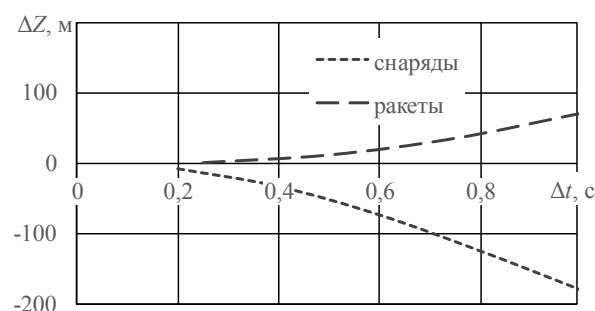


Рис. 3. Зависимость максимального отклонения точек падения снарядов и ракет в очереди по боковой координате ΔZ от времени очереди Δt (режимы стрельбы 3, 4)

На рис. 4 представлены максимальные отклонения точек падения снарядов и ракет в очереди по дальности ΔX в зависимости от скорости движения подвижного носителя. Стрельба производится с двух бортов (режимы стрельбы 1, 2), количество снарядов в очереди – 50, количество ракет – 20.

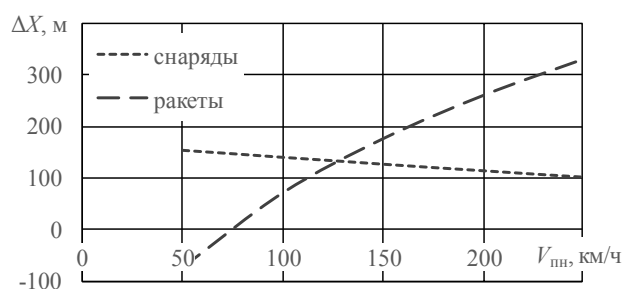


Рис. 4. Зависимость максимального отклонения точек падения снарядов и ракет в очереди по дальности ΔX от скорости подвижного носителя $V_{\text{пн}}$

Из приведенных графиков видно, что при увеличении скорости подвижного носителя разброс снарядов по дальности уменьшается. Это связано с увеличением суммарной скорости снаряда, что частично компенсирует отклонение оси вертолета вниз. На разброс ракет по дальности влияют два фактора: импульс отдачи при

пуске и изменение суммарного импульса системы «вертолет – вооружение» при разгрузке пусковых блоков. Для скоростей движения вертолета менее 75 км/ч за счет отдачи отклонение очереди ракет происходит в сторону уменьшения дальности. Для более высоких скоростей полета превалирующим фактором является изменение суммарного импульса системы, и отклонение очереди ракет происходит в сторону увеличения дальности стрельбы.

Заключение

Анализ результатов расчетов указывает на существенное и разнонаправленное влияние динамики подвижного носителя на кучность стрельбы снарядами и ракетами. Разработанная методика моделирования процесса стрельбы с подвижного носителя может быть использована для исследования влияния динамических характеристик подвижного носителя на точность и кучность стрельбы и разработки алгоритмов управления стрельбой.

Библиографические ссылки

1. Вертолеты. Расчет и проектирование. Т. 1. Аэродинамика / М. Л. Миль и др. М. : Машиностроение, 1966. 455 с.
2. Браверман А. С., Вайнтруб А. П. Динамика вертолета. Предельные режимы полета. М. : Машиностроение, 1988. 280 с.
3. Козлов В. В., Рамоданов С. М. О движении изменяемого тела в идеальной жидкости // ПММ. 2001. Т. 65, вып. 4. С. 592–601.
4. Tenenev V. A., Korolev S. A., Rusyak I. G. Numerical Simulation of Rotating Body Movement in Medium with Various Densities // AIP Conference Proceedings 18. Ser. "International Conference on the Methods of Aerophysical Research, ICMAR 2016. 2016. С. 030073. DOI: 10.1063/1.4964015.
5. ГОСТ 20058–80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. М. : Издательство стандартов, 1981. 52 с.
6. Hairer E., Norsett S. P., Wanner G. Solving Ordinary Differential Equations. – Berlin: Springer-Verlag, 1991. Vol. 1. 528 p.
7. Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н. Внешняя баллистика. М. : Машиностроение, 2005. 608 с.
8. 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.
9. Королев С. А., Липанов А. М., Русяк И. Г. К вопросу о точности решения прямой задачи внешней баллистики // Вестник Томского гос. ун-та. Математика и механика. 2017. № 47. С. 63–74.

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

11. Королев С. А., Карсканов С. А. Математическое моделирование обтекания тела вращения сверхзвуковым потоком газа // Вестник Удмуртского университета. Математика. Механика. Компьютерные науки. 2014. № 3. С. 123–133.

References

1. Mil' M. L. i dr. *Vertolety. Raschet i proektirovanie* [Helicopters. Calculation and design]. Vol. 1. Aerodinamika. Moscow : Mashinostroenie Publ., 1966. 455 p. (in Russ.).
2. Braverman A. S., Vaintrub A. P. *Dinamika vertolety. Predel'nye rezhimy poleta* [Dynamics of the helicopter. Flight limits]. Moscow : Mashinostroenie Publ., 1988. 280 p. (in Russ.).
3. Kozlov V. V., Ramodanov S. M. [On the motion of a variable body in an ideal fluid] [Proc. PMM], 2001, vol. 65, iss. 4, pp. 592-601 (in Russ.).
4. Tenenev V. A., Korolev S. A., Rusyak I. G. Numerical Simulation of Rotating Body Movement in Medium with Various Densities, in AIP Conference Proceedings 18. Ser. "International Conference on the Methods of Aerophysical Research, ICMAR 2016. 2016. С. 030073. DOI: 10.1063/1.4964015.
5. *Dinamika letatel'nykh apparatov v atmosfere*, GOST 20058-80 (Dynamics of aircraft in the atmosphere). Moscow, Izdatel'stvo standartov, 1981. 52 p. (in Russ.).
6. Hairer E., Norsett S. P., Wanner G. Solving Ordinary Differential Equations. Berlin: Springer-Verlag, 1991. Vol. 1. 528 p.
7. Dmitrievskii A. A., Lysenko L. N. *Vneshnyaya ballistika* [External ballistics]. Moscow : Mashinostroenie Publ., 2005. 608 p. (in Russ.).
8. Korolev S. A., Rusyak I. G., Sufiyonov V. G. [Method for calculating the trajectories of projectiles and missiles during firing from a mobile carrier]. *Intellektual'nye sistemy v proizvodstve*, 2016, no. 4 (31), pp. 13-18 (in Russ.).
9. Korolev S. A., Lipanov A. M., Rusyak I. G. [On the accuracy of the solution of the direct problem of external ballistics]. *Vestnik Tomskogo gos. un-ta. Matematika i mekhanika*, 2017, no. 47, pp. 63-74 (in Russ.).
10. Rusyak I. G., Karpov A. I., Korolev S. A., Karskanov S. A. [Calculation of the trajectory of the projectile in the atmosphere, taking into account the hydrodynamics of its flow past]. *Voprosy oboronnoi tekhniki*, 2015, vol. 14, iss. 2, pp. 130-141 (in Russ.).
11. Korolev S. A., Karskanov S. A. [Mathematical modeling of flow past a body of revolution by supersonic gas flow]. *Vestnik Udmurtskogo universiteta. Matematika. Mekhanika. Komp'yuternye nauki*, 2014, no. 3, pp. 123-133 (in Russ.).

Investigating the Influence of Dynamic Characteristics of a Moving Carrier on the Accuracy of Shooting*S. A. Korolev*, PhD (Physics and Mathematics), Kalashnikov ISTU*I. G. Rusyak*, DSc in Engineering, Professor, Kalashnikov ISTU*V. A. Tenenev*, DSc (Physics and Mathematics), Kalashnikov ISTU*A. V. Vagin*, PhD in Engineering, FTE "SII Geodeziya", Moscow region, Krasnoarmeisk, Russia*M. N. Beloborodov*, PhD in Engineering, FTE "SII Geodeziya", Moscow region, Krasnoarmeisk, Russia

The paper presents a mathematical model of the mechanical system of a moving carrier, allowing to take into account the motion and vibrations of a helicopter, as well as the mutual influence of the "helicopter-armament" system. The mechanical system "helicopter-armament" is represented in the form of a set of material points: rigid shell (helicopter body), moving material points, leading to vibrations (rotors and turbines) and leaving the system (projectiles and rockets). The system of equations of motion in a moving coordinate system is written in vector form relative to the total momentum and kinetic moment of the mechanical system. The orientation of the moving coordinate system is determined using the direction cosines. For vibration sources (rotors and turbines), the amplitude and frequency of oscillations are determined on the basis of experimental data. For material points corresponding to ammunition, the characteristics of the movement are determined by the laws of the projectile's movement in the barrel (rockets along the directional launcher). The system of differential equations of motion is solved numerically by the Runge-Kutta-Werner method of the sixth order of accuracy with control of the integration error. Based on the simulation results of the mechanical system, the initial conditions for shooting at the moments of shots are calculated. The trajectory of the movement of projectiles and rockets is calculated on the basis of the developed method for solving the problem of external ballistics. The results of study of the disperse of projectiles and rockets during the firing a burst are presented depending on parameters of carrier motion and the shooting regime.

Keywords: moving carrier, mechanical system, external ballistics, trajectory, shooting a burst, dispersion of projectiles and rockets.

Получено: 19.06.18