



УДК 623.5
ГРНТИ 78.21.47

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА АКТИВНОЙ ЗАЩИТЫ САМОЛЕТА С ЗАДНЕЙ ПОЛУСФЕРЫ ОТ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ ЗЕНИТНО-РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ ПЕРЕХВАТА

*А.А. ДОНЦОВ, доктор технических наук, доцент
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г.Воронеж)
А.А. БЕЛИЧУК, кандидат технических наук
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г.Воронеж)
А.Д. ПАШКО, кандидат технических наук
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г.Воронеж)*

Разработана математическая модель процесса активной защиты самолета с задней полусферы, оснащенного устройством выброса боеприпасов осколочного действия, от управляемых ракет с оптико-электронными системами наведения. В ходе моделирования учтены особенности пространственного движения отстреливаемого боеприпаса. Модель позволяет реализовать возможность детального учета ошибок работы информационных средств и исполнительных устройств бортового комплекса обороны. Получены зависимости вероятности непоражения самолета от ракурса атаки ракеты.

Ключевые слова: управляемая ракета, защитный боеприпас, устройство выброса, огневое воздействие, вероятность непоражения.

SIMULATION OF THE AIRCRAFT ACTIVE PROTECTION PROCESS FROM THE AFT HEMISPHERE FROM ANTI-AIRCRAFT INTERCEPTION SYSTEMS GUIDED MISSILES

*A.A. DONTSOV, Doctor of Technical sciences, Associate Professor
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)
A.A. BELICHUK, Candidate of Technical sciences
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)
A.D. PASHKO, Candidate of Technical sciences
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)*

A mathematical model of the aircraft active protection process from the aft hemisphere with a device for ejecting fragmentation ammunition from guided missiles with optoelectronic guidance systems has been developed. During the simulation, the features of the spatial movement of the fired ammunition are taken into account. The model allows you to implement the possibility of detailed accounting of errors in the operation of information tools and executive devices of the onboard defense complex. The dependences of the non-destruction probability the aircraft from the angle of the missile attack are obtained.

Keywords: guided missile, protective ammunition, ejection device, fire impact, probability of non-destruction.

Введение. Защита самолета от высокоточного оружия (ВТО) с оптико-электронными системами наведения относится к ряду важнейших задач обеспечения боевой живучести. В результате проведенного анализа современных управляемых ракет (УР) авиационных и зенитно-ракетных комплексов (ЗРК) перехвата противника, а также средств защиты самолета от них можно прийти к выводу, что появление УР с оптическими головками самонаведения (ОГС)



матричного типа, работающих в инфракрасном (ИК) и ультрафиолетовом (УФ) диапазонах длин волн с возможностью применения цифровой обработки сигнала и различных схем помехозащиты привело к тому, что даже серийно-залповый отстрел ложных тепловых целей не позволяет обеспечить защиту самолета на требуемом уровне.

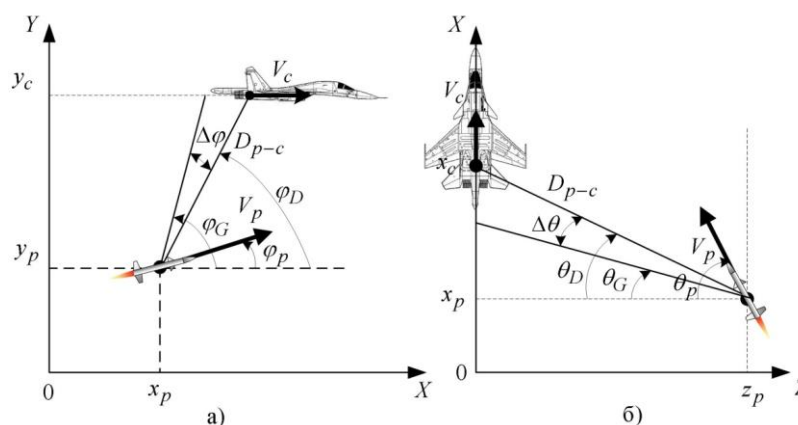
Актуальность. Из вышесказанного следует, что возникла необходимость совершенствования бортового комплекса обороны (БКО) самолета за счет включения в его состав альтернативных систем, независимых от типа ОГС. Современный уровень развития техники позволяет обеспечить создание системы активной защиты, реализующей принцип огневого воздействия на атакующие УР в результате направленного отстрела защитных боеприпасов (ЗБ) осколочного действия. Она должна включать в себя такие подсистемы, как информационная, анализа и управления и исполнительная. Факт пуска УР и ее сопровождение осуществляется ИК обнаружителями и оптико-локационной станцией (ОЛС), совмещенной с лазерным дальномером, информационной подсистемы. На основе параметров движения ракеты и самолета, подсистема анализа и управления формирует условия успешного отстрела ЗБ, а именно производится расчет времени отстрела и времени подрыва. Исполнительная подсистема должна обеспечить управление наводкой устройства выброса и управление отстрелом ЗБ. В результате подрыва ЗБ образуется облако осколков в расчетной точке пространства, попадая в которое, УР получает повреждения ОГС и других отсеков, приводящие к срыву ее наведения или уничтожению. Задача разработки математического аппарата, позволяющего оценить уровень защищенности самолета от ВТО с ОГС, оснащенного системой активной защиты, является актуальной.

Цель статьи – разработка математической модели процесса активной защиты самолета с задней полусферы от УР ЗРК перехвата с ОГС.

Движение УР и самолета рассматривается в проекциях на горизонтальную XOZ и вертикальную XOY плоскости системы координат $OXYZ$ (рисунок 1). Самолет движется прямолинейно со скоростью V_c параллельно оси OX на высоте y_c . Ракета наводится на самолет со скоростью V_p . Текущая дальность между ракетой и самолетом определяется выражением:

$$D_{p-c} = \sqrt{(x_p - x_c)^2 + (y_p - y_c)^2 + z_p^2}, \quad (1)$$

где x_p, y_p, z_p – координаты ракеты, x_c, y_c – координаты самолета ($z_c=0$), причем $x_c = V_c t$, где t – время моделирования.



а) проекция на вертикальную плоскость; б) проекция на горизонтальную плоскость

Рисунок 1 – Система координат движения ракеты и самолета



Тогда в соответствии с принятой пространственной схемой взаимного положения ракеты и цели, ориентация ОГС ракеты в горизонтальной и вертикальной плоскостях определяется значениями углов θ_G и φ_G , углы атаки УР составляют θ_p и φ_p , углы наклона линии дальности «ракета-цель» равны θ_D и φ_D , а сигналы рассогласования по азимуту и углу места равны $\Delta\theta$ и $\Delta\varphi$ [1].

Математическая модель основана на циклическом расчете траектории движения самолета, УР и ЗБ, отстреливаемого с помощью устройства выброса, с шагом временной дискретизации Δt , построена по блочному принципу и содержит:

- блок динамики движения самолета;
- блок динамики движения УР;
- блок работы ОЛС самолета;
- блок работы устройства выброса;
- блок движения ЗБ;
- блок управления стрельбой ЗБ.

Обобщенная структурная схема математической модели представлена на рисунке 2.

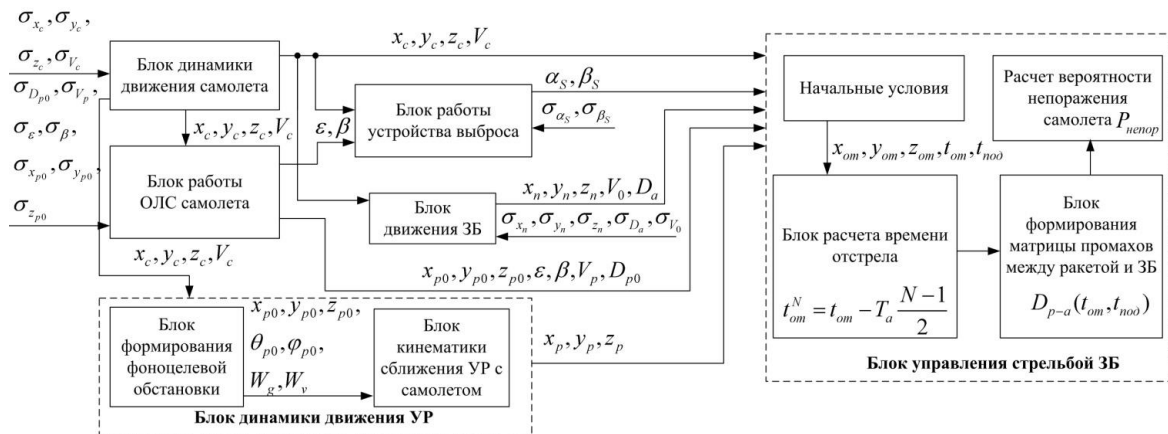


Рисунок 2 – Обобщенная структурная схема математической модели процесса активной защиты самолета с задней полусферы от УР с ОГС

На вход блока динамики движения самолета поступают параметры СКО ошибок определения координат самолета навигационной аппаратурой σ_{x_c} , σ_{y_c} , σ_{z_c} и его скорости σ_{V_c} . На выходе блока динамики движения самолета формируются пространственные координаты самолета x_c , y_c , z_c , его скорость V_c , которые поступают на вход блока движения ЗБ, в блок управления стрельбой ЗБ, в блок работы устройства выброса, в блок динамики движения УР, а именно, в блок формирования фоноцелевой обстановки, и в блок работы ОЛС самолета.

На вход блока работы ОЛС самолета поступают параметры СКО ошибок определения координат УР $\sigma_{x_{p0}}$, $\sigma_{y_{p0}}$, $\sigma_{z_{p0}}$, дальности до УР $\sigma_{D_{p0}}$ и углов азимута и места пеленгации УР $\sigma_\varepsilon, \sigma_\beta$. На выходе блока работы ОЛС самолета формируются координаты УР x_{p0} , y_{p0} , z_{p0} , дальность до УР D_{p0} , скорость УР V_p , углы пеленгования УР в вертикальной и горизонтальной плоскости ε , β . Все эти параметры поступают на вход блока управления стрельбой ЗБ.

На выходе блока динамики движения УР формируются координаты ракеты x_p , y_p , z_p , которые поступают на вход блока управления стрельбой ЗБ для расчета параметров отстрела.



На вход блока движения ЗБ поступают параметры СКО ошибок определения координат точки подрыва ЗБ $\sigma_{x_n}, \sigma_{y_n}, \sigma_{z_n}$, СКО ошибок определения начальной скорости отстрела ЗБ σ_{V_0} , СКО ошибок определения дальности отстрела ЗБ σ_{D_a} . На выходе блока движения ЗБ формируются координаты точки подрыва ЗБ x_n, y_n, z_n , дальность отстрела ЗБ D_a и начальная скорость отстрела ЗБ V_0 , которые поступают на вход блока управления стрельбой ЗБ.

В блоке управления стрельбой ЗБ на основе информации, поступившей от других блоков, производится определение параметров траектории УР, расчет углов наклона траектории УР, расчет времени отстрела t_{om} и времени подрыва t_{nod} каждого ЗБ, определение координат начала отстрела ЗБ x_{om}, y_{om}, z_{om} . В блоке расчета времени отстрела рассчитывается время начала отстрела каждого ЗБ t_{om}^N и время подрыва каждого ЗБ t_{nod}^N в зависимости от количества ЗБ N и заданного интервала отстрела ЗБ в залпе T_a .

В блоке формирования матрицы промахов производится оценка текущих промахов между ракетой и точкой подрыва ЗБ D_{p-a} при различных значениях времени начала отстрела и подрыва ЗБ t_{om}, t_{nod} . Из всех значений матрицы выбираются значения, подходящие по критерию минимального промаха $D_{p-a} \leq R_n$ для последующего расчета вероятности непоражения самолета.

Описание блока динамики движения самолета.

Математическая модель динамики движения самолета содержит дифференциальные уравнения, связывающие переменные, которые являются параметрами движения самолета в пространстве. Подробное описание уравнений движения самолета изложены в [2, 3].

Выходными величинами модели являются параметры, характеризующие фактическое положение самолета в пространстве (величина и направление вектора скорости, координаты самолета и т.д.).

Описание блока динамики движения управляемой ракеты.

Математическая модель наведения УР представляет собой совокупность дифференциальных уравнений и алгебраических зависимостей, описывающих наведение ракеты на самолет [4].

Блок формирования фоноцелевой обстановки обеспечивает расчет текущих координат воздушной цели x_c, y_c и координат точки прицеливания ОГС ракеты в соответствии с выражениями:

$$\begin{aligned} x_p &= x_p + D_{p-c} \cos \varphi_G \cos(\pi / 2 - \theta_G); \\ y_p &= y_p + D_{p-c} \cos \varphi_G \sin(\pi / 2 - \theta_G); \\ z_p &= z_p + D_{p-c} \sin \varphi_G, \end{aligned} \quad (2)$$

где x_p, y_p, z_p – координаты УР, D_{p-c} – дальность «ракета-самолет», θ_G, φ_G – углы ориентации ОГС УР в горизонтальной и вертикальной плоскостях соответственно.

Далее рассчитываются углы наклона линии дальности между ракетой и самолетом по азимуту и углу места:

$$\theta_D = \arctg\left(\frac{x_c - x_p}{z_p}\right); \quad \varphi_D = \arctg\left(\frac{y_c - y_p}{x_c - x_p}\right). \quad (3)$$



Передаточная функция ракеты с автопилотом представлена колебательным звеном [5]. Выбор постоянных времени передаточной функции корректирующего фильтра контура самонаведения должен выполняться при отладке модели исходя из условия минимизации статистических характеристик промаха [6].

Структурная схема блока кинематики сближения ракеты с самолетом представлена на рисунке 3, где θ_{p0} , φ_{p0} – начальные значения углов атаки ракеты; x_{p0} , y_{p0} , z_{p0} – начальные координаты ракеты; V_p – скорость ракеты.

На вход блока кинематики сближения ракеты с целью поступают составляющие боковой перегрузки ракеты по горизонтальной и вертикальной плоскостям W_g , W_v .

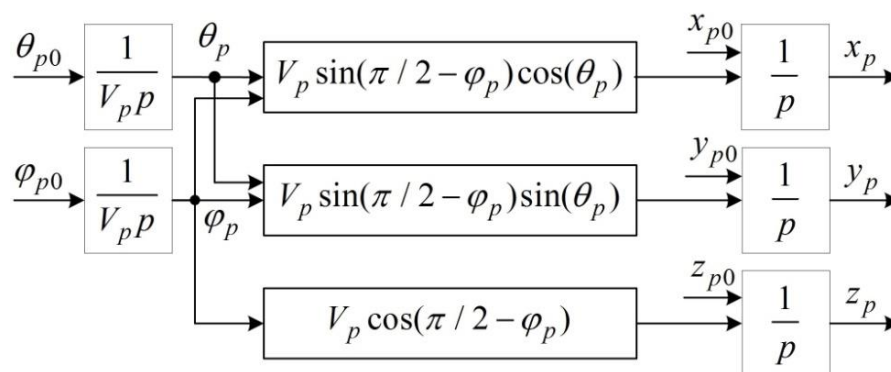


Рисунок 3 – Структурная схема модели кинематики сближения УР с самолетом

Описание блока движения защитного боеприпаса.

С учетом допущений векторное уравнение движения ЗБ представлено в виде [7]:

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = -E\bar{V} + \bar{g} + \frac{\bar{T}_D}{m}, \quad (4)$$

где $E = c \frac{\pi \rho_{N0}}{8000} H_N(h) V c_{x3}(M)$ – функция сопротивления, \bar{T}_D – тяга двигателя, m – текущая масса ЗБ.

$$T_D = \begin{cases} u_e |\dot{m}| & \text{при } t < t_k; \\ 0 & \text{при } t \geq t_k; \end{cases}$$

$$m = \begin{cases} m_0 - |\dot{m}|t & \text{при } t < t_k; \\ m_k = m_0 - |\dot{m}|t & \text{при } t \geq t_k; \end{cases}; \quad (5)$$

$$|\dot{m}| = \frac{m_T}{t_k}; \quad m_T = m_0 - m_k,$$

где t_k – продолжительность активного участка, m_T – масса топлива ЗБ.

В данном уравнении баллистический коэффициент c ЗБ из-за изменения его массы также изменяется. С целью уменьшения числа переменных дифференциального уравнения и упрощения процесса его численного интегрирования перейдем к постоянному баллистическому коэффициенту:



$$c = \frac{id^2}{m} 10^3 = \frac{id^2}{m} 10^3 \frac{m_k}{m_k} = \frac{id^2}{m_k} 10^3 \frac{m_k}{m}, \quad (6)$$

где $i = \frac{c_{x0}(M = M_N)}{c_{x3}(M = M_N)}$ – коэффициент формы ЗБ.

Эталонное значение коэффициента лобового сопротивления c_{x3} определяется выражением:

$$c_{x3}(M) = a_j + b_j M + c_j M^2. \quad (7)$$

Что позволило получить значение баллистического коэффициента ЗБ на пассивном участке согласно формуле:

$$c_k = \frac{id^2}{m_k} 10^3, \quad (8)$$

и выражая с его помощью текущее значение баллистического коэффициента на активном участке:

$$c = c_k \frac{m_k}{m}, \quad (9)$$

перепишем уравнение (4) в следующем виде:

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = -c_k \frac{m_k}{m} \cdot \frac{\pi \rho_{N0}}{8000} H_N(h) V c_{x3}(M) \bar{V} + \bar{g} + \frac{\bar{T}_D}{m}. \quad (10)$$

Это уравнение является каноническим уравнением движения центра масс ЗБ. Именно оно кладется в основу баллистического обеспечения отстрела ЗБ в рамках основной задачи внешней баллистики.

Для численного решения векторное уравнение (10) должно быть приведено к скалярной форме в том или ином базисе. Как показано в работе [7], наиболее простые решения системы дифференциальных уравнений движения ЗБ получаются в стартовом базисе $OX_c Y_c Z_c$ (рисунок 4).

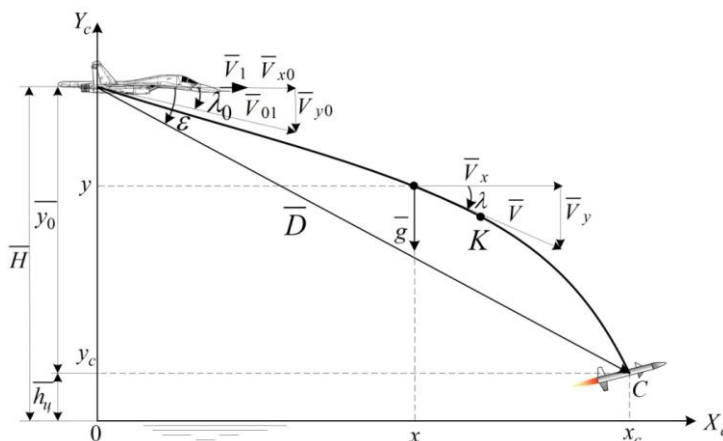


Рисунок 4 – Движение ЗБ в стартовом базисе



В принятом базисе искомые скалярные уравнения движения центра масс ЗБ в форме Коши имеют вид:

$$\begin{aligned} \frac{dV_x}{dt} &= -E_T V_x; & \frac{dx}{dt} &= V_x; \\ \frac{dV_y}{dt} &= -E_T V_y - g_0; & \frac{dy}{dt} &= V_y; \\ \frac{dV_z}{dt} &= -E_T V_z; & \frac{dz}{dt} &= V_z. \end{aligned} \quad (11)$$

В таком виде они могут быть реализованы в вычислителях БКО самолета.

В системе (11) основными переменными являются V_x , V_y , V_z , x , y и z , независимой переменной является t , а также естественным образом формируются следующие вспомогательные переменные:

$$\begin{aligned} E_T &= E \frac{m_k}{m} - \frac{T_D}{mV}; & E &= c_k \frac{\pi \rho_{N0}}{8000} H_N(h) V c_{x3}(M); \\ H_N(h) &= \left(1 + \frac{\Lambda_{N1}}{T_{N0}} h \right)^{-\frac{g_0}{R_0 \Lambda_{N1}}}; & M &= \frac{V}{a_N(h)}; & h &= h_u + y; \\ V &= \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; & T_N(h) &= T_{N0} + \Lambda_{N1} h; & a_N(h) &= \sqrt{k R_0 T_N(h)}. \end{aligned} \quad (12)$$

Что касается рассматриваемой системы (11), то в ней имеется характерная точка, в которой происходит выключение двигателя. В процессе интегрирования должно контролироваться текущее время полета ЗБ t и при выполнении условия $t = t_k$ следует принять $E_T = E$.

При рассчитанных параметрах движения ЗБ производится расчет радиус-вектора текущей точки траектории ЗБ относительно точки отстрела по формуле:

$$\bar{r} = \sqrt{x_c^2 + (H - y)^2 + z_c^2}. \quad (13)$$

Далее производится выдача данных о параметрах траектории и отстрела в блок управления стрельбой ЗБ.

Описание блока управления стрельбой защитными боеприпасами.

В блок управления стрельбой ЗБ поступает информация о параметрах движения самолета, параметров движения УР (дальность до ракеты, углы ее пространственного положения, скорость, координаты), баллистической траектории ЗБ. Функционирование блока управления стрельбой ЗБ заключается в том, что рассчитываются требуемые координаты отстрела ЗБ x_{om} , y_{om} , z_{om} , а также время отстрела t_{om}^N и подрыва t_{nod}^N каждого ЗБ в залпе для формирования матрицы промахов $D_{p-a}(t_{om}, t_{nod})$ между ракетой и точкой подрыва ЗБ для расчета вероятности непоражения самолета.

Описание блока работы устройством выброса.

Некоторые вычислительные трудности представляет вычисление скорости и угла бросания ЗБ. Вызваны они тем, что составляющие \bar{V}_0 и \bar{V}_1 скорости бросания $\bar{V}_{01} = \bar{V}_0 + \bar{V}_1$



имеют модули одного порядка и их ориентация в пространстве может быть произвольной (рисунок 5).

Формула для вычисления скорости бросания известна:

$$V_{01} = \sqrt{V_0^2 + V_1^2 + 2V_0V_1 \cos \gamma_B}, \quad (14)$$

где γ_B – угол между осью канала ствола устройства выброса и вектором скорости самолета \bar{V}_1 , называемый бортовым углом оружия.

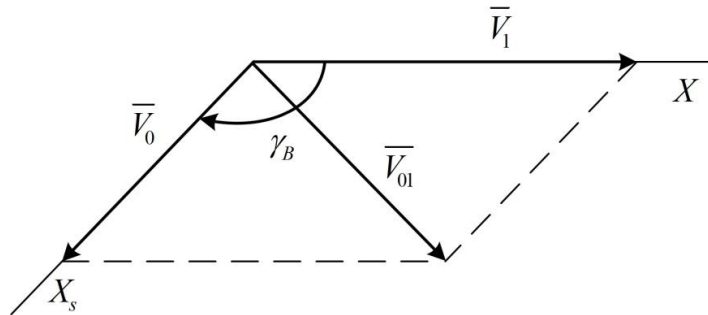


Рисунок 5 – Схема формирования скорости отстрела ЗБ

Направление вектора \bar{V}_0 задается двумя углами поворота устройства выброса относительно связанной с самолетом системы координат (рисунок 6) – углом горизонтальной наводки устройства выброса β_s и углом вертикальной наводки устройства выброса α_s .

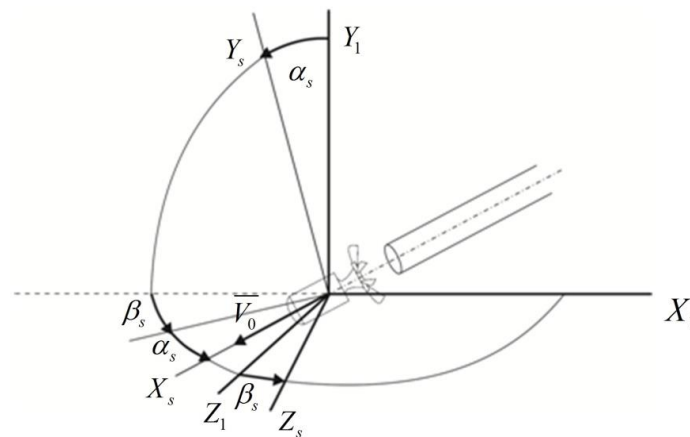


Рисунок 6 – Углы ориентации устройства выброса ЗБ относительно связанной с самолетом системы координат $OX_1Y_1Z_1$

Соответствующая этим углам матрица перехода от ствольной системы координат к системе, связанной с самолетом, имеет следующий вид:

$$A_1^s = \begin{vmatrix} -\cos \beta_s \cos \alpha_s & -\cos \beta_s \sin \alpha_s & -\sin \beta_s \\ -\sin \alpha_s & \cos \alpha_s & 0 \\ \sin \beta_s \cos \alpha_s & \sin \beta_s \sin \alpha_s & -\cos \beta_s \end{vmatrix}. \quad (15)$$



Бортовой угол оружия γ_B определяется через скалярное произведение ортов осей X и X_s :

$$\gamma_B = \arccos(\overline{x^0} \cdot \overline{x_s^0}).$$

В то же время произведение $\overline{x^0} \cdot \overline{x_s^0}$ является элементом a_{11} матрицы $A_{ck}^s = A_{ck}^1 \cdot A_1^s$, перехода от скоростной к ствольной системе координат, т.е. скалярным произведением первой строки матрицы A_{ck}^1 и первого столбца матрицы A_1^s . Выполняя умножение, получим:

$$\gamma_B = \arccos(-\cos \beta \cos \alpha \cos \beta_s \cos \alpha_s + \cos \beta \sin \alpha \sin \alpha_s + \sin \beta \sin \beta_s \cos \alpha_s). \quad (16)$$

Угол бросания λ_0 есть по определению угол между горизонтальной плоскостью $X_g Z_g$ и вектором $\overline{V_{01}}$, но вычислить его удобнее через дополнительный угол, заключенный между вектором $\overline{V_{01}}$ и нормалью $\overline{y_g^0}$: $\lambda_0 = \arcsin(\overline{V_{01}^0} \cdot \overline{y_g^0})$.

Имея в виду, что $\overline{V_{01}} = \frac{\overline{V_{01}}}{V} = \frac{\overline{V_0} + \overline{V_1}}{V_{01}} = \frac{1}{V_{01}}(V_0 \overline{x_s^0} + V_1 \overline{x^0})$, представим скалярное произведение $(\overline{V_{01}^0} \cdot \overline{y_g^0})$ в виде:

$$\overline{V_{01}^0} \cdot \overline{y_g^0} = \frac{1}{V_{01}} \left[V_0 (\overline{x_s^0} \cdot \overline{y_g^0}) + V_1 (\overline{x^0} \cdot \overline{y_g^0}) \right], \quad (17)$$

где $\overline{x_s^0} \cdot \overline{y_g^0}$ – элемент a_{21} матрицы $A_g^s = A_g^1 \cdot A_1^s$; $\overline{x^0} \cdot \overline{y_g^0}$ – элемент a_{21} матрицы $A_{ck}^s = A_g^1 \cdot A_1^{ck} = A_g^1 \cdot A_{ck}^{1T}$.

Выполнив умножение второй строки матрицы A_g^1 на первый столбец матрицы A_1^s , получим:

$$\overline{x_s^0} \cdot \overline{y_g^0} = -\sin \vartheta \cos \beta_s \cos \alpha_s - \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha_s - \cos \vartheta \sin \gamma \sin \beta_s \cos \alpha_s. \quad (18)$$

Затем умножим вторую строку матрицы A_g^1 на первый столбец матрицы A_{ck}^{1T} , или, что тоже самое, на первую строку матрицы A_1^{ck} :

$$\overline{x^0} \cdot \overline{y_g^0} = \sin \vartheta \cos \beta \cos \alpha - \cos \vartheta \cos \gamma \cos \beta \sin \alpha - \cos \vartheta \sin \gamma \sin \beta. \quad (19)$$

С учетом последних двух выражений формула для вычисления угла бросания приобретает вид:

$$\lambda_0 = \arcsin \left\{ \frac{1}{V_{01}} \left[\begin{array}{l} V_0 (-\sin \vartheta \cos \beta_s \cos \alpha_s - \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha_s - \\ - \cos \vartheta \sin \gamma \sin \beta_s \cos \alpha_s) + V_1 (\sin \vartheta \cos \beta \cos \alpha - \\ - \cos \vartheta \cos \gamma \cos \beta \sin \alpha - \cos \vartheta \sin \gamma \sin \beta) \end{array} \right] \right\}. \quad (20)$$

Оценка результатов математического моделирования.

Разработанная математическая модель реализована в среде MATLAB R2014a [8].



Отладка математической модели проводилась при следующих фиксированных значениях параметров: дальность пуска ракеты $D_0=8000$ м; шаг моделирования $\Delta t=0,001$ с; скорость ракеты $V_p=700$ м/с; скорость самолета $V_c=200$ м/с; СКО ошибок определения углов атаки УР $\sigma_\theta=\sigma_\varphi=3^\circ$; координаты ракеты в момент определения факта пуска составляли $x_0=0$ м; $y_0=5000$ м; $z_0=6000$ м; начальные углы атаки ракеты в горизонтальной и вертикальной плоскости $\theta_{p0}=45^\circ$, $\varphi_{p0}=15$; период зондирования ОЛС $T_z=0,05$ с; дальность отстрела ЗБ $D_a=300$ м; интервал отстрела ЗБ $T_a=0,01$ с (рисунок 7).

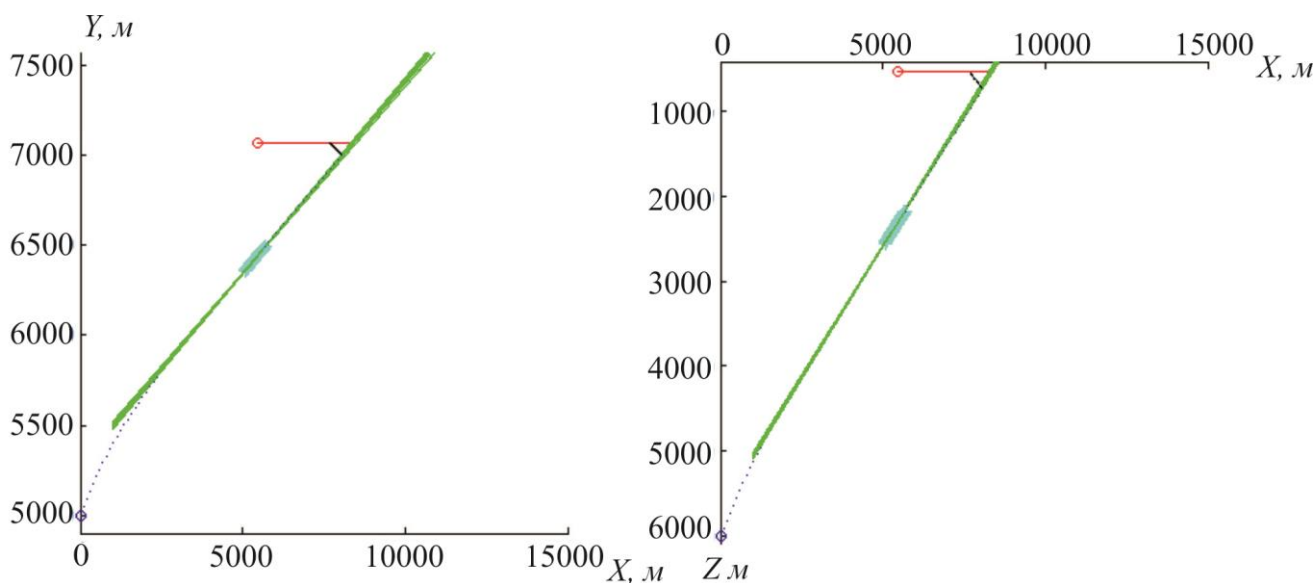


Рисунок 7 – Визуализация отстрела ЗБ с помощью устройства выброса для поражения атакующей УР в вертикальной и горизонтальной плоскости

По результатам моделирования атак УР с различных ракурсов и расчета ошибок наведения выполнен анализ точности процесса наведения УР на самолет. Определены параметры, при которых обеспечиваются минимальные систематические ошибки моделирования атак высокоскоростных воздушных целей.

Оценка защищенности самолета с использованием разработанной модели выполнялась на основе анализа значений вероятности непоражения самолета $P_{непор}$ в условиях функционирования средств и устройств БКО с требуемыми точностными характеристиками и параметрами, определенными в результате моделирования.

На рисунке 8 представлены графики зависимостей вероятностей непоражения самолета $P_{непор}$ от ракурса атаки ракеты в горизонтальной плоскости θ_{p0} (в градусах), рассчитанные для значений углов атаки ракеты в вертикальной плоскости φ_{p0} , соответствующих 0° , 15° , 30° и 45° .

Анализ рисунка 8 показывает, что наибольшие значения вероятности непоражения самолета, оснащенного системой активной защиты, достигаются при моделировании наведения ракеты со значениями углов атаки в горизонтальной плоскости $\theta_{p0}=\pm 60^\circ$ и $\varphi_{p0}=15^\circ-30^\circ$ в вертикальной плоскости.

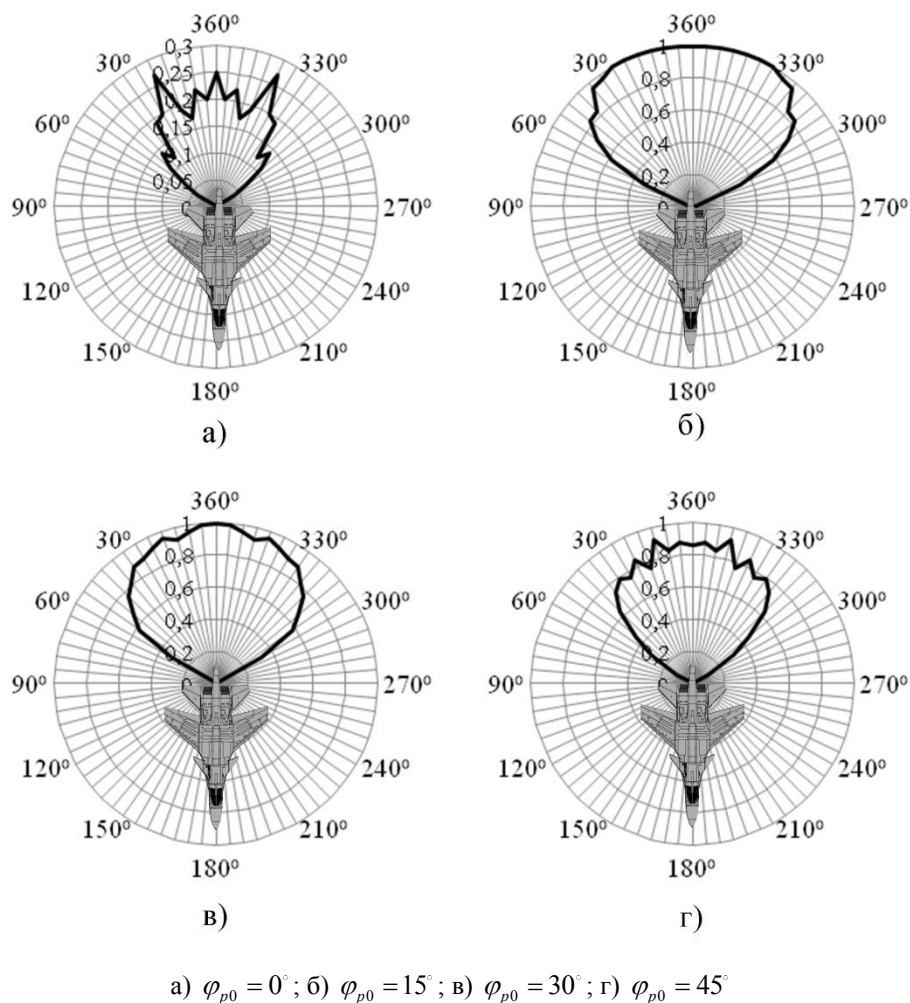


Рисунок 8 – Зависимости вероятности непоражения самолета $P_{непор}$ от ракурса атаки УР

Выводы. Разработана математическая модель процесса активной защиты самолета с задней полусферы от УР ЗРК перехвата с ОГС, основанная на циклическом расчете траектории движения самолета, атакующей УР и ЗБ, отстреливаемого с помощью устройства выброса. В блоке движения ЗБ учтена баллистическая модель на активном и пассивном участке с учетом коэффициента лобового сопротивления и коэффициента формы ЗБ на данных участках с последующим вычислением функции сопротивления ЗБ. Для расчета вероятности непоражения самолета при функционировании системы активной защиты реализована возможность детального учета ошибок траекторных измерений параметров движения УР, самолета и параметров отстрела ЗБ. Показано, что при атаке ракетой самолета в заднюю полусферу, наибольшие значения вероятности его непоражения достигаются при углах атаки ракеты в горизонтальной плоскости $\theta_{p0} = \pm 60^\circ$ и вертикальной плоскости $\varphi_{p0} = 15^\circ - 30^\circ$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Донцов А.А., Козирацкий Ю.Л., Нагалин Д.А. Математическая модель процесса поражения летательного аппарата управляемыми ракетами с оптико-электронными системами наведения матричного типа // Журнал Сибирского федерального университета. Серия: Техника и технологии. 2017. Т. 10. № 2. С. 222–229.



2. Нелюбов А.И., Новад А.А. Динамика полетов и боевого маневрирования. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1976. 178 с.
3. Тарасенков А.М., Брага В.Г., Тараненко В.Т. Динамика полетов и боевого маневрирования ЛА. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1984. 186 с.
4. Пашко А.Д., Донцов А.А. Модель воздействия активного элемента защиты на управляемую ракету в расчетной точке пространства // Журнал «Вестник Московского авиационного института». 2017. Т. 24. № 1. С. 123–131.
5. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А. Красовского. М.: Наука, 1987. 711 с.
6. Быков В.В. Цифровое моделирование в статистической радиотехнике. М.: Сов. радио, 1971. 328 с.
7. Пашков В. И., Постников А. Г. Внешняя баллистика авиационных ракет и снарядов: учебное пособие для вузов / В.И. Пашков, А.Г. Постников. М.: ВВИА, 1989. 231 с.
8. Дьяконов В.П. Matlab 6.5 SP 1/7 + Simulink 5/6. Основы применения. М.: Солон-Пресс, 2005. 800 с.

REFERENCES

1. Doncov A.A., Kozirackij Yu.L., Nagalin D.A. Matematicheskaya model' processa porazheniya letatel'nogo apparata upravlyaemyimi raketami s optiko-`elektronnymi sistemami navedeniya matrichnogo tipa // Zhurnal Sibirskogo federal'nogo universiteta. Seriya: Tehnika i tehnologii. 2017. T. 10. № 2. pp. 222–229.
2. Nelyubov A.I., Novad A.A. Dinamika poletov i boevogo manevrirovaniya. M.: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 1976. 178 p.
3. Tarasenkov A.M., Braga V.G., Taranenko V.T. Dinamika poletov i boevogo manevrirovaniya LA. M.: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 1984. 186 p.
4. Pashko A.D., Doncov A.A. Model' vozdejstviya aktivnogo `elementa zaschity na upravlyaemuyu raketu v raschetnoj tochke prostranstva // Zhurnal «Vestnik Moskovskogo aviacionnogo instituta». 2017. T. 24. № 1. pp. 123–131.
5. Spravochnik po teorii avtomaticheskogo upravleniya / Pod red. A.A. Krasovskogo. M.: Nauka, 1987. 711 p.
6. Bykov V.V. Cifrovoe modelirovanie v statisticheskoy radiotekhnike. M.: Sov. radio, 1971. 328 p.
7. Pashkov V. I., Postnikov A. G. Vneshnyaya ballistika aviacionnyh raket i snaryadov: uchebnoe posobie dlya vuzov / V.I. Pashkov, A.G. Postnikov. M.: VVIA, 1989. 231 p.
8. D'yakonov V.P. Matlab 6.5 SP 1/7 + Simulink 5/6. Osnovy primeneniya. M.: Solon-Press, 2005. 800 p.

© Донцов А.А., Беличук А.А., Пашко А.Д., 2020

Донцов Александр Александрович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры радиоэлектроники, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, addoncov@mail.ru.

Беличук Александр Александрович, кандидат технических наук, преподаватель кафедры специального вооружения, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, belichuk1986@mail.ru.

Пашко Алексей Дмитриевич, кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры восстановления авиационной техники, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, leha.pashko@yandex.ru.