



УДК 623.5
ГРНТИ 78.21.47

ВЛИЯНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ РАБОТЫ ИНФОРМАЦИОННЫХ СРЕДСТВ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА ОБОРОНЫ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРОЦЕССА АКТИВНОЙ ЗАЩИТЫ САМОЛЕТА

*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.В. ФИЛИППОВ
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)*

Рассматривается способ защиты самолета, при котором на атаковую управляемую ракету осуществляется огневое воздействие боеприпасами в результате направленного отстрела. С использованием положений теории ошибок измерений разработана аналитическая методика расчета погрешностей определения координат точек подрыва боеприпасов осколочного действия для оценки защищенности самолета. Получены выражения для расчета параметров отстрела защитных боеприпасов. Описана процедура оценки вероятности непоражения самолета при функционировании системы активной защиты.

Ключевые слова: теория ошибок измерений, управляемая ракета, самолет, защитный боеприпас, вероятность непоражения.

THE ON-BOARD DEFENSE COMPLEX INFORMATION MEANS WORK ERRORS INFLUENCE ON THE AIRCRAFT ACTIVE PROTECTION PROCESS EFFECTIVENESS

*A.A. DONTSOV, Doctor of Technical sciences, Associate Professor
MESCAF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)
A.A. BELICHUK, Candidate of Technical sciences
MESCAF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)
A.V. FILIPPOV
MESCAF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)*

A method of protecting an aircraft is considered, in which an attacking guided missile is fired by ammunition as a result of directed firing. Using the provisions of the measurement errors theory, an analytical method has been developed for calculating errors in determining the coordinates of the points of detonation of fragmentation ammunition to assess the security of the aircraft. Expressions are obtained for calculating parameters of protective ammunition shooting. The procedure for evaluating the non-destruction probability an aircraft when the active protection system is functioning is described.

Keywords: measurement error theory, guided missile, aircraft, protective munition, non-destruction probability.

Введение. В настоящее время на вооружение зарубежных армий поступают образцы ракетного вооружения с тепловизионными головками самонаведения (ГСН) матричного типа, а также с двухдиапазонными приемниками оптического излучения, обеспечивающими



повышение помехозащищенности от преднамеренных помех. В связи с этим одной из важнейших задач обеспечения живучести самолетов является защита от управляемых ракет (УР) авиационных и зенитно-ракетных комплексов (ЗРК) перехвата противника.

Актуальность. Анализ показывает, что системы наведения современных УР устойчивы к воздействию существующих средств оптико-электронного подавления бортовых комплексов обороны (БКО) самолета. Одним из направлений повышения эффективности функционирования БКО является разработка и внедрение в состав БКО системы активной защиты (САЗ), осуществляющей силовое воздействие на УР. С этой целью могут применяться защитные боеприпасы (ЗБ), отстреливаемые с помощью устройств выброса, и поражающие УР осколками на траектории ее движения [1].

Поэтому является актуальной задача оценки влияния погрешностей работы бортовых средств информационного обеспечения на защищенность самолета при функционировании САЗ в составе БКО.

Цель статьи – разработка аналитической методики расчета погрешностей определения координат точек подрыва ЗБ для оценки вероятности непоражения самолета при функционировании САЗ в составе БКО.

Поскольку отстрел ЗБ выполняется в нижнюю полусферу самолета с помощью устройства выброса с возможностью наводки в вертикальной плоскости на угол α_s и горизонтальной плоскости на угол β_s , то после обнаружения атакующей ракеты и определения ее угловых координат задачу расчета координат точки пересечения траекторий УР и ЗБ (точки подрыва ЗБ) (x_n, y_n, z_n) координат начала отстрела ЗБ (x_{om}, y_{om}, z_{om}) в трехмерном пространстве поставим следующим образом.

Пусть ракета, летящая со скоростью V_p , наводится на самолет методом пропорционального наведения, летящий горизонтально на высоте y_{c0} со скоростью V_c , и в момент определения факта пуска самолетом находится в точке с координатами (x_{p0}, y_{p0}, z_{p0}) (рисунок 1).

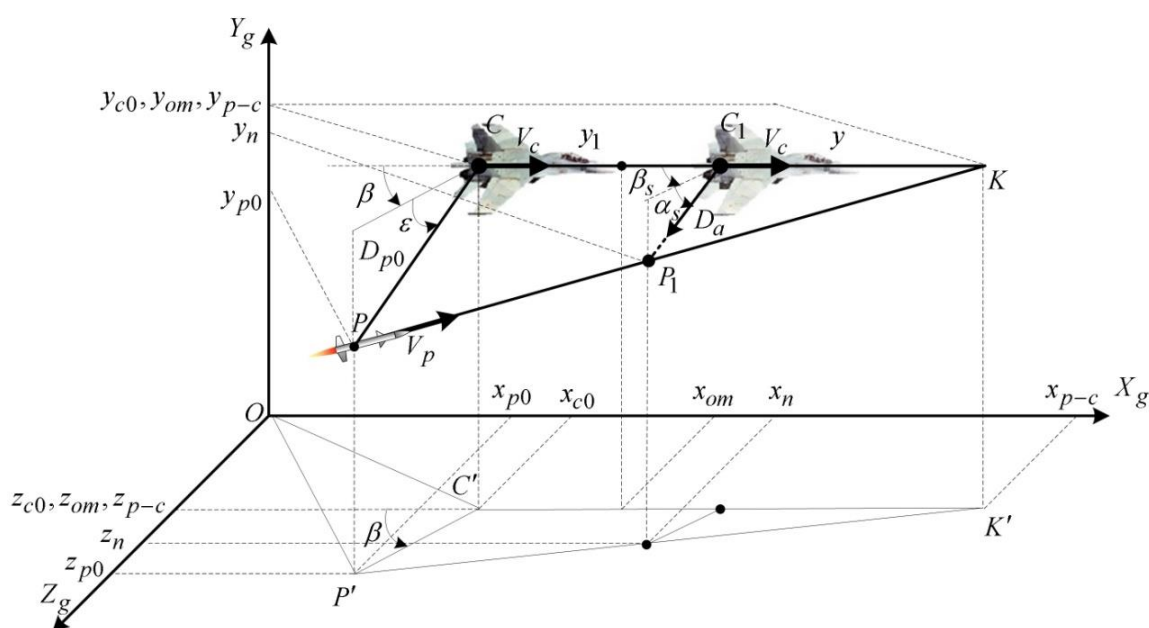


Рисунок 1 – Схема движения ЗБ в пространстве

Тогда выражения для определения координат УР имеют вид:



$$\begin{aligned}x_{p0} &= x_{c0} - D_{p0} \cos \varepsilon \cos \beta; \\y_{p0} &= y_{c0} - D_{p0} \sin \varepsilon; \\z_{p0} &= z_{c0} + D_{p0} \cos \varepsilon \sin \beta.\end{aligned}\tag{1}$$

Определим координату отстрела ЗБ по оси X . Примем допущение, что $\alpha_s = \varepsilon$, а $\beta_s = \beta$, тогда из условия подобия ΔPCK и ΔP_1C_1K выразим $CC_1 = y_1$.

$\frac{D_{p0}}{D_a} = \frac{x}{y}$, где $x = CK$, а $y = C_1K$. Отсюда следует, что $y = \frac{D_a \cdot x}{D_{p0}}$. Тогда имеем:

$$y_1 = x - \frac{D_a \cdot x}{D_{p0}},\tag{2}$$

где $x = V_c t_x$, D_a – дальность стрельбы ЗБ.

Найдем t_x – время встречи самолета и ракеты по координате X . Для этого приравняем уравнения движения самолета и ракеты по координате X : $x_{p0} + V_p \cos \alpha \cos \theta t_x = x_{c0} + V_c t_x$.

Отсюда следует, что $t_x = \frac{x_{c0} - x_{p0}}{V_p \cos \alpha \cos \theta - V_c}$, подставляя в выражение координаты ракеты, определяемые (1) получим:

$$x = V_c \left(\frac{D_{p0} \cos \varepsilon \cos \beta}{V_p \cos \alpha \cos \theta - V_c} \right).\tag{3}$$

Запишем выражение для расчета координаты отстрела ЗБ по оси X :

$$x_{om} = x_{c0} + y_1 - V_c \frac{D_a}{V_0}.\tag{4}$$

Подставляя в (4) выражение (2) с учетом (3) получим конечное выражение:

$$x_{om} = x_{c0} + V_c \left(\frac{D_{p0} \cos \varepsilon \cos \beta}{V_p \cos \alpha \cos \theta - V_c} \right) - \frac{D_a \cdot V_c \left(\frac{D_{p0} \cos \varepsilon \cos \beta}{V_p \cos \alpha \cos \theta - V_c} \right)}{D_{p0}} - V_c \frac{D_a}{V_0}\tag{5}$$

Очевидно, что время до отстрела ЗБ по атакующей УР после определения углов пеленгования ракеты определяется следующим выражением: $t_{om} = \frac{x_{om} - x_{c0}}{V_c}$. После упрощения имеем:

$$t_{om} = \frac{D_{p0} \cos \varepsilon \cos \beta}{V_p \cos \alpha \cos \theta - V_c} - \frac{D_a \left(\frac{D_{p0} \cos \varepsilon \cos \beta}{V_p \cos \alpha \cos \theta - V_c} \right)}{D_{p0}} - \frac{D_a}{V_0}.\tag{6}$$



Закон изменения координат ракеты известен. Система уравнений движения ракеты имеет вид:

$$\begin{cases} x_p(t_{om} + t_{nod}) = x_{p0} + V_p \cos \alpha \cos \theta(t_{om} + t_{nod}), \\ y_p(t_{om} + t_{nod}) = y_{p0} + V_p \sin \alpha(t_{om} + t_{nod}), \\ z_p(t_{om} + t_{nod}) = z_{p0} - V_p \cos \alpha \sin \theta(t_{om} + t_{nod}), \end{cases} \quad (7)$$

где t_{nod} – время подрыва ЗБ.

Отстрел ЗБ осуществляется в точке с координатами (x_{om} , $y_{om} = y_{c0}$, $z_{om} = z_{c0}$) под углами α_s и β_s и со скоростью V_0 таким образом, чтобы поразить УР на траектории ее движения в точке с координатами (x_n , y_n , z_n).

Уравнения движения ЗБ без учета баллистических особенностей движения в пространстве имеют вид:

$$\begin{cases} x_a(t_{nod}) = x_{om} + (V_c - V_0 \cos \alpha_s \cos \beta_s)t_{nod}, \\ y_a(t_{nod}) = y_{c0} - V_0 \sin \alpha_s t_{nod}, \\ z_a(t_{nod}) = z_{c0} + V_0 \cos \alpha_s \sin \beta_s t_{nod}. \end{cases} \quad (8)$$

Очевидно, что дальность между отстреливаемым ЗБ и атакующей УР определяется в соответствии с выражением:

$$D_{p-a}(t_{nod}) = \sqrt{(x_a(t_{nod}) - x_p(t_{nod}))^2 + (y_a(t_{nod}) - y_p(t_{nod}))^2 + (z_a(t_{nod}) - z_p(t_{nod}))^2}. \quad (9)$$

На рисунке 2 представлена зависимость изменения дальности между атакующей ракетой и ЗБ, который отстреливается в момент времени t_{om} , рассчитанные для следующей совокупности исходных данных: $x_{c0} = 10000$ м; $y_{c0} = 5000$ м; $z_{c0} = 1000$ м; $D_{p0} = 5000$ м; $V_c = 300$ м/с; $V_p = 650$ м/с; $\alpha_s = 5^\circ$; $\beta_s = 15^\circ$, $D_a = 300$ м; $V_0 = 100$ м/с.

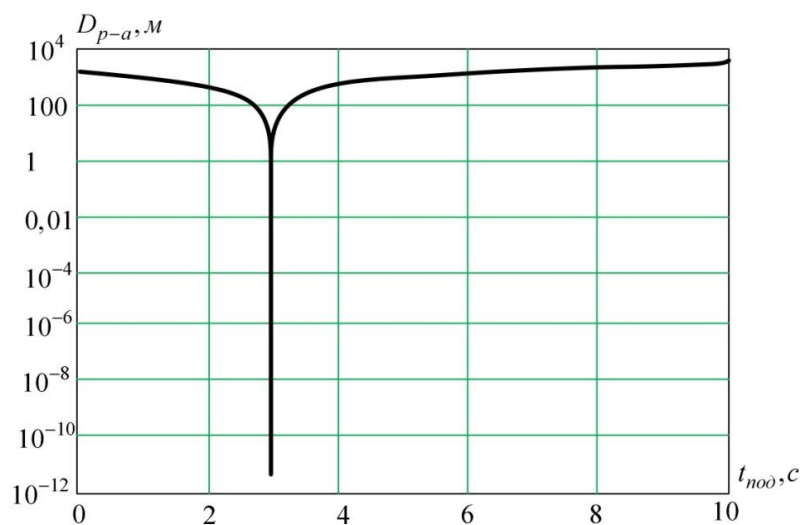


Рисунок 2 – График зависимости изменения дальности между атакующей УР и ЗБ от времени подрыва t_{nod}



Анализ графика рисунка 2 показывает, что при вышеперечисленных исходных данных при достижении времени подрыва ЗБ $t_{nod} = 3c$ после отстрела произойдет встреча ЗБ и ракеты.

С помощью уравнения, описывающего движение ракеты по координате X системы (7), получим выражение для расчета координаты точки подрыва ЗБ по оси X , подставляя (6) с учетом (1):

$$x_n = \frac{V_c(x_{c0} - D_{p0} \cos \beta \cos \varepsilon) - V_p \cos \alpha \cos \theta (x_{c0} - D_a \cos \varepsilon \cos \beta)}{V_c - V_p \cos \alpha \cos \theta}. \quad (10)$$

Опираясь на математический аппарат изложенный в [2, 3] определим выражение для расчета СКО ошибок определения координаты точки подрыва ЗБ по оси X σ_{x_n} :

$$\sigma_{x_n} = \sqrt{\left(\frac{\partial x_n}{\partial x_c}\right)^2 \sigma_{x_c}^2 + \left(\frac{\partial x_n}{\partial D_p}\right)^2 \sigma_{D_p}^2 + \left(\frac{\partial x_n}{\partial \varepsilon}\right)^2 \sigma_{\varepsilon}^2 + \left(\frac{\partial x_n}{\partial \beta}\right)^2 \sigma_{\beta}^2 + \left(\frac{\partial x_n}{\partial \alpha}\right)^2 \sigma_{\alpha}^2 + \left(\frac{\partial x_n}{\partial \theta}\right)^2 \sigma_{\theta}^2 + \left(\frac{\partial x_n}{\partial V_p}\right)^2 \sigma_{V_p}^2 + \left(\frac{\partial x_n}{\partial V_c}\right)^2 \sigma_{V_c}^2 + \left(\frac{\partial x_n}{\partial D_a}\right)^2 \sigma_{D_a}^2}, \quad (11)$$

где $\sigma_{x_c}^2$ – дисперсия ошибок определения координат самолета по оси X ; σ_{ε}^2 , σ_{β}^2 – дисперсии ошибок определения угла места и ее азимута УР; σ_{α}^2 , σ_{θ}^2 – дисперсии ошибок определения углов наклона траектории УР; $\sigma_{D_p}^2$, $\sigma_{V_p}^2$ – дисперсии ошибок определения дальности до УР и ее скорости; $\sigma_{V_c}^2$, $\sigma_{D_a}^2$ – дисперсии ошибок определения скорости самолета и дальности стрельбы ЗБ.

Подставляя частные производные функции (10) в (11), получим итоговое выражение для расчета СКО ошибок определения координаты точки подрыва ЗБ по оси X .

Используя уравнение, описывающее движение ракеты по координате Y системы (7), получим выражение для расчета координаты точки подрыва ЗБ по оси Y , подставляя (6) с учетом (1):

$$y_n = \frac{V_c(y_{c0} - D_{p0} \sin \varepsilon) - V_p y_{c0} \cos \alpha \cos \theta + V_p \cos \beta \cos \varepsilon \sin \alpha (D_a - D_{p0})}{V_c - V_p \cos \alpha \cos \theta}. \quad (12)$$

Как и прежде получим выражение для расчета СКО ошибок определения координаты точки подрыва защитного боеприпаса по оси Y :

$$\sigma_{y_n} = \sqrt{\left(\frac{\partial y_n}{\partial y_c}\right)^2 \sigma_{y_c}^2 + \left(\frac{\partial y_n}{\partial D_p}\right)^2 \sigma_{D_p}^2 + \left(\frac{\partial y_n}{\partial \varepsilon}\right)^2 \sigma_{\varepsilon}^2 + \left(\frac{\partial y_n}{\partial \beta}\right)^2 \sigma_{\beta}^2 + \left(\frac{\partial y_n}{\partial \alpha}\right)^2 \sigma_{\alpha}^2 + \left(\frac{\partial y_n}{\partial \theta}\right)^2 \sigma_{\theta}^2 + \left(\frac{\partial y_n}{\partial V_p}\right)^2 \sigma_{V_p}^2 + \left(\frac{\partial y_n}{\partial V_c}\right)^2 \sigma_{V_c}^2 + \left(\frac{\partial y_n}{\partial D_a}\right)^2 \sigma_{D_a}^2}, \quad (13)$$

где $\sigma_{y_c}^2$ – дисперсия ошибок определения координат траектории самолета по оси Y .

Подставляя частные производные функции (12) в (13), получим итоговое выражение для расчета СКО ошибок определения координаты точки подрыва ЗБ по оси Y .



С целью определения выражения для расчета координаты точки подрыва ЗБ по оси Z , подставим (6) в уравнение, описывающее движение ракеты по координате Z системы (7), учитывая (1), получим:

$$z_n = \frac{V_c(z_{c0} + D_{p0} \cos \varepsilon \sin \beta) - V_p \cos \beta \cos \alpha \cos \varepsilon \sin \theta (D_a - D_{p0}) - V_p \cos \alpha \cos \theta (D_{p0} \cos \varepsilon \sin \beta + z_{c0})}{V_c - V_p \cos \alpha \cos \theta}. \quad (14)$$

Опираясь на ранее изложенный материал, выражение для расчета СКО ошибок определения координаты точки подрыва ЗБ по оси Z выглядит следующим образом:

$$\sigma_{z_n} = \sqrt{\left(\frac{\partial z_n}{\partial y_c} \right)^2 \sigma_{z_c}^2 + \left(\frac{\partial z_n}{\partial D_p} \right)^2 \sigma_{D_p}^2 + \left(\frac{\partial z_n}{\partial \varepsilon} \right)^2 \sigma_{\varepsilon}^2 + \left(\frac{\partial z_n}{\partial \beta} \right)^2 \sigma_{\beta}^2 + \left(\frac{\partial z_n}{\partial \alpha} \right)^2 \sigma_{\alpha}^2 + \left(\frac{\partial z_n}{\partial \theta} \right)^2 \sigma_{\theta}^2 + \left(\frac{\partial z_n}{\partial V_p} \right)^2 \sigma_{V_p}^2 + \left(\frac{\partial z_n}{\partial V_c} \right)^2 \sigma_{V_c}^2 + \left(\frac{\partial z_n}{\partial D_a} \right)^2 \sigma_{D_a}^2}, \quad (15)$$

где $\sigma_{z_c}^2$ – дисперсия ошибок определения координат траектории самолета по оси Z .

Подставляя частные производные функции (14) в (15), получим итоговое выражение для расчета СКО ошибок определения координаты точки подрыва ЗБ по оси Z .

Проведем сравнительную оценку влияния ошибок определения различных параметров на СКО ошибок определения координат подрыва ЗБ в горизонтальной σ_{x_n} , σ_{z_n} и вертикальной σ_{y_n} плоскостях. На рисунке 3 показаны зависимости СКО ошибок координат точек подрыва ЗБ σ_{x_n} (сплошная линия), σ_{y_n} и σ_{z_n} (пунктирная линия) от СКО ошибок определения координат самолета σ_c для различных значений дальности до ракеты D_{p0} .

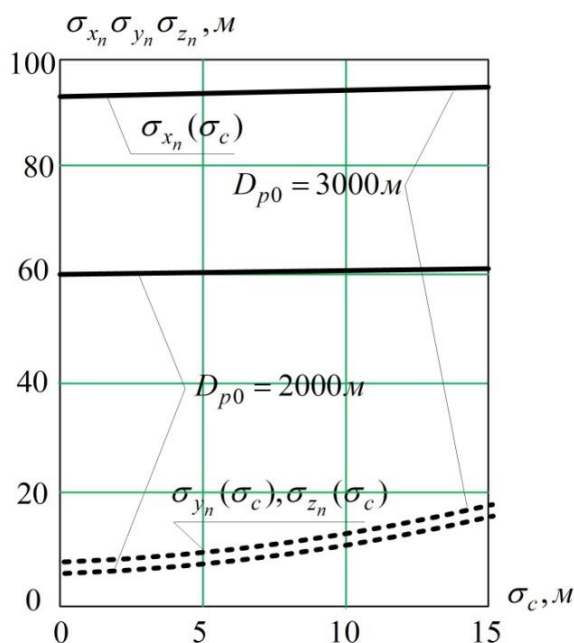


Рисунок 3 – Графики зависимостей СКО ошибок определения координат точек подрыва ЗБ σ_{x_n} , σ_{y_n} , σ_{z_n} от СКО ошибок определения координат самолета σ_c .



При расчетах полагалось, что $\varepsilon=5^\circ$; $\beta=5^\circ$; $\alpha=\theta=2,693^\circ$; $V_p=650$ м/с; $V_c=200$ м/с; $D_a=300$ м; $\sigma_{D_p}=1$ м; $\sigma_{V_p}=15$ м/с; $\sigma_{V_c}=10$ м/с; $\sigma_{D_a}=1$ м; $\sigma\alpha=\sigma\theta=0,092^\circ$. Из графиков рисунка 3 видно, что при заданных начальных условиях графики для СКО ошибок определения точек подрыва ЗБ по осям Y, Z совпадают. Наибольшее влияние изменение дальности до атакующей ракеты D_{p0} оказывает на σ_{x_n} . При σ_c до 15 метров и при различных значениях дальности D_{p0} СКО координат подрыва по оси X составляют 60...95м. СКО ошибок определения координат подрыва по осям Y, Z $\sigma_{y_n}, \sigma_{z_n}$ при изменении дальности до УР отличаются незначительно и могут составлять от 5 до 18 метров.

На рисунке 4 показаны зависимости СКО ошибок определения координат точек подрыва ЗБ σ_{x_n} (сплошная линия), σ_{y_n} и σ_{z_n} (пунктирная линия) от СКО дальности стрельбы в диапазонах значений от 0 до 10 м. Исходные данные соответствовали значениям параметров расчетов в предыдущем случае.

Из графиков рисунка 4 видно, что изменение СКО дальности стрельбы наибольшее влияние оказывает на изменение ошибок определения координаты подрыва ЗБ в горизонтальной плоскости по оси X σ_{x_n} .

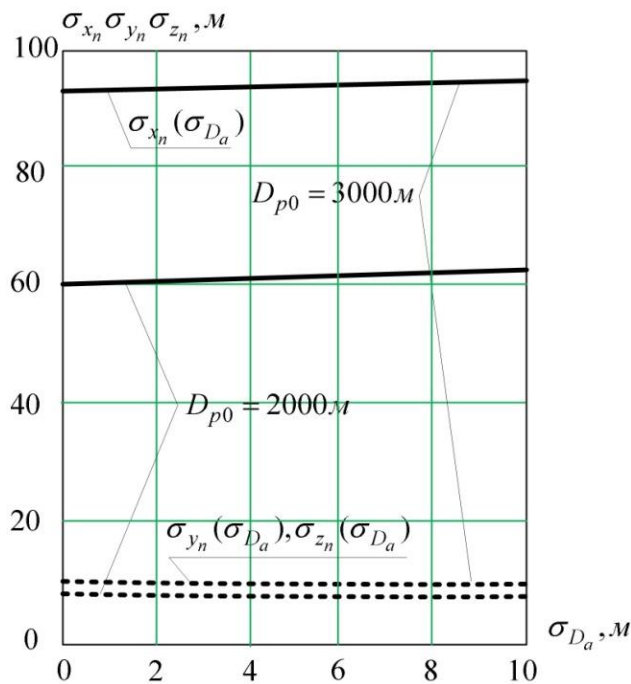


Рисунок 4 – Графики зависимости СКО ошибок определения координат точек подрыва ЗБ $\sigma_{x_n}, \sigma_{y_n}, \sigma_{z_n}$ от СКО дальности стрельбы ЗБ.

Так при увеличении СКО дальности стрельбы значение σ_{x_n} увеличивается с 60 до 65 метров для разных значений дальности D_{p0} . Значения же СКО ошибок точек подрыва по осям Y и Z не изменяется и находятся в диапазоне от 8 до 10 метров.

На рисунке 5 представлены зависимости СКО ошибок определения координат точек подрыва ЗБ σ_{x_n} (сплошные линии) и $\sigma_{y_n}, \sigma_{z_n}$ (пунктирные линии) от СКО ошибок определения скорости ракеты σ_{V_p} , рассчитанные для различных значений СКО определения координат самолета $\sigma_c=5$ м, $\sigma_c=10$ м.

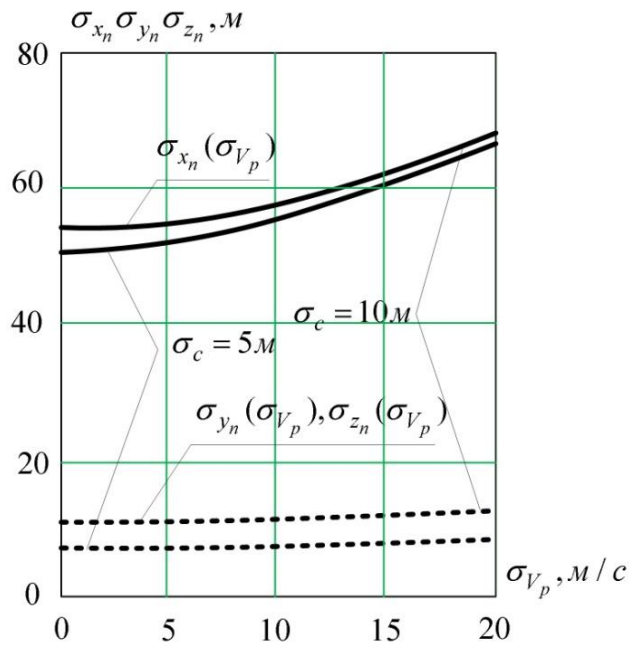


Рисунок 5 – Графики зависимости СКО ошибок определения координат точек подрыва ЗБ $\sigma_{x_n}, \sigma_{y_n}, \sigma_{z_n}$ от СКО ошибок определения скорости ракеты σ_{V_p} .

При расчетах полагалось, что $\varepsilon=5^\circ$; $\beta=5^\circ$; $\alpha=\theta=2,693^\circ$; $V_p=650$ м/с; $V_c=200$ м/с; $\sigma_{D_p}=1$ м; $\sigma_{V_c}=10$ м/с; $\sigma_{D_a}=1$ м; $\sigma\alpha=\sigma\theta=0,092^\circ$. Из графиков рисунка 5 видно, что ошибки определения текущей скорости ракеты наиболее существенно влияют на σ_{x_n} . При увеличении σ_{V_p} до 20 м/с СКО координат подрыва ЗБ по горизонтальной оси X превысят 65 метров. Вместе с тем ошибки определения текущей скорости ракеты незначительно влияют на $\sigma_{y_n}, \sigma_{z_n}$, которые могут принимать значения от 8 до 12 метров. Таким образом, наиболее существенное влияние ошибки определения траекторных параметров самолета и ракеты оказывают на σ_{x_n} , что объясняется высокими значениями скоростей самолета и ракеты по горизонтальной оси и малыми углами места и азимута ракеты.

В качестве критерия эффективности процесса активной защиты самолета принята вероятность его непоражения. Считаем, что ошибки подрыва ЗБ относительно атакующей ракеты распределены по нормальному закону. Тогда закон распределения координат точек подрыва ЗБ представляет собой эллипсоид рассеивания с большой σ_{x_n} и малыми осями σ_{y_n} и σ_{z_n} , определяемыми выражениями (11), (13) и (15) соответственно.

Вероятность попадания в n -мерный эллипсоид $B_{k,n}$ – это значение функции распределения случайной величины χ_n^2 , в которой $k = \frac{a_1}{\sigma_1} = \dots = \frac{a_n}{\sigma_n}$ – отношение полуосей n -мерного эллипсоида рассеивания к соответствующим главным СКО [4, 5].

Отсюда следует, что вероятность попадания в трехмерный эллипсоид рассеивания для нечетных n определяется формулой:

$$P\left(\frac{(x_n - m_x)^2}{\sigma_{x_n}^2} + \frac{(y_n - m_y)^2}{\sigma_{y_n}^2} + \frac{(z_n - m_z)^2}{\sigma_{z_n}^2} \leq k^2\right) = 2\Phi(k) - \sqrt{\frac{2}{\pi}} k e^{-\frac{k^2}{2}}. \quad (16)$$



При отсутствии систематических ошибок $m_x = m_y = m_z = 0$ вероятность попадания можно вычислять по этой же формуле с подстановкой $k = \frac{R_n}{\sqrt{\sigma_{x_n}^2 + \sigma_{y_n}^2 + \sigma_{z_n}^2}}$, где R_n – радиус поражения

ЗБ. Тогда вероятность непоражения самолета при отстреле N ЗБ будет определяться по формуле:

$$P_{\text{непор}} = 1 - (1 - P)^N. \quad (17)$$

Выводы. В статье рассмотрен способ защиты самолета, при котором на атаковую управляемую ракету осуществляется огневое воздействие боеприпасами в результате направленного отстрела. Используя математический аппарат теории ошибок измерений, разработана аналитическая методика расчета погрешностей определения координат точек подрыва ЗБ для оценки вероятности непоражения самолета при функционировании САЗ в составе БКО. Получены выражения для расчета параметров отстрела ЗБ, а именно координат начала отстрела ЗБ, времени до отстрела, дальности стрельбы, координат точек подрыва ЗБ. Процедура расчета вероятности непоражения самолета основана на расчете вероятности попадания атакующей УР в эллипсоид рассеивания отстреливаемых ЗБ со сторонами главных осей, равными СКО координат точек подрыва ЗБ относительно истинного положения ракеты с учетом изменения углов отстрела ЗБ в зависимости от пространственного положения ракеты.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Беличук А.А., Лебедев В.В., Пашко А.Д., Жиронкин Д.К. Разработка поворотного устройства и активного элемента защиты летательного аппарата от ракетных атак противника путем поражения управляемых ракет осколочным полем // Современное состояние и перспективы развития авиационного вооружения: сб. науч. ст. по материалам V Международной НПК «Академические Жуковские чтения» (22–23 ноября 2017 г.). / ВУНЦ ВВС «ВВА». Воронеж, 2018. 275 с.
2. Большаков В. Д. Теория ошибок наблюдений: учебник для вузов / В.Д. Большаков. М.: Недра, 1983. 223 с.
3. Кемниц Ю.В. Теория ошибок измерений. М.: Геодезиздат, 1961. 112 с.
4. Вентцель Е.С. Теория вероятностей: учебник для студ. вузов / Е.С. Вентцель. М.: Издательский центр «Академия», 2003. 576 с.
5. Монсик В. Б. Основы теории вероятностей и математической статистики: учеб. пособие / В.Б. Монсик. М.: ВВИА, 2004. 395 с.

REFERENCES

1. Belichuk A.A., Lebedev V.V., Pashko A.D., Zhironkin D.K. Razrabotka povorotnogo ustrojstva i aktivnogo `elementa zaschity letatel'nogo apparata ot raketnyh atak protivnika putem porazheniya upravlyaemyh raket oskolochnym polem // Sovremennoe sostoyanie i perspektivy razvitiya aviacionnogo vooruzheniya: sb. nauch. st. po materialam V Mezhdunarodnoj NPK «Akademicheskie Zhukovskie chteniya» (22-23 noyabrya 2017 g.). / VUNC VVS «VVA». Voronezh, 2018. 275 p.
2. Bol'shakov V. D. Teoriya oshibok nablyudenij: uchebnik dlya vuzov / V.D. Bol'shakov. M.: Nedra, 1983. 223 p.
3. Kemnic Yu.V. Teoriya oshibok izmerenij. M.: Geodezizdat, 1961. 112 p.
4. Ventcel' E.S. Teoriya veroyatnostej: uchebnik dlya stud. vuzov / E.S. Ventcel'. M.: Izdatel'skij centr «Akademiya», 2003. 576 p.



5. Monsik V. B. Osnovy teorii veroyatnostej i matematicheskoj statistiki: ucheb. posobie / V.B. Monsik. M.: VVIA, 2004. 395 p.

© Донцов А.А., Беличук А.А., Филиппов А.В., 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.

Филиппов Андрей Владимирович, адъюнкт 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, sholts290@rambler.ru.